

Das Hornkonzept
Realisierung eines formvariablen Tragflügelprofils
zur aerodynamischen Leistungsoptimierung
zukünftiger Verkehrsflugzeuge

Von der Fakultät Luft- und Raumfahrttechnik der Universität Stuttgart
zur Erlangung der Würde eines Doktors der
Ingenieurwissenschaften (Dr.-Ing.) genehmigte Abhandlung

vorgelegt von

Dipl.-Ing. Dietmar Müller

aus Balve (Sauerland)

Hauptberichter:

Prof. Dipl.-Ing. Voit-Nitschmann

Mitberichter:

Prof. Dr.-Ing. Wallaschek

Tag der Einreichung:

17. Juni 1999

Tag der mündlichen Prüfung:

25. Januar 2000

Erscheinungsjahr: 2000

Vorwort

Die vorliegende Arbeit entstand bei der DaimlerChrysler Forschung und Technologie in Frankfurt am Main in der Abteilung Aktorik und Mechatronik. Sie wurde im Rahmen des Leitkonzeptes "Adaptiver Flügel" durchgeführt, einem Gemeinschaftsprojekt der DaimlerChrysler Aerospace Airbus (DA), dem Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) und der DaimlerChrysler Forschung und Technologie.

Herrn Prof. Dipl.-Ing. Voit-Nitschmann danke ich sehr herzlich für die tatkräftige Unterstützung und die Übernahme der Betreuung meiner Arbeit als Hauptberichter.

Für die Übernahme des Mitberichtes, die kritische Diskussion und die konstruktiven Anregungen möchte ich Herrn Prof. Dr.-Ing. Wallaschek der Universität-GH Paderborn besonders danken.

Ganz besonders möchte ich Herrn Dipl.-Ing. Dieter Reiners von der DaimlerChrysler Forschung und Technologie in Frankfurt für seine Hilfe und die konstruktiven Diskussionen danken, die maßgeblich zum Erfolg dieser Arbeit beigetragen haben. Ebenso bedanke ich mich bei Herrn Dr. Senger und Herrn Dr. Schöner, insbesondere bei den Studien- und Diplomarbeitern, den Praktikanten und allen anderen Mitarbeitern der Abteilung für die tatkräftige Unterstützung.

Mein Dank gilt auch den Mitarbeitern des Projektes Adaptiver Flügel, den Kollegen der DaimlerChrysler Forschung und Technologie in Ottobrunn, den Mitarbeitern des Institutes für Strukturmechanik des DLR in Braunschweig und den Mitarbeitern der DaimlerChrysler Aerospace Airbus für die gute Zusammenarbeit. Besonders möchte ich mich bei Herrn Dipl.-Ing. Heinz Arendt (DA-Bremen), der bis Ende 1998 die Projektleitung innehatte, für seine Unterstützung bedanken. Mein besonderer Dank gilt auch den Mitarbeitern der Abteilung TSA (DA-Stade), insbesondere Herrn Schendel für die tatkräftige Unterstützung beim Bau des Demonstrators.

Für die Unterstützung bei der Betreuung der Studenten möchte ich allen Professoren und Mitarbeitern der beteiligten Institute danken. Mein besonderer Dank gilt Prof. Dr.-Ing. Schürmann vom Institut für Konstruktiven Leichtbau und Bauweisen der TU-Darmstadt für die fruchtbaren fachlichen Diskussionen.

Weiterhin danke ich den Mitarbeitern der externen Firmen für Ihre Unterstützung, insbesondere der Fa. Paul Müller GmbH in Balve (Sauerland), der Fa. Lingk+Sturzebecher GmbH in Stuhr bei Bremen.

Nicht zuletzt danke ich meiner Schwester Dipl.-Ing. Maria Müller-Knissel für die Hilfe bei der Korrektur und meiner Frau Uschi, die mir in den zurückliegenden Jahren treu zur Seite stand und sich um die Betreuung unserer drei Kinder gekümmert hat.

Ich versichere an Eides statt, daß ich diese Arbeit mit Ausnahme der ausdrücklich erwähnten Hilfen selbständig angefertigt habe.

Frankfurt, im Januar 2000

Inhaltsverzeichnis

1 Einführung	1
1.1 Nutzen der variablen Wölbung bei Verkehrsflugzeugen.....	2
1.2 Variable Wölbung, Stand der Technik	4
1.2.1 Formvariable Strukturen zur Wölbungsadaption	4
1.2.2 Formvariable Strukturen mit "smarten" Materialien	9
1.2.3 Wölbungsadaption durch starre Klappensysteme	10
1.2.4 Aktuatorssysteme für die Flugsteuerung von Verkehrsflugzeugen	14
1.2.5 Diskussion des Technikstandes.....	17
1.3 Das Projekt Adaptiver Flügel	18
1.4 Problemstellung und Ziel der vorliegenden Arbeit.....	19
2 Das Hornkonzept, Funktionsprinzip und Eigenschaften	21
2.1 Konstruktive Ansätze	21
2.1.1 Konstruktionsprinzip der formvariablen Rippe.....	22
2.1.2 Konstruktionsprinzip der flexiblen Hautstruktur	23
2.2 Funktionsprinzip des Hornkonzeptes	24
2.2.1 Elastische Hautstruktur.....	25
2.2.2 Horntragkörper.....	26
2.2.3 Prinzipielle Eigenschaften und Vergleich zum Stand der Technik.....	27
3 Analyse des Funktionsprinzips, Auslegung der Strukturkomponenten	28
3.1 Einführung	28

3.2	Randbedingungen, Lasten und Annahmen.....	29
3.2.1	Definitionen und Geometriefestlegungen	30
3.2.2	Aerodynamische Belastung der Landeklappe (nach [59])	32
3.2.3	Steifigkeit.....	33
3.3	Generierung der Tragkörpergeometrie, FE-Modell	34
3.4	Verifikation des Funktionsprinzips	39
3.4.1	FE-Modell der Hautstruktur mit integriertem Horntragkörper.....	39
3.4.2	Analyse der Hautstrukturverformung, Paßgenauigkeit	40
3.4.3	Minimierung der Linienlast zwischen Hautstruktur und Horntragkörper..	41
3.4.4	Profilgüte.....	43
3.4.5	Diskussion der Ergebnisse	44
3.5	Auslegung der Horntragkörper als Faser-Kunststoff-Verbund (FKV)	44
3.5.1	Vorbetrachtungen, Randbedingungen und Lasten.....	44
3.5.2	FE-Analyse.....	45
3.5.3	Optimierter Aufbau	46
3.5.4	Diskussion der Ergebnisse	47
3.6	Flexible Stege.....	47
3.6.1	Modellierung und Auslegung der biegeweichen Stege [65]	48
3.6.2	Modellierung, Analyse und Auslegung der Ausschnittsbereiche	49
3.6.3	Diskussion der Ergebnisse	52
3.7	Klappenvorderkante	52
3.7.1	Aufbau und Modellierung der Klappenvorderkante.....	52
3.7.2	Verformungen, Spannungen und Massen.....	53
3.7.3	Diskussion der Ergebnisse	54
3.8	Zusammenfassung der Ergebnisse	55
4	Aktuatorsystem	56
4.1	Einführung.....	56
4.2	Mechanische Anforderungen.....	57
4.3	Prinzipielle Möglichkeiten der Energieversorgung.....	59
4.4	Kinematik und Aktuatorkonzept.....	60
4.5	Modellierung und Auslegung des Aktuatorsystems	62
4.5.1	Modellierung und Analyse der Kinematik.....	62
4.5.2	Auslegung der elastischen Stäbe.....	65
4.5.3	Auswahl und Dimensionierung der Aktuatoren.....	67
4.5.4	Energieversorgungssystem.....	68
4.6	Zusammenfassung der Ergebnisse	70

5	Realisierung eines 1:1-Demonstrators	71
5.1	Fertigung der Tragkörper	72
5.1.1	Bauweise und Fertigungsverfahren	72
5.1.2	Bauteilfertigung	73
5.1.3	Qualität, Reproduzierbarkeit und Herstellzeiten	76
5.1.4	Integration der Lagerung	76
5.2	Fertigung der Hautstruktur	77
5.3	Aktuatorsystem	78
5.4	Zusammenfassung der technischen Daten für den Demonstrator	79
6	Experimentelle Untersuchungen, Vergleich und Optimierung	82
6.1	Prüfungsarten und Prüfungsgegenstände	82
6.1.1	Statische Belastungstests	82
6.1.2	Dauerbelastungstests	83
6.1.3	Prüfungsgegenstände	84
6.1.4	System zur Dehnungsmessung	85
6.2	Analyse und Dauerbelastungsprüfung der Gleitschicht	85
6.2.1	Anforderungen an die Gleitschicht und Stand der Technik	85
6.2.2	Auswahl einer Gleitpaarung	87
6.2.3	Aufbau des Gleitschichtprüfstandes	88
6.2.4	Analyse	90
6.2.5	Fazit der Gleitschichtprüfung	95
6.3	Untersuchungen am Gesamtsystem	96
6.3.1	Aufbringen der Last	96
6.3.2	Globale Verformungen	97
6.3.3	Spannweite Differenzierung	97
6.3.4	Dauerbelastungsversuch	98
6.3.5	Dehnungsmessung an den Tragkörpern	103
6.3.6	Dehnungsmessung an der Hautstruktur	104
6.4	Festigkeitsuntersuchung am Stegabschnitt	108
6.4.1	Versuchsaufbau, Randbedingungen und Lasten	108
6.4.2	Belastungstest am Originalaufbau, Vergleich mit FE-Analyse	110
6.4.3	Modifizierter Aufbau mit Stringern und Titanstegen	113
6.4.4	Belastungstest am optimierten Aufbau mit Titanstegen	115
6.5	Zusammenfassung der Ergebnisse	117

7	Integration des Hornkonzeptes in ein reales Landeklappensystem	119
7.1	Vorbetrachtungen zur Integration des Hornkonzeptes, FE-Modell der gesamten Landeklappe	119
7.1.1	Landeklappenlagerung /-kinematik.....	119
7.1.2	Interaktion mit dem Spoiler	121
7.1.3	Anordnung der Tragkörper.....	122
7.1.4	FE-Modell der Landeklappe mit formvariabler Hinterkante.....	122
7.1.5	Analysemöglichkeiten, Konvergenzprobleme, prinzipielle Vorgehensweise zur Optimierung	124
7.2	Analyse der A340-Landeklappe mit formvariabler Hinterkante	125
7.2.1	Geometrie, Lasten, Randbedingungen und Materialkennwerte	126
7.2.2	Analyse der Referenzkonfiguration.....	128
7.2.3	Optimierter Aufbau mit 6 Tragkörpern	132
7.2.4	Spannweitig konstante Zu- und Entwölbung	135
7.2.5	Differenzierung.....	139
7.2.6	Einfluß der Tragflügelbiegung	140
7.2.7	Maximale Luftlast	145
7.2.8	Ausfall eines Aktuators	147
7.3	Skalierbarkeit, Betrachtungen für andere Flugzeugtypen.....	147
7.3.1	Skalierbarkeit des Hornkonzeptes	148
7.3.2	Formvariable Hinterkante für den A3XX	149
7.4	Zusammenfassung der Ergebnisse	150
8	Zusammenfassung und Ausblick.....	153
Anhang	155
Literaturverzeichnis	157

Bezeichnungen

Formelzeichen

Zeichen	Einheit	Bezeichnung
a	°	Zuspitzungswinkel des Profils
b	°	Tragkörperschwenkwinkel
b_{\max}	°	Maximaler Tragkörperschwenkwinkel
c	mm	Flügeltiefe
c_F	mm	Landeklappentiefe
c_{FI}	mm	Landeklappentiefe, innen
c_{FA}	mm	Landeklappentiefe, außen
c_L	-	Auftriebsbeiwert
c_{WL}	mm	Wölblänge
d_E	mm	Durchmesser am Tragkörperende
d_H	mm	Tragkörperabstand
Δd_E	mm	Einengung am Tragkörperende
Δd_V	mm	Einengung am Tragkörperanfang
Δx	mm	Bogenlängendifferenz
Δs	mm	Verschiebung der Unterhaut am Vorderholm
Δz	mm	Ausschlag an der Klappenendkante
D_{zel}	mm	Verformung an der Klappenendkante
e	% oder $\mu\text{m}/\text{m}$	Dehnung
e_{FE}	$\mu\text{m}/\text{m}$	mit FE-Rechnung ermittelte Randfaserdehnung
$e_{\text{Meß}}$	$\mu\text{m}/\text{m}$	Gemessene Randfaserdehnung
e_{RF}	% oder $\mu\text{m}/\text{m}$	Randfaserdehnung
E	N/mm^2	Elastizitätsmodul
I	kg m^2	Trägheitsmoment
h	°	Wölbklappenwinkel
F_A	N	Aktuatorkraft
F_L	N	Luftkraft
g	$\text{kg N}/\text{m}^2$	Erdbeschleunigung
G	N/mm^2	Schubmodul
h_E	mm	Bauhöhe Klappenendkante
h_V	mm	Bauhöhe Klappenvorderkante
h_{PI}	mm	Maximale Profildicke, innen
h_{PA}	mm	Maximale Profildicke, außen
k_G	-	Geometriefaktor
k_I	-	Verhlt. von max. Profildicke zu Klappentiefe (innen)

k_A	-	Verhlt. von max. Profildicke zu Klappentiefe (außen)
L_H	mm	Länge des Antriebshebels am Tragkörper
L/D	-	Lift over Drag – Gleitverhältnis (Maß für die aerd. Güte)
n	-	Querkontraktionszahl
n_{xyz}	-	Knotenmatrix
$P_{\max,ges}$	W	Maximale erforderliche Gesamtleistung
q	N/mm	Linienlast auf den Tragkörpern
\bar{q}	N/mm	Mittlere Linienlast
$q_{\max,Reise}$	N/mm	Maximale Linienlast bei Reisefluglast
q_{\max}	N/mm	Maximale Linienlast
r_{ij}	mm	Radienmatrix
r_{Profil}	mm	Krümmungsradius des Profils
t_H	mm	Hautdicke

Abkürzungen

Zeichen	Bezeichnung
ADIF	Adaptiver Flügel
AFTI	Advanced-Fighter-Technology-Integration
ATD	Advanced Technology Demonstrator
AWV	Ausgeglichener Winkelverbund
CLT	Klassische Laminattheorie
CFK	Kohlenstoffaserverstärkter Kunststoff
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
DOC	Direct Operating Costs
EFCS	Electronic Flight Control System
EHA	Elektrohydrostatischer Aktuator
FE	Finite-Elemente
FKV	Faser-Kunststoff-Verbund
GFK	Glasfaserverstärkter Kunststoff
HM	High Modulus (Hohes Elastizitätsmodul)
HT	High Tension (Hohe Festigkeit)
L/D	Lift over Drag
NASA	National Aeronautics & Space Administration
PDU	Power Drive Unit
RTM	Resin Transfer Moulding
SMA	Shape Memory Alloy
VC	Variable Camber

Übersicht

Die vorliegende Arbeit befaßt sich mit dem Entwurf eines Systems zur Realisierung der formvariablen Hinterkante eines Tragflügels. Die formvariable Hinterkante besteht aus einer flexiblen, formvariablen Struktur mit einem integrierten Aktuatorssystem. Zielsetzung ist die Verbesserung der aerodynamischen Leistung zukünftiger Verkehrsflugzeuge durch eine Profilanpassung (Wölbung) während des Reisefluges mit glatten Übergängen, ohne daß Spalte oder Knicke entstehen.

Das vorgestellte Hornkonzept ist ein Lösungsansatz für eine solche formvariable Hinterkante. Bei diesem Konzept werden mehrere hornförmige Tragkörper an dem starren Vorderkasten einer Landeklappe drehbar gelagert. Über diese Tragkörper wird eine flexible Hautstruktur gespannt, welche ihre Flexibilität aus biegeweichen Stegen erhält. Durch Drehung der Tragkörper wird der Haut die Form der Tragkörper aufgezwungen.

Die Auswahl des Konzeptes erfolgt unter Berücksichtigung einer Analyse des Technikstandes. Die Besonderheiten und Vorteile gegenüber bisherigen Lösungen werden dargestellt. Kennzeichnend sind die robuste und einfache Bauform, die wenigen beweglichen Bauteile und die im Vergleich zu anderen Konzepten geringen erforderlichen Stellkräfte.

Am Beispiel eines typischen Schnittes der äußeren Landeklappe der A340 wird eine Detailkonstruktion durchgeführt und die prinzipielle Funktionsfähigkeit des Konzeptes gezeigt. Mit Finite-Elemente-Modellen wird das Steifigkeits- und Festigkeitsverhalten der einzelnen Strukturkomponenten analysiert.

Zur Konzeption des Aktuatorsystems werden verschiedene Lösungsmöglichkeiten miteinander verglichen. Ausgewählt wird ein System, bei dem nur zwei Aktuatoren für eine Landeklappe erforderlich sind, die an den Rändern der Landeklappe sitzen. Die Kopplung der einzelnen Tragkörper erfolgt dabei mit elastischen Stäben. Mit einfachen Modellen kann gezeigt werden, daß sich solch ein System unter Beibehaltung aller Anforderungen realisieren läßt.

Die praktische Überprüfung der Funktionsfähigkeit des Hornkonzeptes erfolgt mit dem Bau eines Demonstrators. Zur Herstellung der Tragkörper aus CFK wird ein spezielles Fertigungsverfahren entwickelt, erprobt und für den Bau der drei Tragkörper am Demonstrator eingesetzt. Die Standfestigkeit der Gleitschicht und der Struktur wird mit Dauerbelastungstests am Demonstrator und weiteren Versuchen an separaten Versuchsständen nachgewiesen.

Mit den Ergebnissen aus den Versuchen wird die Realisierbarkeit des Hornkonzeptes für eine reale Landeklappe der A340 untersucht. Es kann mit Hilfe eines Gesamt-FE-Modells eine optimale Konfiguration gefunden werden, bei der die Steifigkeit der Originalklappe erreicht wird, ohne daß es zu einem Gewichtszuwachs kommt. Für diesen Entwurf wird eine Prüfung der Funktionsfähigkeit der formvariablen Hinterkante bei aufgezwungener Flügelbiegung und maximaler Luftlast durchgeführt. Dabei zeigt sich, daß das Hornkonzept bei allen Lastfällen funktionsfähig bleibt und keine Festigkeitsgrenzen überschritten werden. Auch die spannweite Differenzierung und der simulierte Ausfall eines Aktuators bereiten keine Probleme. Das Aktuator-system garantiert damit eine hohe Ausfallsicherheit.

1 Einführung

Die aerodynamische Leistungsverbesserung, die Erhöhung der operationellen Flexibilität und der Einsatz eines Flügels für eine möglichst große Flugzeugfamilie stellen neben der Verbesserung des Passagierkomforts die wesentlichen Entwicklungsziele für zukünftige Verkehrsflugzeuggenerationen dar. Hierbei steht die Forderung der Fluggesellschaften nach einer Reduzierung der Betriebskosten und damit die Steigerung ihrer Wettbewerbsfähigkeit im Vordergrund. Mittel- und langfristig ist aber durch den prognostizierten starken Anstieg des Luftverkehrsaufkommens auch mit politischen Forderungen nach leiseren und umweltfreundlicheren Luftfahrzeugen zu rechnen. Mit einem Tragflügel, der sein Profil während einer Mission an die jeweilige Flugsituation anpassen kann, läßt sich ein großer Teil der Entwicklungsziele erfüllen [1,2].

Vögel können ihre Flügel den unterschiedlichsten Flugkonditionen anpassen, indem sie Flügelfläche, Flügelgrundriß und Flügelprofil gleichzeitig ändern [3]. Dies zeigt eindrucksvoll das Bild 1.1.

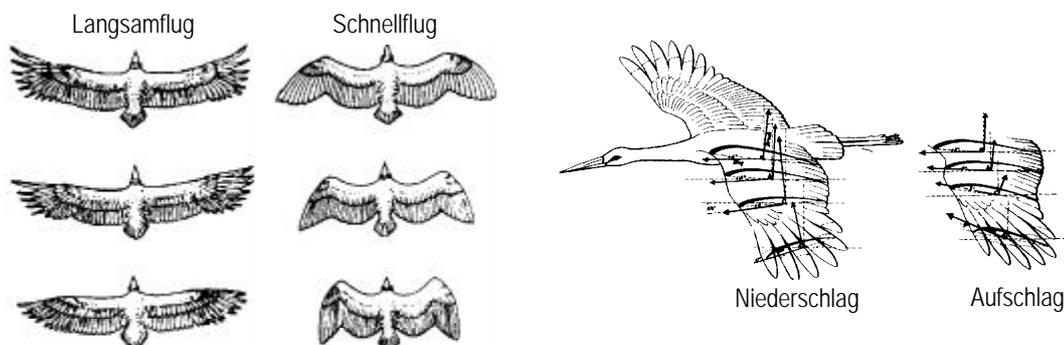


Bild 1.1: Profilanpassungen bei Vogelflügeln, aus [3]

links: Variable Flügelgeometrie bei verschiedenen Gleitflugphasen eines Geiers

rechts: Variable Profilierung beim Flügelschlag eines Storches

Im linken Teil der Abbildung sind verschiedene Gleitflugzustände eines Geiers dargestellt. Für den Thermikflug wird die Flügelfläche maximiert, um bei möglichst geringer Fluggeschwindigkeit die Aufwinde optimal zu nutzen. Beim Schnellflug wird das Profil auf geringen Widerstand eingestellt mit dem Ziel, den nächsten Aufwind mit möglichst geringem Höhenverlust zu erreichen.

Der rechte Teil zeigt einen Storchenflügel beim Auf- und Niederschlag. Das Profil einzelner Flügelschnitte wird so eingestellt, daß die Flügel in jedem Zustand möglichst viel Auf- und Vortrieb bei minimalem Widerstand produzieren.

Es gab in der Vergangenheit viele Versuche, diese hohe Flexibilität des Vogelflügels nachzuahmen; sie beschränkten sich jedoch in erster Linie auf leichte Flugzeuge mit geringer Flächenbelastung (Flugzeuggewicht bezogen auf die Flügelfläche, z.B. bei Segelflugzeugen $\sim 30 \text{ kg/m}^2$) oder auf Militärflugzeuge. Bei Reise- oder Frachtflugzeugen gibt es, unter anderem wegen der wesentlich höheren Flächenbelastung ($\sim 1000 \text{ kg/m}^2$) und dem daraus resultierenden hohen technischen Aufwand, bisher wenig Ansätze, den Flügel flexibel bzw. an die Flugkonditionen anpaßbar oder sogar adaptiv zu gestalten. Für Start und Landung wird zwar eine Profil- und Flächenveränderung vorgenommen, während des gesamten Reisefluges ändert der Flügel seine Gestalt jedoch nicht. Dabei ist das Potential für eine deutliche aerodynamische Leistungssteigerung durch die sogenannte variable Wölbung (engl. Variable Camber -VC) unumstritten. Dies belegen zahlreiche Veröffentlichungen zu dieser Thematik [4-14].

1.1 Nutzen der variablen Wölbung bei Verkehrsflugzeugen

Verkehrsflugzeuge unterliegen im Laufe einer Flugmission sich stark ändernden Konditionen, so daß sie sich nur kurze Zeit in der Nähe eines beim Designprozeß festgelegten Auslegungspunktes (Design-Punkt) bewegen. Durch den Kerosinverbrauch verringert sich beispielsweise kontinuierlich das Fluggewicht. Dies wird bei gleichbleibender Flughöhe durch Verringerung des Anstellwinkels ausgeglichen. Die starren Tragflügel heutiger Verkehrsflugzeuge werden daher aerodynamisch so ausgelegt, daß sie über einem möglichst großen Auftriebsbereich einen geringen Widerstand aufweisen. Sie stellen also eine Kompromißlösung für die unterschiedlichen Anforderungen dar [7,9]. Dies führt zu einer Profilpolaren mit relativ flachen Verlauf und einer vergleichsweise geringen maximalen Gleitzahl.

Mit einem Flügel variabler Wölbung besteht die Möglichkeit, das Profil für eine Vielzahl von Flugzuständen zu optimieren, indem es an die verschiedenen Zustände angepaßt wird [1,4,5,6,10]. Das Bild 1.2 zeigt das Prinzip der variablen Wölbung und den aerodynamischen Effekt am Beispiel einer verformbaren Hinterkante eines transsonischen Profils.

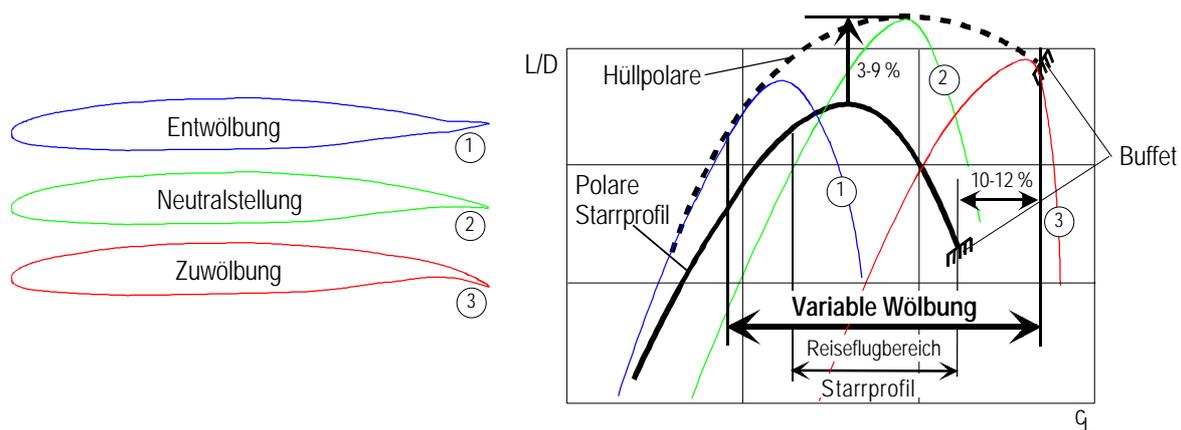


Bild 1.2: Prinzipielle Darstellung der Auswirkung der variablen Wölbung auf die Gleitzahlpolare, nach [1,5]

links: Profil mit formvariabler Hinterkante in drei Profileinstellungen

rechts: Vergleich der Gleitzahlpolare von einem Starr- und einem VC-Profil

Die Polaren eines Profils mit variabler Wölbung haben ein scharfes hohes Optimum und die Hüllpolare dadurch ein höheres L/D (Lift over Drag = Gleitverhältnis). Die Hüllpolare deckt einen deutlich größeren fliegbaren Auftriebsbereich ab als die vergleichbare Polare eines Starrprofils. Vor allem bei den hohen Auftriebsbeiwerten ist durch die Verschiebung der sogenannten Buffetgrenze (beginnender Strömungsabriß)

ein deutlicher Gewinn zu beziffern. Nach [10,11] ergibt sich eine Widerstandsreduktion von 3 bis 9 % und eine Erhöhung des maximalen Auftriebsbeiwertes von 12 % durch VC.

Die Erhöhung des maximalen Auftriebes des Tragflügels bewirkt nicht nur eine Erweiterung des Einsatzspektrums für verschiedene Flugmissionen, sondern auch für eine größere Flugzeugfamilie. Dadurch kann unter Umständen auf eine Neu- oder Weiterentwicklung eines Tragflügels verzichtet werden, wodurch eine deutliche Reduzierung der Entwicklungskosten zu erwarten ist [1].

Mit einer in Spannweitenrichtung differenzierbaren Wölbung lassen sich zusätzliche Effekte wie eine Reduzierung des induzierten Widerstandes und eine Reduktion des Strukturgewichtes durch eine optimierte Lastverteilung erzielen (Bild 1.3).

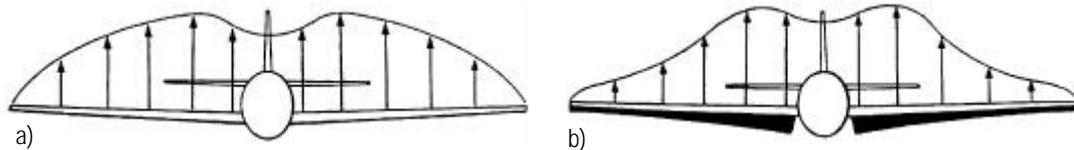


Bild 1.3: Reduzierung des Strukturgewichtes durch Manöverlaststeuerung, aus [13]

- a) normale elliptische Auftriebsverteilung
- b) Auftriebskonzentration in den rumpfnahen Bereich, Reduktion des Wurzelbiegemomentes

Die stärkere Zuwölbung im Innenbereich des Flügels und Entwölbung im Außenbereich verlagert den Auftrieb zum Rumpf und reduziert das Biegemoment an der Flügelwurzel, wodurch Strukturgewicht eingespart werden kann [1,9,13].

Weiterhin läßt sich mit VC der starke Widerstandsanstieg (drag-rise) beim Überschreiten der Reiseflugmachzahl (Geschwindigkeitsangabe auf Basis der Schallausbreitungsgeschwindigkeit) zu höheren Geschwindigkeiten verschieben. Damit verbessert sich die Geschwindigkeitsflexibilität des Flugzeuges [14], Verspätungen können dadurch aufgeholt und Flugpläne besser eingehalten werden.

Die Liste der Anwendungen von VC kann bis zur konventionellen Flugsteuerung fortgeführt werden. Fungiert die formvariable Hinterkante als Querruder, kann damit die Rollsteuerung unterstützt werden. Unter Umständen könnte damit sogar auf die bestehenden konventionellen Systeme verzichtet werden.

Der effektive Nutzen der VC-Technologie für den Kunden (Fluggesellschaft) läßt sich im Wesentlichen durch eine Reduktion der direkten Betriebskosten (DOC-direct operating costs) [4] bezogen auf den Sitzplatz oder auf eine Gewichtseinheit quantifizieren. Das Bild 1.4 zeigt den prozentualen Anteil der Einflußfaktoren auf die direkten Betriebskosten für ein Langstreckenflugzeug [15].

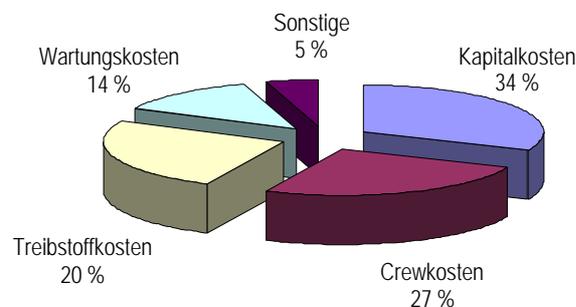


Bild 1.4: DOC-Anteile einer A340-200 für einen Langstreckenflug, aus [15]

Der Anteil der Treibstoffkosten an den DOC's ist relativ gering (hier 20 %). Dadurch wird deutlich, daß allein durch eine Treibstoffersparnis schwer ein großer Vorteil zu

erzielen ist, vorausgesetzt es bleibt bei den derzeitigen niedrigen Treibstoffkosten. Der Gesamtnutzen der neuen Technologie wird erst dann erkennbar, wenn alle "Schneeball-effekte" in die Kalkulation einbezogen werden [16]. Zum Beispiel kann ein VC-Flügel eine geringere Fläche aufweisen, was eine Verringerung des Strukturgewichtes und eine weitere Minimierung des induzierten Widerstandes bewirkt. Dies kann zu einem kleineren Triebwerk und einem leichteren Fahrwerk führen, was wiederum Einfluß auf das maximale Abfluggewicht und damit auf die Größe des Flügels hat, und so weiter.

Nur eine Neuauslegung (Re-Design) offenbart den ganzen Umfang der positiven Einflüsse gegenüber einem Referenzflugzeug. Das heißt, nur eine Betrachtung der Auswirkungen der VC-Technologie auf das Gesamtsystem kann eine Antwort auf den effektiven Kundennutzen geben [16,17]. Dieser hängt ganz entscheidend davon ab, ob die Vorteile der neuen Technologie sich nicht durch die erhöhten Kapital- und Wartungskosten aufheben, die ja nach Bild 1.4 einen erheblichen Anteil an den DOC's haben. Die Kapital- und Wartungskosten werden jedoch maßgeblich von der Art der technischen Realisierung der variablen Wölbung beeinflusst.

Im folgenden Abschnitt wird der Stand der Technik diskutiert und dabei einige dieser technischen Realisierungen beschrieben.

1.2 Variable Wölbung, Stand der Technik

Eine Vielzahl zum Teil umfangreicher Untersuchungen an profilvariablen Tragflügelstrukturen stammen aus dem militärischen Bereich. Ziel sind primär die Verbesserung der Wendigkeit für den Luftkampf, aber auch die Reichweitenerhöhung durch Gleitzahloptimierung [8,18,19]. In den letzten Jahrzehnten haben sich mit der Einführung der Faserverbundwerkstoffe im Luftfahrtbereich den Konstrukteuren völlig neue Wege für die Realisierung formvariabler Strukturen eröffnet. Diese Werkstoffe weisen bei einer hohen Dehnbarkeit gleichzeitig ausgezeichnete Lebensdauereigenschaften auf [20].

Generell ist eine Variation der Profilwölbung durch das Verdrehen bzw. Ausfahren von starren Klappen oder durch eine Verformung von Strukturteilen möglich. Seitens der Aerodynamik ist für den Reiseflug eine Profilanpassung mit glatten Übergängen, also ohne Sprünge, Knicke oder Spalten, wünschenswert [13]. Nach [9] sind Wölbungsänderungen der Profilkontur mit großen Krümmungsradien aerodynamisch optimal.

1.2.1 Formvariable Strukturen zur Wölbungsadaption

Prinzipiell lassen sich folgende Arten der Profilverformung für Auftriebsflächen unterscheiden:

- Verformung des gesamten Profils
- Lokales Ausbeulen auf der Flügelober- bzw. -unterseite
- Verformung der Flügelnase
- Verformung der Flügelhinterkante

Verformung des gesamten Profils

Ein idealer VC-Flügel kann seine Profilform über die gesamte Flügeltiefe, also die Nase, die Ober- und Unterseite und die Hinterkante an die Flugkonditionen adaptieren. Im Gegensatz zum Vorbild Vogel lassen sich solche Profilverformungen technisch nur in einem eingeschränkten Bereich realisieren, nämlich dort, wo die Tragflächen in Spannweitenrichtung keine oder nur sehr eingeschränkt Lasten weiterleiten müssen.

Solche Auftriebsflächen lassen sich beispielsweise bei Finnen von Wasserfahrzeugen oder Lenkflugraketen einsetzen [21]. In Bild 1.5 ist ein Auftriebskörper skizziert, welcher sein Profil rein durch die Wirkung der Luftkräfte adaptiert. Bei gleichem Anstellwinkel erhöht sich die Wölbung widerstandsoptimal zu einem erforderlichen Auftrieb.

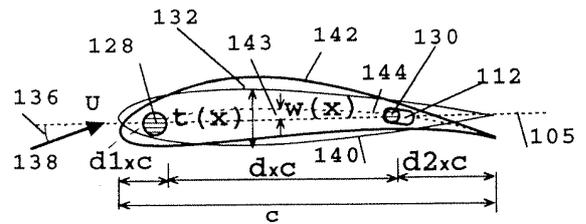


Bild 1.5: Variable Wölbung des gesamten Profils, aus [21]

Bei Verkehrsflugzeugen stellen die starren Holmkästen der Tragflächen die eigentliche tragende Struktur der Tragflächen dar. Die Holmkästen werden zusätzlich als Treibstofftank genutzt, so daß hier eine Profilvariation nicht realisierbar ist. Es bleiben Flögelbereiche außerhalb des starren Kastenholmes.

Lokale Profilaufdickungen

Die Lösungsansätze für lokale Profilaufdickungen gehen meist von mechanischen Lösungen aus, bei denen über Hebelmechanismen mit einer integrierten Aktuatorik die

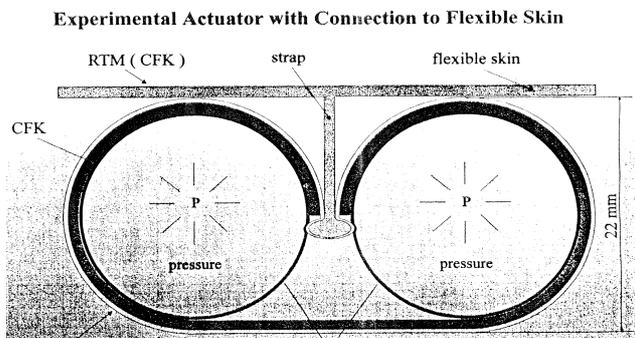


Bild 1.6: CFK-Feder mit innenliegenden Schläuchen zur Hautausbeulung, aus [22]

Deckhaut von innen her an einer oder mehreren Stellen ausgebeult wird. Eine aktuelle Studie des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt (DLR) nutzt aufblasbare Schläuche, die in eine spezielle CFK-Feder integriert sind, zur Realisierung von Ausbeulungen auf der Profilloberseite (Bild 1.6) [22]. Bei diesen Lösungsansätzen besteht die Problematik, daß die Bauhöhe des tragenden Holmkastens vermindert wird. Die Verringerung des Trägheitsmomentes des Holmkastens müßte durch einen erhöhten Materialeinsatz kompensiert werden, was zu einer deutlichen Gewichtssteigerung führt.

In der Vergangenheit wurden daher die meisten Konzepte für Verformungen der Profilnase bzw. der Profilenkante außerhalb der tragenden Struktur realisiert.

Verformung der Flögel Nase

Das Bild 1.7 zeigt ein Beispiel für eine Flögel-nasenverformung [23], bei dem ein drehbar gelagertes Nasenvorderteil durch einen Linearaktuator geschwenkt wird; dabei wird die flexible Deckhaut, welche an der Oberseite mit dem Nasenteil verbunden ist, verformt. Außerdem wird die Haut durch mehrere Stäbe gehalten, so daß sich eine definierte Profilform einstellt. Die Relativbewegung zwischen Deckhaut und Holm wird durch Linearlager ermöglicht.

Ohne Linearlager ist die Konstruktion in Bild 1.8 ausgeführt. Die flexiblen Deckhäute

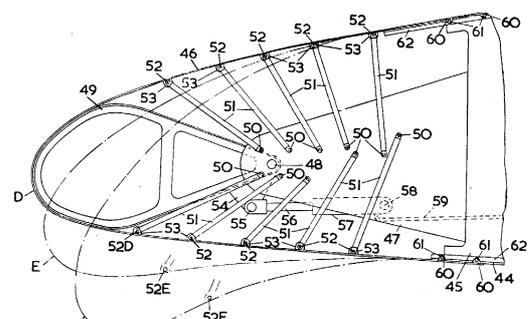


Bild 1.7: Flügel-nasenverformung mit einem Stabwerk, aus [23]

werden wiederum mit Streben abgestützt. Die Verstellung erfolgt über einen hydraulisch oder elektromechanisch angetriebenen Hebel, der das Nasenvorderteil gegenüber dem Holmkasten nach unten drückt [24].

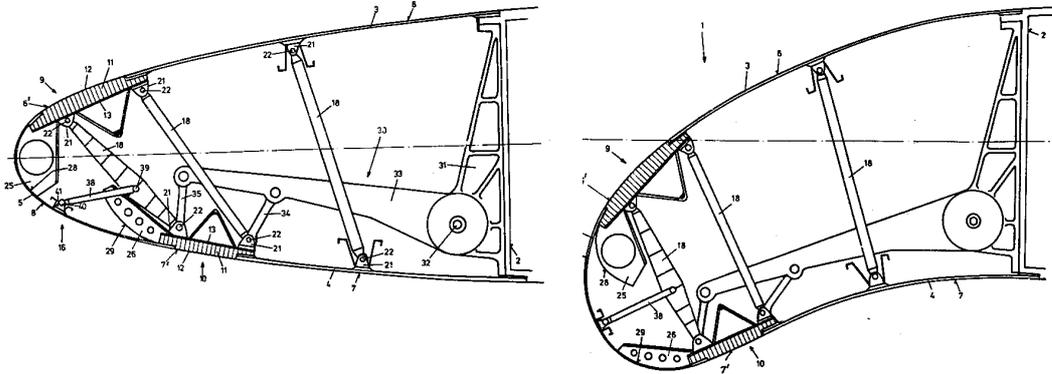


Bild 1.8: Flügelnasenverformung ohne Öffnung der Hautstruktur, aus [24]

Verformung der Flügelhinterkante

Prinzipiell lassen sich die meisten Lösungsansätze für eine formvariable Nase auch für eine formvariable Hinterkante anwenden. Bei Verkehrsflugzeugprofilen ist allerdings die zur Verfügung stehende Bauhöhe an der Flügelhinterkante wesentlich geringer als an der Flügel Nase. Wegen der Relativbewegung der oberen zur unteren Deckhaut ist bei der Hinterkante deshalb generell eine Öffnung der Hautstruktur notwendig.

In Bild 1.9 ist die Realisierung einer formvariablen Hinterkante eines Kampfflugzeuges mit einem System aus Spindeln mit verschiedenen Steigungen dargestellt. Dieses Funktionsprinzip wurde in [18] im Hinblick auf eine Anwendung in der AFTI/F-111 (vgl. [8,28]) untersucht und zur Demonstrationsreife entwickelt.

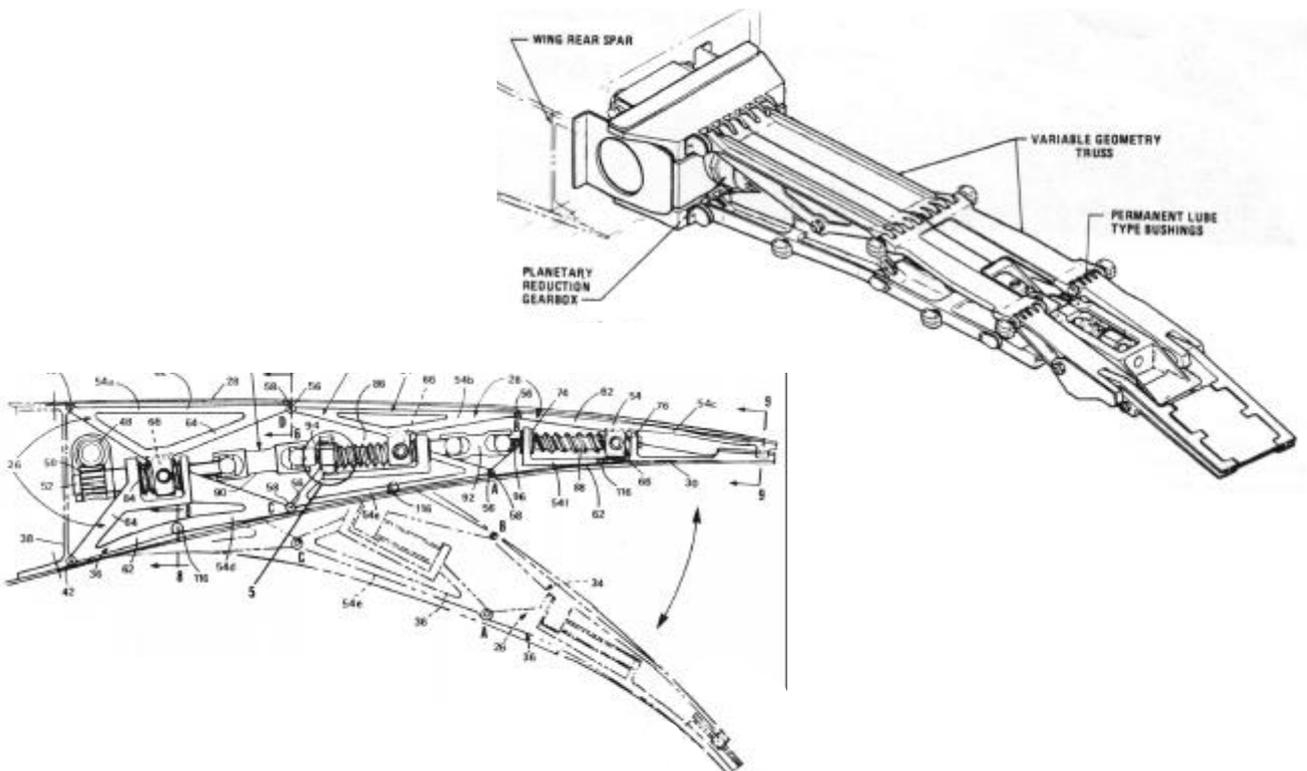


Bild 1.9: Hinterkantenverformung mit Spindelsystem, oben aus [18], unten aus [25]

Die Spindeln sind über Kardangelenke gekoppelt und werden von einem zentralen Antrieb angetrieben. Durch die Spindeln werden die an einer flexiblen Deckhaut drehbar gelagerten Rippenelemente relativ zueinander verschoben, was zu der gewünschten Verformung führt [25]. Die Deckhäute sind an der Endkante über ein Linearlager miteinander verbunden, wodurch die erforderliche Relativbewegung ermöglicht wird.

Das in Bild 1.10 dargestellte Konzept stammt, wie auch das vorherige, aus dem militärischen Bereich und beschreibt eine Flügelvorder- und Hinterkantenverstellung [26].

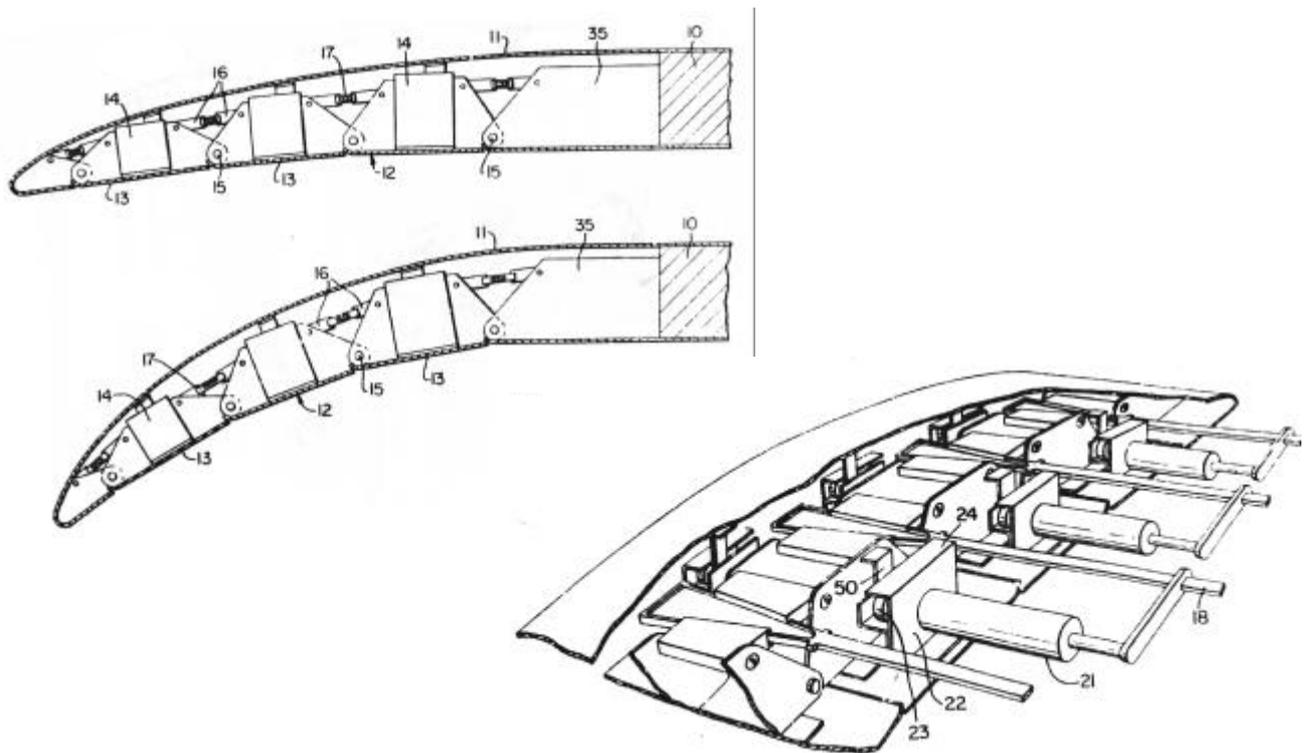


Bild 1.10: Vorder- und Hinterkantenverformung mit Hilfe eines Systems von Keilen, aus [26]

Bei diesem Lösungsansatz werden starre, gelenkig miteinander verbundene Glieder durch in Spannweitenrichtung angeordnete keilförmige Hubelemente auseinander gedrückt bzw. zusammengezogen. Mit Hilfe der Keile werden die Aktuatorkräfte reduziert. An den Gliedern ist eine flexible obere Deckhaut befestigt, die Unterseite ist in Flugrichtung mehrmals geteilt.

Intensive Untersuchungen mit umfangreichen Flugtests wurden im Rahmen des NASA-Projektes AFTI (Advanced-Fighter-Technology-Integration) an einer F-111 durchgeführt. Hier wurde der Einfluß der variablen Wölbung mit verformbaren Flügelnasen- und Hinterkantenklappen demonstriert. Die Ziele waren neben der Erhöhung der Wendigkeit eine Lastenkontrolle, eine Gleitzahloptimierung und die Erhöhung der Maximalgeschwindigkeit. Eine Übersicht über das Projekt und weitere Hinweise sind in [27] zu finden. Das Bild 1.11 zeigt das realisierte Funktionsprinzip zur Hinterkantenverformung.

Die Verformung wird hier über eine aus mehreren gelenkig miteinander verbundenen Hebeln bestehende, formvariable Rippe erzeugt, wobei der Antrieb der Kinematik durch einen Rotationsaktuator erfolgt [27]. In dem AFTI-Projekt sind die bisher intensivsten Untersuchungen einer VC-Technologie durchgeführt worden.

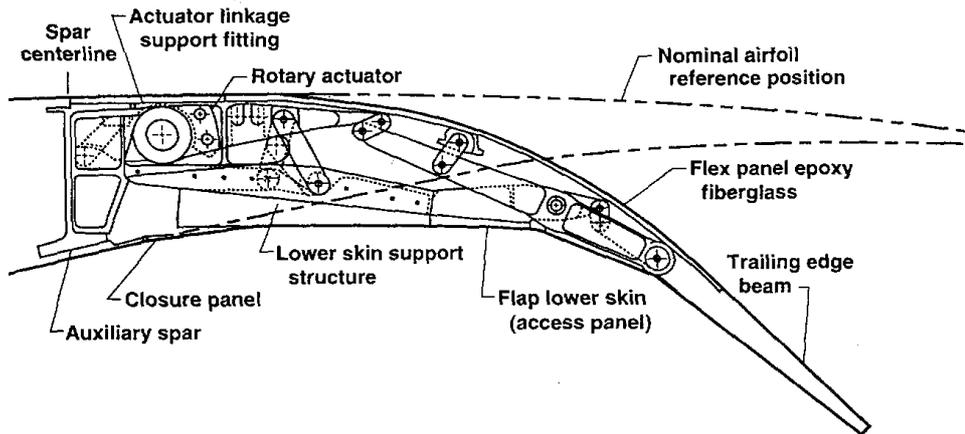


Bild 1.11: Stellmechanismus zur Hinterkantenverformung der AFTI/F-111, aus [27]

Das Bild 1.12 zeigt einen gesamten Flügel des AFTI/F-111 mit der spannbreiten Anordnung der verschiedenen Klappensegmente und dem Aktuatorsystem.

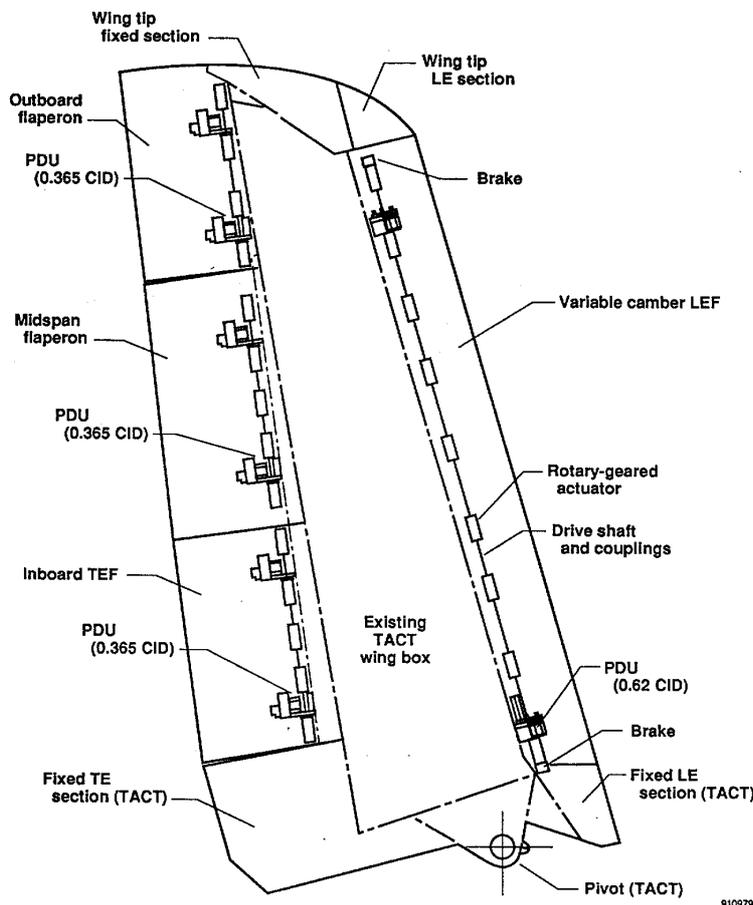


Bild 1.12: Aktuatorssystem des VC-Flügels der AFTI/F-111, aus [27]

Die Hinterkante ist in drei mechanisch voneinander unabhängige Segmente unterteilt, wobei die beiden äußeren auch als Querruder benutzt werden. Jedes Segment beinhaltet zwei redundante Hydraulikmotoren (PDU), die eine Torsionswelle antreiben. Die Drehbewegung der Torsionswelle wird über ein Getriebe (Rotary actuator) in die eigentliche Bewegung der Stellkinematik (Bild 1.11) umgesetzt. Für die gesamte Spannweite von etwa 18 m sind insgesamt 28 dieser Stellrippen integriert. Mit der zusätzlichen

Stellkinematik für die formvariable Vorderkante ergibt sich nach [28] ein Zusatzgewicht von etwa 2,3 t (!) für das Gesamtflugzeug. Es wird in dem Abschlußbericht allerdings davon ausgegangen, daß sich das Gewicht noch reduzieren läßt und nicht größer sein wird als das von einem konventionellen Klappensystem (Single Slotted Trailing Edge).

Das Projekt konnte nach etwa 10 Jahren erfolgreich mit entsprechenden Flugtests abgeschlossen werden [28]. Allerdings wurde das Konzept nicht in die laufenden Programme (z.B. F-22) übernommen. Ein Grund hierfür war die zeitliche Verzögerung des Projekts, die dazu geführt hat, daß die Ergebnisse beim Programmstart noch nicht vorlagen.

Ein ähnlicher Aufbau wie in Bild 1.11 wird in einer NASA/Boeing-Studie [4] für die Realisierung einer formvariablen Hinterkante eines Verkehrsflugzeuges vorgeschlagen (Bild 1.13). Dieses Beispiel zeigt die enge Verknüpfung zwischen militärischer und ziviler Luftfahrt in der US-amerikanischen Luftfahrtindustrie.

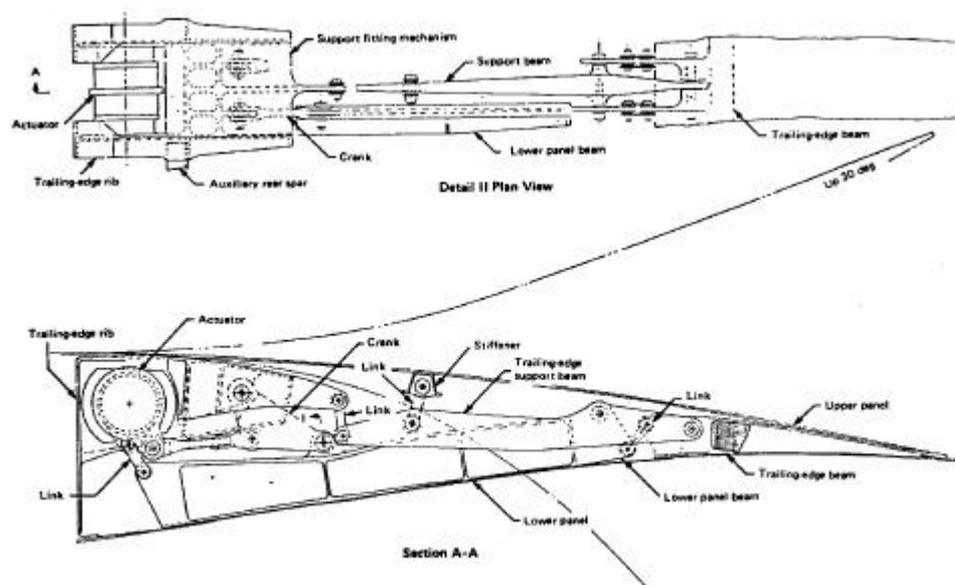


Bild 1.13: Konzept von NASA/Boeing für eine formvariable Hinterkante eines Verkehrsflugzeuges, aus [4]

Die Verstellung wird hier auch über einen Rotationsantrieb vorgenommen. Der Rotationsantrieb bewirkt, daß der mit der Unterseite verbundene Balken nach unten geschwenkt wird. Die Oberseite wird zwischen vorderer Einspannung und der starren Hinterkante lediglich an einer Stelle durch einen Hebel unterstützt. Diese Konstruktion bewirkt, daß es auf der Oberseite zwar einen kontinuierlichen Übergang gibt, jedoch ein weiter Bereich hinter der Stützung ungekrümmt ist. Die Unterseite weist im gewölbten Zustand, wie auch in Bild 1.11 zu erkennen, Knicke auf. Die beiden Konzepte (Bild 1.11 und Bild 1.13) weisen also gegenüber den vorherigen Beispielen zwar einen einfacheren Aufbau auf, haben aber Nachteile in der Profilgüte auf der Unterseite.

1.2.2 Formvariable Strukturen mit "smarten" Materialien

Unter den verschiedenen Untersuchungen an formvariablen Struktursystemen nehmen die Lösungsansätze mit sogenannten smarten Materialien eine Sonderstellung ein, da sie auf neuartigen Aktuatorssystemen aufbauen. Interessant sind Entwicklungen mit Formgedächtnislegierungen (Shape Memory Alloys - SMA) [29], die unter Temperatureinfluß ihre Form verändern und so ein weites Anwendungsspektrum für adaptive Strukturen eröffnen. Bei Nothrop Grumman und Lockheed Martin wurde ein Modell eines F/A-18 E/F-Flügels im Maßstab 1/6 verwirklicht [30,31,32], welches mit einer

SMA-Torsionsröhre ausgestattet ist. Mit der Torsionsröhre kann der Flügel aktiv verwunden werden.

Bei einem anderen Ansatz werden SMA-Aktuatoren in Form von Drähten direkt in die tragende Struktur integriert (Bild 1.14 aus [30]).

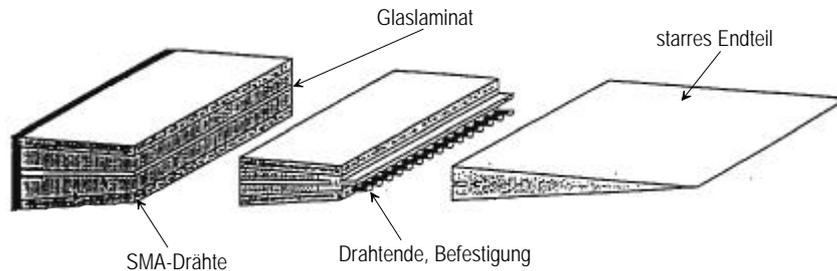


Bild 1.14: Integration von SMA-Drähten in die tragende Struktur, aus [30]

Das Bild zeigt eine Sandwichstruktur, bei der in die Randlaminaten SMA-Drähte eingebracht sind. Die Drähte können mit elektrischem Strom geheizt werden, wodurch sie sich zusammenziehen und so die Struktur verformen.

Eine weitere aktuelle Studie zur Untersuchung neuer smarterer Aktuatoren [33,34] zur Profilverformung zeigt das Bild 1.15.



Bild 1.15: Profilverformung mit aktiven Streben, aus [33]

Bei diesem Konzept sind die Streben einer Fachwerkstruktur aktiv ausgeführt. Die aktiven Streben bestehen aus einzelnen Linearaktuatoren. Bei den Aktuatoren wurde das sogenannte Inch-Worm-Funktionsprinzip mit Hilfe magnetostriktiver Materialien (Terfenol-D, Fa. Etrema) realisiert (siehe auch Abschnitt 1.2.4).

1.2.3 Wölbungsadaption durch starre Klappensysteme

Die meisten bereits realisierten Systeme zur Wölbungsanpassung bestehen aus starren Klappensegmenten, die gegenüber einer Tragstruktur verschoben oder gedreht werden. Auf diese wird in diesem Abschnitt eingegangen.

Konventionelle Hochauftriebshilfen

Zur Verbesserung der Start- und Landeeigenschaften werden heutige Verkehrsflugzeuge in der Regel mit einem Vorflügel- und Landeklappensystem ausgestattet. Durch die ausgefahrenen Klappen wird der maximale Profilauftriebsbeiwert stark angehoben. Extreme Beiwerte lassen sich durch Mehrfachspaltklappensysteme erreichen, wie sie bei der Boeing 747 realisiert sind (Bild 1.16).

Bei modernen Verkehrsflugzeugen (z.B. A340 oder Boeing 777) ist der Systemaufwand durch Klappensysteme mit nur einem Spalt gegenüber der Boeing 747 deutlich reduziert.

Ziel der zum Teil sehr aufwendigen Klappensysteme ist eine möglichst geringe Landegeschwindigkeit und eine minimale Start- und Landerollstrecke. Im Reiseflug sind die Klappen komplett eingefahren und dienen dort nicht der Profilanpassung oder der Leistungsverbesserung.

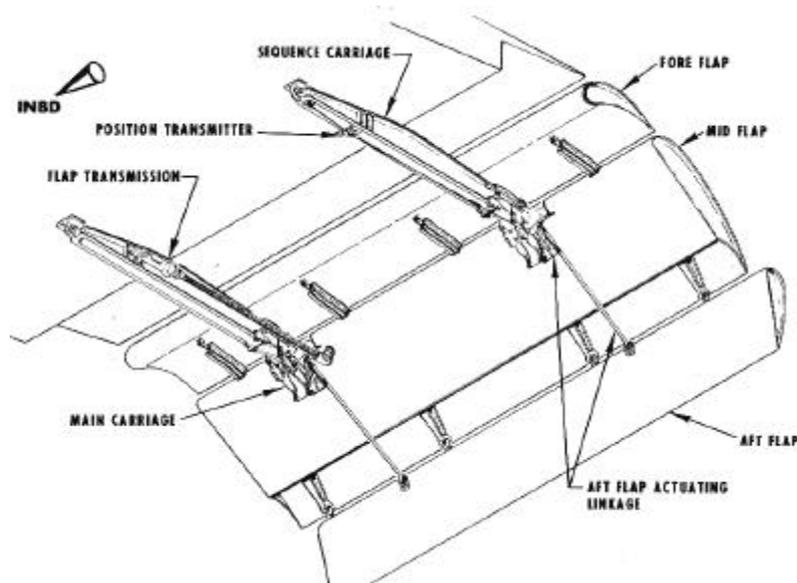


Bild 1.16: Landeklappensystem der Boeing 747, aus [35]

VC-Konzept von Dasa-Airbus

Anfang der 90er Jahre wurde von Dasa-Airbus im Rahmen des Projektes ‚Zivile Komponenten Programm‘, gefördert vom damaligen Bundesministerium für Forschung und Technologie, ein Konzept zur Gleitzahloptimierung mittels einer modifizierten Landeklappenkinematik für den A340 vorgeschlagen. Die Landeklappen werden hierbei in speziellen Führungen verfahren [13]. Ein stufenweises Ausfahren führt zunächst zu einer leichten Zuwölbung und zu einer Flächenvergrößerung, mit der im Reiseflug das Profil angepaßt werden kann. Durch weiteres Ausfahren werden dann die Start- bzw. Landstellungen erreicht (Bild 1.17 links).

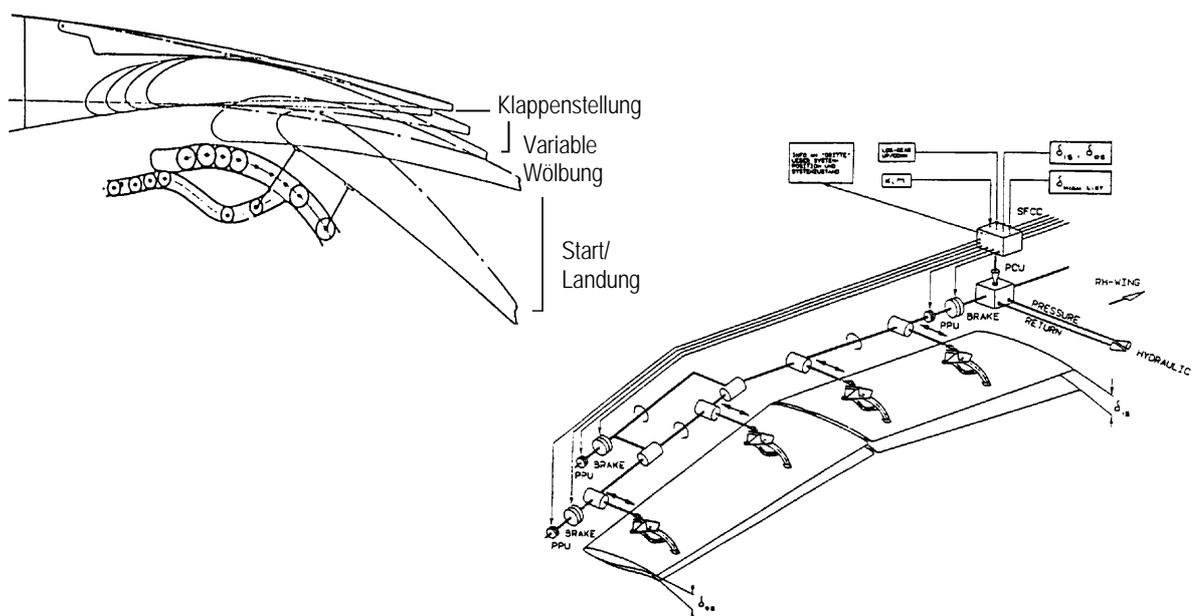


Bild 1.17: VC-Konzept von Airbus

links: Nutzung einer speziellen Flap-Track-Führung für die variable Wölbung

rechts: Realisierung einer spannweitenigen Differenzierung mit Differentialgetrieben

Neben dem konstanten Wölben ist auch ein differenziertes Ausfahren der Klappen vorgesehen. Dies geschieht durch einen zweiteiligen Antriebsstrang und Differentialgetriebe, welche eine abgestufte Übersetzung der Drehbewegung der zentralen Antriebswelle an den einzelnen Trackstationen bewirkt (Bild 1.17 rechts). Zur Abdichtung der Unterseite zwischen Hauptflügel und Klappe ist eine zusätzliche, im Bild nicht dargestellte Dichtmembran oder Dichtklappe erforderlich. Ein guter Überblick über das Projekt wird in [36] gegeben.

X-29 Advanced Technology Demonstrator (ATD)

In dem ATD-Projekt von Grumman [19] wurde der aerodynamische Nutzen einer zweigelenkigen Wölbklappe untersucht (Bild 1.18). Die vordere Klappe wird dabei konventionell angesteuert und die hintere durch eine Zwangskinematik geführt.

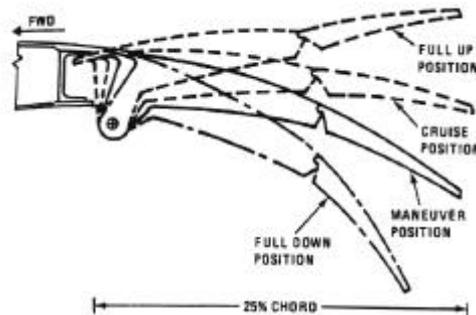


Bild 1.18: Wölbklappe einer X-29 mit zwei Gelenken, aus [19]

Ziel des Projektes war auch hier eine Verbesserung der Gleitzahl und eine Erhöhung der Auftriebsbeiwerte zur Optimierung der Manövereigenschaften. Dazu wurden zusätzlich die Eigenschaften eines vorwärts gepfeilten Flügels untersucht. Dieses Projekt wurde, wie auch das AFTI-Projekt (siehe oben), erfolgreich bis zur Flugerprobung geführt.

Weitere NASA-Aktivitäten

Zu den zahlreichen von der NASA durchgeführten Projekten gehören auch die in [4] beschriebenen Untersuchungen in Zusammenarbeit mit Boeing. Ein konventioneller Lösungsansatz geht von einem bestehenden Klappensystem aus (Bild 1.19).

Im Gegensatz zum VC-Konzept von Dasa-Airbus bewirkt hier ein zusätzlicher Aktuator (Variable Camber Actuator) eine Drehbewegung des gesamten Klappensystems. Dabei wird der Spoiler mitgeführt. In der Abbildung ist auch die Möglichkeit einer Verstellung während des Landeanfluges skizziert. Diese Untersuchungen wurden jedoch nicht bis zum Flugtest geführt.

Im Jahre 1997 hat die NASA Tests mit einer modifizierten Lockheed L-1011 TriStar begonnen [37]. Die Querruder sind dabei mit zusätzlichen Aktuatoren ausgestattet, so daß sie separat und unabhängig angesteuert werden können. Ziel ist hierbei die Untersuchung des Potentials für eine aerodynamische Leistungsverbesserung durch eine adaptive Anpassung der bestehenden Steuerflächen an die Flugkonditionen. Weitere Untersuchungen sollen an einer A320 durchgeführt werden, bei der lediglich Änderungen an der Fly-by-Wire Flugsteuerungssoftware vorgenommen werden müssen. Die NASA erwartet eine Widerstandsersparnis von bis zu 3 Prozent durch die adaptiven Kontrollflächen.

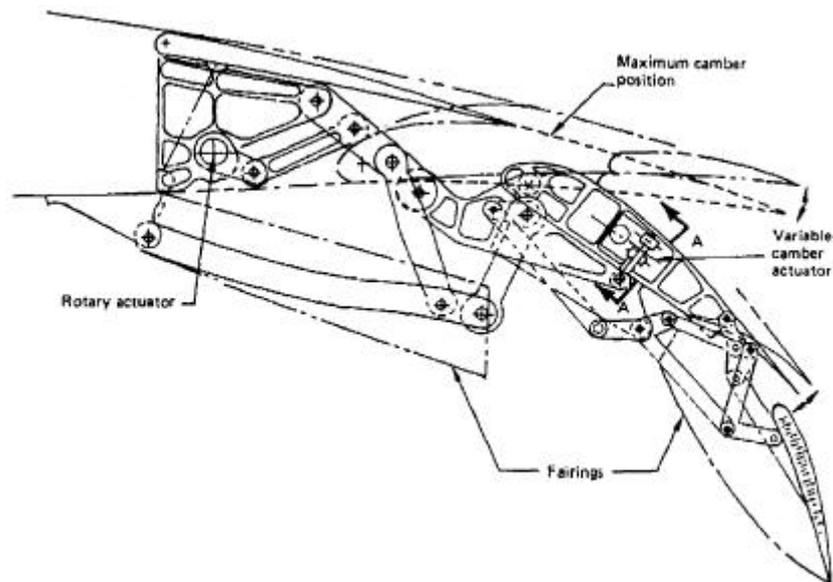


Bild 1.19: VC-Konzept von NASA/Boeing: Nutzung eines bestehenden Klappensystems mit zusätzlichem Aktuator für die VC-Steuerung, aus [4]

Cranfield University in Großbritannien

In [38] wird ein Konzept zur Wölbungsadaption bei Verkehrs- oder Transportflugzeugen mit einer ausfahrbaren Klappe vorgeschlagen, wobei die Klappe auf einer Kreisbahn geführt wird, die ihrer Krümmung nach der oberen Profilkontur entspricht (Bild 1.20 links). Dadurch wird ein in jeder Position knickfreier Profilverlauf auf der Oberseite garantiert. Die Funktion ähnelt dem VC-Konzept von Dasa-Airbus, die Klappen lassen sich allerdings zur Landung nicht fowlern (verschieben und schwenken einer Klappe). Der Vorteil dieses Systems ist neben der Zuwölbung die gleichzeitige Flächenvergrößerung. Problematisch ist allerdings, daß durch eine erforderliche starke spannenweitige Segmentierung dieser Klappensysteme es im ausgefahrenen Zustand zu Diskontinuitäten der Flügeltiefe und damit auch der Auftriebsverteilung kommt (Bild 1.20 rechts).

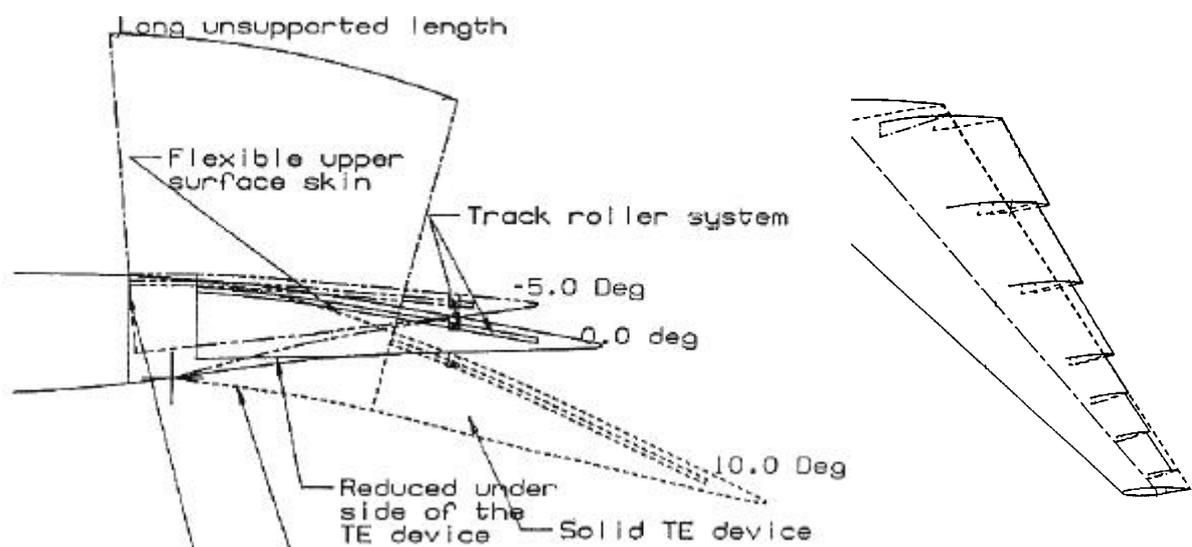


Bild 1.20: VC-Konzept mit ausfahrbaren Klappensegmenten
links: Spezielle Kinematik bewirkt eine minimale Krümmungsänderung auf der Profiloberseite
rechts: Diskontinuitäten durch Segmentierung

Außerdem ist eine zusätzliche Fowlerklappe zur Auftriebserhöhung bei Start und Landung erforderlich.

Das Konzept wird in [38] ausführlich untersucht. Ein nahezu identisches Konzept wurde bereits bei dem Segelflugzeug D-40 der akademischen Fliegergruppe in Darmstadt realisiert und erfolgreich im Flug getestet.

VC bei Segelflugzeugen

Sehr erfolgreich werden Tragflügel mit variabler Wölbung im Segelflugsport eingesetzt. Seit den 20er Jahren gehen vom Segelflugzeugbau zahlreiche Impulse für Innovationen im Bereich der VC-Technologie aus. Durchgesetzt haben sich konventionelle Wölbklappen (drehbar gelagerte Klappen an der Hinterkante des Flügels), die zumeist über die gesamte Flügelspannweite laufen und mit dem Querruder überlagert sind.

Für den Schnellflug wird das Profil so entwölbt, daß es den geringsten Widerstand aufweist, und für den langsamen Kreisflug in der Thermik so zugewölbt, daß das geringste Sinken erreicht wird. Mit einem Fliegen exakt an der Hüllpolare (vgl. 1.1) lassen sich deutlich höhere Durchschnittsgeschwindigkeiten gegenüber einem vergleichbaren Flugzeug mit starrem Profil erreichen. Die Wölbungsanpassung geschieht in der Regel durch den Piloten mittels einer rein mechanischen Kraftübertragung.

Eine automatische Anpassung der Wölbklappenstellung bei Segelflugzeugen durch eine Kopplung mit dem Höhenruder oder mit Hilfe von Massenkräften ist auch bereits realisiert und die Funktion bewiesen. Ein Überblick über die verschiedenen Realisierungsarten und weitere Verweise wird in [39] gegeben.

1.2.4 Aktuatorsysteme für die Flugsteuerung von Verkehrsflugzeugen

Zur Betätigung der verschiedenen Stellflächen von modernen Verkehrsflugzeugen kommen heute nahezu ausschließlich servohydraulische Systeme zum Einsatz [41] (Bild 1.21).

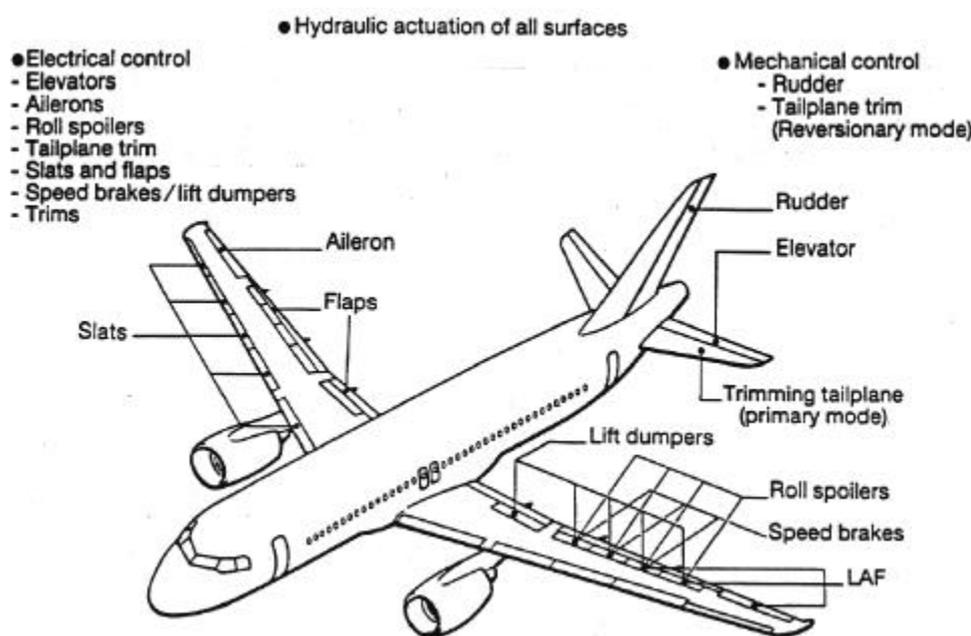


Bild 1.21: Flugsteuerungssysteme für eine A320, aus [40]

Die Energieversorgung erfolgt über zentrale Hydraulikaggregate, die wiederum ihre Leistung von den Triebwerken beziehen. Aus Gründen der Redundanz werden drei voneinander unabhängige Hydrauliksysteme bereitgestellt. Querruder, Spoiler, Höhen- und Seitenruder werden meist mit Linearaktuatoren betätigt. Die Kraftanforderungen für diese Linearantriebe liegen typischerweise im Bereich von 10-100 kN bei Stellgeschwindigkeiten von mehreren cm/s. Die Landeklappen und Vorflügel werden zentral vom Rumpf mit rotatorischen Hydraulikantrieben und Transmissionswellen verfahren. Die Drehbewegung der Transmissionswellen wird über Umlenkgetriebe in rotatorische oder translatorische (Spindeln) mechanische Elemente umgesetzt.

Die elektrische Ansteuerung (fly-by-wire) der Aktuatoren (Servoaktuatoren) wurde mit der A300 in den 70er Jahren von Airbus eingeführt und gilt heute als Standard. Bei der A320 werden beispielsweise lediglich noch das Seitenruder und das Höhentrimmruder mechanisch angesteuert (Bild 1.21).

Wegen der aufwendigen Leitungsführung, der Leckagegefahr und des schlechten Gesamtwirkungsgrades ist man seit längerem bestrebt, zumindest eines der drei Hydrauliksysteme durch ein rein elektrisches zu ersetzen [41]. Rein elektromechanische Aktuatoren, also Elektromotor-Getriebe-Anordnungen, konnten sich allerdings bisher nicht durchsetzen. Die Entwicklung solcher Aktuatoren wird jedoch stark vorangetrieben. Zum Beispiel wird im Rahmen des EFCS-Projektes [42] von der Fa. Liebherr ein elektromechanischer Spoileraktor getestet und auch im Flugtest erprobt. Der Aktuator ist für den Einsatz in einem zukünftigen Airbus 100-Sitzer konzipiert [43]. Für rotatorische Antriebe werden Anordnungen mit ein- oder mehrstufigen Planetengetrieben eingesetzt, während bei Linearantrieben Kugelumlaufspindeln zum Einsatz kommen. Die hohe Drehzahl eines Elektromotors wird hier allerdings in der Regel noch mit einem vorgeschalteten Getriebe untersetzt.

Ein interessanter Ansatz ist die Planeten-Wälz-Gewindespindel des DLR (Oberpfaffenhofen) [44]. Hier kann durch die geringe Steigung auf ein zusätzliches Getriebe verzichtet werden, was zu einer deutlichen Gewichtsersparnis führt. In [45] wurde die neuartige Spindel für einen A320-Spoiler ausgelegt.

Mit sogenannten elektrohydrostatischen Aktuatoren (EHAs) kann man ebenfalls auf eine hydraulische Energieversorgung verzichten. Diese Aktuatoren besitzen zwar einen hydraulischen Stellzylinder, der Öldruck wird aber durch einen integrierten Elektromotor und eine Pumpe erzeugt. Die Steuerung der Kolbenstange erfolgt dabei nicht über Ventile, sondern direkt über die Motordrehzahl. Der Kolben wird dann bewegt, wenn die Pumpe fördert. Bei Stillstand unter Last sind Leckströme auszugleichen. Diese Aktuatoren werden im Rahmen eines europäischen Forschungsprogrammes (EPICA, Electrically Powered Integrated Control Actuation) an einem A321-Querruder erprobt [46].

Neben den beiden letzt genannten neuen, aber umsetzungsnahen und eher als konventionell zu bezeichnenden Ansätzen, gibt es zahlreiche Konzepte mit alternativen Aktuatorssystemen für den Luftfahrtbereich. Zahlreiche Konstruktionsansätze gehen dabei von sogenannten Festkörperaktuatoren (Solid State Actuators) aus. Im folgenden werden einige Beispiele erwähnt, die prinzipiell für den Ersatz der bestehenden Aktuatoren in Betracht kommen.

Piezoelektrische Antriebe

Die an einer Piezokeramik angelegten elektrischen Wechselfelder verursachen repetierende Bewegungen mit sehr geringen Wegen (Dehnungen) und hoher Frequenz. Die geringen Dehnungen werden durch verschiedene Wirkprinzipien in große Stellwege mit großen Kräften oder Momenten umgesetzt [47,48]. Direkt wirkende Piezoaktuatoren

(One-Stroke-Actuators) lassen sich wegen der derzeit noch zu geringen erreichbaren Dehnungen nicht direkt für größere Verformungen von tragenden Strukturen einsetzen [49].

Mit sogenannten Inch-Worm-Motoren [47] lassen sich z.B. Linearantriebe realisieren, die hohe Kräfte (~10 kN) erzeugen können [50]. Hohe Momente bei niedrigem Gewicht lassen sich durch Wanderwellenmotoren erzielen [51]. Beide Motoren werden bereits industriell eingesetzt, allerdings in relativ kleinen Bauformen, die sich für die Stellaufgaben der Flugsteuerung nicht eignen. Eine entsprechende Entwicklung größerer Aktuatoren steht noch aus.

Magnetostriktive Aktuatoren

Magnetostriktive Materialien reagieren auf Änderungen des magnetischen Feldes mit einer Formänderung. Diese Eigenschaft läßt sich für einen Linearantrieb nach dem Wanderwellenprinzip nutzen. Ein solcher Antrieb wurde bereits in Versuchen bei Northrop Grumman für die Beeinflussung von Tragflügelprofilen getestet (Bild 1.22, vgl. Bild 1.15). Mit diesem Aktuatorprinzip lassen sich nach [33] Kräfte von mehr als 30 kN bei einem Durchmesser von ca. 80 mm realisieren. Das Bild 1.22 zeigt einen Experimentallineartrieb auf Basis des beschriebenen Funktionsprinzips.

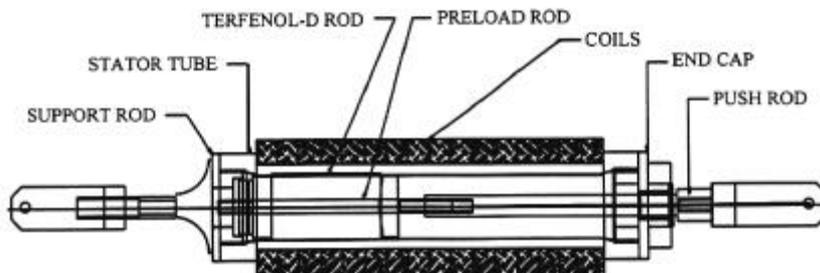


Bild 1.22: Inch-Worm-Motor auf Basis magnetostriktiver Materialien, aus [33]

Ein prinzipieller Vergleich von piezo- und magnetostriktiv angeregten Starrkörperaktuatoren ist in [52] angegeben. Die Untersuchungen für den Einsatz dieser unkonventionellen Aktuatoren im Luftfahrtbereich konzentrieren sich derzeit auf die Helikopter-Forschung (siehe hierzu z.B. [50,53]).

SMA-Aktuatoren (**Shape Memory Alloy**)

Mit sogenannten Formgedächtnislegierungen lassen sich prinzipiell sehr hohe Kräfte mit wenig Materialaufwand realisieren. Die Aktivierung dieser Materialien erfolgt durch Heizen bzw. Kühlen [29]. Da dies langsame Vorgänge sind, lassen sich auch nur relativ geringe Stellgeschwindigkeiten realisieren. Die Gestaltungsmöglichkeiten mit SMA sind nahezu unbegrenzt, da das Material als Teil einer tragenden Struktur eingesetzt werden kann. In [50] wird ein Konzept zur Verformung einer elastischen Struktur mit SMA-Drähten als aktive Streben in einer Fachwerkskonstruktion vorgeschlagen. In [53] wird die aktive Flügeltorsion durch ein SMA-Rohr demonstriert.

Wegen der hohen Anforderungen an die Zuverlässigkeit der Flugsteuerung unter extremen Klimabedingungen ist bisher keiner der Ansätze mit diesen neuen Materialien über ein Laborstadium hinaus im operationellen Betrieb eines Luftfahrzeuges untersucht worden.

1.2.5 Diskussion des Technikstandes

Der in den letzten vier Abschnitten dargestellte Stand der Technik ist eine Auswahl aus einer großen Anzahl von Lösungen zur Profilanpassung. Die zumeist aus Patentschriften bezogenen Konzepte decken ein sehr weites Spektrum an Lösungsmöglichkeiten und Anwendungen ab. Leider werden in den verschiedenen Literaturstellen wenig oder gar keine konkreten Angaben über z.B. Systemaufwand, Gewicht, Aktuatorkräfte usw. gemacht. Insofern ist eine Bewertung der Konzepte schwierig durchzuführen. Es können jedoch Feststellungen formuliert werden:

- Bei Reiseflugzeugen ist derzeit keine Wölbungsadaption zur aerodynamischen Leistungsverbesserung vorgesehen. Es konnte sich also bisher keines der vorgestellten Konzepte für diese Anwendung durchsetzen.
- Die in 1.2.3 dargestellten Konzepte zur Wölbungsadaption mit starren Klappen, die in einer Kulisse gelagert sind und verschoben werden können, sind wenig flexibel einsetzbar und somit nicht für Zusatzaufgaben wie die Unterstützung der Rollsteuerung geeignet. Eine spannweiteige Differenzierung läßt sich nur eingeschränkt realisieren. Es ist u.U. ein Zusatzsystem zur Abdichtung der Spalte auf der Unterseite erforderlich. Bei drehbar gelagerten Klappen ist die aerodynamische Güte durch die unvermeidbaren Knicke und Spalten beeinträchtigt.
- Das Studium der verschiedenen Konzepte für formvariable Hinterkanten aus 1.2.1 zeigt, daß generell eine Rippenbauweise bevorzugt wird. Diese Rippen haben im Vergleich zu starren Tragwerken nicht die Aufgabe, Schub zu übertragen, sondern sie müssen die gesamten anfallenden Luftkräfte aufnehmen und an eine starre Struktur weiterleiten. Diese aktiven Rippen werden mit Mechanismen realisiert, die eine hohe Anzahl von Gelenken, Hebeln oder anderen Umlenkungselementen erfordern. Die durch die Luftlasten entstehenden hohen Momente werden von zentralen Antriebsselementen abgesetzt. Die geringe zur Verfügung stehende Bauhöhe führt zu sehr hohen Aktuatorkräften. Zur Erreichung einer notwendigen Grundsteifigkeit müssen die im Kraftfluß stehenden Elemente und Umlenkungen entsprechend massiv ausgeführt werden. Es ist eine große Anzahl von Rippen und Aktuatoren erforderlich. Die in den verformbaren Teil der Hinterkante integrierte Kinematik ist durch die ungünstigen Hebelverhältnisse spiel anfällig und muß aufwendig gewartet werden.
- Konzepte mit neuartigen strukturintegrierten Aktuatoren, welche auf sogenannten smarten Materialien wie Formgedächtnislegierungen oder Piezokeramiken basieren, erfüllen derzeit noch nicht die hohen Anforderungen bezüglich der Kräfte, Dynamik und der Zuverlässigkeit.

Das Risiko der Einführung einer neuen Technologie in ein Verkehrsflugzeug ist im Vergleich zu anderen Branchen ausgesprochen hoch. Dies gilt insbesondere für eine Änderung oder Modifizierung einer tragenden Struktur bzw. der Änderung eines Flugsteuerungskonzeptes. Der große Entwicklungs- und Zulassungsaufwand erfordert einen hohen Kapitaleinsatz. Eventuell auftretende Schwierigkeiten im operationellen Betrieb des Flugzeuges lassen sich bei neu eingeführten Systemen nicht völlig ausschließen. Insbesondere die beschriebenen Probleme der bisherigen Lösungsansätze dürften sowohl auf Herstellerseite als auch auf Seite der Airlines zu einer zurückhaltenden, vorsichtigen Einstellung gegenüber der VC-Technologie geführt haben. Trotz der zahlreichen Ansätze wurde bisher eine Einführung vermieden, obwohl durch den in 1.1 dargestellten Nutzen ein deutlicher Wettbewerbsvorteil zu erwarten ist.

Mit der Auflage des Projektes "**Adaptiver Flügel**" (ADIF) wird ein erneuter Versuch unternommen, durch neue, innovative Lösungsansätze eine höhere Akzeptanz für die VC-Technologie zu erreichen. Das ADIF-Projekt ist ein sogenanntes Leitkonzept der DaimlerChrysler Aerospace Airbus (Dasa Airbus), dem Deutschen Zentrum für Luft und Raumfahrt (DLR) und der DaimlerChrysler Forschung und Technologie. Die vorliegende Arbeit ist im wesentlichen Bestandteil des Projektes.

1.3 Das Projekt Adaptiver Flügel

Ziel ist die Realisierung einer weitreichenden Strömungs- und Lastenkontrolle durch die Anpassung der Flügelgeometrie an die jeweiligen Flugkonditionen (Fluggewicht, Flughöhe, Fluggeschwindigkeit, Flugmanöver). Diese Adaption ermöglicht große, wettbewerbsentscheidende Verbesserungspotentiale [1,54]. Die wesentlichen sind:

- Die Optimierung der Gleitzahl (Verhältnis von Auftrieb und Widerstand) führt zu einem geringeren Treibstoffverbrauch. Dies ermöglicht bei gleicher Zuladung eine höhere Reichweite oder bei gleicher Reichweite eine höhere Zuladung.
- Ein erweiterter zulässiger Auftriebsbereich erlaubt eine erhöhte Zuladung und generell eine höhere Einsatzflexibilität für den Airliner.
- Der mögliche Einsatz für ein größeres Spektrum von Flugzeugvarianten und damit eine erhebliche Reduktion von Entwicklungskosten.
- Die Reduzierung des Strukturgewichtes durch eine Lastverteilungsregelung.

Die aerodynamischen Optimierungen betreffen vorrangig den hinteren Bereich des Flügels, also die Spoiler und Landeklappen, deren primäre Funktionen im Bereich der Flugsteuerung und des Hochauftriebssystems erhalten bleiben. Die Zusatzfunktionen dieser Klappen sind in Bild 1.23 skizziert.

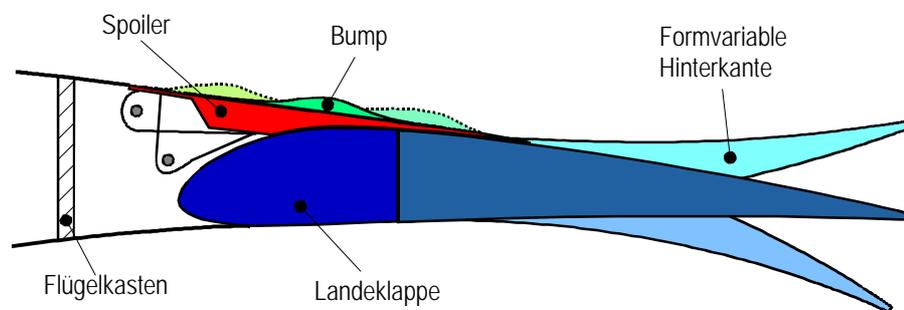


Bild 1.23: Formvariable Hinterkante und Spoiler-Bump des adaptiven Flügels

Im Bereich der Spoiler soll eine im Flug aktivierbare Ausbeulung (Bump) den durch den Verdichtungsstoß induzierten Wellenwiderstand reduzieren. Durch diesen "Spoiler-Bump" wird der Druckanstiegsgradient im Umschlagpunkt vom Überschall- in den Unterschallbereich reduziert, was zu der gewünschten Widerstandsverminderung führt [55]. Auf diese Thematik wird in der vorliegenden Arbeit nicht weiter eingegangen.

Der hintere Teil der Landeklappen soll entsprechend Bild 1.23 formvariabel gestaltet werden, das heißt verformbar sein. Die Funktion der formvariablen Hinterkante entspricht im wesentlichen der einer konventionellen Wölbklappe mit dem Unterschied, daß die Wölbungsänderung nicht über eine scharniergelagerte drehbare Klappe erfolgt, sondern eine kontinuierliche Änderung des Flügelprofils mit glatten Übergängen erzielt wird. Zusätzlich zu der spannweitigen konstanten Zu- und Entwölbung soll auch ein spannweitig differenziertes Wölben möglich sein.

Es werden in [2] zahlreiche Anwendungen für die formvariable Hinterkante unterschieden, die zu sehr unterschiedlichen Anforderungen an die Struktur und an die Aktuatorssysteme führen:

- Die grundlegende Anwendung ist die Gleitzahloptimierung (Widerstandsminimierung). Hierzu sind während des Reisefluges nur sehr langsame Verstellungen mit geringen Ausschlägen und relativ kleinen spannweitigen Differenzierungen notwendig.
- Mit der Manöverlaststeuerung, bei der durch spannweitig differenziertes Wölben eine Auftriebsumverteilung erfolgt, die zu einer Reduzierung des Wurzelbiegemomentes und damit zu einer Reduktion des Strukturgewichtes führt (vgl. Kap 1.1), werden höhere Anforderungen gestellt. Es sind hier wesentlich höhere Stellgeschwindigkeiten und Stellwege notwendig.
- Die extremsten Anforderungen, auch bzgl. der Sicherheitsanforderungen, ergeben sich beim Einsatz der formvariablen Hinterkante für die Rollsteuerung. Dabei werden die außen liegenden Querruder durch eine weitere separate Landeklappen mit einer formvariablen Hinterkante substituiert. Die Anforderungen werden detaillierter in Kap. 3 beschrieben.

Neben den konstruktiven Fragestellungen werden in dem Projekt neue Sensortechnologien untersucht, mit denen der Strömungszustand auf der Tragfläche analysiert werden kann.

Die sich aus der allgemeinen Beschreibung ergebenden konkreten Anforderungen werden in Kapitel 3 diskutiert.

1.4 Problemstellung und Ziel der vorliegenden Arbeit

Ziel dieser Arbeit ist die Realisierung der in Bild 1.23 dargestellten Wölbung der formvariablen Hinterkante einer Landeklappen eines Verkehrsflugzeuges unter Vermeidung bzw. Lösung der in 1.2 beschriebenen Probleme, die der Stand der Technik aufweist. Die Amplitude und Geschwindigkeit der Verstellung soll eine Rollsteuerung ermöglichen. Ein spannweitig differenziertes Wölben soll ebenfalls möglich sein.

Die formvariable Struktur für einen Tragflügel muß zwei sich scheinbar widersprechende Anforderungen erfüllen. Zum einen muß sie flexibel und verformbar sein, damit möglichst geringe Verformungskräfte notwendig sind und keine zulässigen Materialdehnungen überschritten werden. Zum anderen muß sie eine sehr hohe Steifigkeit gegenüber den aerodynamischen Luftkräften aufweisen.

Die tragende Funktion wird von entsprechenden Aktuatorelementen übernommen. Diese Elemente stützen eine formgebende, flexible Hautstruktur in gewissen spannweitigen Abständen. Hierbei ergibt sich die Problematik der großen Anzahl von Aktuatoren, die entsprechend koordiniert angesteuert werden müssen. Die Systemkomplexität und damit die Reparaturanfälligkeit und der Montage- und Wartungsaufwand steigen mit der Anzahl der Aktuatoren. Außerdem müssen die Aktuatoren, insbesondere beim spannweitig differenzierten Wölben exakt koordiniert werden. Zur Erfüllung der Sicherheitsanforderungen ist eine redundante Auslegung des Systems erforderlich.

Generell ist für die neuen aktiven, formvariablen Strukturen ein zusätzliches Gewicht gegenüber einer passiven Struktur erforderlich. Das Mehrgewicht darf natürlich die Vorteile, die durch die neuen Systeme entstehen, nicht kompensieren. Gleichzeitig müssen die Investitions-, besonders aber die Wartungskosten, in einem vernünftigen Verhältnis zu den Vorteilen des neuen Systems stehen.

Aus den beschriebenen Problemstellungen leitet sich das Ziel ab, ein möglichst robustes, leichtes und durch eine geringe Komplexität einfach montierbares, wartungsfreundliches und gut koordinierbares System für eine formvariable Struktur zu gestalten. Konkret bedeutet dies:

1. Minimierung der Anzahl der Aktuatoren bzw. der aktiven Elemente durch Verlagerung von Funktionen von aktiven auf passive Elemente und Konzentration der Antriebsfunktionen auf wenige zentrale Elemente.
2. Minimierung der Aktuatorkräfte durch
 - Ausnutzung von Getriebefunktionen und
 - Minimierung der elastischen Kräfte.
3. Gestaltung der Systemkomponenten derart,
 - daß eine leichte Montage möglich ist,
 - daß eine Wartung nur innerhalb der üblichen Intervalle notwendig ist und
 - daß sie entsprechend reparaturfreundlich sind.

In der vorliegenden Arbeit wird das sogenannte Hornkonzept vorgestellt (siehe auch [56]), welches die beschriebenen Ziele erreichen kann und gegenüber dem Stand der Technik ein völlig neues Funktionsprinzip darstellt. Es kann einen Großteil von Nachteilen vermeiden und damit die Chancen der Einführung der VC-Technologie in zukünftige Flugzeugprojekte vergrößern.

Zunächst werden im folgenden zweiten Kapitel das Funktionsprinzip und die Eigenschaften des Konzeptes allgemein beschrieben. Zur Verifikation des Funktionsprinzips wird im dritten Kapitel eine Konstruktion und Auslegung der Systemkomponenten an einem konkreten Beispiel vorgenommen. Die beispielhafte Dimensionierung orientiert sich an einem Flügelschnitt der A340. Das vierte Kapitel beschreibt die Konstruktion und Auslegung eines Aktuatorsystems. In Anlehnung an die konkreten Dimensionierungen wird in Kapitel 5 die Erstellung eines Demonstrators erläutert. Mit Funktionstests und der experimentellen Untersuchung einzelner Strukturkomponenten werden dann in Kapitel 6 die Ergebnisse aus den theoretischen Untersuchungen verifiziert und die Funktionalität des Konzeptes bewiesen. In Kapitel 7 werden die Ergebnisse zusammengeführt. Die Integrationsfähigkeit des Konzeptes in ein reales Landeklappensystem und die Skalierbarkeit der Technologie für verschiedene Flügelschnitte bzw. Flugzeuggrößen wird analysiert.

2 Das Hornkonzept, Funktionsprinzip und Eigenschaften

Das Hornkonzept stellt ein neues und gegenüber dem in 1.2 beschriebenen Stand der Technik völlig andersartiges Lösungskonzept zur Realisierung einer formvariablen Hinterkante dar. Die Ideen und konstruktiven Ansätze, die zu diesem Konzept führten, werden in diesem Kapitel vorgestellt und das Funktionsprinzip allgemein erläutert.

2.1 Konstruktive Ansätze

Die Tragwerke heutiger Landeklappen bestehen in der Regel aus einer Außenhaut, die mit Holmstegen, Rippen und Stringern versteift wird. Das Bild 2.1 zeigt die Skizze einer Landeklappe der A340.

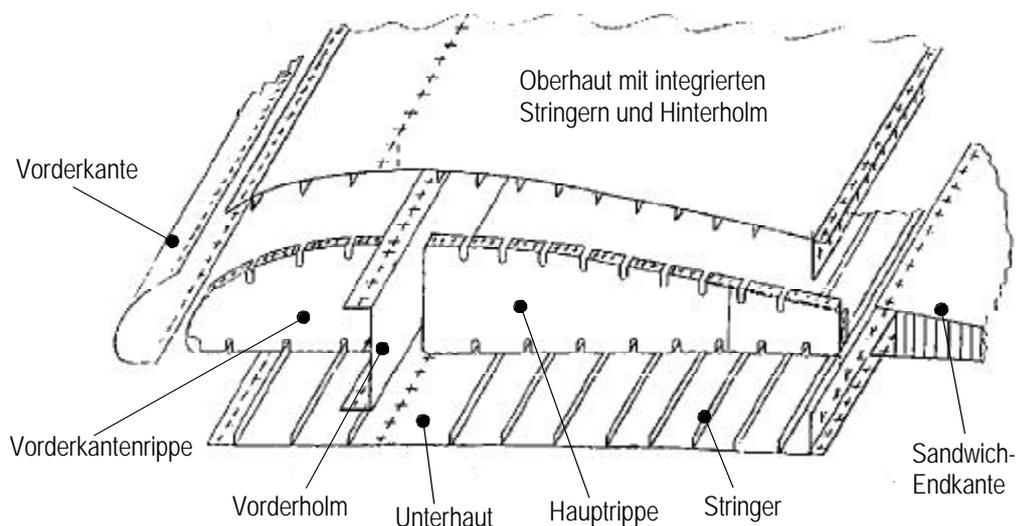


Bild 2.1: Explosionszeichnung der A340 Landeklappe, aus [57]

Die Holme bilden zusammen mit den Deckhäuten einen Kastenträger, der für die erforderliche Steifigkeit und Tragfähigkeit der Klappe in Spannweitenrichtung sorgt. Die über den ganzen Querschnitt geschlossene Haut bildet zusammen mit den Holmen einen drehsteifen Torsionskasten. Die Plattensteifigkeit der Deckhäute wird durch Stringer erhöht. Die Rippen versteifen die Landeklappe in Flugrichtung, sie verhindern als Schubstege die Verschiebung der oberen gegenüber der unteren Deckhaut.

Die formvariable Hinterkante einer Landeklappe mit den in Bild 1.23 dargestellten Verformungen läßt sich durch die folgenden drei wesentlichen Modifikationen der Struktur realisieren:

1. Entfernung der zur Versteifung dienenden Rippe aus dem Verbund
2. Öffnung des Hautverbundes zur Ermöglichung der Verschiebung zwischen der oberen gegenüber der unteren Deckhaut
3. Einführung einer Ersatzkonstruktion, die wegen der Öffnung des Hautverbundes und durch den Wegfall der starren Rippe die an der Hinterkante anfallenden Luftlasten zum Vorderholm transportiert

Diese drei zentralen Punkte spiegeln sich auch in allen Konstruktionen des in 1.2 beschriebenen Standes der Technik wider. Die einzelnen Lösungsansätze für die formvariable Hinterkante unterscheiden sich in der Ausführung der Ersatzkonstruktion, die im folgenden als formvariable Rippe bezeichnet wird, und in der Ausführung der Hautstruktur¹.

2.1.1 Konstruktionsprinzip der formvariablen Rippe

Die Hautstruktur muß in Flugrichtung flexibel, das heißt leicht verformbar, sein und die Luftkräfte an die formvariable Rippe weiterleiten. Die Rippe hat im Gegensatz zur Konstruktion in Bild 2.1 nicht nur Schub zu übertragen, sondern muß die gesamten Lasten der Hinterkante zum Vorderholm weiterleiten. Der Ausführung der Rippe kommt also die zentrale Bedeutung zu, da durch sie der Systemaufwand für die formvariable Hinterkante bestimmt wird. Sie beeinflusst die erforderliche Anzahl der Aktuatoren, den Kraftaufwand und letztlich den Wartungsaufwand im operationellen Betrieb.

Wie in 1.2 beschrieben, wurden bisher vornehmlich Lösungen verfolgt, bei denen die Rippen im weitesten Sinne als Fachwerkstruktur ausgebildet sind. Das Fachwerk besteht aus mehreren starren Gliedern, die über Gelenke, Scharniere oder Schienenführungen miteinander verbunden sind. Die starren Glieder werden über einen oder mehrere an der Rippe positionierte Aktuatoren gegeneinander bewegt, wodurch die gewünschte Verformung entsteht. Bei diesen Lösungen erfolgt der Kraftfluß, also die Weiterleitung der Luftkräfte zu einem Aktuator, in einer Ebene, nämlich in der Ebene der Rippe.

Die grundsätzliche Idee, die dem Hornkonzept zu Grunde liegt, ist der Versuch, die Luftlasten mit einem geänderten Wirkprinzip in eine andere Ebene zu überführen. Dies ist prinzipiell mit einer Torsionswelle möglich. Im Bild 2.2 sind die konventionelle und die neue Anordnung abstrahiert gegenübergestellt.

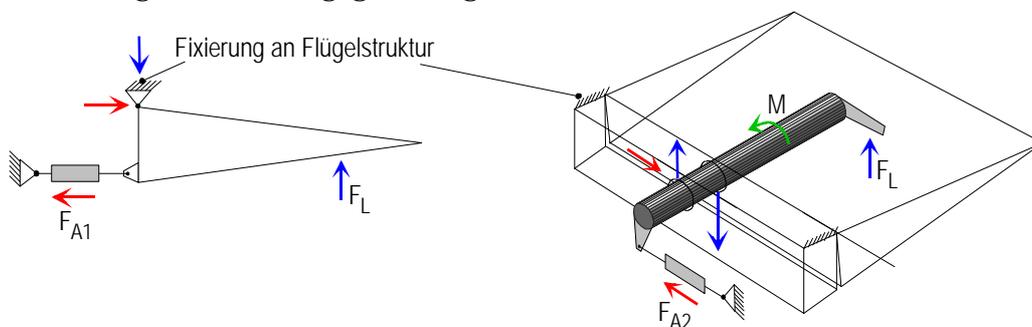


Bild 2.2: Wirkprinzipien für die Überführung der Luftkräfte
links: konventionelle Anordnung, rechts: neues Wirkprinzip Kraftübertragung

¹ Mit Hautstruktur wird im folgenden die obere und untere Deckhaut der formvariablen Hinterkante mit Stegen und Stringern bezeichnet, also alle Strukturteile außer der aktiven Rippe.

Der linke Teil des Bildes zeigt stellvertretend für die Lösungen, bei denen die Kraftübertragung in einer Ebene stattfindet, eine Anordnung, wie sie bei konventionellen Rudern üblich ist. F_L kennzeichnet die resultierende Luftkraft und F_{A1} die zugehörige Aktuatorkraft.

Der rechte Teil zeigt das Wirkprinzip der neuen Anordnung². Eine Welle ist drehbar im Vorderholm gelagert, an den Enden dieser Welle befindet sich jeweils ein Hebel. Es wird angenommen, daß die resultierende Luftkraft F_L an dem hinteren Hebel angreift. Diese Kraft führt zu einem Biegemoment, welches am Vorderholm durch ein Kräftepaar abgesetzt wird, und zu einem Torsionsmoment M , das über den vorderen Hebel von einem Aktuator mit der Kraft F_{A2} gehalten wird. Die Größe des Momentes M und der Kraft F_{A2} hängen von der Kraft F_L und von den Längen der Hebel an den Enden der Torsionswelle ab. Die Länge des vorderen Hebels ergibt sich durch den zur Verfügung stehenden Bauraum, die des hinteren durch den erforderlichen Klappenausschlag.

Der wesentliche Unterschied gegenüber der konventionellen Anordnung besteht darin, daß durch den gänderten Kraftfluß die Luftkräfte größtenteils passiv in der Lagerung im Vorderholm abgesetzt werden. Ein vergleichsweise nur geringer Anteil dieser Kräfte muß als Torsionsmoment vom Aktuator gehalten werden.

Das Verhältnis der Kräfte bei der konventionellen Lösung F_{A1}/F_L ist durch den Quotient der Abstände der Kraftangriffspunkte zum Drehpunkt bestimmt. Der Wert für das Kräfteverhältnis liegt bei dieser Anordnung typischerweise in einem Bereich zwischen 2 und 4. Bei dem neuen Prinzip ist mit Werten von 0,5 bis 1 zu rechnen. Die Aktuatorkraft F_{A2} kann also gegenüber F_{A1} bis auf 1/8 (!) reduziert werden. Besonders günstig ist das Kraftverhältnis F_{A2}/F_L bei kleinen erforderlichen Klappenausschlägen.

Dieses Wirkprinzip der aktiven Rippe wird erfolgreich mit dem Hornkonzept umgesetzt. Die Torsionswelle wird dabei durch einen hornförmigen Tragkörper ersetzt. Ein solcher Tragkörper ist in Bild 2.3 dargestellt. Das Konzept wird ausführlich in Abschnitt 2.2 erläutert.

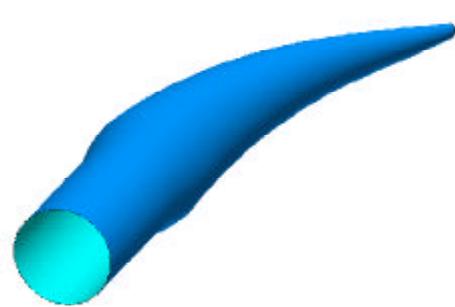


Bild 2.3: Hornförmiger Tragkörper

2.1.2 Konstruktionsprinzip der flexiblen Hautstruktur

Die Deckhäute sind bei starren Klappen fest mit den Rippen verbunden (vgl. Bild 2.1). Dadurch ist die Außenkontur der Landeklappe fixiert. Bei der formvariablen Hinterkante muß die Haut dagegen mindestens auf einer Seite relativ zur Rippe beweglich sein, wobei ein Abheben der Haut von der Rippe zu vermeiden ist. Zur Lösung dieses Problems gibt es zwei Varianten:

Zum einen kann man die Haut über ein Linearlager an der formvariablen Rippe führen, um ein Abheben der Haut zu verhindern. Zur Aussteifung der Deckhaut können zwischen den Rippen Stringer eingesetzt werden.

Die zweite, hier favorisierte Möglichkeit sieht eine direkte Verbindung zwischen oberer und unterer Deckhaut vor. Dies kann mit verschiedenen Konstruktionselementen, z.B. mit Seilzügen oder Stegen, geschehen. Letztere können gleichzeitig zur Versteifung in Spannweitenrichtung genutzt werden. Die formvariable Rippe liegt in der Hautstruktur

² Die elastische Deformation der Hinterkante bleibt bei dieser prinzipiellen Betrachtung unberücksichtigt. Die neue Anordnung erfüllt also dieselbe Aufgabe wie die konventionelle Lösung.

und braucht im Gegensatz zur ersten Lösung nur Druckkräfte aufnehmen. Es kann also auf eine aufwendige Lagerung verzichtet werden. Die Hautstruktur muß sich, da der Abstand zwischen den Deckhäuten vorgegeben ist, der Form der Rippen anpassen.

Die beiden in den letzten Abschnitten vorgestellten grundsätzlichen Konstruktionsansätze werden beim Hornkonzept realisiert.

2.2 Funktionsprinzip des Hornkonzeptes

Der in Bild 2.3 dargestellte hornförmige Tragkörper wird an der starren Vorderkante einer Landeklappe drehbar gelagert. Der Tragkörper fungiert dadurch als formvariable Rippe. Die Formvariabilität zeigt sich bei der Betrachtung des in Bild 2.4 (oben) gezeigten vertikalen Schnittes durch den Tragkörper bei verschiedenen Drehstellungen.

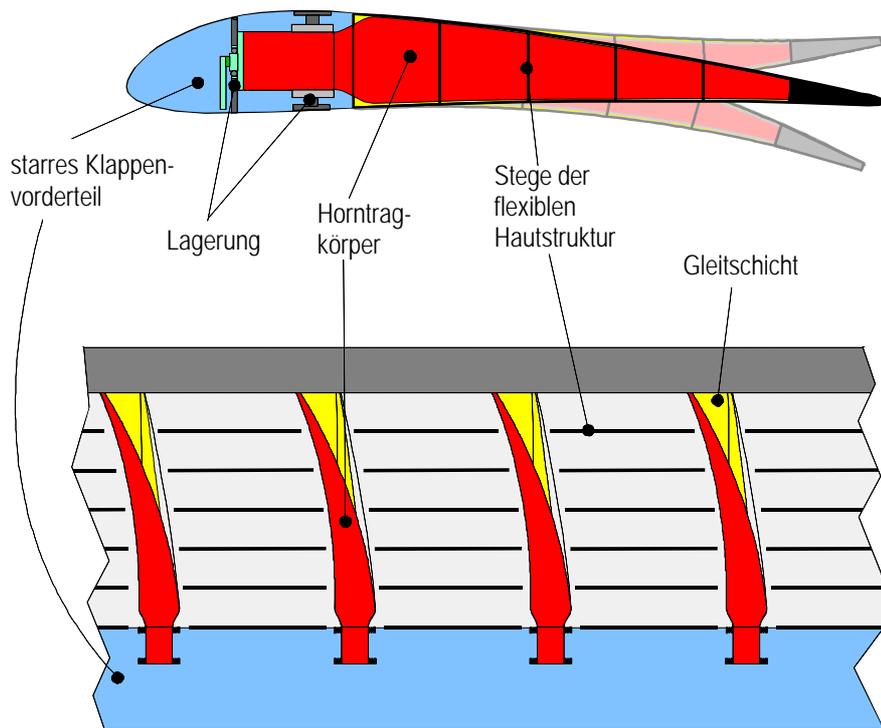


Bild 2.4: Prinzipskizze für das Hornkonzept
oben: Seitenansicht; unten: Draufsicht auf die Klappe ohne obere Deckhaut

Innerhalb der Klappe werden mehrere dieser Tragkörper in Spannweitenrichtung nebeneinander angeordnet (Bild 2.4 unten). Die gestrichelte Linie deutet die Lage der Tragkörper bei extremen Schwenkwinkelstellungen an.

Über die Tragkörper wird eine flexible Hautstruktur, bestehend aus einer oberen und einer unteren Deckhaut, gespannt. Die Deckhäute sind mit Stegen verbunden, so daß sie formschlüssig an den Tragkörpern anliegen. Die Horntragkörper zwingen der Hautstruktur ihre Form auf, die sich aus der jeweiligen Drehstellung der Tragkörper ergibt. Dadurch entsteht das gewünschte Profil an der Hinterkante.

Die Tragkörper liegen linienförmig an der Innenseite der Hautstruktur an. Beim Schwenken der Tragkörper kommt es zu einer Relativverschiebung zwischen Deckhaut und Tragkörper. Um ein reibungsarmes Verschieben zu ermöglichen, muß im Kontaktbereich eine Gleitschicht vorgesehen werden.

2.2.1 Elastische Hautstruktur

Die Hautstruktur besteht aus in Flugrichtung biegeweichen oberen und unteren Deckhäuten, die mit in Spannweitenrichtung verlaufenden Stegen verbunden sind. Die Stege müssen die Relativverschiebung der Deckhäute aufnehmen. Dies ist, wie in Bild 2.5 dargestellt, durch Scharniergelenke oder mit Hilfe elastischer "Gelenke" möglich.

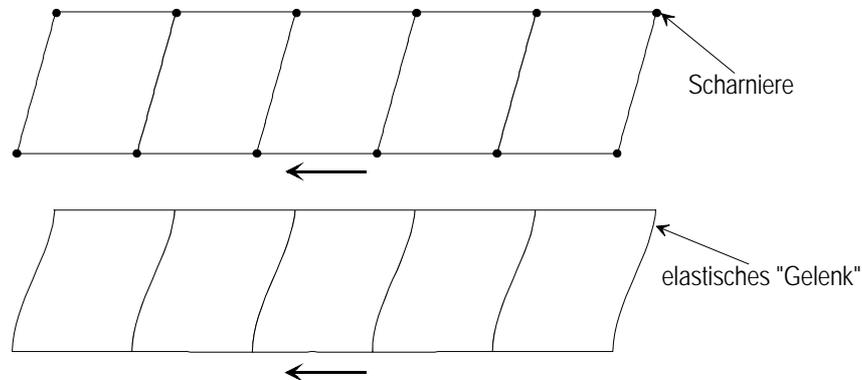


Bild 2.5: Ermöglichung der Relativverschiebung zwischen oberer und unterer Deckhaut durch Scharniergelenke (oben) oder durch elastische Gelenke (unten)

Durch Scharniergelenke kann eine sehr leicht verformbare Hautstruktur realisiert werden, da lediglich die elastischen Kräfte zur Krümmung der Deckhäute (im Bild nicht dargestellt) aufgebracht werden muß. Mit biegeweichen Stegen bzw. elastischen Gelenken sind die Verformungskräfte zwar insgesamt größer, allerdings ist diese Konstruktion wartungsfrei und fertigungstechnisch einfacher zu realisieren. Im Rahmen dieser Arbeit wird daher die Lösung mit elastischen Gelenken weiter verfolgt.

Zur Gewährleistung der Relativverschiebung ist, wie erwähnt, eine Öffnung der Hautstruktur erforderlich. Das Bild 2.6 zeigt hierfür zwei prinzipielle Möglichkeiten.

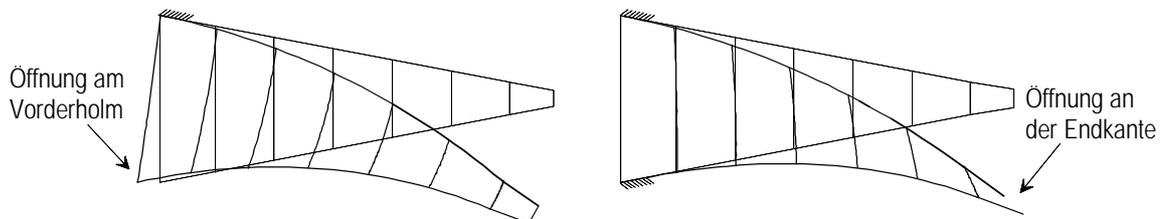


Bild 2.6: Öffnung der Hautstruktur zur Realisierung der Relativverschiebung

links: Nur Ober- oder Unterseite ist fest eingespannt

rechts: Feste Einspannung von Ober- und Unterseite, Öffnung an der Endkante

In der rechten Darstellung ist die Ober- und Unterhaut fest eingespannt. Die Verschiebung der Deckhäute erfolgt an der Endkante, was zu einem starken Kippen der Stege im hinteren Bereich führt. Ist die Verschiebung größer als die Endkantenhöhe, können keine Stege mehr eingesetzt werden. Es muß dann eine spezielle Linearführung (z.B. Führung mit einer Schwalbenschwanzverbindung) vorgesehen werden, die die Deckhäute an der Endkante miteinander verbindet und die Verschiebung ermöglicht.

In der linken Darstellung ist lediglich die Oberhaut fixiert. Die Verschiebung der Deckhäute wird in den Bereich der großen Stege verlagert, was zu wesentlich geringeren Kippwinkeln der Stege führt. Die Endkante bleibt dabei geschlossen.

Das starke Kippen der Stege der ersten Lösung führt zu einer extremen Bauraumeinengung im hinteren Bereich. Andererseits lassen sich mit den Stegen mit elastischem Gelenk die großen Kippwinkel der ersten Lösung nicht realisieren. Aus diesem Grund

wird die zweite Lösung weiter verfolgt. Auf die konstruktive Ausführung der elastischen Stege wird in Kapitel 3 eingegangen.

Im Schwenkbereich der Tragkörper müssen die Stege ausgespart werden. In Bild 2.7 ist ein Steg mit dem entsprechenden Ausschnitt skizziert.

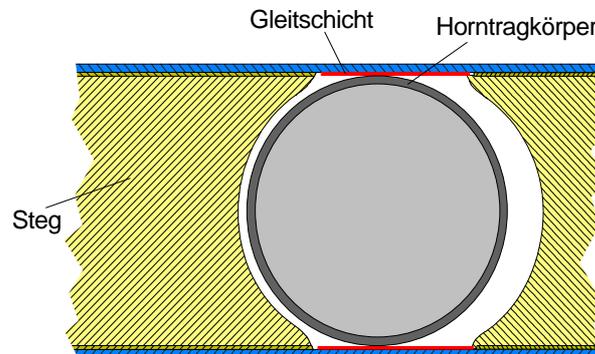


Bild 2.7: Ausschnitte für Horntragkörper

Um die Verformung der Haut im Kontaktbereich gering zu halten, ist die Aussparung des Steges kreisförmig. Mit einer Gleitschicht wird ein möglichst reibungsarmes und verschleißfreies Gleiten zwischen den Horntragkörpern und der Innenseite der Hautstruktur ermöglicht.

2.2.2 Horntragkörper

Ein Horntragkörper kann näherungsweise als Kegelstumpf beschrieben werden, dessen Mittellinie gekrümmt ist. Für die Lagerung geht der Körper im vorderen Bereich in einen zylindrischen Teil über (Bild 2.8).

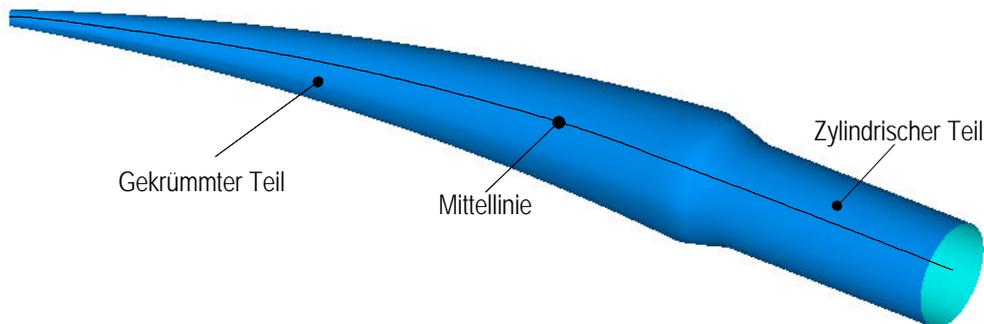


Bild 2.8: Horntragkörper mit zylindrischem Ansatz

In seiner tragenden Funktion muß der Körper sämtliche an der Hinterkante anfallenden Luftlasten an die Klappenvorderkante weiterleiten. Es ist aus diesem Grunde eine biegesteife Auslegung erforderlich. Des weiteren hat der Tragkörper die Funktion, der elastischen Hautstruktur seine Form aufzuzwingen und damit das Profil entsprechend zu wölben.

Zusätzlich übernimmt der Tragkörper eine wesentliche, bereits in 2.1.1 beschriebene Untersetzung der Luftkräfte. Die Luftlasten werden linienförmig in die Tragkörper eingeleitet. Das dabei entstehende Biegemoment wird in der Lagerung der Klappenvorderkante abgesetzt (Bild 2.9). Durch die gekrümmte Mittellinie entsteht zusätzlich ein Torsionsmoment, welches z.B. über einen Hebel zu einem Linearantrieb übersetzt werden kann.

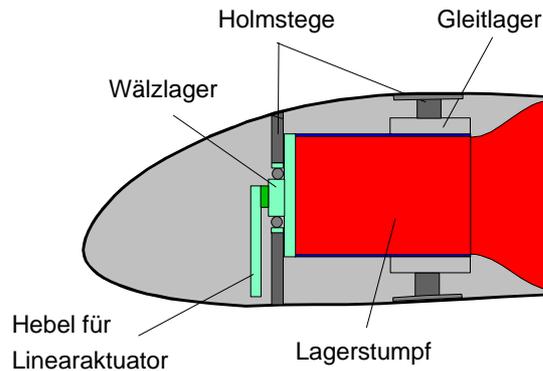


Bild 2.9: Klappen Vorderkante mit integrierter Tragkörperlagerung

Die Lagerung kann, wie in der Abbildung dargestellt, über eine Fest-Los-Lagerung erfolgen. Hierfür sind in der Vorderkante zwei Holmstege erforderlich. Das Loslager wird im Bild als Gleitlager und das Festlager als Kugellager ausgeführt.

2.2.3 Prinzipielle Eigenschaften und Vergleich zum Stand der Technik

Mit dem Hornkonzept lassen sich sehr gleichmäßige, glatte, variable Konturverläufe sowohl auf der Oberseite als auch auf der Unterseite realisieren, da die Hautstruktur formschlüssig an dem gekrümmten Tragkörper anliegt. Die unter 1.2 gezeigten Lösungen zeigen dagegen punktförmige Stützungen der Deckhäute, was zu lokalen Krümmungsänderungen führt.

Der verformbare Bereich, die eigentliche formvariable Hinterkante, besteht lediglich aus zwei Strukturteilen, der Hautstruktur und den Horntragkörpern. Die Horntragkörper können als monolitische Struktur sehr steif und leicht ausgelegt werden und weisen gegenüber den oben beschriebenen Ausführungen keine Gelenke, Führungen, Spindeln oder andere Mechanismen auf. Dies macht die Konstruktion vergleichsweise wartungsfreundlich.

Das Hornkonzept weist einen gegenüber dem Stand der Technik ein geändertes Wirkprinzip auf. Der Kraftfluß ist so gestaltet, daß das durch die Luftkräfte hervorgerufene Biegemoment nicht direkt durch aktive Elemente abgesetzt, sondern durch die starren Horntragkörper. Der Tragkörper setzt dieses Moment passiv im Holmkasten ab.

Zur Verstellung der formvariablen Hinterkante ist ein relativ geringes Torsionsmoment erforderlich welches mit vergleichsweise kleinen Aktuatorkräften gehalten werden.

Im nächsten Kapitel wird das vorgestellte Funktionsprinzip durch eine detaillierte Konstruktion analysiert und verifiziert.

3 Analyse des Funktionsprinzips, Auslegung der Strukturkomponenten

3.1 Einführung

In diesem Kapitel wird eine Detailkonstruktion der Strukturkomponenten durchgeführt mit dem Ziel, das in Kapitel 2 vorgestellte Funktionsprinzip des Hornkonzeptes zu verifizieren. Es wird geprüft, ob es unter Beibehaltung der erforderlichen Struktursteifigkeit möglich ist, die Weiterleitung der Kräfte zum Aktuator und die gewünschte Verformung der Struktur zu garantieren, ohne daß es zu hohen Materialbeanspruchungen kommt. Dazu werden Modelle und Verfahren erstellt, mit denen das prinzipielle Systemverhalten des Hornkonzeptes berechnet und die Strukturkomponenten ausgelegt werden können. Die Modellierung und Analyse erfolgt zum größten Teil mit dem Finite-Elemente Softwarepaket ANSYS® und mit Hilfe des Programms MATLAB. Analytische Berechnungen eignen sich wegen der hohen Bauteilkomplexitäten lediglich zur Abschätzung und Plausibilitätsuntersuchung.

Die Auslegung des Hornkonzeptes wird durch eine Vielzahl von Faktoren beeinflusst. Eine umfassende Optimierung ist wegen der großen Anzahl von Systemparametern, die sich zum Teil untereinander stark beeinflussen, sehr komplex. Das Bild 3.1 dokumentiert die Abhängigkeiten und Einflußfaktoren, die bei der Systemauslegung beachtet werden müssen. Problematisch ist dabei zusätzlich, daß einige Randbedingungen und Anforderungen zum Zeitpunkt der Auslegung nicht klar formuliert sind bzw. von ihr selbst beeinflusst werden.

Das Funktionsprinzip wird daher in diesem Kapitel zunächst an einem konkreten, vereinfachten Beispiel analysiert, wobei nicht alle der in Bild 3.1 dargestellten Einflußfaktoren berücksichtigt werden können. Diese konkrete Auslegung dient dann als Basis für weitere Optimierungen des Gesamtsystems. Es können ausgehend von dieser Referenz Parametervariationen durchgeführt werden, um Sensitivitäten und Grenzen der Auslegung des Konzeptes zu finden.

In Kapitel 5 werden die in diesem Kapitel erarbeiteten Ergebnisse mit dem Bau eines Funktionsdemonstrators verifiziert. Es werden daher schon frühzeitig Fertigungsaspekte mit in die Auslegung einbezogen.

Die Modellierung und Analyse wird am Beispiel der äußeren Landeklappe eines Airbus A340 durchgeführt, da hierfür die notwendigen Basisdaten zur Verfügung stehen. Es werden dadurch die globalen Geometriedaten, die Luftlasten, der Bauraum usw. festgelegt.

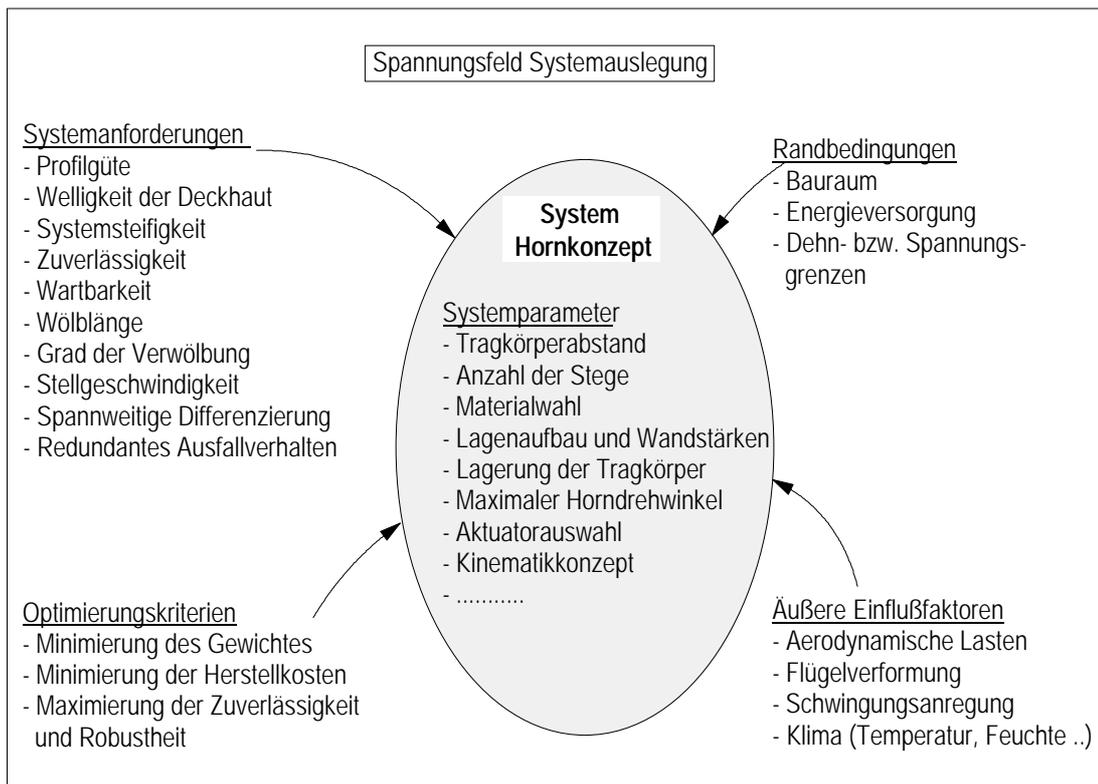


Bild 3.1: Einflußfaktoren für die Systemauslegung

In den ersten Schritten müssen die Modelle so vereinfacht werden, daß die prinzipiellen Eigenschaften unter Einfluß der wesentlichen Rahmenbedingungen wie Bauraum und Lasten analysiert werden können. Die zu Grunde gelegten Vereinfachungen, Randbedingungen und Lasten werden im folgenden Abschnitt zusammengestellt.

3.2 Anforderungen Randbedingungen, Lasten und Annahmen

Wie bereits erwähnt, wird das Landeklappensystem der A340, im speziellen das der äußeren Landeklappe, als Referenzsystem herangezogen. Das Bild 3.2 zeigt die Anordnung der Landeklappen am Flügel.

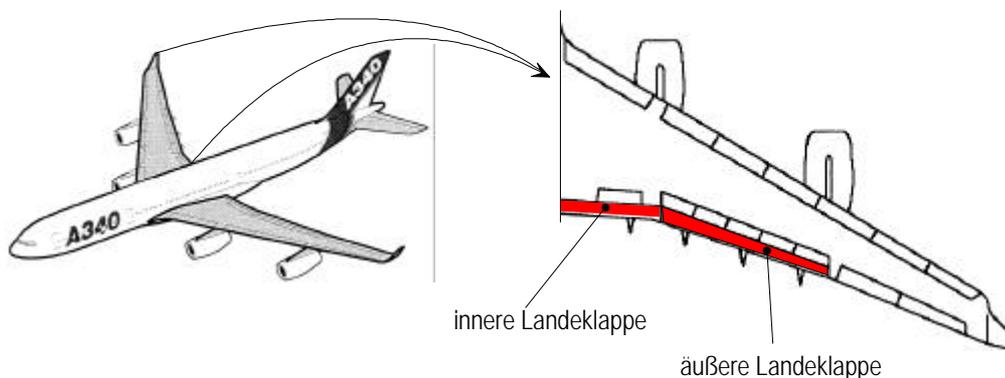


Bild 3.2: Landeklappensystem der A340

Die äußere Landeklappe ist an drei Führungsschienen (Flap-Tracks) gelagert. In der Abbildung (rechts) sind die sogenannten Flap-Track-Fairings, die Verkleidungsteile der Flap-Tracks, dargestellt. Sie ragen über die Endkante des Flügels hinaus.

In Bild 3.3 ist die Seitenansicht eines Flap-Tracks dargestellt. Für Start und Landung kann die Klappe über einen Wagen auf den Flap-Tracks verschoben werden, wobei eine Pendelstütze gleichzeitig eine Verdrehung der Klappe erzwingt.

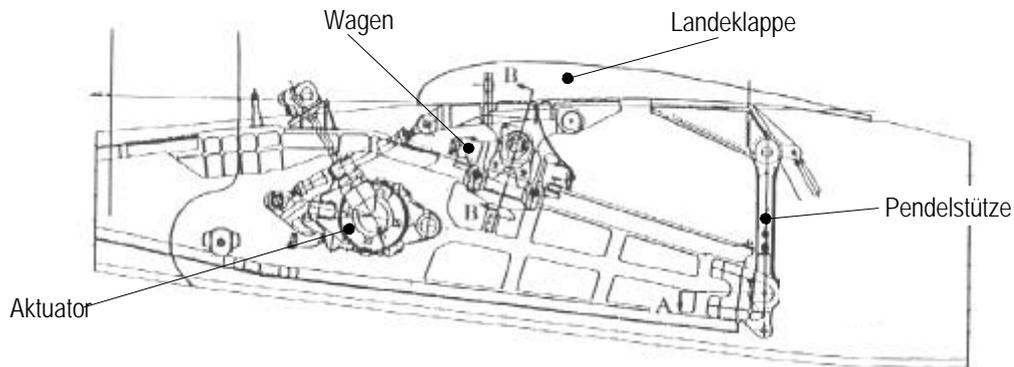


Bild 3.3: Lagerung der Landeklappe an einem Flap-Track mit Wagen und Pendelstütze

Die Landeklappe der A340 besitzt in Spannweitenrichtung eine unterschiedliche Tiefe und Profilierung. In Bild 3.4 ist das FE-Modell der äußeren Landeklappe dargestellt.

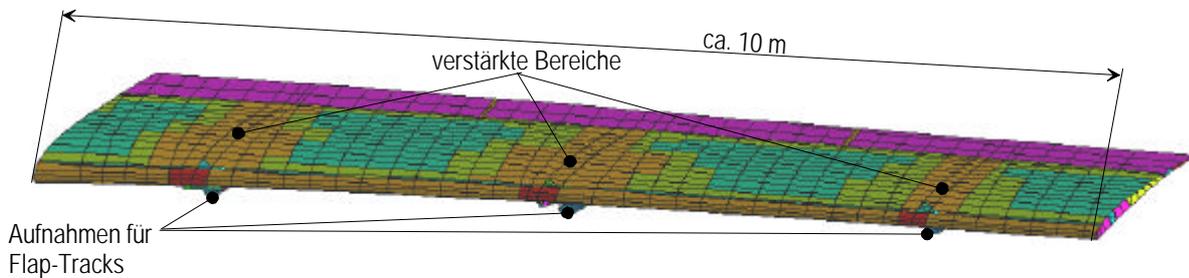


Bild 3.4: FE-Modell der äußeren A340-Landeklappe (aufbereitet aus [58])

Im Bereich der Flap-Tracks ist die Klappe verstärkt, was durch die unterschiedlichen farblich gekennzeichneten Bereiche deutlich gemacht wird. Durch die Verformung der Tragflügel wird der Klappe über die Tracks eine globale Verformung aufgezwungen. Die aerodynamischen Lasten bewirken zusätzlich eine Durchbiegung und eine Torsionsverformung der Landeklappe zwischen den Tracks. Außerdem erfährt die Klappe in Flugrichtung eine Biegeverformung, die von der Torsion überlagert wird.

Zur Vereinfachung wird zunächst eine quasi 2-dimensionale Betrachtung vorgenommen, so daß nur das Verformungsverhalten in Flugrichtung analysiert werden kann. Eine 3-dimensionale Betrachtung, bei der auch Verformungen in Spannweitenrichtung analysiert werden, erfolgt in Kapitel 7. Es wird zunächst ein kleiner Abschnitt der formvariablen Hinterkante der Landeklappe betrachtet, für den ein in Spannweitenrichtung konstantes, trapezförmiges Profil angenommen wird und für den damit auch die Randbedingungen konstant sind.

3.2.1 Definitionen und Geometriefestlegungen

In Bild 3.5 werden die Bezeichnungen für einen Landeklappenschnitt mit einer formvariablen Hinterkante definiert. Der Schnitt befindet sich am inneren Track der äußeren Landeklappen (linker Track in Bild 3.4), also in der Mitte des gesamten Landeklappensystems, und ist senkrecht zum Vorderholm ausgebildet. Es ergeben sich danach folgende Maße für die in Bild 3.5 definierten Bezeichnungen.

Die Tiefe der Landeklappe wird mit c_F bezeichnet und beträgt 1650 mm. Die Wölblänge wird für diesen Schnitt auf $c_{WL}=1000$ mm festgelegt. Der Wölbungsgrad wird durch den

Winkel h definiert und wird auf 10 % der Flügeltiefe c bezogen. Diese beträgt für diesen Schnitt 6000 mm. Der maximale Klappenwinkel beträgt $h = \pm 15^\circ$, wodurch sich ein Ausschlag an der Endkante von $\Delta z = \pm 160$ mm ergibt. Diese großen Ausschläge ermöglichen nach [2] den Einsatz der formvariablen Hinterkante als Querruder. Für die Widerstandsoptimierung sind lediglich $\pm 5^\circ$ erforderlich. Die Bauhöhe an der Vorderkante beträgt $h_v = 180$ mm und an der Endkante $h_E = 15$ mm.

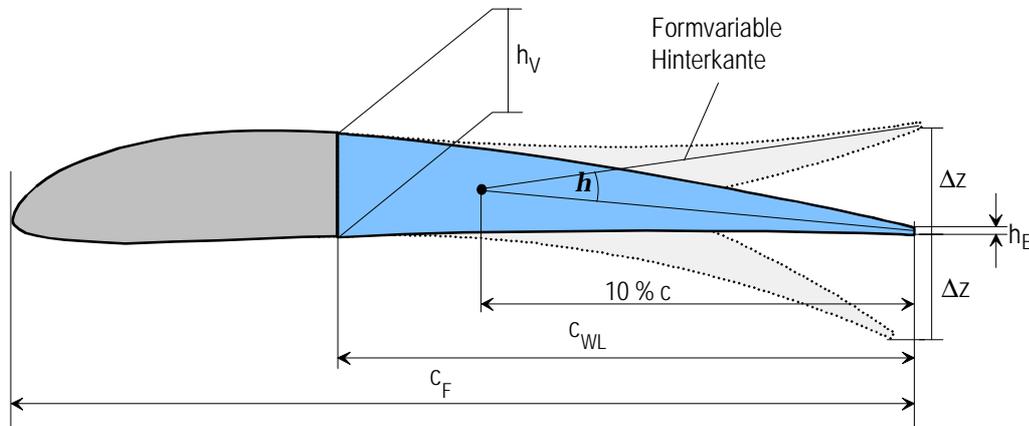


Bild 3.5: Bezeichnungen an der Landklappe mit einer formvariablen Hinterkante

Für die Hautstruktur müssen noch weitere Geometriedaten festgelegt werden, wie z.B. die Anzahl und Position der Stege. Diese Festlegungen sind in Bild 3.6 zusammengefasst.

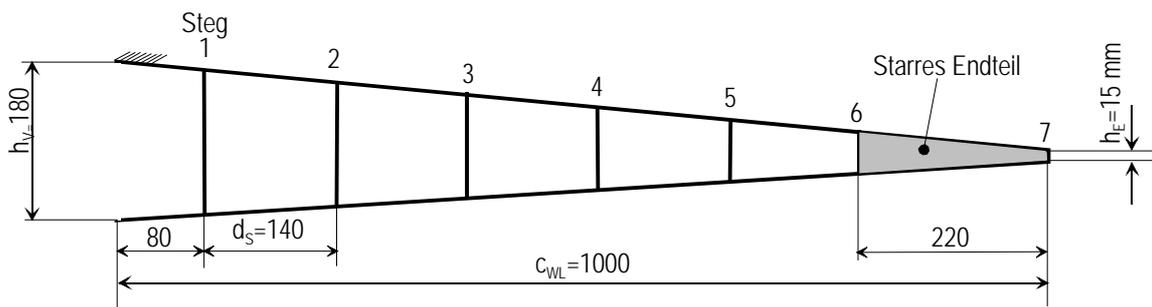


Bild 3.6: Geometriefestlegung für die Hautstruktur

Es werden 5 flexible Stege mit äquidistantem Abstand d_s eingesetzt, der 6. und 7. Steg gehört zu einem starren Endteil. Die Begründung für die Einführung dieser starren Endkante erfolgt in Abschnitt 3.4.

Weiterhin wird in Bild 3.7 (links) der Tragkörperabstand definiert.

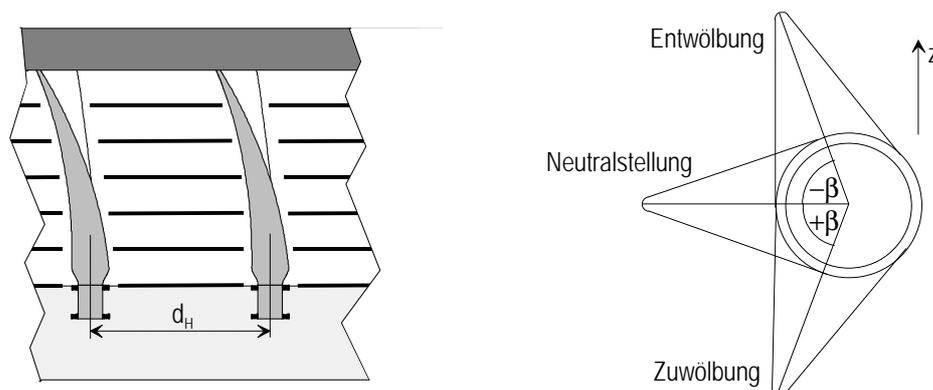


Bild 3.7: Definition von Tragkörperabstand (links) und Tragkörperdrehwinkel (rechts)

Er wird mit d_H bezeichnet und für die folgenden Analysen auf 800 mm festgelegt. Es sind damit insgesamt 12 Tragkörper für die Landeklappe erforderlich (vgl. Bild 3.4). Im rechten Teil des Bildes wird der Tragkörperdrehwinkel b eingeführt. Der zugewölbten Hinterkante ist ein positiver und der entwölbten ein negativer Winkel zugeordnet. In der Neutralstellung ist der Winkel $b=0$.

Die vorgestellten Maße und Daten sind keine willkürlichen Festlegungen, sondern beruhen auf ersten Rechnungen und Abschätzungen, auf die aber hier nicht weiter eingegangen werden soll.

3.2.2 Aerodynamische Belastung der Landeklappe (nach [59])

Die aerodynamischen Lasten sind abhängig von den Flugmanövern. Eine Übersicht über die verschiedenen Lastfälle gibt das Bild 3.8.

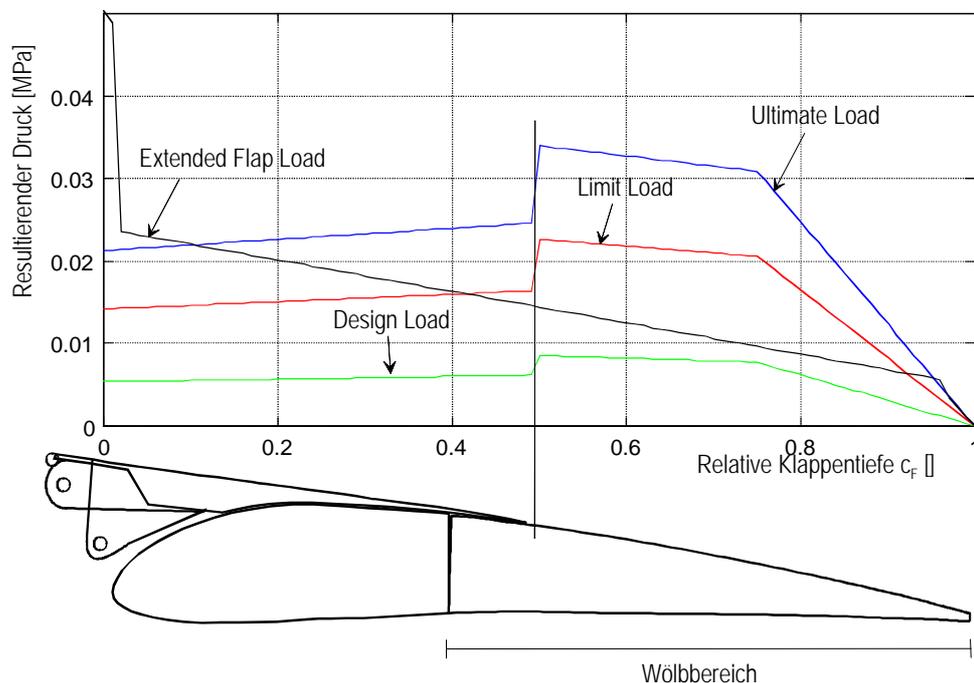


Bild 3.8: Druckverteilung über der Landeklappe für die verschiedenen Lastfälle

Die aerodynamischen Lasten für den Schnellflug, also bei eingefahrener Klappe, sind in der Graphik farbig dargestellt. Bei diesen Lastfällen dichtet der Spoiler die Oberseite der Landeklappe ab, so daß in diesem Bereich ein Teil der Lasten vom Spoiler aufgenommen wird. An der Endkante des Spoilers entsteht entsprechend ein Drucksprung (gestrichelte Linie).

Die Reisefluglast (Design Load) ist definiert als die Luftlast, die sich am Anfang eines Reisefluges mit maximaler Flugmasse ergibt, also bei Erreichen der ersten Höhenstufe (Initial Cruise Altitude). Diese Last wird für Deformations- und Steifigkeitsbetrachtungen sowie für Dauerfestigkeitsuntersuchungen herangezogen.

Die maximale im Flug auftretende Luftlast (Limit Load) resultiert aus einem Manöverlastfall (2,5 g). Für Festigkeitsbetrachtungen wird noch ein Sicherheitsfaktor von 1,5 beaufschlagt (Ultimate Load). Dies ist die maximale Last, die die Struktur ertragen muß, ohne zu versagen.

Die Abbildung zeigt außerdem noch die Druckverteilung für die maximale Last mit ausgefahrener Klappe (Extended Flap), also für den Langsamflug. Sie zeichnet sich durch eine Saugspitze an der Nase der Klappe aus. Im Bereich der formvariablen

Hinterkante überwiegen die Lasten für den Schnellflug, so daß zunächst nur diese betrachtet werden.

Zu bemerken ist, daß sich die angegebenen Druckverteilungen aus einem Druck auf der Unterseite und einem Sog auf der Oberseite zusammensetzen, wobei angenommen werden kann, daß sich Sog und Druck zu je 50 % des Gesamtdruckes aufteilen.

3.2.3 Steifigkeit

Für die Auslegung der Strukturkomponenten des Hornkonzeptes ist die erforderliche Steifigkeit der Landeklappen mit einer formvariablen Hinterkante eine der wesentlichen Anforderungen. In [59] werden einige allgemeine Steifigkeitsanforderungen definiert, wie z.B. die maximal zulässige Welligkeit der Deckhäute. Sie darf einen Wert von $b/a=0,005$ nicht überschreiten, wobei b die Amplitude, also die Höhe des Wellenberges, und a die halbe Wellenlänge darstellt. Die Form einer Welle ergibt sich durch Druck beaufschlagte Deckhäute, die an Rippen oder Stringern befestigt sind. Zusätzlich darf b einen Maximalwert von 3 mm nicht überschreiten. Neben diesen lokalen Anforderungen sind allerdings die globalen Steifigkeiten für die Auslegung von größerer Relevanz.

Zur Bestimmung der globalen Anforderungen wird die Steifigkeit der A340 Landeklappen zu Grunde gelegt. Zunächst wird die erforderliche Steifigkeit der formvariablen Hinterkante in Flugrichtung festgelegt, da diese die Auslegung der Tragkörper bestimmt.

Zur Bestimmung einer Referenzsteifigkeit wird das in Bild 3.4 vorgestellte FE-Modell herangezogen. Der Vorderholm wird fest eingespannt, so daß nur die Verformung der Hinterkante analysiert wird. Durch den in Spannweitenrichtung unterschiedlichen Lagenaufbau der Landeklappen schwanken die Steifigkeiten recht stark für verschiedene Segmente, so daß eine allgemeine Aussage für die Steifigkeit schwer möglich ist.

Das Bild 3.9 zeigt einen Ausschnitt des FE-Modells unter Reisefluglast und der starren Einspannung an dem vorderen Holm. Der dargestellte Teil befindet sich in der Nähe des äußeren Tracks (vgl. 3.4), entspricht also dem definierten Referenzschnitt.

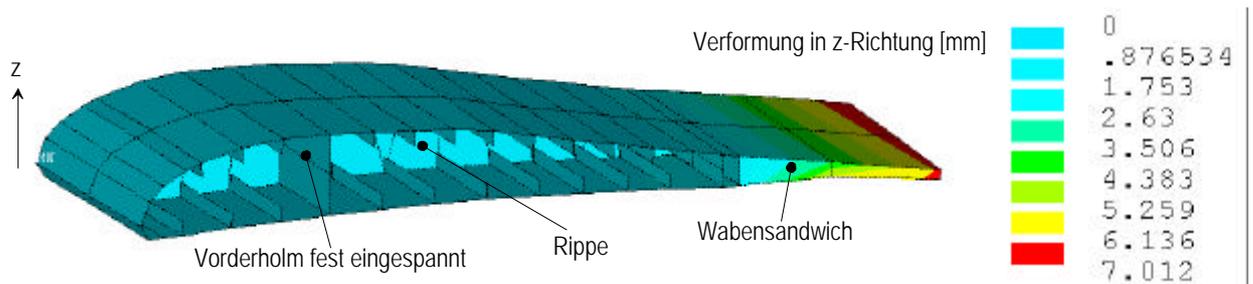


Bild 3.9: Landeklappensegment der A340 unter Reisefluglast

Der Großteil der dargestellten Gesamtverformung an der Endkante von etwa 7 mm resultiert aus dem hinteren Bereich der Landeklappen, der als Wabensandwich ausgeführt ist.

Der Rippenbereich, der ja im wesentlichen durch den formvariablen Teil ersetzt werden soll, verformt sich hingegen nur etwa 1,5 mm bis zum Sandwichübergang. Es wird daher für die Steifigkeit der formvariablen Hinterkante ein Kompromißwert von $D_{z_{el}}=4$ mm angenommen. Dieser Wert gilt für die Ausschläge der Endkante von $\pm 5^\circ$, die den Reiseflughbereich abdecken. Für größere Ausschläge, also für die Querruderanwendung, ist die Profilgüte nicht in dem Maße relevant.

Eine aktive Nachsteuerung der formvariablen Hinterkante wird hier nicht betrachtet, der angegebene Steifigkeitswert gilt also als passive Struktursteifigkeit.

Nach der Festlegung einer Referenzsteifigkeit der formvariablen Hinterkante in Flugrichtung, welche für die Auslegung der Tragkörper von Bedeutung ist, ist weiterhin eine Referenz für das Gesamtverformungsverhalten der Klappe erforderlich.

Auch hier werden entsprechende FE-Analysen³ der A340 Landeklappe zu Grunde gelegt. In Bild 3.10 ist die Verformung der Landeklappe über drei in Spannweitenrichtung verlaufende Knotenreihen des FE-Modells dargestellt.

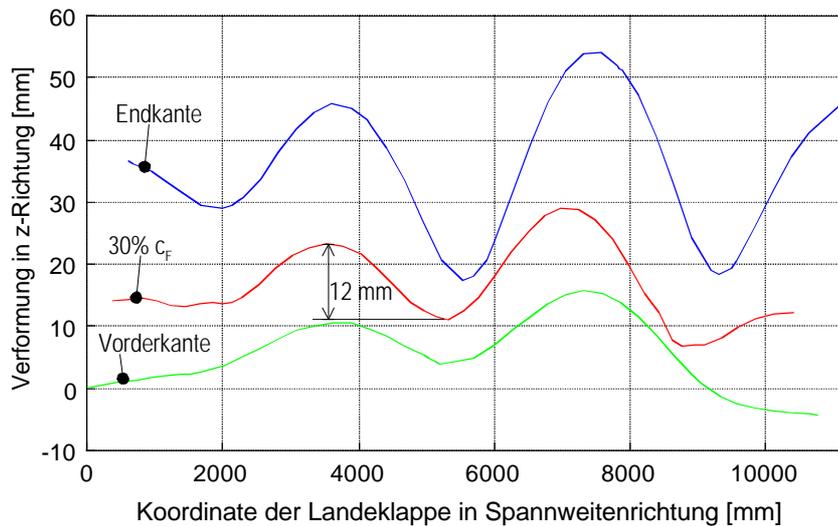


Bild 3.10: Verformungslinien der A340 Landeklappe bei maximaler Luftlast

Die Linien zeigen die Verformung an der Vorderkante, der Endkante und einer Knotenreihe bei etwa 30 % c_f .

Die Darstellung ergibt sich aus zwei FE-Analysen, bei denen der Klappe die Verformung der Flügel aufgezwungen wird, die sich bei maximaler Luftlast (Ultimate Load) ergibt. Bei der ersten geschieht dies mit der zusätzlichen maximalen Belastung der Klappe und bei der zweiten ohne zusätzliche Luftlast. Aus der Differenz leitet sich die dargestellte Verformung der Klappe, bei der nur die Luftlast wirkt, ab. In der Darstellung ist die Verformung der Flap-Tracks enthalten. Aus diesem Grunde liegen die Minima der Kurven nicht bei der Nulllinie. Es ist erforderlich, die Differenz von Minima und Maxima für entsprechende Vergleiche zu Grunde zu legen. So beträgt z.B. die Durchbiegung zwischen dem inneren und dem mittlerem Track bei 30 % c_f etwa 12 mm. Für die Reisefluglast sind diese Werte durch den Faktor 4 zu teilen.

Damit sind die für die Auslegung der formvariablen Hinterkante notwendigen Rahmen-daten festgelegt und es kann mit der Analyse begonnen werden. Im folgenden Abschnitt wird zunächst die Form und Geometrie der Tragkörper generiert.

3.3 Generierung der Tragkörpergeometrie, FE-Modell

Der Generierung der Tragkörpergeometrie kommt eine besondere Bedeutung zu, da durch sie das Profil der Hinterkante bestimmt wird und es zu gewährleisten ist, daß es zu keinem Verklemmen oder zu großem Spiel zwischen Tragkörper und Deckhäuten kommt.

³ Die Ergebnisse der FE-Analysen wurden von der Dasa-Airbus in Bremen zur Verfügung gestellt. Das FE-Modell und die Analysen wurden mit NASTRAN erstellt.

Die Form des Horntragkörpers wird im wesentlichen durch die Profilvergabe für die Neutralstellung ($b=0$) und die extremen Wölbstellungen ($b=b_{\max}$) bestimmt. Die Zwischenstellungen stellen Linearkombinationen dieser beiden Profile dar.

Die Festlegung des maximalen Schwenkwinkels b_{\max} von ist zentraler Bedeutung, da durch ihn die Stärke der Krümmung des Tragkörpers bestimmt wird. Für große maximale Schwenkwinkel ist beispielsweise eine kleine Krümmung erforderlich.

Wie in 3.2 festgelegt, ist das Profil der Hinterkante in der Neutralstellung trapezförmig. Der Tragkörper ist also nur in einer Ebene gekrümmt. Da keine Profilvergaben für die formvariable Hinterkante vorliegen, wird diese Krümmung als konstant angenommen, die Profilober- und unterseite bilden somit Kreissegmente. Nach [9] ist dies auch aus aerodynamischer Sicht sinnvoll, da hiermit die geringsten Krümmungsradien des Profils realisiert werden.

Zur Modellierung der Tragkörpergeometrie⁴ wird eine Mittellinie mit n Stützstellen definiert, an denen sich die einzelnen, zur Mittellinie senkrecht stehenden, kreisförmigen Querschnitte aufreihen. Das Prinzip der Modellierung ist in Bild 3.11 skizziert.

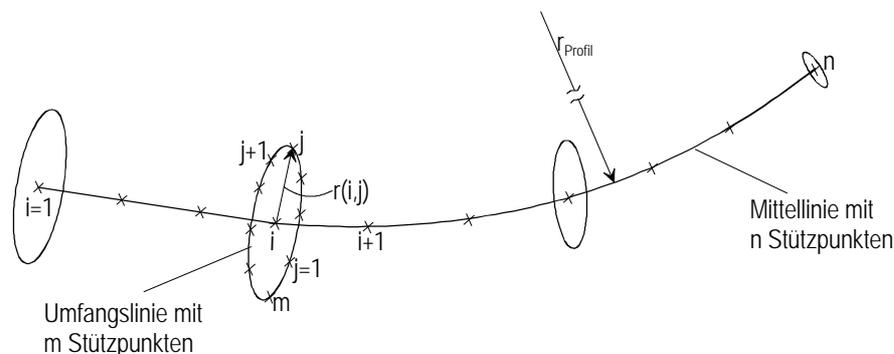


Bild 3.11: Modellierung der Tragkörpergeometrie durch eine Mittellinie, auf der kreisförmige Querschnitte aufgefädelt werden

Die Mittellinie wird entsprechend der Profilvergaben, also durch r_{Profil} und der Definition von b_{\max} , vorgegeben. Die Querschnitte werden durch die Radien r_{ij} beschrieben, wobei i eine Stützstelle der Mittellinie und j eine Stützstelle des Kreisumfangs kennzeichnet.

Die zur Verfügung stehende Bauhöhe für den Tragkörper innerhalb der Hautstruktur, also die Größe von r_{ij} , ist durch den Abstand zwischen Ober- und Unterhaut und damit durch die Höhe der Stege bestimmt. Würde dieser Abstand für alle Drehwinkel konstant sein, wäre auch r_{ij} für ein festes i konstant. Die Querschnitte der Tragkörper wären kreisförmig. Die Kinematik der Hautstruktur führt jedoch zu Abweichungen der Querschnitte von der Kreisform.

In Bild 3.12 (oben) ist der Tragkörper in zwei Positionen dargestellt, darunter ist die entsprechende Verformung der Hautstruktur skizziert. Zwei Effekte, in der Abbildung mit ① und ② gekennzeichnet, bewirken eine Abweichung von der Kreisform. Diese Abweichung wird im folgenden als Abplattung bezeichnet.

Wegen der Relativverschiebung der unteren gegenüber der oberen Deckhaut kommt es zu einer Verformung der Stege, was zu einer Einengung des Tragkörpers, also zu einer Abplattung führt. Dieser Effekt ist mit ① gekennzeichnet und ist an den vorderen Stegen am größten.

Die Fixierung der Hautstruktur an der Oberseite der starren Vorderkante fungiert als eine Art Drehpunkt für die Hinterkante. Dies bewirkt, daß sich die Hautstruktur mit

⁴ Die Modellierung der Tragkörpergeometrie wird mit MATLAB durchgeführt.

zunehmender Wölbung auf den Tragkörper schiebt. Das Aufschieben der Deckhaut auf den Tragkörper ist mit ② gekennzeichnet und bewirkt ebenfalls eine Einengung des Bauraums.

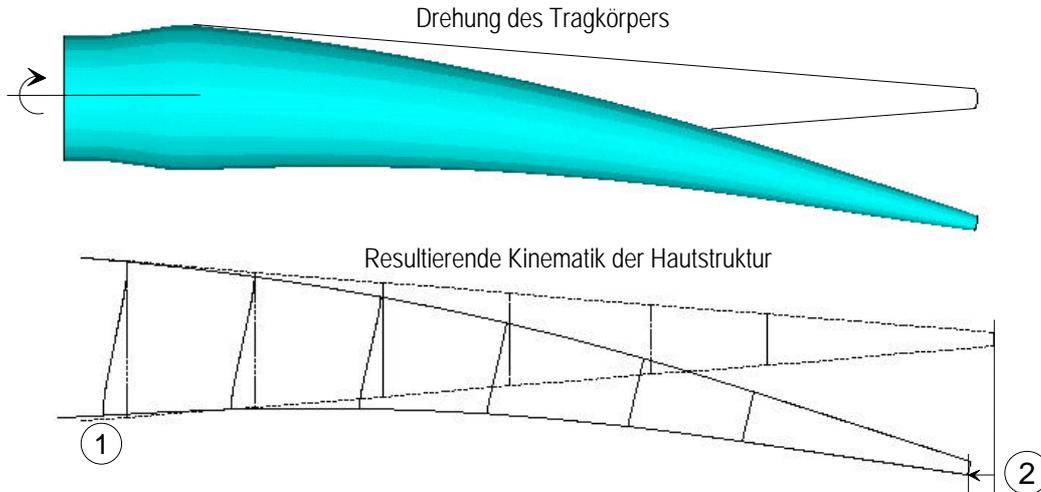


Bild 3.12: Verformte Hautstruktur mit der entsprechenden Tragkörperschwenkstellung

Beide Effekte resultieren aus der Kinematik der Hautstruktur und müssen bei der Modellierung der Tragkörpergeometrie berücksichtigt werden. Problematisch ist dabei, daß die Tragkörpergeometrie selbst die Hautstrukturverformung vorgibt.

Es ist also erforderlich, die Verformung der Hautstruktur vorherzusagen, um den Einfluß auf die Tragkörperform zu bestimmen. Hierzu wird ein numerisch-geometrisches Modell generiert, für das zwei Annahmen getroffen werden:

1. Die Bogenlänge der Deckhäute ist konstant, daß heißt Dehnungen der Deckhäute in Flugrichtung werden vernachlässigt.
2. Die Verformung der Stege wird als reine Kippbewegung vereinfacht, daß heißt der Abstand der Verbindungspunkte der Stege mit den Deckhäuten ändert sich nicht.

Die Vorgehensweise zur Modellierung ist in Bild 3.13 skizziert.

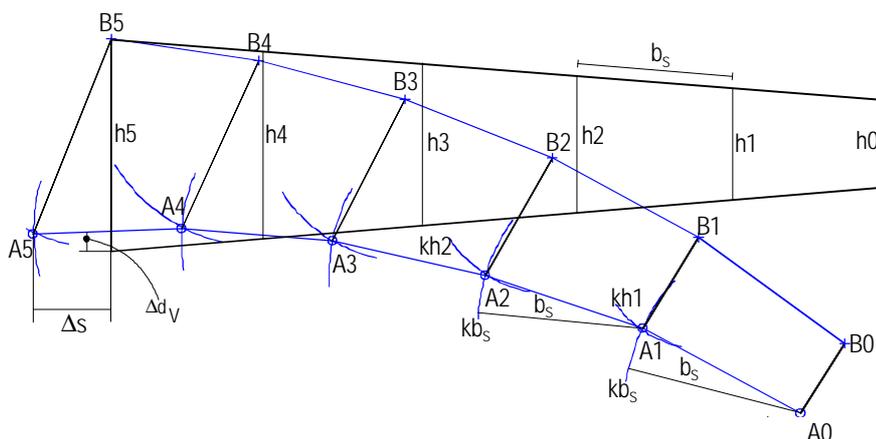


Bild 3.13: Modellierung der Hautstrukturverformung (Prinzipische Skizze)

Das Bild zeigt ein Trapezprofil für die Neutralstellung mit dem Abstand der Verbindungspunkte der Stege b_s und Höhen h_1, h_2, \dots . Außerdem wird die obere Kontur des maximal gewölbten Profils vorgegeben. Diese wird durch ein Kreissegment mit den Stützstellen B_0, B_1, \dots gebildet. Mit der Höhe h_0 ist dann auch der Punkt A_0 definiert. Da die Bogenlänge der Deckhäute als konstant angenommen wurde, ist auch die Länge b_s

konstant. Unbekannt ist die Kontur der unteren Deckhaut der verformten Hautstruktur. Diese wird mit folgendem numerisch-geometrischen Verfahren berechnet:

Vom Punkt $A0$ aus wird ein Kreisbogen ks mit einem Radius bs und ein weiterer Kreisbogen $kh1$ vom Punkt $B1$ mit dem Radius $h1$ geschlagen. Der Schnittpunkt dieser beiden Kreissegmente wird mit $A1$ bezeichnet. Der Punkt $A1$ bildet den ersten Stützpunkt der verschobenen unteren Deckhaut. Von diesem Punkt wird ein weiterer Bogen ks und vom Punkt $B2$ ein Bogen $kh2$ geschlagen, wodurch man den Schnittpunkt $A2$ erhält und damit den zweiten Stützpunkt. Mit der Wiederholung dieses Vorganges erhält man die Kontur der kompletten verschobenen Unterhaut bis zum Punkt $A5$. Dieses Verfahren läßt sich mit beliebig vielen Stützpunkten realisieren, so daß eine glatte untere Kontur resultiert.

An der Öffnung der Hautstruktur auf der Unterseite ergibt sich eine Verschiebung Δ (Bild 3.13). Diese bewirkt die vertikale Verschiebung Δd_v der unteren Deckhaut gegenüber der Neutralstellung. Der Radius des Horntragkörpers muß in diesem Bereich also um den Wert Δd_v reduziert werden. Dies ist der in Bild 3.12 mit ① bezeichnete Effekt. Er nimmt zur Endkante hin ab wodurch sich an anderen Positionen (z.B. $A3$) kleinere Verschiebungen und damit kleinere Reduktionen der Radien ergeben.

Der zweite, in Bild 3.12 mit ② bezeichnete Effekt wird durch das Bild 3.14 erklärt.

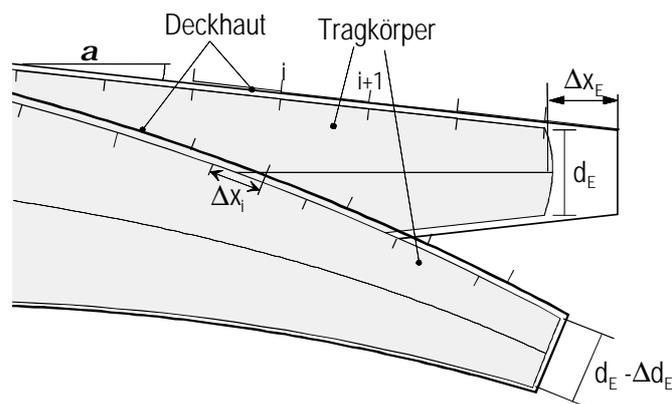


Bild 3.14: Aufschieben der Hautstruktur auf den Tragkörper

Während die Bogenlänge der Deckhaut bei der Verformung der Hautstruktur gleich bleibt, ändert sich die mit der Haut in Kontakt stehende Bogenlänge des Horntragkörpers mit dem Drehwinkel b . Dies soll durch die Markierungen an Deckhaut und Tragkörper verdeutlicht werden. Die Differenz dieser Bogenlängen ist Δx_i an der i -ten Stützstelle und an der Endkante Δx_E . Mit dieser Differenz, dem Zuspitzungswinkel der Profilkante a und dem Durchmesser des Tragkörpers $d(x)$ läßt sich die Einengung berechnen. Dadurch ergibt sich z.B. am Ende des Tragkörpers eine Reduktion des Durchmessers von $\Delta d_E = \tan(\alpha) \times \Delta x_E$. Der Effekt nimmt nach vorne hin linear ab und verschwindet an der Einspannung der oberen Deckhaut.

Beide Berechnungen, die des Effektes ① und ②, werden für eine diskrete Anzahl von Wölbstellungen zwischen der Neutralstellung und der Maximalwölbung durchgeführt. Für jede Stellung ergibt sich durch die beiden beschriebenen Effekte ein entsprechender Wert für die Bauhöhe innerhalb der Hautstruktur und damit für r_{ij} .

Die nicht symmetrische Lagerung der Hautstruktur führt zu einem unterschiedlichen Verformungsverhalten der Hautstruktur für die Zu- und Entwölbung. Dies verdeutlicht das Bild 3.15.

Der Effekt ②, also das Aufschieben der Hautstruktur auf den Tragkörper, ist beim Entwölben deutlich schwächer ausgeprägt. Es kommt sogar bei kleinen Drehwinkeln zunächst zum gegenteiligen Effekt, so daß der Radius für diese Drehwinkel vergrößert werden muß. Auch der Effekt ① hat beim Entwölben einen deutlich geringeren Einfluß.

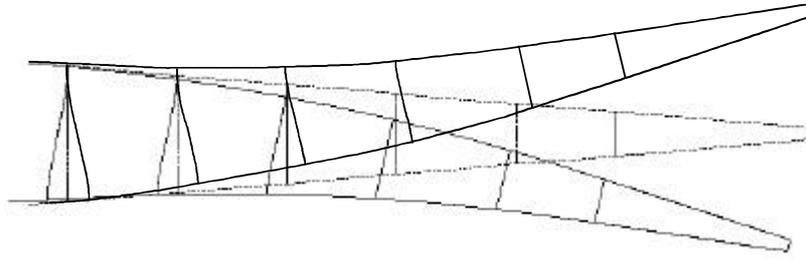


Bild 3.15: Verformung der Hautstruktur für Zu- und Entwölbung

Wegen des unterschiedlichen Verhaltens ist die Berechnung der Radien für positive und negative Schwenkwinkel getrennt durchzuführen, die Vorgehensweise ist jedoch dieselbe.

Das Ergebnis der Modellrechnungen sind Radienverläufe r_{ij} für die Tragkörperdrehwinkel von $-b_{max}$ bis $+b_{max}$. Wegen der in Bild 3.15 gezeigten unterschiedlichen Verformungen der Hautstruktur für Zu- und Entwölbung ist der entsprechende Durchmesser des Tragkörpers $d_i(-b_{max}) \neq d_i(b_{max})$. Für das Tragkörperende ergeben sich z.B. $d_E(-b_{max})=23,2$ mm und $d_E(b_{max})=18,1$ mm.

Dies bedeutet, daß der maximale Drehwinkel kleiner als 90° sein muß, da es sonst zu einer Unstetigkeit im Radienverlauf kommen würde. Um weiterhin einen zu starken Gradienten im Radienverlauf zu vermeiden, muß ein genügend großer Übergangsbereich geschaffen werden, also ein Winkelbereich, der keinen Kontakt zur Haut hat.

Es stellt sich heraus, daß ein Übergangsbereich von 40° ausreichend ist, wodurch sich ein maximaler Schwenkwinkel $b_{max}=-b_{max}=70^\circ$ ergibt.

Das Ergebnis der Gesamtanalyse ist eine Matrix r_{ij} mit $i=1:n$ und $j=1:m$. Im Bild 3.16 sind die angepaßten Querschnitte des Tragkörpers als Resultat für die Radienberechnung aufgezeichnet.

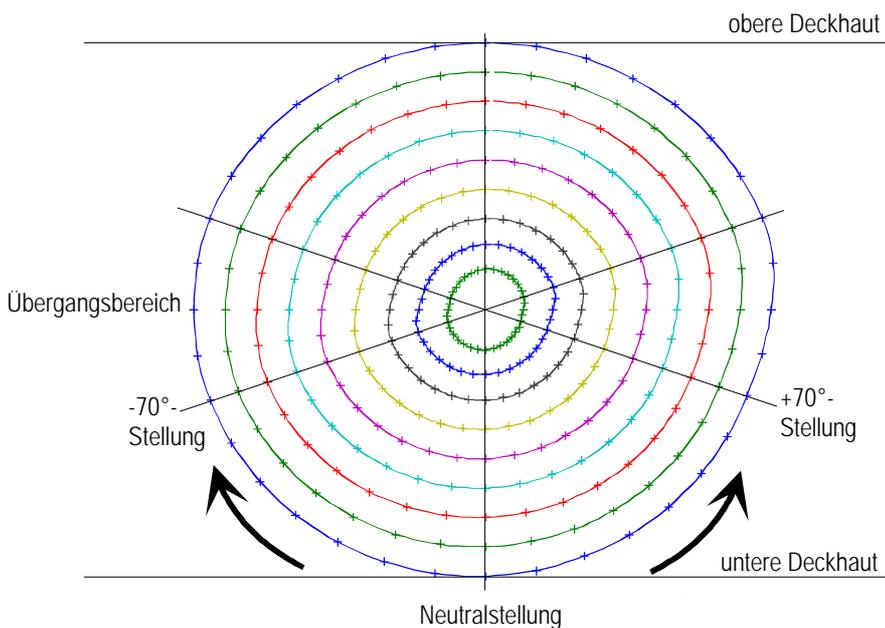


Bild 3.16: Angepaßte Querschnitte des Tragkörpers

An den kleinen Querschnitten am Tragkörperende läßt sich deutlich der Einfluß des Effektes ②, also des Aufschiebens der Hautstruktur, erkennen. Die Querschnitte sind stark oval.

Am großen Querschnitt (dunkelblaue Linie) ist in der +70°-Stellung gegenüber der Neutralstellung eine Einbuchtung zu erkennen. Die Abplattung beträgt hier etwa 5 mm.

Mit dem vorgestellten numerisch-geometrischen Näherungsverfahren lassen sich die Verformungen der Hautstruktur und damit der Horngeometrie für beliebige Profile berechnen.

Die Matrix r_{ij} steht damit für weitere Berechnungen zur Verfügung. Mittels Interpolation wird eine, von den vorher bestimmten Stützstellen unabhängige, Punktwolke n_{xyz} erzeugt. Mit einer kosinusförmigen Kontur wird der Übergang von dem hornförmigen Bereich in den zylindrischen Bereich realisiert. Die Punkte bilden direkt die Knoten eines FE-Modells und werden entsprechend zu Elementen verbunden [60]. Das Ergebnis ist in dem Bild 3.17 als Drahtmodell dargestellt.

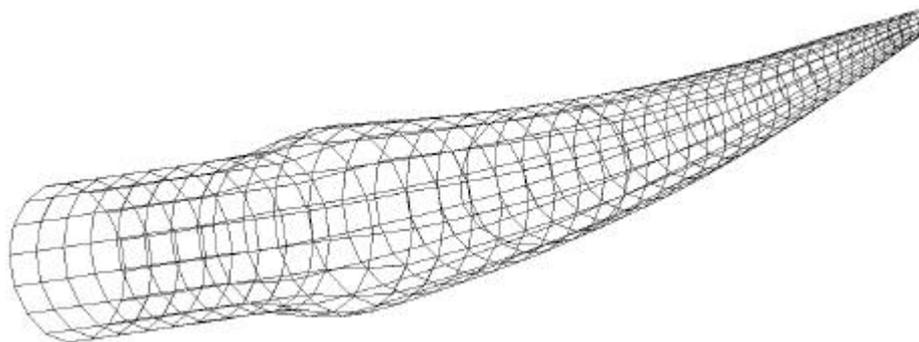


Bild 3.17: Drahtgitter des Horntragkörpermodells

Das Modell wird in ANSYS® weiter bearbeitet und besteht ausschließlich aus rechteckigen Elementen, die sich zum dünnen Ende des Tragkörpers hin entsprechend verkleinern. Die Netzdichte ist in beiden Richtungen des Modells frei wählbar.

3.4 Verifikation des Funktionsprinzips

Ziel ist es, das Funktionsprinzip des Hornkonzeptes mit Hilfe des im letzten Abschnitt erstellten Tragkörpermodells zu verifizieren. Dies ist nur mit einer realistischen Abbildung der Interaktion zwischen Tragkörper und Hautstruktur möglich. Es muß also ein Modell aufgebaut werden, mit dem das Kontaktverhalten zwischen Tragkörper und Deckhäuten analysiert werden kann. Dazu ist zunächst die Generierung eines FE-Modells der Hautstruktur erforderlich, in das der Tragkörper eingebettet wird.

3.4.1 FE-Modell der Hautstruktur mit integriertem Horntragkörper

Die Modellierung der Deckhäute und Stege erfolgt mit Schalenelementen⁵. Die Stege werden im Schwenkbereich der Tragkörper unterbrochen. Das Bild 3.18 zeigt den Modellaufbau mit dem bereits eingebetteten Tragkörper.

Um das globale Strukturverhalten möglichst realistisch darzustellen, sind in den Stegen elastische "Gelenke" vorgesehen. Sie werden durch entsprechende dünne Bereiche in den Stegen realisiert. Auf die Problematik der biegeweichen Stege wird in 3.6 detailliert eingegangen.

⁵ Mit Schalenelementen können nur Spannungen und Dehnungen in der Schalenebene analysiert werden. Sie sind geeignet für die Analyse dünnwandiger Strukturen.

Die Modellierung der Interaktion zwischen Tragkörper und Hautstruktur wird durch sogenannte Kontaktelemente ermöglicht. Diese Kontaktelemente werden zwischen den Knoten der Horntragkörper und den Elementen der Hautstruktur gebildet [61]. Durch die "Berührung" eines Knoten des Tragkörpers mit einem Hautelement wird eine Steifigkeit (Kontaktsteifigkeit) aufgebaut, die den Knoten an der weiteren Durchdringung der Elementebene hindert.

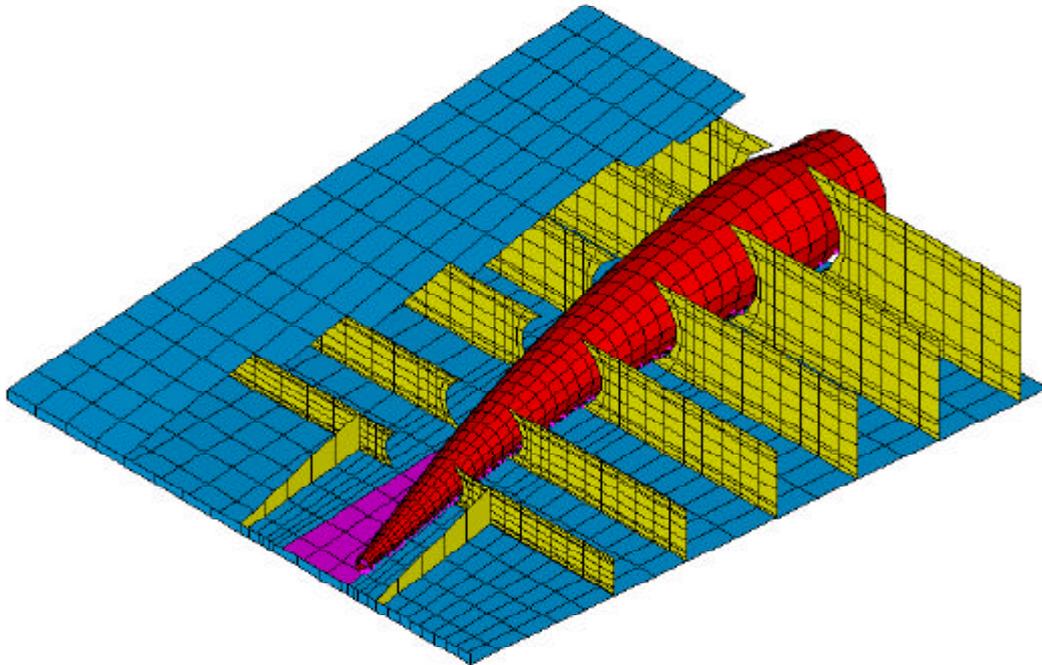


Bild 3.18: Aufgeschnittenes Segment des FE-Modells der Hautstruktur mit eingebettetem Tragkörper

Die Kombination jedes Tragkörperknotens mit jedem Hautelement würde zu mehreren Millionen Kontaktelementen führen. Um die Anzahl möglichst gering zu halten, muß die Kombinationsmöglichkeit eingeschränkt werden. Dies geschieht zum einen durch die Modellierung eines Kontaktbereiches, der in dem Bild pink dargestellt ist und in mehrere Teilflächen unterteilt ist, zum anderen durch eine Abschätzung der durch die Drehung der Tragkörper in Kontakt kommenden Knoten und Elemente. Mit diesen Einschränkungen läßt sich die Anzahl auf einige Tausend Kontaktelemente reduzieren.

Bei dem in Bild 3.18 dargestellten Klappensegment ist der in 3.2.1 definierte Tragkörperabstand von 800 mm zu Grunde gelegt. Die Freiheitsgrade der Ränder des Segmentes werden gekoppelt, so daß eine unendlich lange Klappe simuliert wird. Der Tragkörper wird an seinem kurzen Stumpf eingespannt, die Lagerung des Tragkörpers in der Klappenvorderkante wird hier also zunächst nicht simuliert. Die Vorgabe des Schwenkwinkels erfolgt an der Einspannung des Tragkörpers. Die Luftlasten können als Druck auf der Ober- und Unterseite beaufschlagt werden. Dieser entspricht der in Bild 3.8 angegebenen Druckverteilung.

3.4.2 Analyse der Hautstrukturverformung, Paßgenauigkeit

Es wird zunächst untersucht, ob die unter 3.3 beschriebene Modellierung der Hautstrukturverformung mit den Ergebnissen der Finite-Elemente-Analyse übereinstimmt.

Dazu wird die erste Rechnung mit einem Tragkörperdrehwinkel von $b=60^\circ$ ohne Beaufschlagung der Luftlast durchgeführt. In Bild 3.19 ist das Ergebnis dieser

Rechnung mit einer Seitenansicht dargestellt. Das Bild demonstriert qualitativ die gute Paßgenauigkeit des Tragkörpers in der verformten Hautstruktur.

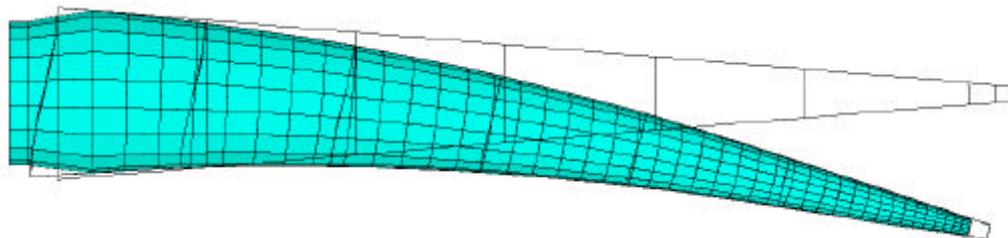


Bild 3.19: Seitenansicht der zugewölbten Klappe

Der Vergleich der in 3.2 simulierten Kontur der Hautstruktur mit den Ergebnissen der FE-Analyse zeigt eine sehr gute Übereinstimmung. Dies verdeutlicht ein beispielhafter Vergleichswert. Es ergibt sich für die Verschiebung Δs der unteren Haut (siehe Bild 3.13) der entsprechenden Rechnung aus 3.2 ein Wert von $\Delta s(\text{GEO})=27,8$ mm (GEO=Geometrische Bestimmung aus 3.2). Der zugehörige Wert aus der FE-Rechnung ist $\Delta s(\text{FE})=27,7$ mm (FE=FE-Rechnung). Die sich daraus ergebende Bauraumeinengung ist $\Delta d_v(\text{GEO})=4,4$ mm und $\Delta d_v(\text{FE})=4,2$ mm. In der leichten Differenz der letzten Werte macht sich der Einfluß der elastischen Verformungen bemerkbar, die bei der geometrischen Modellierung nicht mit einbezogen wurde. Es kommt bei der FE-Analyse gegenüber der Annahme zu geringeren Einengungen, da die Deckhäute im Kontaktbereich leicht nachgeben. Diese geringe Abweichung läßt sich durch eine Vorspannung der Haut ausgleichen. Dies könnte durch ein Aufschieben der Hautstruktur auf die Tragkörper um etwa 4 mm erreicht werden. Weitere Untersuchungen mit negativen Wölbungen zeigen ebenfalls eine sehr gute Übereinstimmung.

Mit dem unter 3.2 vorgestellten Verfahren zur Modellierung der Hautstrukturverformung lassen sich also die Tragkörperkonturen gut bestimmen.

Die Randfaserdehnungen der Deckhäute betragen für die Rechnung von Bild 3.19 bei einer Hautdicke von $t_H=3$ mm maximal 0,08 %. Die hohen Werte treten an den Steganbindungen und im Kontaktbereich der Tragkörper auf. Außerhalb dieser höher belasteten Bereiche ergeben sich Werte von etwa 0,05 %. Der theoretische Vergleichswert läßt sich aus dem vorgegebenen Krümmungsradius r_{Profil} (siehe Bild 3.11) berechnen. Dieser beträgt für die stärker gekrümmte Unterseite 3,06 m. Damit ergibt sich mit $e=t/(2 \times r_{\text{Profil}})$ ein Wert von 0,049 % und somit eine gute Übereinstimmung.

Die Deckhäute werden also durch die Biegeverformung relativ gering beansprucht. Eine Analyse des Verformungsverhaltens der Stege erfolgt in Abschnitt 3.6.

Zu bemerken ist, daß die Verformungskräfte fast ausschließlich am Ende des Tragkörpers aufgebracht werden. Dies führt zu einer hohen Belastung in diesem Bereich. Im nächsten Abschnitt werden Maßnahmen zur Minimierung dieser Lasten diskutiert.

3.4.3 Minimierung der Linienlast zwischen Hautstruktur und Horntragkörper

Die Kraftübertragung zwischen Tragkörper und der Innenseite der Deckhäute erfolgt linienförmig über die gesamte Länge des Tragkörpers. Die Höhe der Linienlast q gibt dabei ein Maß für die Belastung der Kontakt- bzw. Gleitschicht zwischen Tragkörper und Deckhaut an. Da sich die zur Verformung notwendigen Kräfte auf das Tragkörperende konzentrieren, führt dies zu hohen Linienlasten. Einen zusätzlichen negativen Effekt bewirkt das "scharfkantige" Ende des Horntragkörpers. Dies führt zu einem Aufkanten des Tragkörperendes auf der Deckhaut (Bild 3.20).

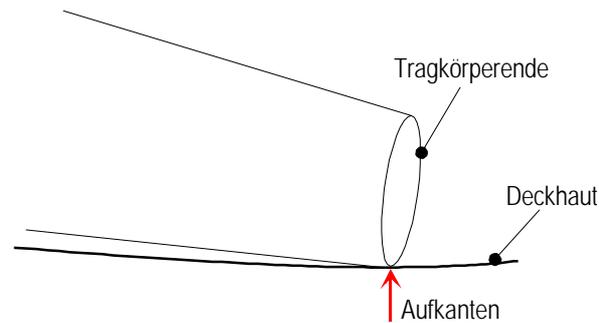


Bild 3.20: Aufkanten des Tragkörperendes auf der Deckhaut

Eine Reduktion der hohen Belastung des Tragkörperendes wird durch zwei Maßnahmen erreicht:

1. Im hinteren Bereich der Hautstruktur werden Rippen eingesetzt, diese sind bereits in Bild 3.18 dargestellt. Die Tragkörperkontur muß dementsprechend in diesem Bereich trapezförmig ausgeführt werden.
2. Der Durchmesser des Tragkörpers wird auf den letzten 100 mm kosinusförmig bis auf maximal 10% reduziert, so daß sich die Deckhaut gleichmäßig an dem Tragkörper anschmiegt.

Das starre Endteil hat eine Länge von 220 mm (siehe Bild 3.6). Der Tragkörper wird am Ende mit einem Übergang leicht im Durchmesser reduziert. Dies geschieht mit einem Verlauf, der einer Kosinuskurve entspricht.

Diese Maßnahmen bewirken einen gleichmäßigeren Verlauf der Kontaktkräfte. Das Bild 3.21 (oben) zeigt die auf den Horntragkörper wirkenden Kontaktkräfte für $b=60^\circ$ und mit Beaufschlagung der Reisefluglast.

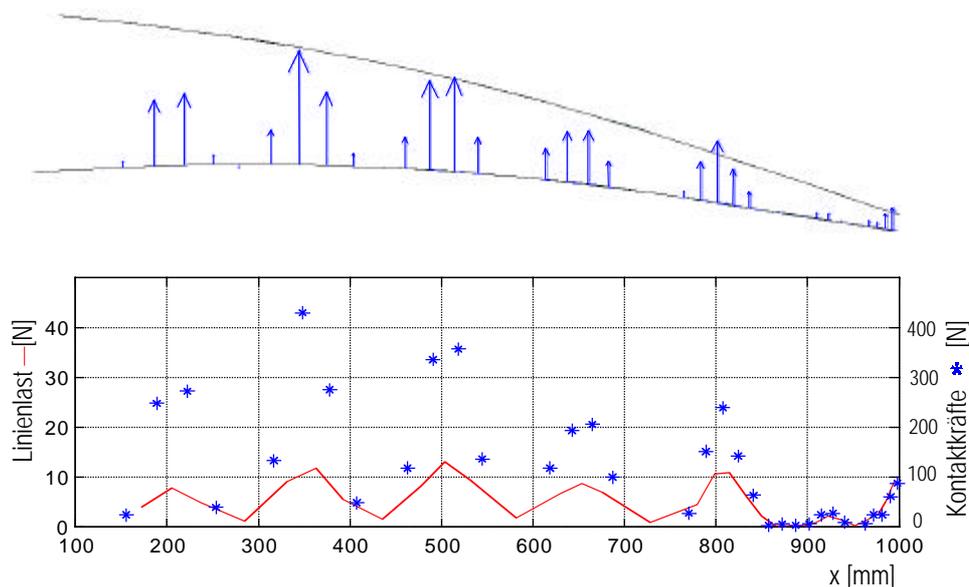


Bild 3.21: Belastung des Tragkörpers durch die Linienlast

oben: Darstellung der auf den Tragkörper wirkenden Kontaktkräfte

unten: Übertragung der Kontaktkräfte und Berechnung der Linienlast durch Mittelung

Die Kräfte werden in Form von Pfeilen dargestellt. Im dem unteren Diagramm sind diese Kräfte als Kreuze noch einmal aufgetragen. Durch Mittelung dieser Kräfte ergibt sich eine Kurve für die Linienlast (rote Linie). Die Linienlast erreicht im Bereich der Stege ihre Maximalwerte. Am Ende des Tragkörpers ist noch eine leichte Erhöhung der Last zu erkennen, sie bleibt aber unter dem Maximalwert.

Wie vergleichende Rechnungen zeigen, ist die Belastung am Ende des Tragkörpers fast ausschließlich auf die elastischen Reaktionskräfte der Hautstruktur zurückzuführen, während im vorderen Bereich fast nur die aerodynamischen Kräfte wirken. Bei anderen Lastfällen ist also für den hinteren Bereich mit gleich hohen Linienlasten zu rechnen, während im vorderen Bereich ein linearer Zusammenhang mit den Luftlasten besteht.

Es lassen sich folgende Werte für die Lastfälle nach Bild 3.8 zusammenfassen :

Maximale Linienlast für Design Load: $q_{\max, \text{Reise}} = 12 \text{ N/mm}$

Maximale Linienlast für Ultimate Load: $q_{\max} = 48 \text{ N/mm}$

Diese Maximalwerte ergeben sich für die starke Zuwölbung. Im normalen Reiseflug sind die Profile schwächer gewölbt, so daß sich, z.B. für Dauerbelastungsversuche, die angegebenen Werte noch etwas reduzieren.

3.4.4 Profilgüte

Die Profilgüte ist durch die Welligkeiten der Deckhäute in Spannweitenrichtung und durch die Durchbiegung der Klappe in Flugrichtung gekennzeichnet. Diese hängt maßgeblich von der Tragkörpersteifigkeit ab, auf die detailliert in Kap. 3.5 eingegangen wird. Die Welligkeit ist durch die Steifigkeit der Hautstruktur bestimmt. Der Einfluß der Hautstrukturverformung läßt sich aus der Differenz der Gesamtverformung und der Tragkörperverformung ermitteln. Das Bild 3.22 zeigt das Resultat einer Analyse mit Reisefluglast in der Neutralstellung.

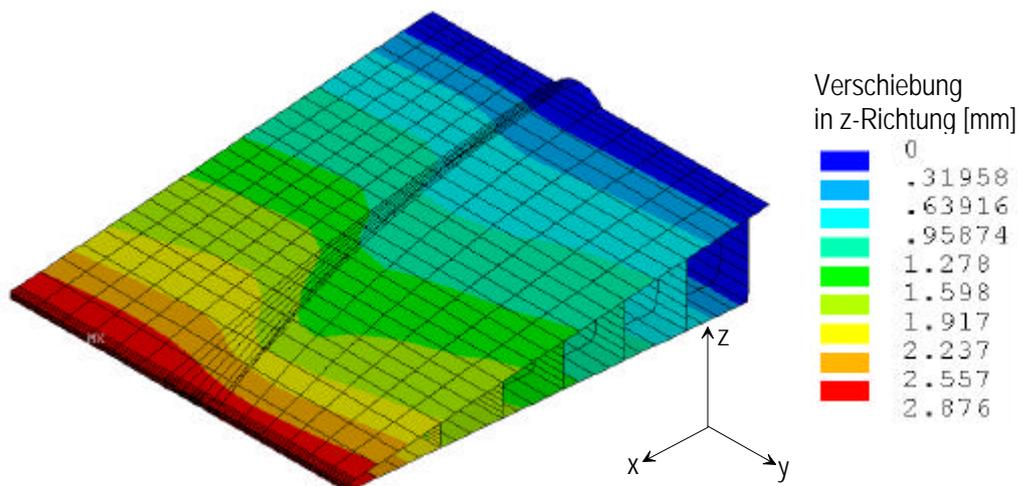


Bild 3.22: Verformung der formvariablen Hinterkante in der Neutralstellung unter Reisefluglast

Die Gesamtverformung an der Endkante des Gesamtsystems beträgt $\Delta z_E = 2,9 \text{ mm}$, während der Tragkörper sich um etwa 1,9 mm verformt (im Bild nicht gezeigt). Die Hautstrukturverformung, welche im wesentlichen aus der Nachgiebigkeit der Deckhaut im Kontaktbereich der Tragkörper resultiert, bewirkt demnach etwa eine Verformung von einem Millimeter an der Endkante. Es entsteht eine Welligkeit in Spannweitenrichtung, welche durch die Farbkonturierung in Bild 3.22 gekennzeichnet ist. Sie beträgt auf dem 800 mm breiten Segment auf der Oberseite maximal 0,3 mm und auf der Unterseite 0,6 mm. Nach [59] wäre hier eine Welligkeit von 3 mm zulässig. Selbst auf der aerodynamisch weniger bedeutenden Unterseite werden die Anforderungen demnach gut erfüllt.

3.4.5 Diskussion der Ergebnisse

Die Analysen zeigen, daß sich mit dem FE-Modell der Hautstruktur mit eingebettetem Tragkörper das globale Verformungsverhalten sehr gut berechnen läßt und Aussagen über Profiltreue, Paßgenauigkeit des Tragkörpers und der Linienlast zuläßt. Die Tragkörperform und der Aufbau der Hautstruktur konnte mit Hilfe dieses Modells optimiert werden [61].

Die Berechnungen zeigen weiterhin, daß die Welligkeitsanforderungen gut erfüllt werden, und dies gilt, wie weitere Analysen zeigen, auch für wesentlich größere Tragkörperabstände. Dabei steigt natürlich die Belastung der Tragkörper linear mit dem Abstand an.

Mit den Ergebnissen des vorgestellten FE-Modell wird die prinzipielle Funktionsfähigkeit des Hornkonzeptes für die formvariable Hinterkante bewiesen. Mit den nun folgenden Auslegungen wird auch gezeigt, daß die erforderlichen Steifigkeiten und Festigkeiten der einzelnen Strukturkomponenten realisierbar sind.

3.5 Auslegung der Horntragkörper als Faser-Kunststoff-Verbund (FKV)

Die Horntragkörper sind die zentralen Elemente des Hornkonzeptes. Sie tragen die gesamten aerodynamischen Lasten der Hinterkante und leiten sie an die starre Klappenvorderkante weiter. Eine genaue Analyse der Steifigkeits- und Festigkeitseigenschaften ist daher erforderlich. Wegen der komplexen Gestalt der Tragkörper und hohen Steifigkeitsanforderungen ist eine Ausführung als FKV sinnvoll [60]. Die Analyse und Auslegung erfolgt ebenfalls mit dem in Abschnitt 3.3 vorgestellten FE-Modell.

3.5.1 Vorbetrachtungen, Randbedingungen und Lasten

In [60] wurden verschiedene Lagerungsmöglichkeiten diskutiert. Dabei zeigte sich, daß sich die Querkraft und das Biegemoment bei dem gegebenen Bauraum (vgl. Bild 3.8) am besten durch eine Fest-Los-Lagerung absetzen lassen (Bild 3.23).

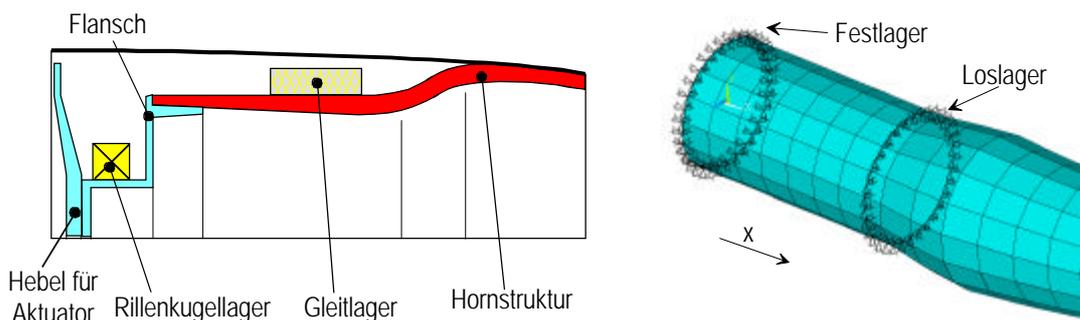


Bild 3.23: Prinzip der Lagerung, Freiheitsgrade im FE-Modell

Das Loslager wird im FE-Modell durch Fesselung der Freiheitsgrade in radialer Richtung modelliert. Am hinteren Knotenring werden alle Freiheitsgrade festgelegt, wodurch das Festlager simuliert wird.

Die aerodynamischen Lasten werden, wie in Kapitel 2 beschrieben, über die Deckhaut der flexiblen Hautstruktur linienförmig auf die Tragkörper übertragen. Im FE-Modell werden diese Lasten durch eine Druckbelastung der mit der Hautstruktur in Kontakt stehenden Elemente simuliert. Die Höhe der Druckbelastung richtet sich nach der Druckverteilung aus 3.2 und dem entsprechenden Lastfall.

Die Auslegung erfolgt mit 8-knotigen Schalenelementen, die eine Analyse mit bis zu 100 orthotropen Schichten zulassen. Analytische Vorauslegungen des Horntragkörpers mit Hilfe der klassischen Laminattheorie sind in [60] zu finden.

Aus fertigungstechnischen Gründen werden nur CFK-Lagen parallel zur Tragkörperlängsachse (x -Achse), also in 0° , senkrecht dazu in 90° und in $\pm 45^\circ$ gelegt. Dies ermöglicht auch den Einsatz von Gewebe (vgl. Kap 5).

3.5.2 FE-Analyse

Die Biegebelastung wird hauptsächlich durch die 0° -Lagen auf der Zug- und Druckseite aufgenommen. Die $\pm 45^\circ$ -Lagen nehmen den Schub aus der Biegebelastung und die Torsionsbelastung auf. Durch die linienförmige Krafteinleitung kommt es zu einer Ringbelastung, die durch die 90° -Lagen aufgefangen wird. Der prinzipielle Aufbau des Mehrschichtverbundes der Wandung ist in Bild 3.24 dargestellt.

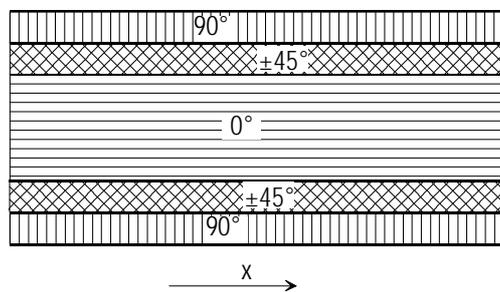


Bild 3.24: Lagenaufbau der Tragkörperwandung

Die außen liegenden 90° -Lagen bilden mit den innen liegenden 0° - und $\pm 45^\circ$ -Lagen eine Art Sandwichverbund mit hoher Ringsteifigkeit, wodurch nur ein geringer Anteil an 90° -Lagen notwendig wird. Die Vermeidung des direkten Kontaktes zwischen 0° - und 90° -Lagen verhindert hohe Spannungen aufgrund der unterschiedlichen Wärmeausdehnungskoeffizienten bei Temperaturbelastung, was gerade bei dickwandigen Rohren aus FKV oft zu Problemen führen kann [62].

Die drei Belastungsarten steigen zu größeren Durchmessern des Tragkörpers an. Es bietet sich daher eine in x -Richtung gleichbleibende relative Dickenverteilung der einzelnen Schichten an. Es werden vier Stellen (A;B;C;D) definiert, an denen die Schichtdicken angegeben werden (Bild 3.25). Zwischen diesen Stützstellen wird die Wandstärke linear interpoliert.

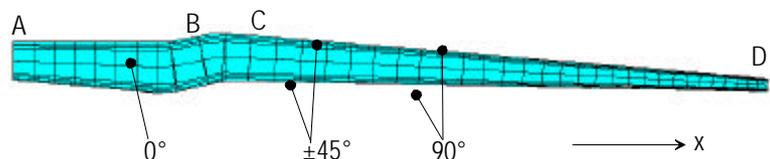


Bild 3.25: Dickenverteilung der Tragkörperwandung

Erste Rechnungen mit HT-Fasern (HT-High Tension, Materialwerte sind im Anhang zusammengestellt) zeigen, daß die aufgrund der in 3.2 festgelegten maximalen zulässigen Durchbiegung erforderliche Biegesteifigkeit der Tragkörper leicht durch einen hohen Anteil an 0° -Lagen zu realisieren ist. Zur Aufnahme der Ring- und Torsionsspannungen sind vergleichsweise geringe Anteile der 90° - und $\pm 45^\circ$ -Lagen erforderlich.

Die Auslegung des Tragkörpers mit den mechanischen Lasten bereitet also keine Probleme. Werden die mechanischen Lasten jedoch mit einer Temperaturbelastung kombiniert, so kommt es bei maximaler Last (Ultimate Load) und einer Temperaturdifferenz⁶ von $\Delta T = -120^\circ\text{C}$ zu relativ hohen Querkzugspannungen in den einzelnen Schichten.

Diese hohen Spannungen resultieren daraus, daß sich z.B. die 90° -Schicht in x-Richtung, also quer zur Faserrichtung, aufgrund des hohen Matrixausdehnungskoeffizienten stark zusammenziehen will, aber von der 0° -Schicht, die quasi keine Temperaturexpansion hat, daran gehindert wird. Die Spannungen liegen bei maximal 45 N/mm^2 , zulässig sind im allgemeinen nur 35 N/mm^2 (vgl. Anhang). Diese geringe Festigkeit entsteht bei hohen Temperaturen und hoher Luftfeuchtigkeit. Bei geringen Temperaturen, die ja für die hohen Spannungen ausschlaggebend sind, liegt die Querkzugfestigkeit bei 70 N/mm^2 ; es kann also davon ausgegangen werden, daß noch ausreichende Festigkeitsreserven vorhanden sind.

Wegen der sonst so geringen Anforderungen an die Festigkeit des Tragkörpers durch die mechanischen Lasten bietet sich eine Auslegung mit Hochmodulfasern an (die Kennwerte für HM-Fasern finden sich im Anhang), wodurch eine deutliche Gewichtsreduktion zu erwarten ist. Die verwendete HM-Faser hat etwa das doppelte E-Modul bei ähnlich hoher Festigkeit wie die HT-Faser.

3.5.3 Optimierter Aufbau

Mit einem optimierten Aufbau, der auch für die Fertigung der Tragkörper (Kapitel 5) eingesetzt wird, wird mit den HM-Fasern ein rechnerisches Strukturgewicht von 2,1 kg erreicht. Dieses Gewicht bezieht sich wiederum auf einen Tragkörperabstand von 800 mm und auf eine Länge des zylindrischen Teils des Tragkörpers von 300 mm.

Die Dickenverteilung ist nach den Bezeichnungen von Bild 3.25:

Ort	A	B	C	D
Dicke [mm]	3	5	4	1

Der prozentuale Dickenanteil der Einzelschichten von innen nach außen ist dabei:

Schicht	90°	$\pm 45^\circ$	0°	$\pm 45^\circ$	90°
Anteil [%]	5	10	70	10	5

Beispielhaft ist in Bild 3.26 die Verformung des Tragkörpers in z-Richtung unter Reisefluglast dargestellt. Die Durchbiegung beträgt am dünnen Ende maximal ca. 2,1 mm. Dieser Wert korrespondiert zu dem angegebenen Steifigkeitswert der Klappenhinterkante aus 3.2.3 von 4 mm. Die Steifigkeitsanforderungen werden also gut erfüllt und es sind noch Reserven für die Verformungen der Lagerstellen in der Klappen Vorderkante (vgl. 3.7) und für Hautstrukturverformungen vorhanden (vgl. 3.4.3).

Das Bild zeigt durch die starke Überhöhung auch die Verformung der Querschnitte des Tragkörpers aufgrund der Ringbelastung. Die maximale Kreisquerschnittsverformung

⁶ Die Temperaturdifferenz bezieht sich dabei auf eine Referenztemperatur, bei der die Eigenspannungen des FKV verschwinden und die Struktur als spannungsfrei anzusehen ist. Dieser Zustand ist jedoch abhängig vom Relaxationsgrad und damit von dem Lageralter der Struktur. Nach mehrwöchiger Lagerung kann von einer weitgehenden Relaxation ausgegangen werden, so daß hier von Spannungsfreiheit bei einer Temperatur von 50°C unterhalb der Härtetemperatur (120°C) ausgegangen werden kann. Die minimal nachzuweisende Temperatur unter Belastung beträgt -50°C . Daraus ergibt sich ein nachzuweisender Differenzwert von 120°C .

beträgt hier 0,3 mm und liegt somit in der gleichen Größenordnung wie die lokalen Verformungen der Hautstruktur aufgrund der Linienlast (vgl. 3.4.2).

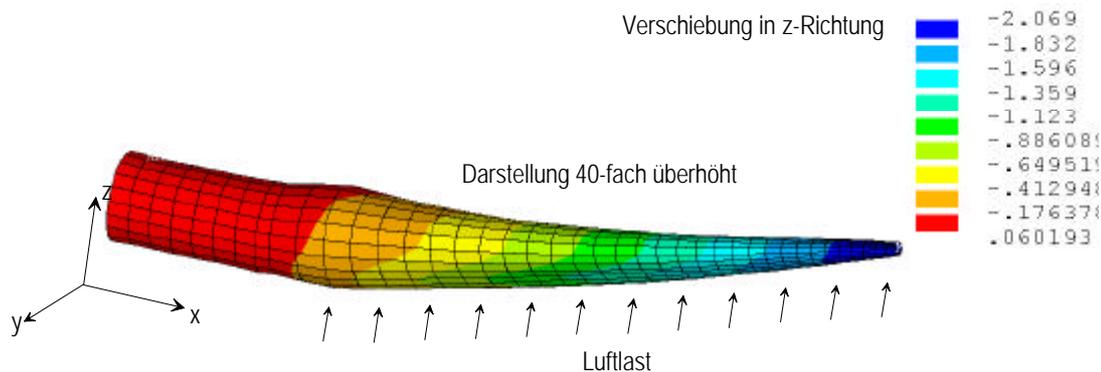


Bild 3.26: Verschiebung unter Reisefluglast

3.5.4 Diskussion der Ergebnisse

Die Ausführungen der letzten beiden Abschnitte zeigen, daß es prinzipiell keine Probleme bereitet, die Steifigkeits- und Festigkeitsanforderungen zu erfüllen. Dies zeigen auch Untersuchungen mit dem speziell für Faser-Kunststoff-Verbunde entwickeltem Festigkeitskriterium nach Tsai-Wu [63,64], welches in ANSYS® implementiert ist.

Eine Erhöhung des Tragkörperabstandes ist ohne weiteres möglich, indem lediglich mit Hornabstand die Schichtanteile linear erhöht werden. Dabei nehmen die Querspannungen aufgrund der Temperaturbelastung sogar ab. Dies zeigen Rechnungen mit Lasten, die dem dreifachen Tragkörperabstand entsprechen.

Weitere Gewichtseinsparungen lassen sich lediglich durch geringere Steifigkeitsanforderungen erreichen. Allerdings läßt sich aufgrund der minimalen zur Verfügung stehenden Dicken von CFK-Prepreg-Halbzeugen (Tapes) nicht jeder beliebige Aufbau fertigungstechnisch realisieren, da nur diskret abgestuft werden kann. Auf die Fertigungsproblematik wird in Kapitel 5 eingegangen. Rechnerisch ist bei einer reinen Festigkeitsauslegung ein Tragkörpergewicht von deutlich unter 2 kg möglich.

3.6 Flexible Stege

Üblicherweise dienen Stege, z.B. Holmstege, der Übertragung von Schub, indem sie die zug- und druckbelasteten Gurte eines belasteten Biegeträgers miteinander verbinden. Die Stege der Hautstruktur müssen zusätzlich die Relativverschiebung der Deckhäute aufnehmen (vgl. Kap 3.3), sie sind also entsprechend biegeweich auszulegen. Außerdem müssen Aussparungen im Schwenkbereich der Tragkörper vorgesehen werden.

Ziel ist es, die Stege so auszulegen, daß die Verformungskräfte für die Hautstruktur minimal werden. Aufgrund der erforderlichen Elastizität der Hautstruktur werden sowohl die Deckhäute als auch die Stege als FKV-Struktur ausgeführt.

3.6.1 Modellierung und Auslegung der biegeweichen Stege, nach [65]

Es wird ein separates FE-Modell für die biegeweichen Stege als FKV-Struktur erstellt, mit dem auch die lokalen Effekte an dem Übergang der Stege zur Deckhaut analysiert werden können.

Das aus der Verformung der Stege resultierende Biegemoment wird über die Deckhäute in die Stege geleitet. Zusätzlich werden die aerodynamischen Kräfte der Oberseite über die Stege an die Unterseite überführt. Beides kann zu kritischen Aufziehspannungen an der Anbindung der Stege zu den Deckhäuten führen (Bild 3.27).

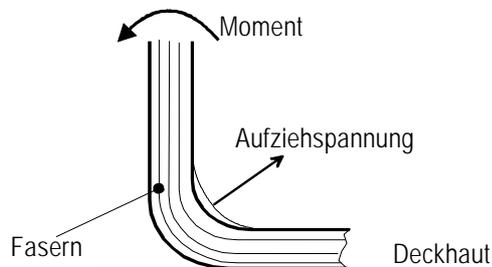


Bild 3.27: Aufziehspannungen, nach [65]

Wie in der Darstellung zu sehen ist, bilden sich die Aufziehspannungen senkrecht zur Faserebene aus, in der der Verbund nur geringe Festigkeiten besitzt. Die Analyse dieser Spannungen senkrecht zur Ebene erfordert eine Modellierung mit Volumenelementen, da nur mit ihnen dreidimensionale Spannungszustände analysiert werden können. Mit Schalenelementen lassen sich nur ebene Schichtspannungen berechnen.

Das Bild 3.28 zeigt den prinzipiellen Aufbau des FE-Modells mit Volumenelementen.

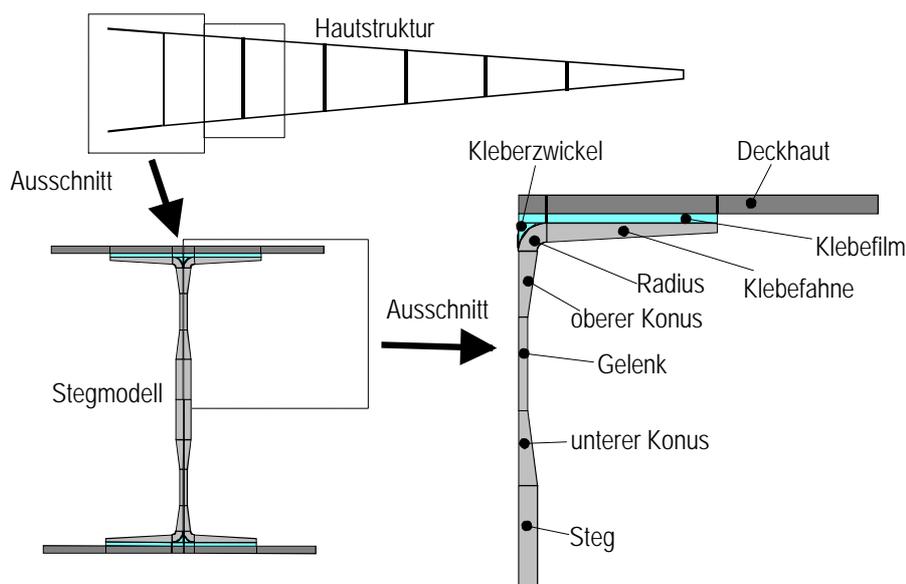


Bild 3.28: Modellierung des biegeweichen Steges

Das Modell beinhaltet, wie dargestellt, die Deckhäute, den eigentlichen Steg und auch einen Klebefilm und einen Kleberzwinkel, der den Zwischenraum zwischen den beiden Ausrundungen ausfüllt (vgl. mit Kap 6).

Von der Klebefahne aus verjüngt sich der Steg über einen konischen Teil zu einem dünnen Bereich, der im folgenden als Gelenk bezeichnet wird. Dieser Bereich soll wegen seiner geringen Biegesteifigkeit die Verformung auf sich ziehen und dadurch den Bereich der Anbindung entlasten.

Durch diese Auslegung können sowohl die Aufziehspannungen im Anbindungsbereich als auch die Randfaserspannungen im Gelenk weit unter den zulässigen Spannungen gehalten werden. In Bild 3.29 sind beispielhaft die Spannungen der Decklagen in Faserrichtung dargestellt. Der optimierte Lagenaufbau im Gelenkbereich ist ebenfalls

skizziert (die zugrunde gelegten Materialdaten sind im Anhang gelistet). Der Aufbau richtet sich bereits nach den für die Fertigung verfügbaren Materialien (siehe hierzu Kapitel 5).

Als Randbedingung wird die maximale Relativverschiebung der Deckhäute und die aus den maximalen aerodynamischen Kräften resultierende Zugbelastung aufgegeben.

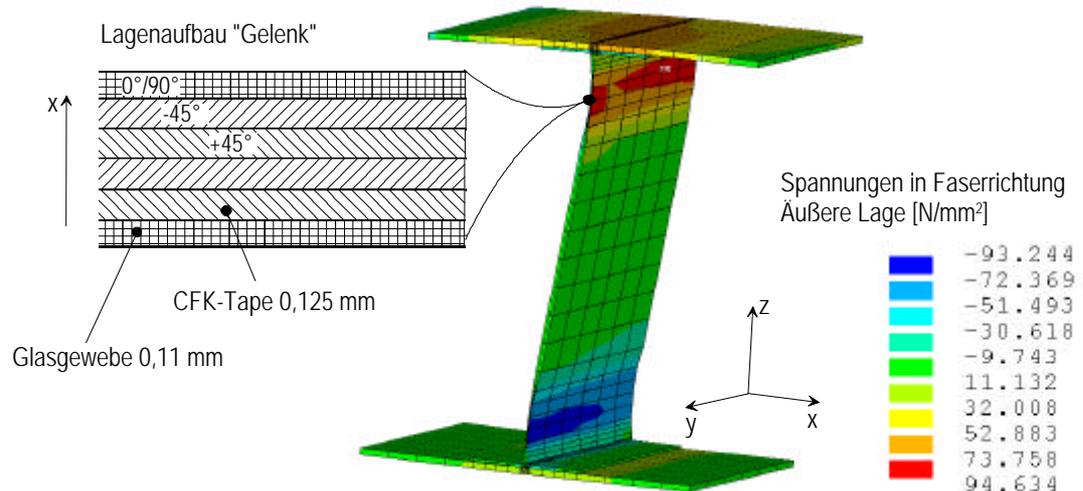


Bild 3.29: Stegverformung, Spannungen der Randfaserschicht

Die resultierenden Spannungen konzentrieren sich wie gewünscht bei sehr geringem Niveau auf den Gelenkbereich, der Anbindungsbereich wird dabei stark entlastet. Dies gilt insbesondere für die Aufziehspannungen, die mit dem gewählten Aufbau auf unter 10 N/mm² (zulässig sind 35 N/mm², siehe Anhang) gebracht werden konnten.

Die Gelenkdicke beträgt 0,72 mm. In den konischen Teilen nimmt schrittweise der Anteil an +45°- und -45°-Lagen zu, um mit einer Gesamtdicke von 2,12 mm in den dicken Teil des Steges überzugehen. Der gleiche Verlauf gilt für den Übergang zur Klebefahne. Die Aufdickung des Steges im mittleren Bereich dient der Erhöhung der Beul- und Schubsteifigkeit in Spannweitenrichtung und damit der Reduzierung der spannweiten Durchbiegung der Hautstruktur.

Eine Analyse der Klebespannungen zwischen Klebeflansch und Deckhaut zeigt, daß eine Klebung der Stege ausreichende Festigkeiten aufweist.

Sämtliche analysierte Spannungen sind so gering, daß auch bei Dauerwechsellast keine Überlastung der Struktur zu befürchten ist.

3.6.2 Modellierung, Analyse und Auslegung der Ausschnittsbereiche

Wesentlich komplexer und kritischer gestaltet sich die Auslegung der Ausschnittsbereiche. Wie oben erwähnt werden die anfallenden aerodynamischen Kräfte der Hautstruktur linienförmig an die Tragkörper weitergeleitet. Der Kraftfluß erfolgt also über die Stege im Ausschnittsbereich zu dem Kontaktbereich der Haut. Dies führt zu lokalen Spannungsspitzen, die sich mit dem unter 3.4 beschriebenen Hautstrukturmodell nicht genügend genau erfassen lassen. Aus diesem Grund wird das im letzten Abschnitt beschriebene Volumenmodell der biegeweichen Stege auf den Ausschnittsbereich erweitert.

Das Bild 3.30 zeigt eine Gesamtansicht dieses erweiterten Modells mit der aufgebrachten Linienlast (rote Pfeile). Die Linienlast wird mit dem 4-fachen Wert der unter 3.4 gefundenen Last angenommen, dies entspricht der maximalen Last (Ultimate Load). Unter Berücksichtigung des Linienlastverlaufes ergibt sich eine Linienlast für die am

höchsten belasteten Stege (z.B. Steg Nr. 3) und den betrachteten Hornabstand von $d_H = 800$ mm von $\bar{q} = 26$ N/mm. Bei dem Stegabstand d_S von 140 mm müssen also 3500 N über den Ausschnitt weitergeleitet werden. Um dem Schwenken der Tragkörper Rechnung zu tragen, wird die Last dabei nicht symmetrisch eingebracht, sondern versetzt, so daß eine Seite des Stegausschnittes stärker belastet wird. Zusätzlich zu den Lasten wird die Verschiebung der unteren Deckhaut vorgegeben, um die Verwölbung zu simulieren (Bild 3.30).

Erste Analysen zeigen, daß diese hohen Lasten nicht von dem in Bild 3.29 angegebenen Lagenaufbau aufgenommen werden können [65].

Der Gelenkbereich wird durch die eingeleitete Last stark auf Zug belastet. Wegen der Ausrundung des Ausschnittes ist die Richtung des Kraftflusses im Gelenkbereich etwa 45° gegenüber der Deckhaut geneigt.

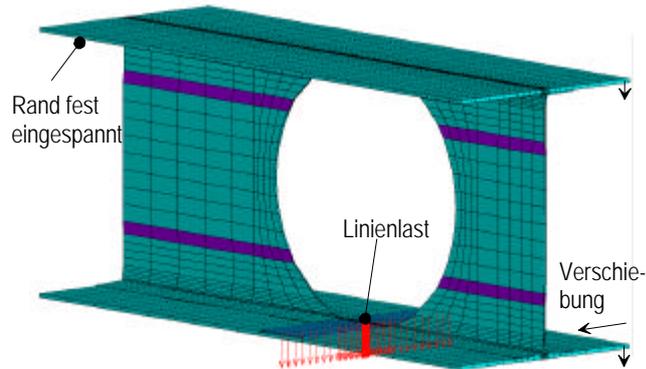


Bild 3.30: FE-Modell des Steges mit der Aussparung für die Tragkörper

Dies führt zu der Idee, den Gelenkbereich direkt am Ausschnitt mit 45° -Lagen zu verstärken. Dieser Verstärkung sind allerdings dadurch Grenzen gesetzt, daß dieser Bereich natürlich auch noch einer Biegebelastung ausgesetzt ist. Zur Reduzierung der Zugspannungen, die aus den aerodynamischen Lasten resultieren, ist also ein möglichst dicker Gelenk erforderlich. Hingegen sollte zur Reduzierung der Biegespannungen das Gelenk möglichst dünn sein.

Diese sich widersprechenden Anforderungen machen im Ausschnittsbereich einen gesonderten Lagenaufbau erforderlich, der in Bild 3.31 skizziert ist.

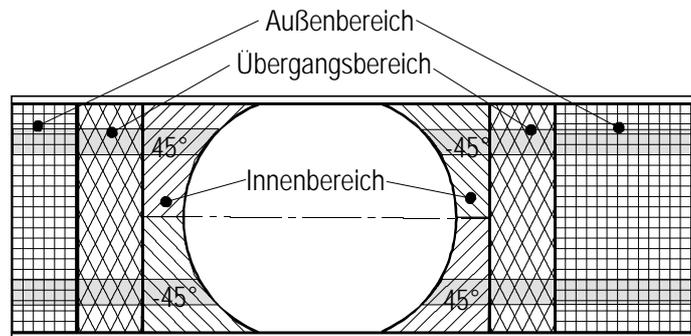


Bild 3.31: Gesonderter Lagenaufbau im Ausschnittsbereich

Im Innenbereich richten sich die Fasern am Ausschnitt aus, und zwar in einem Winkel von 45° . Im grau hinterlegten Gelenkbereich liegen die Fasern dann parallel zum Ausschnittsrand. Gleichzeitig wird dieser Gelenkbereich gegenüber dem Außenbereich von 0,72 mm auf 1,25 mm aufgedickt, so daß dort mehr Fasern die Zugkräfte aufnehmen können. Ausgehend von diesem reinen unidirektionalen Aufbau im Innenbereich geht der Lagenaufbau abgestuft in den Außenbereich über, der dem von Bild 3.29 entspricht.

Durch diesen geänderten Aufbau ist es möglich, sämtliche Spannungen für den maximalen Lastfall im zulässigen Bereich zu halten. Das Bild 3.32 zeigt eine Ergebnisdarstellung mit den Spannungen in Faserrichtung für außen liegende Faserlagen.

Bei den dargestellten Zugspannungen wird weniger als die halbe Zugfestigkeit erreicht (vgl. Anhang). Deutlich geringere Reserven treten bei den hier nicht dargestellten Querspannungen auf. Sie sind allerdings für diese maximale Last als weniger kritisch anzusehen, da der aus zu hohen Querspannungen resultierende Zwischenfaserbruch bei dieser Last erlaubt ist [66], sofern es sich um einen multidirektionalen Verbund handelt. Die hohen Querspannungen entstehen nicht direkt am Ausschnitt, sondern im Übergangsbereich, wo ein multidirektionaler Aufbau vorliegt.

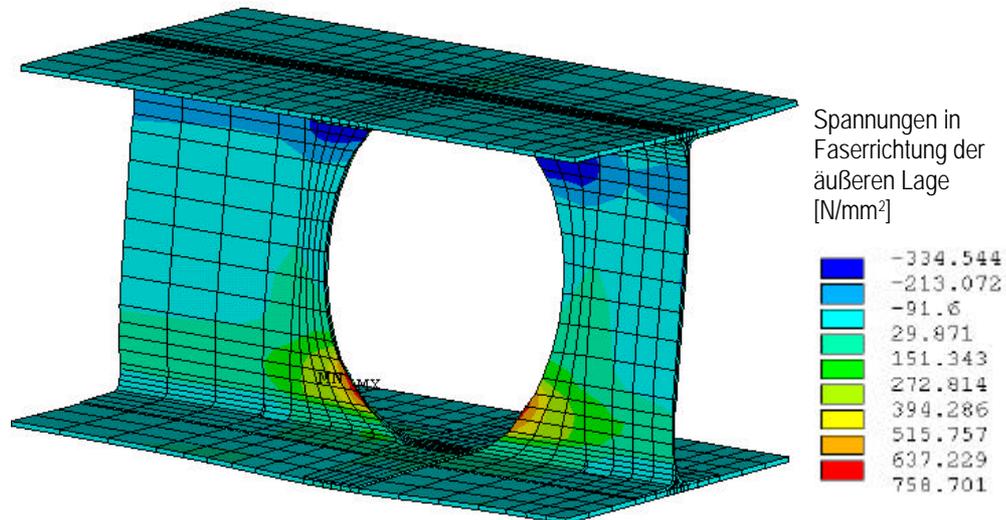


Bild 3.32: Spannungen in Faserrichtung im Gelenkbereich des Ausschnittes (Ultimate Load)

Die Klebung muß auf der hochbelasteten Unterseite mit Nieten unterstützt werden. Dies kann allerdings auch aus fertigungstechnischer Sicht sinnvoll sein (vgl. Kap. 5).

Mit der beschriebenen Auslegung liegen zwar alle Spannungen unterhalb der zulässigen Festigkeitswerte, dies gilt aber zunächst nur für diesen konkreten Fall. Der Spielraum für Parameteränderungen ist bei dieser Form der Auslegung wegen der hohen Querspannungen im Bereich der Stegausschnitte recht eng. Zum Beispiel kann der Tragkörperabstand nicht viel weiter erhöht werden, da dadurch die Belastung der Ausschnitte ansteigt.

Durch eine einfache Maßnahme läßt sich dieser Spielraum jedoch erhöhen. Die kritischen Belastungen treten durch die Kombination der maximalen Luftlasten mit den Stegverformungen bei großer Zuwölbung auf. Ein großer Teil der Spannungen resultiert aus den Biegeverformungen. Wünschenswert ist deshalb eine Trennung dieser beiden Belastungsarten. Werden die Stege in der Neutralstellung vorgespannt eingebaut, so daß sie bei der maximalen Belastung durch die Luftkräfte durch die Verformung der Hinterkante wenig oder gar nicht belastet werden, kommt es zu einer deutlichen Reduzierung der maximalen Spannungen. Bei großer Entwölbung kann dann eine wesentlich größere Verformung der Stege in Kauf genommen werden, da hier die Luftlasten gering sind oder sogar ihre Wirkungsrichtung ändern. Durch diese Maßnahme können die maximalen Spannungen um ca. 30 % reduziert werden, es erfordert allerdings einen größeren Montageaufwand.

3.6.3 Diskussion der Ergebnisse

Die Untersuchungen zeigen, daß sich die flexiblen Stege grundsätzlich gut eignen, die Verformungen, die aus der Relativverschiebung resultieren, aufzunehmen, und gleichzeitig eine hohe spannweite Steifigkeit besitzen.

Für den Ausschnittsbereich stellt die Auslegung kein sehr zufriedenstellendes Ergebnis dar, obwohl die Festigkeit für den gewählten Tragkörperabstand ausreichend ist. Dies gilt insbesondere auch deshalb, weil sich die Fertigung der Stege mit dem gesonderten Lagenaufbau im Ausschnittsbereich sehr aufwendig erweist. Dies wird in Kapitel 5 näher beschrieben. Aus diesem Grund müssen andere alternative Anordnungen diskutiert und untersucht werden. Zunächst ist jedoch eine Validierung der Ergebnisse aus den Finite Elemente Analysen in einem Belastungsversuch unabdingbar. Zum einen erlaubt das verwendete FE-Programm für die hier verwendeten Elemente keine Fehlerabschätzung und zum anderen ist es zu prüfen, ob die Analyse der lokalen Effekte und komplexen Spannungszustände durch das Modell richtig wiedergegeben werden.

In Kapitel 6 wird die Durchführung entsprechende Belastungstests mit Dehnungsmessungen beschrieben. Mit den Ergebnissen aus dem Versuch und einem validierten FE-Modell können dann weitere Optimierungen vorgenommen bzw. andere Konstruktionsvorschläge diskutiert werden (siehe Kap. 6).

3.7 Klappenvorderkante

Die starre Klappenvorderkante muß die Lagerung der Tragkörper aufnehmen. Über die Lagerung werden die Lasten der formvariablen Hinterkante in den Holmkasten eingeleitet. Diese leitet die Kräfte an die Aufhängungen der Landeklappe (Flap-Tracks) weiter.

Der tragende Torsionsquerschnitt der Landeklappe ist durch den Einsatz der formvariablen Hinterkante stark reduziert, daher muß die Vorderkante zum Erreichen der geforderten Torsionssteifigkeit verstärkt werden. Zur Untersuchung der lokalen und globalen Verformungen und Spannungen wird wiederum ein FE-Modell erstellt. Im Unterschied zu den anderen Strukturkomponenten wird die Auslegung der Klappenvorderkante im Rahmen dieser Arbeit nicht in der Praxis verifiziert.

3.7.1 Aufbau und Modellierung der Klappenvorderkante

Zunächst wird die Konstruktion der Klappenvorderkante vorgestellt (vgl. [67]):

Sie besteht aus zwei Holmen, Rippen und einer Deckhaut. Die Holme erhalten Aussparungen für die Lagerung der Tragkörper, wobei der Bereich der Aussparungen entsprechend verstärkt wird. Ein Ausschnitt des FE-Modells ist in Bild 3.33 dargestellt.

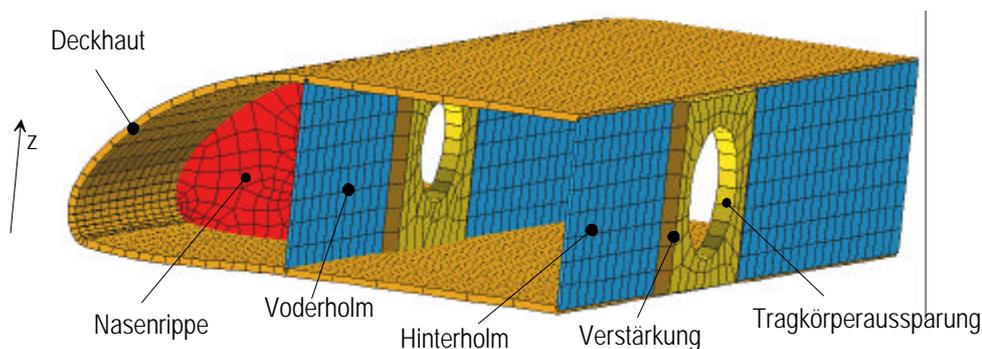


Bild 3.33: FE-Modell der Klappenvorderkante

Zur Vereinfachung der Modellierung ist der Kastenträger rechteckig ausgeführt. Das Bild zeigt eine Volumendarstellung der Plattenelemente. Zur besseren Übersicht sind die Holmrippen nicht gezeigt, die direkt neben den Aussparungen der Tragkörper angebracht sind und Vorder- und Hinterholm miteinander verbinden. Sie leiten die Lagerkräfte flächig in die Deckhaut. Zur Aufnahme der Lagerkräfte sind die Holmstege im Bereich der Aussparungen verstärkt.

Sämtliche Geometriedaten sind variabel einstellbar und es können mehrere der gezeigten Segmente aneinandergereiht werden. Um die globalen Verformungen zu analysieren, werden den Flap-Track-Lagerungen ähnliche Randbedingungen modelliert. An den Lagerstellen werden zur Verstärkung gesonderte Rippen eingesetzt (Bild 3.34).

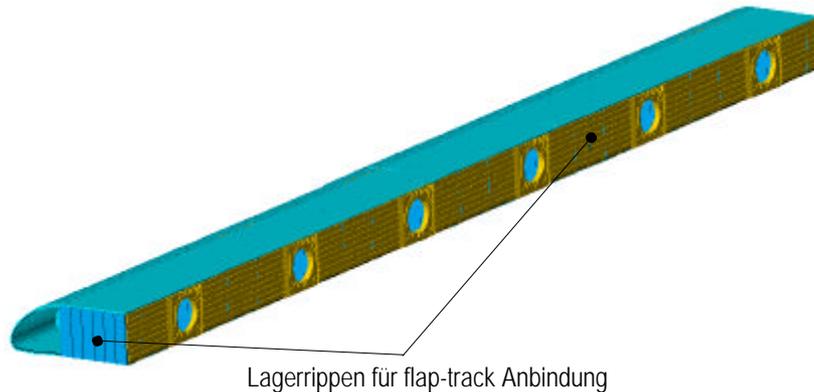


Bild 3.34: Gesamtmodell der Klappenvorderkante

Das Bild 3.34 zeigt die Klappenvorderkante, die von ihren Dimensionen der halben Spannweite der A340-Landeklappe entspricht. An den Lagerstellen lassen sich die entsprechenden Verschiebungen vorgeben, die aus der Flügelbiegung resultieren.

Aus fertigungstechnischen Gründen werden die Holme in Aluminium ausgeführt, eine Fertigung aus CFK wäre wegen der komplexen Ausformungen und Aufdickungen im Bereich der Tragkörperausschnitte und der zahlreichen Fügstellen zu den Rippen nicht sinnvoll. Die Deckhäute und Rippen können wahlweise mit einem "echten" Laminataufbau untersucht werden oder mit einer orthotropen Ersatzsteifigkeit, welche den Steifigkeiten des Standardlaminataufbaus der derzeitigen A340-Landeklappe entspricht.

Die Vorgabe von Verschiebungen erfolgt an den Flap-Track-Rippen und am Rand der Klappe. Hier befindet sich bei der A340-Klappe eine Krafteinleitung, mit der der Klappe die Flügelverformung aufgezwungen wird.

Die Belastung durch die Tragkörper wird durch Kräfte auf die Knoten in den Ausschnitten simuliert. Die Höhe dieser Last resultiert aus analytischen Herleitungen und beträgt für die oben festgelegten Geometriedaten und einem Holmabstand von 300 mm am Hinterholm etwa 50 kN in z-Richtung (vgl. Bild 3.33) und am Vorderholm 30 kN gegen z-Richtung je Tragkörper.

3.7.2 Verformungen, Spannungen und Massen

Zur Analyse werden für die Deckhäute die Materialdaten und Lagenaufbauten der A340-Landeklappe zugrunde gelegt. Sie besteht aus einem Vielfachen des symmetrischen Standardlaminataufbaus $(-45^\circ, 90^\circ, 90^\circ, 45^\circ, 0^\circ)_s$, bestehend aus neun Lagen mit je 0,125 mm Dicke. Die 90° -Richtung entspricht der Spannweitenrichtung. Es wird also im wesentlichen auf spannweiteige Festigkeit und Steifigkeit ausgelegt. Bei der A340 Landeklappe ist dieser Aufbau im Bereich der Track-Anbindung vierfach ausgeführt. Damit wird in diesem Bereich eine Dicke von 4,5 mm erreicht. In dem weniger belasteten Bereich zwischen den Tracks geht diese Dicke auf die Hälfte zurück.

Um die Verformungen mit denen aus Bild 3.10 vergleichbar zu machen, wird für das Modell die mittlere Klappenhöhe gewählt. Sie mißt zwischen dem inneren und dem mittleren Track 170 mm.

Analysen mit der der A340-Klappe identischen Dickenverteilung zeigen erwartungsgemäß gegenüber Bild 3.10 höhere Durchbiegungen der Vorderkante, da der Torsionsquerschnitt gegenüber dem Original reduziert ist. Das Ergebnis ist in Bild 3.35 dargestellt.

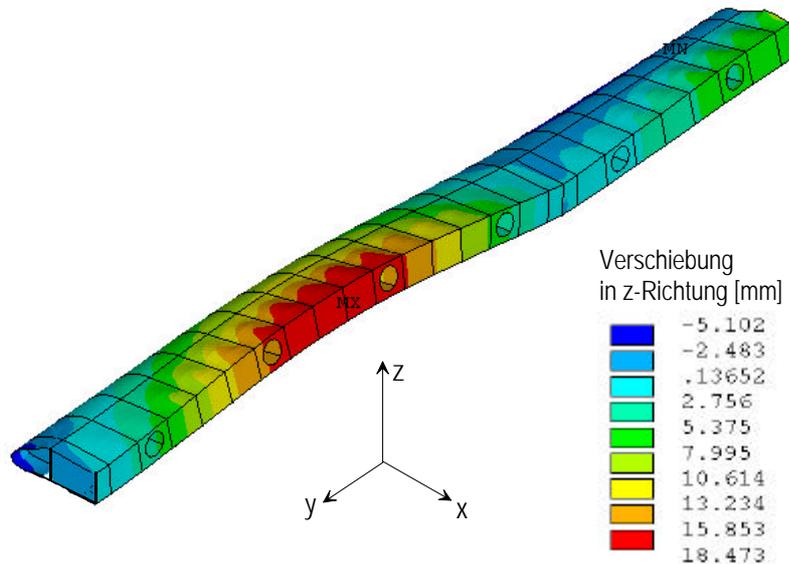


Bild 3.35: Verformung der Klappenvorderkante mit einem der A340-Klappe ähnlichen Laminataufbau bei maximaler Belastung, Darstellung ist stark überhöht

Die maximale Durchbiegung bei 30 % c_F beträgt ca. 16 mm, also 25 % mehr als der Vergleichswert der Originalklappe aus Bild 3.10.

Durch eine Aufdickung der Beplankung mit einer Schicht des beschriebenen 9-lagigen Aufbaus ist es möglich, die gleiche Durchbiegung zu erreichen. Die Wandstärke der Holme beträgt dabei 6 mm und ist im Ausschnittsbereich auf 20 mm aufgedickt.

Mit diesen Wandstärken liegen auch die Spannungen im zulässigen Bereich. Als Festigkeitskennwert wird hierbei ein einfaches Dehnungskriterium (0,45 % Zug- und 0,4 % Druckdehnung in allen Faserrichtungen [66]) für Kunststoffverbunde zugrunde gelegt.

Die Masse der Deckhäute der kompletten Vorderkante beträgt bei dieser Auslegung 71 kg, die der Holme 73 kg und die der Rippen 30 kg. Somit ergibt sich nach dieser Rechnung ein Gesamtgewicht der Klappenvorderkante von 174 kg.

3.7.3 Diskussion der Ergebnisse

Die Analysen zeigen, daß die Auslegung der Klappenvorderkante keine besonderen Schwierigkeiten bereitet. Die Beplankung ist erwartungsgemäß etwas aufzudicken, da durch die formvariable Hinterkante der wirksame Torsionsquerschnitt reduziert ist.

Mit einer Verstärkung der Stege im Bereich der Tragkörperlagerungen und durch das Einfügen von Versteifungsrippen in diesem Bereich können die lokalen Lasten durch die Tragkörper gut in die Schale eingeleitet werden. Die Spannungen und Verformungen liegen im zulässigen Bereich.

Weiterhin kann gezeigt werden, daß eine Auslegung der Klappenvorderkante mit üblichen Materialien und ohne große Gewichtszunahme möglich ist. Einschränkend muß jedoch noch einmal bemerkt werden, daß mit diesem Modell lediglich Tendenzen

festgestellt werden können, da es zum einen sehr vereinfacht aufgebaut ist und zum anderen die Interaktion von der Vorderkante mit der formvariablen Hinterkante hier nicht berücksichtigt werden kann. Da die formvariable Hinterkante auch eine gewisse Biege- und Torsionssteifigkeit besitzt, ist mit einer geringen Versteifung zu rechnen. Außerdem muß noch untersucht werden, wie sich Temperaturextrema in Kombination mit den Strukturlasten auswirken.

Letztlich kann man nur mit einem Modell des gesamten Aufbaus genaue Aussagen über Verformungen und Gewichte machen. Auf ein solches Modell wird in Kapitel 7 eingegangen.

3.8 Zusammenfassung der Ergebnisse

In diesem Kapitel wurden Verfahren, Konzepte und Konstruktionen vorgestellt, mit denen das Funktionsprinzip des Hornkonzeptes verifiziert werden konnte. Die Konstruktionen wurden in entsprechende Finite-Elemente-Modelle umgesetzt, mit denen es möglich ist, die Einzelkomponenten des Konzeptes, aber auch das Zusammenspiel dieser zu analysieren.

Es wurden erste Strukturauslegungen durchgeführt. Mit ihnen konnte gezeigt werden, daß das Konzept realisierbar scheint, das heißt, daß sowohl die Verformungen als auch die Festigkeiten in einem zulässigen Bereich liegen. Dabei ist mit relativ geringem Zusatzgewicht gegenüber der starren Klappe zu rechnen. Durch die formschlüssige Anpassung der formvariablen Hautstruktur an die Tragkörper läßt sich eine sehr hohe Profilhüte erreichen. Allerdings wurde auch ein kritischer Bereich identifiziert, nämlich bei den flexiblen Stegen im Bereich der Ausschnitte.

Die Ergebnisse müssen nun durch Versuche verifiziert werden. Auf die experimentellen Untersuchungen und die Vergleiche mit den Ergebnissen aus diesem Kapitel wird in Kapitel 6 eingegangen. Dabei ist ein besonderes Augenmerk auf den kritischen Bereich der Stegausschnitte zu legen.

4 Aktuatorssystem

4.1 Einführung

Das Aktuatorssystem für die formvariable Hinterkante des adaptiven Flügels besteht neben den einzelnen Stellgliedern, den Aktuatoren, aus einer Kinematik zur Bewegungs- und Kraftumsetzung, aus Sensoren zur Positionsmessung, einer Energieversorgung, einer Informationsübertragung und einer Steuerung oder Regelung. In Bild 4.1 ist die Einbettung des Aktuatorsystems der formvariablen Hinterkante (grau hinterlegt) in das Gesamtsystem des Flugzeuges dargestellt.

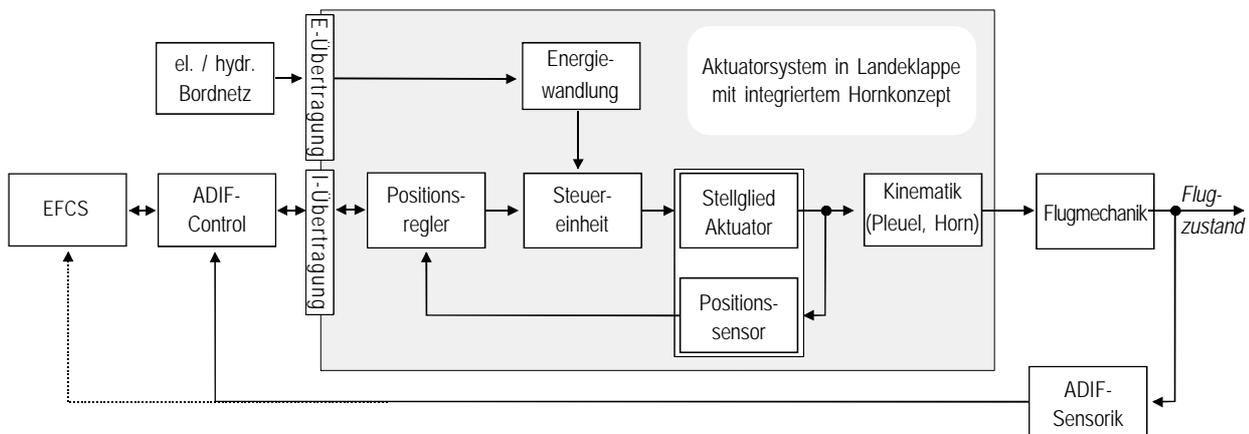


Bild 4.1: Aktuatorssystem für die formvariable Hinterkante mit dem Hornkonzept

Mit Flugzustandssensoren (ADIF-Sensorik) wird der Flugzustand über die Messung von z.B. Staudruck, Anstellwinkel oder Druckverteilung analysiert. Der ADIF-Rechner ermittelt aufgrund der Meßdaten eine optimale Profilform bzw. einen optimalen Wölbungsgrad. Die Stellinformation wird mit einem Informationsübertragungssystem an das Aktuatorsystem in die bewegliche Landeklappe weitergeleitet. Dort stellt ein interner Regelkreis die gewünschte Position am Aktuator ein. Dieser Vorgang dient der Wölbungsadaption zur Widerstandsminimierung.

Wird die formvariable Hinterkante zur Unterstützung der primären Flugsteuerung (Querruder) eingesetzt, bekommt der Regelkreis noch zusätzliche Informationen aus dem Electronic Flight Control System (EFCS), welches die Stellsignale des Piloten oder des Autopiloten verarbeitet.

Die Aktuatoren erhalten ihre Energie aus dem elektrischen oder hydraulischen Bordnetz des Flugzeuges. Die Energie muß ebenfalls zunächst auf die Landeklappe übertragen

und gegebenenfalls in der Landeklappe umgewandelt werden. Der Aktuator bewegt über eine entsprechende Kinematik die Steuerfläche am Flügel.

Die Abbildung macht deutlich, daß es bei der Konzeption und Auslegung des Aktuator-systems zahlreiche Abhängigkeiten und Einflußfaktoren gibt. Zur Vereinfachung muß für die ersten Betrachtungen das Aktuatorssystem losgelöst vom Gesamtsystem betrachtet werden.

Zunächst werden die Anforderungen und Randbedingungen für das Aktuatorssystem zusammengestellt, die sich aus dem letzten Kapitel ergeben. Dann werden verschiedene prinzipielle Antriebskonzepte analysiert und qualitativ bewertet, um eine Auswahl für ein Konzept treffen zu können. Zur Auslegung des Aktuator-systems wird anschließend ein Kinematik-konzept erarbeitet. Hieraus lassen sich die speziellen Anforderungen für die Aktuatoren ableiten, so daß dann eine konkrete Auslegung möglich ist (vgl. [68]). Die Betrachtungen werden, wie auch die Auslegung der Strukturkomponenten in Kapitel 3, beispielhaft mit den in 3.2 beschriebenen Geometriedaten, Randbedingungen und Lasten durchgeführt.

4.2 Mechanische Anforderungen

Das Aktuator-system für das Hornkonzept hat die Aufgabe, die in der Klappen-vorderkante drehbar gelagerten Tragkörper zu schwenken. Dieses Schwenken erfolgt hauptsächlich synchron. Dabei haben dann alle Hörner stets die gleiche Winkelstellung. Die Klappe wird konstant gewölbt (Bild 4.2 oben).

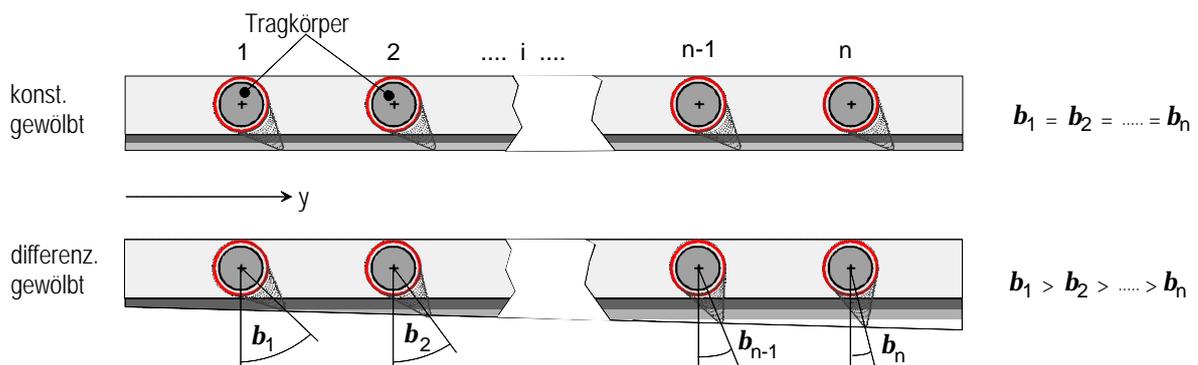


Bild 4.2: Spannweitig konstantes und differenziertes Schwenken der Tragkörper

Zusätzlich ist eine spannweite Differenzierung der Wölbung erforderlich [69]. Ziel ist eine linear mit der Spannweite abnehmende Wölbung mit einem Wölbungsgradienten von $Dh/Dy = \text{konst.} = 0,3^\circ/\text{m}$ [69]. Dies setzt entsprechend ein spannweitig differenziertes Schwenken der einzelnen Tragkörper voraus (Bild 4.2 unten). Für eine solche spannweitig, linear differenzierte Wölbung ist ein Aktuator-system mit mindestens zwei Freiheitsgraden erforderlich. Es werden also mindestens zwei Aktuatoren benötigt. Maximal muß jedes Horn einzeln von einem Aktuator angesteuert werden.

Der Leistungsbedarf des gesamten Aktuator-systems einer Klappe mit variabler Wölbung ist allerdings unabhängig von der Anzahl der Aktuatoren, wenn man von den Verlusten in den Aktuatoren selbst absieht. Er ist ausschließlich abhängig von den aerodynamischen, elastischen und reibungsabhängigen Kräften der Klappe und den geforderten Stellgeschwindigkeiten. Die Last kann dann anteilig auf die einzelnen Aktuatoren verteilt werden.

Die Aktuator-kräfte bzw. Momente sind zudem abhängig vom Schwenkwinkel der hornförmigen Tragkörper. Das Bild 4.3 zeigt den Momentenverlauf für einen Tragkörper als Funktion des Schwenkwinkels b sowohl für die positive wie für die negative

Drehrichtung für einen Tragkörper bei Design Load. Dieser Verlauf berücksichtigt alle aerodynamischen, elastischen und reibungsabhängigen Kräfte mit Ausnahme der Lagerkräfte der Tragkörperlagerung im Holmkasten. Die Gleitreibung zwischen Tragkörper und Deckhaut ist mit $\mu=0,1$ angenommen. Als positiv wird die Drehrichtung von negativen zu positiven Schwenkwinkeln bezeichnet. Dies entspricht der Zuwölbung. Aufgrund der Gleitreibung kommt es beim Zuwölben zu höheren Momenten als beim Entwölben. In rot ist ein Zyklus dargestellt, der bei einer Ab- und Aufbewegung der Klappe durchfahren wird.

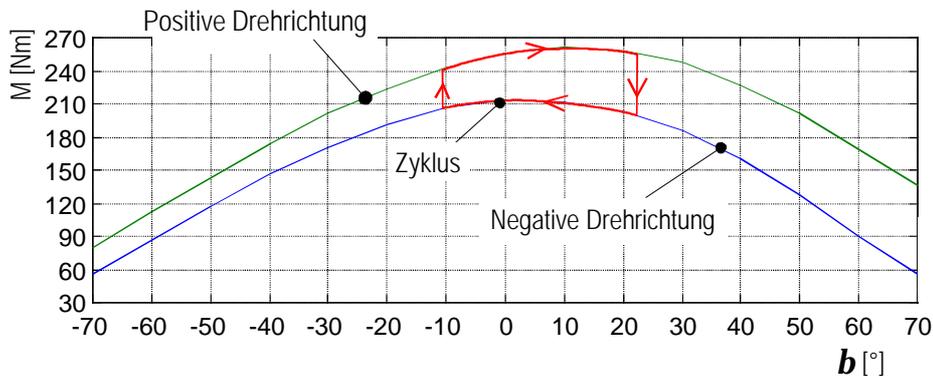


Bild 4.3: Momentenverlauf abhängig vom Tragkörperdrehwinkel für einen Tragkörper

Gemäß Bild 4.3 ergibt sich für die Referenzklappe mit einem Tragkörperabstand von 800 mm im Reiseflug ein maximales Moment von etwa 260 Nm je Tragkörper. Für Limit Load berechnet sich damit ein maximales Moment von etwa 650 Nm, für das noch eine aktive Verstellung erforderlich ist.

Die erforderliche Stellgeschwindigkeit ist stark abhängig von der Anwendung des Systems. Für eine reine Gleitzaoptimierung sind Verstellzeiten im Bereich von mehreren Minuten ausreichend. Für die Anwendung der variablen Wölbung im Rahmen der Rollsteuerung wird in [69] eine Verstellgeschwindigkeit von 30°/s festgelegt.

Der Zusammenhang zwischen der Schwenkwinkelgeschwindigkeit \dot{b} und dem Wölbungswinkel h für eine konstante Wölbungswinkelgeschwindigkeit \dot{h} wird durch die Gleichung 4-1 verdeutlicht:

$$\dot{b} = \frac{k \times \cosh h}{\sqrt{1 - (k \times \sin h)^2}} \times \dot{h} \quad 4-1$$

Die Geometriedaten der Hinterkante sind in dem Faktor k zusammengefasst. Die Herleitung dieses Zusammenhanges ist im Anhang (S. 156) skizziert.

Die graphische Darstellung des Zusammenhanges (Bild 4.4, oben) zeigt einen starken Anstieg der Schwenkwinkelgeschwindigkeit bei großen Zu- oder Entwölbungen.

Die zum Antrieb eines Tragkörpers benötigte Leistung ergibt sich aus dem Produkt von Drehmoment und Winkelgeschwindigkeit. Für eine konstante Wölbungsgeschwindigkeit an der Hinterkante ergibt sich ein Leistungsbedarf, der bei größeren Wölbungen stark zunimmt (Bild 4.4, unten). Dieser Effekt ist auf die Reibkräfte zurückzuführen, die bei großen Wölbungen bzw. großen Tragkörperschwenkwinkeln dominieren.

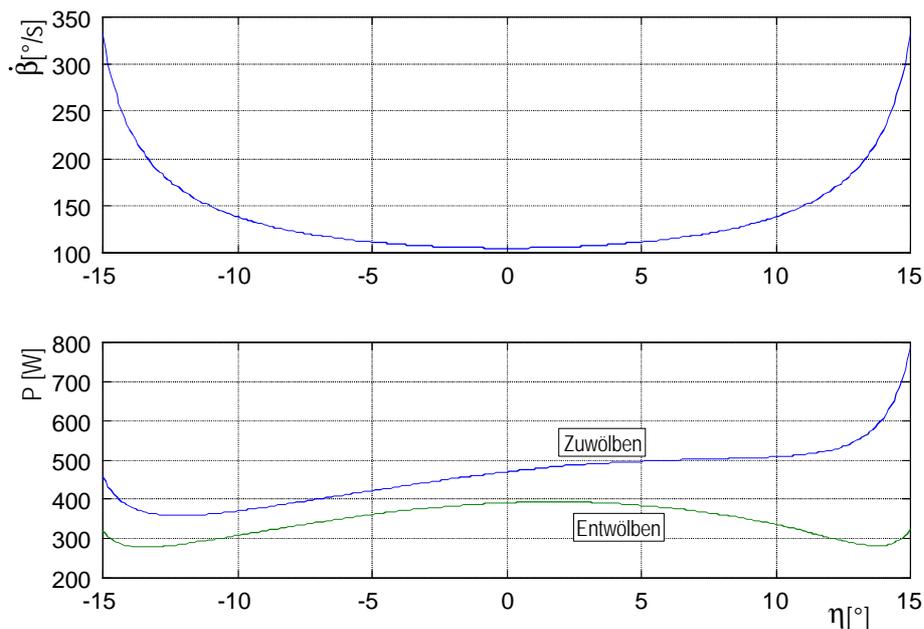


Bild 4.4: Erforderliche Leistung zur Drehung eines Tragkörpers in Abhängigkeit vom Schwenkwinkel für eine konstante Winkelgeschwindigkeit der Klappe ($15^\circ/\text{s}$)

Unter der Voraussetzung einer reduzierten Stellgeschwindigkeit für die Zuwölbung zwischen 14° und 15° ergibt sich gemäß Bild 4.4 eine maximale Leistung von $P_{\max}=600$ W je Tragkörper. Für eine komplette etwa 10 m lange Klappe mit 12 Tragkörpern (vgl. Kap. 3.2.1) summiert sich dies zu einem Leistungsbedarf von 7,2 kW. Dieser Wert ist als Richtwert anzusehen. Die konkrete erforderliche Leistung kann erst bei der Konzeption des Gesamtflugzeuges mit den entsprechenden flugmechanischen Berechnungen und der Auslegung des Bordnetzes festgelegt werden.

4.3 Prinzipielle Möglichkeiten der Energieversorgung

Verkehrsflugzeuge sind mit leistungsfähigen, redundanten elektrischen und hydraulischen Bordnetzen ausgestattet. Das Hydrauliksystem heutiger Airbus-Flugzeuge wird so ausgelegt, daß die größten Verbraucher, die Landeklappen und das Fahrwerk, gleichzeitig verfahren werden können und dabei die Steuerbarkeit des Flugzeugs gesichert bleibt. Im Reiseflug stehen beide Systeme still. Die Hydraulikversorgung hätte dann ausreichende Reserven für die Verstellung der Hinterkante. Andererseits muß die Verstellung der Hinterkante auch bei Start und Landung möglich sein. Die Wahl der Energiequelle hängt deshalb wesentlich von der Auslegung des Energieversorgungssystems des gesamten Flugzeugs und seinem Powermanagement ab.

Die Energieversorgungssysteme sind mehrfach redundant ausgelegt, so daß auch bei Ausfall eines Triebwerks oder der zugehörigen Generatoren bzw. Hydraulikpumpen die Steuerbarkeit gewährleistet werden kann. Die elektrische Ansteuerung der Aktuatoren führt dazu, daß sowohl elektrische und hydraulische Leitungen redundant verlegt werden müssen. Gelingt es, ein redundantes Aktuatorsystem allein elektrisch zu speisen, könnte auf einen kompletten Hydraulikkreis verzichtet werden. Dieses Ziel wird besonders unter dem Titel More-Electric-Aircraft verfolgt (vgl. [41], Kap. 1.2.4).

Das Bild 4.5 zeigt verschiedene Möglichkeiten zur elektrischen und hydraulischen Versorgung verschiedener Aktuatoren in der Klappe.

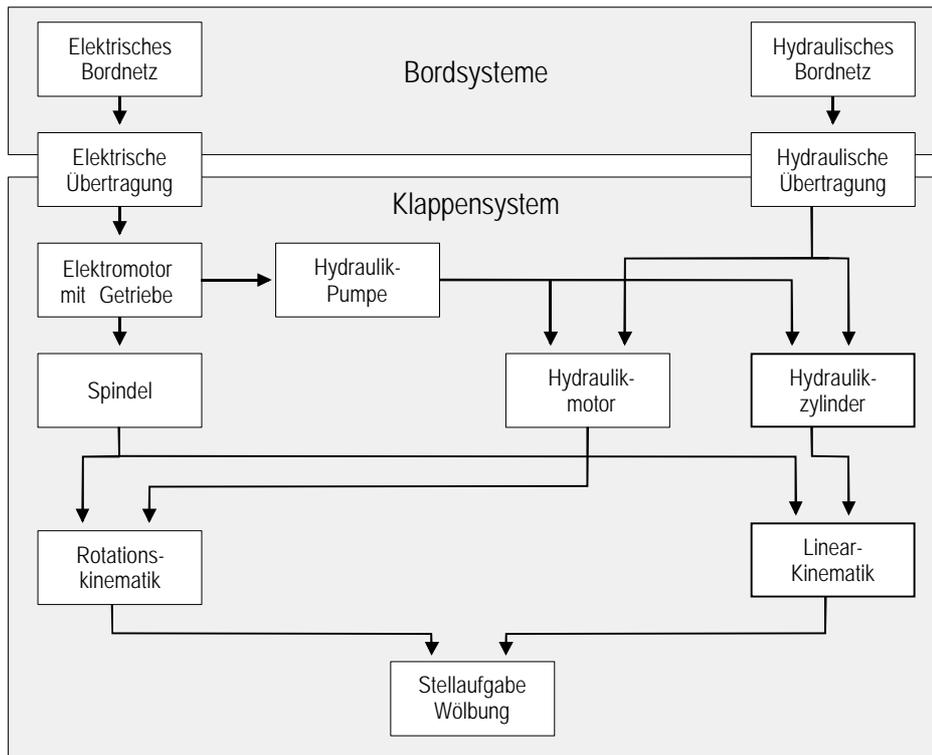


Bild 4.5: Mögliche Energieformen und Arten der Energiewandlung im Landeklappensystem

Höchste Leistungs- und Kraftdichten werden heute durch hydraulische Zylinder erreicht. Elektromotorische Antriebe benötigen dagegen zur Erzeugung großer Kräfte oder Momente entsprechende, meist schwere Getriebe oder Spindelsysteme.

Da die Aktuatoren für die variable Wölbung in der Klappe selbst installiert werden müssen, kommt der Energieübertragung vom festen System auf die bewegten Klappen besondere Bedeutung zu. Eine hydraulische oder elektrische Energieübertragung kann über flexible Leitungen oder zum Beispiel mit Drehübertragern [68] erfolgen. Problematisch ist die Standzeit solcher Systeme. Flexible Leitungen sind generell bruchgefährdet. Hydraulische Drehübertrager stellen bei dem üblichen Betriebsdruck von 210 bar hohe Anforderungen an die bewegten Dichtungen. Elektrische Drehübertrager auf der Basis von Schleifringen neigen bei Verschmutzung, Oxidation und Vibration zu Kontaktunterbrechung. Diese Nachteile können durch eine berührungslose elektrisch/induktive Energieübertragung vermieden werden [70].

Eine interessante Alternative zu Hydraulikzylindern, die über flexible Leitungen gespeist werden, ist ein System, bei dem ein Elektromotor in der Klappe eine Hydraulikpumpe antreibt, mit der die Hydraulikzylinder versorgt werden. Die Realisierbarkeit dieses Systems steht und fällt mit der Machbarkeit kompakter elektrohydraulischer Wandler (siehe auch Kap. 4.5.4).

4.4 Kinematik und Aktuatorkonzept

Prinzipiell lassen sich folgende Konzepte für den Antrieb der Tragkörper unterscheiden:

- Separate Ansteuerung der einzelnen Tragkörper mit je einem Aktuator
- Kopplung der Drehbewegung der Tragkörper, Ansteuerung mit wenigen Aktuatoren.

Die Kopplung kann mechanisch (Stäbe, Ketten, Riemen, Torsionswellen) oder auch hydraulisch erfolgen. Die Kombination dieser Kopplungsmöglichkeiten mit den oben beschriebenen Antriebsprinzipien spannt ein weites Lösungsspektrum auf. Eine

detaillierte Auflistung dieser Möglichkeiten mit einer anschließenden Bewertung wird in [68] vorgenommen. Das Bild 4.6 beschreibt das Konzept, welches im Vergleich die besten Eigenschaften aufweist.

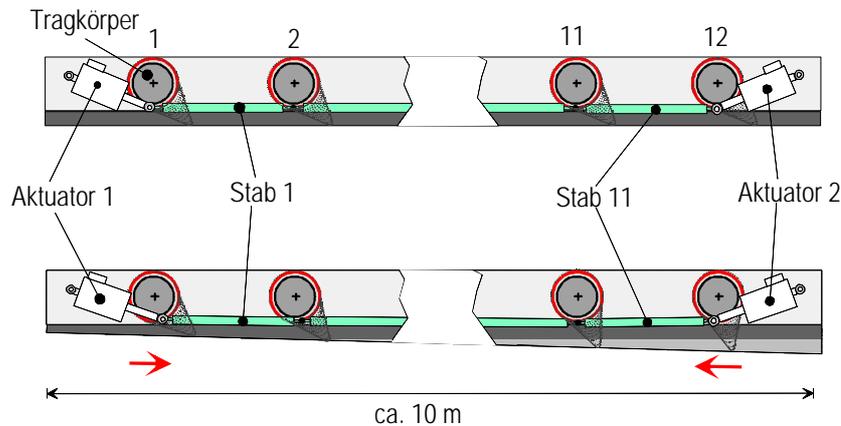


Bild 4.6: Aktuator-Kinematikkonzept: Tragkörper werden mit Stäben verbunden

Es werden Linearaktuatoren eingesetzt. Damit wird das Torsionsmoment der Tragkörper direkt in Zug- und Druckkräfte umgewandelt. Die Tragkörper werden mit elastischen Zug/Druckstangen gekoppelt, wobei nur an den jeweils äußeren Tragkörpern ein Aktuator angreift. Die minimale Anzahl von Aktuatoren kann also mit diesem Konzept realisiert werden. Bei einer Klappenspannweite von ca. 10 m und dem Tragkörperabstand von 800 mm werden 12 Tragkörper und 11 Zug/Druckstäbe benötigt.

Zur spannweitig konstanten Zu- und Entwölbung arbeiten die Antriebe synchron und nehmen zu gleichen Anteilen die Lasten auf (Bild 4.6 oben). Werden die elastischen Stäbe durch die Aktuatoren gestaucht, kommt es auf Grund der Elastizität zu unterschiedlichen Drehwinkeln der Tragkörper. Dies führt zu der gewünschten spannweitigen Differenzierung (Bild 4.6 unten).

Durch die in Bild 4.7 (links) dargestellte Anordnung der Linearaktuatoren wird das an den Tragkörpern anfallende Moment direkt in Zug- oder Druckkräfte überführt.

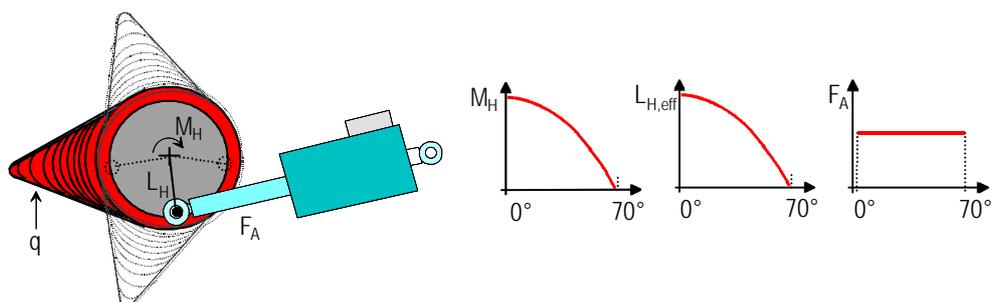


Bild 4.7: Aktuatoranordnung, Momenten- und Kraftverlauf idealisiert

Es kommt zu einem nahezu linearen Zusammenhang zwischen Aktuatorhub I_A und Klappenwinkel h . Soll also die Klappe mit konstanter Geschwindigkeit verstellt werden, führt dies auch zu einer konstanten Verfahrensgeschwindigkeit des Aktuators. Zur Reduzierung der Maximalleistung (Bild 4.4) müsste die Geschwindigkeit des Aktuators angepasst werden. Möglich wäre zum Beispiel die Vorgabe einer konstanten Winkelgeschwindigkeit der Tragkörper.

Der kosinusförmige Momentenverlauf $M_H(b)$ wird durch den vom Drehwinkel abhängigen effektiven Hebel $L_{H,eff}(b)$ in eine nahezu konstante Kraft $F_A(b) \sim \text{const.}$ umgesetzt (Bild 4.7, rechts). Dies gilt allerdings nur für eine unendlich weit entfernte

Lagerstelle des Aktuators, für eine Vernachlässigung der Reibung und für eine von der Wölbung unabhängige Luftlast. Das Reibungsmoment steigt jedoch zu den Extremstellungen an und die Luftlastmomente sind für die Zuwölbung höher als für die Entwölbung. Der daraus resultierende Kraftanstieg beim Zuwölben kann durch eine antisymmetrische Anordnung des Kraftangriffspunktes kompensiert werden. Der effektive Angriffshebel L_H ist dann für $b=0$ nicht maximal.

Für eine vom Wölbungsgrad abhängige Luftlast liegen allerdings keine Daten vor, so daß die folgenden Betrachtungen mit einer konstanten Luftlast durchgeführt werden. In Bild 4.8 ist für den Momentenverlauf in positiver Drehrichtung (vgl. Bild 4.3) die Aktuatorkraft über dem Hub für einen Tragkörper aufgetragen. Die Hebellänge L_H beträgt dabei 90 mm. Die maximale Zuwölbung wird bei ausgefahrenen Aktuator erreicht.

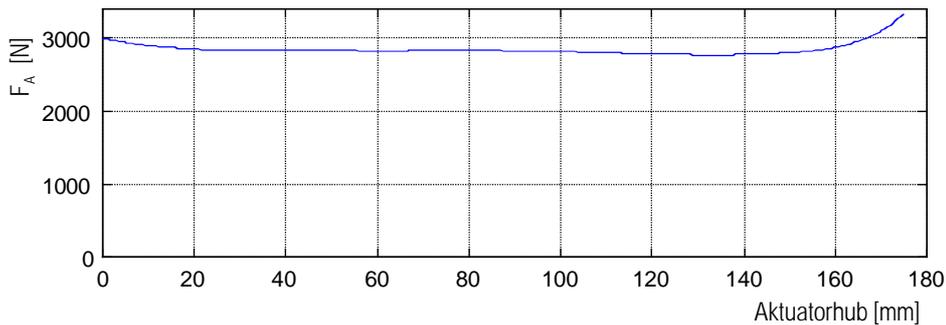


Bild 4.8: Aktuatorkraft in Abhängigkeit vom Aktuatorhub für einen Tragkörper

Die Reibung führt, wie auch bei der Leistungscharakteristik (Bild 4.4), in den Extremstellungen zu höheren Aktuatorkräften. Die größeren Kräfte werden wegen des ansonsten günstigen Aufbaus in Kauf genommen. Problematisch wird es allerdings, wenn die Gleitreibungszahl größer wird als angenommen, da es dann zu entsprechend stärkeren Kraftüberhöhungen in den Extremstellungen kommt. Dies muß in praktischen Versuchen untersucht werden (vgl. Kap. 6) und kann unter Umständen zu einer Reduzierung des maximalen Schwenkwinkels führen.

4.5 Modellierung und Auslegung des Aktuatorsystems

Im folgenden wird das in Bild 4.6 dargestellte Konzept näher analysiert. Dabei liegt ein Schwerpunkt auf der Auslegung der Zug/Druckstäbe.

4.5.1 Modellierung und Analyse der Kinematik

Die Modellierung der Kinematik erfolgt unter Berücksichtigung der elastischen Eigenschaften der Stäbe, wobei als Vereinfachung die Schwenkbewegung der Kraftangriffspunkte der Tragkörper vernachlässigt wird (vgl. Bild 4.6). Es gilt also näherungsweise $h \sim x$, wobei x die Verschiebung des Kraftangriffspunktes darstellt. Das Prinzip ist in Bild 4.9 dargestellt.

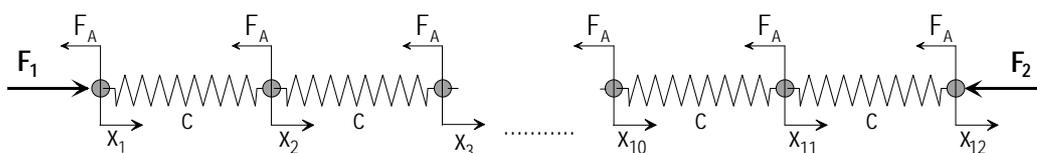


Bild 4.9: Einfaches Ersatzmodell der Stab-Aktuatoranordnung

Die Kräfte F_A resultieren aus den Reibkräften, den elastischen Kräften und den aerodynamischen Kräften und werden als konstant mit 3200 N für Design Load und für Limit Load entsprechend mit $F_{A,max} = 8000$ N angenommen (vgl. Bild 4.8). Den elastischen Stäben wird eine Federsteifigkeit c zugeordnet.

Zur Analyse wird ein lineares Gleichungssystem $\underline{F} = \underline{C} \times \underline{X}$ aufgestellt und gelöst. Berechnet werden die Verschiebungen x_i und die Aktuatorkräfte \mathbf{F}_1 und \mathbf{F}_2 . Die Torsionssteifigkeit der Hautstruktur wird nicht direkt berücksichtigt. Sie kann aber in die Zugsteifigkeit der Stäbe eingerechnet werden. Vergleichende Rechnungen zeigen, daß die resultierende Torsionssteifigkeit der Hautstruktur im Verhältnis zu der Zugsteifigkeit der Stäbe relativ gering ist, d.h. der Großteil der elastischen Verformungsenergie ist den Stäben zuzuordnen. Für die folgende Analyse wird die Zugsteifigkeit mit 35.000 N/mm angenommen.

Es werden folgende vier Fälle unterschieden, die relevant für die Auslegung der Komponenten sind:

1. Design Load ohne Differenzierung
2. Design Load mit Differenzierung
3. Limit Load mit Differenzierung
4. Design Load und Limit Load mit Ausfall eines Aktuators.

1. Fall: Zunächst wird das Verformungsverhalten der formvariablen Hinterkante unter Reisefluglast ohne Differenzierung untersucht. Dies entspricht dem normalen Reiseflug.

Die Kräfte F_A bewirken eine Dehnung der elastischen Stäbe, was zu einer leichten Drehung der Tragkörper und damit zu einer Auswölbung der Hautstruktur im mittleren Bereich führt. Für die Neutralposition der Aktuatoren ergibt sich daraus die in Bild 4.10 dargestellte Verformung der Endkante Δz_E aufgetragen über der Tragkörpernummer.

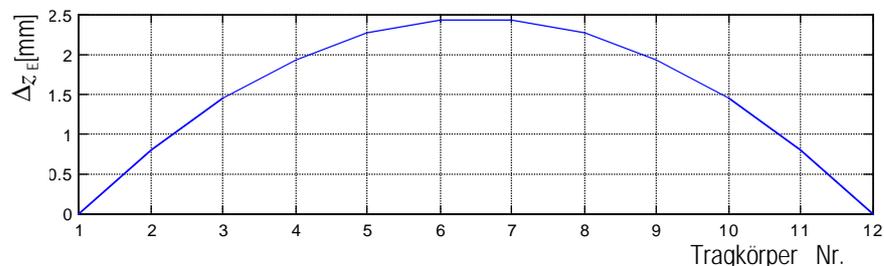


Bild 4.10: Verformung der Endkante bei Reisefluglast in Neutralstellung

Die Entwölbung beträgt nach Bild 4.10 maximal 2,5 mm. Die zugehörigen Kräfte für diesen Fall betragen $\mathbf{F}_1 = -\mathbf{F}_2 = 20$ kN.

2. Fall: Wirken die Aktuatoren entgegengesetzt, so werden die Stäbe gestaucht. Zusätzlich erfahren sie noch die Dehnung auf Grund der aerodynamischen Lasten.

Um die gewünschte Differenzierung von insgesamt 3° zu erlangen, müssen die beiden äußeren Tragkörper um etwa 12° gegeneinander verdreht werden. Dies führt zu einer maximalen Dehnung (Stauchung) des ersten Stabes von 0,27 %. Das Bild 4.11 zeigt das Ergebnis für die Endkantenverformung. Zu erkennen ist die überlagerte Verformung durch die Luftlasten.

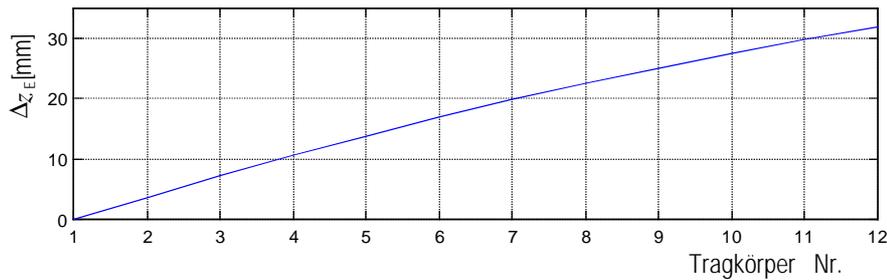


Bild 4.11: Verformung der Endkante bei Reisefluglast, spannweitig differenziert

Die Aktuatorkräfte betragen für diesen Fall $F_1 = 80$ kN und $F_2 = 40$ kN. Der Vergleich mit Fall 1 zeigt, daß eine Kraft von 60 kN zur Dehnung der Stäbe erforderlich ist.

3. *Fall:* Die größeren Luftlasten bewirken eine stärkere Verformung der Endkante, die aber für diesen Lastfall in Kauf genommen werden kann. Kombiniert man die hohen aerodynamischen Kräfte mit der maximalen spannweitigen Differenzierung, so treten die höchsten Aktuatorlasten und die höchsten Stabdehnungen auf. Die höchste Dehnung beträgt hier 0,36 % und die Aktuatorkräfte betragen $F_1 = 112$ kN und $F_2 = 10$ kN.

4. *Fall:* Es wird angenommen, daß im Versagensfall der fehlerhafte Aktuator kräftefrei mitlaufen kann, so daß die Grundfunktion der formvariablen Hinterkante nicht beeinträchtigt wird. Eine spannweitige Differenzierung ist dann nicht mehr möglich. Es kommt in diesem Fall auf Grund der aerodynamischen Lasten zu größeren Verformungen der Hinterkante bzw. zu einer ungewollten Differenzierung (Bild 4.12).

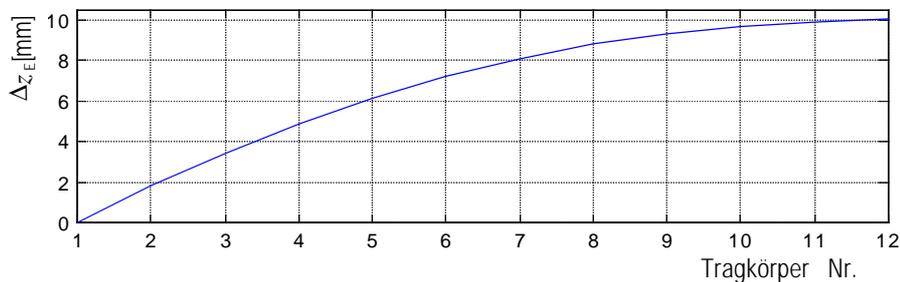


Bild 4.12: Verformung der Endkante bei Reisefluglast mit Ausfall eines Aktuators

Die Endkante weht an der Seite des defekten Aktuators also um 10 mm aus. Mit diesem Wert ist noch die Grundfunktion der formvariablen Hinterkante, z.B. Gleitzahl-anpassung oder Quersteuerunterstützung, ausreichend erfüllt.

Die Belastung des noch funktionierenden Aktuators wäre bei maximaler Luftlast $F_1 = 100$ kN und liegt damit unter dem Maximalwert in Fall 3.

Fällt Aktuator 1 aus, so ist dies mit $F_2 = -100$ kN dimensionierend für den zweiten Aktuator. Die maximalen Lasten für eine aktive Verstellung resultieren also aus dem Fall 3 und 4.

Folgende Werte, für die eine aktive Verstellung notwendig ist, sind für Linearaktuatoren dimensionierend:

$$\begin{aligned} \text{Maximale Aktuatorkraft} \quad & F_1 = 112 \text{ kN} \\ & F_2 = 100 \text{ kN} \end{aligned}$$

Wird der Sicherheitsfaktor (1,5) für die Luftlasten mit einbezogen, ergeben sich die Maximalwerte von $F_1 = F_2 = 150$ kN, bei denen kein Versagen der Stäbe auftreten darf. Diese Werte resultieren aus dem Fall 4, also für den Fall, daß ein Aktuator ausfällt und

die Luftlast "Ultimate Load" wirkt. Dieser Fall ist dimensionierend für die Auslegung der elastischen Stäbe. Die nachzuweisende maximale Druckkraft von 150 kN wirkt allerdings nur in dem Stab, welcher den noch funktionierenden Aktuator mit dem nächsten Tragkörper verbindet.

Mit den berechneten Werten kann nun eine Auslegung der Stäbe und der Aktuatoren durchgeführt werden. Eine nicht lineare Modellierung unter Einbeziehung der Schwenkbewegung der Tragkörper ist in [68] beschrieben. Größere Abweichungen von dem hier vorgestellten linearen Modell sind erst bei großen Schwenkwinkeln festzustellen. Da die Ergebnisse keine prinzipiell neuen Erkenntnisse bringen, wird darauf nicht weiter eingegangen.

4.5.2 Auslegung der elastischen Stäbe

Die Auslegung der Stäbe ist prinzipiell einfach. Aus der definierten Zug/Drucksteifigkeit c läßt sich mit dem Elastizitätsmodul E eines entsprechenden Materials eine erforderliche Querschnittsfläche berechnen. Für ein kreisrundes dünnwandiges Rohr mit dem Durchmesser D und der Annahme ($d \ll D$) erhält man dann die Wandstärke eines kreisrunden Rohrstabes mit

$$d = \frac{c \times l}{E \times D \times p} \quad 4-2$$

wobei l die Länge eines Stabes, also gerade der Tragkörperabstand ist.

Der Durchmesser sollte möglichst groß gewählt werden, damit der druckbelastete Stab nicht knickt. Hier setzt allerdings der Bauraum Grenzen, da sich der Stabradius noch zu der Hebellänge der Tragkörper L_H addiert (vgl. Bild 2.5 und Bild 4.4). Eine Erhöhung des Rohrdurchmessers führt also zu einer Reduktion der Hebellänge, dies bedingt allerdings wieder größere Aktuatorkräfte, was wiederum eine höhere Biegesteifigkeit der Rohre erfordert. Es muß ein Kompromiß gefunden werden, der unter Umständen in einer speziellen Bauausführung mündet.

Mit den dargestellten Anforderungen ist eine Auslegung der elastischen Stäbe prädestiniert für eine FKV-Struktur. FKV-Rohre werden üblicherweise maschinell gewickelt und weisen im Idealfall nur zwei Wickelwinkel mit unterschiedlichem Vorzeichen und gleichem Betrag auf (Ausgeglichener Winkelverbund, AWW) [63]. Zur Aufnahme der Zug- und Druckkräfte bei minimalem Gewicht sollte das FKV-Rohr möglichst kleine Wickelwinkel aufweisen. Bei zu kleinen Wickelwinkeln steigt jedoch die Beulgefahr.

Nach [71] ergeben sich für einen Druckstab kritische Knicklasten $F_K = p^2 \cdot E \cdot I / I_K^2$ (Eulersche Knicklast), die wesentlich von der Knicklänge l_K und vom Trägheitsmoment I und damit vom Durchmesser abhängen. Die maximale Druckkraft beträgt nach den Ergebnissen des letzten Abschnittes 150 kN und tritt nur im direkt benachbarten Stab des noch funktionstüchtigen Aktuators auf. Bei der Bestimmung der Knicklänge wird davon ausgegangen, daß die Stäbe momentenstarr miteinander verbunden sind, so daß mit einer Knicklänge $l_K = 0,7l$ gerechnet werden kann.

Bei der kritischen Beullast ist zwischen Ringbeulen und Schachbrettbeulen zu unterscheiden [63]. Beide kritische Lasten werden von der Steifigkeit der Wandung in Stablängs- und -querrichtung bestimmt. Die Wandsteifigkeit läßt sich leicht mit der Wanddicke erhöhen, allerdings ist diese durch 4-2 festgelegt. Es ist also ein günstiger Kompromiß zwischen den Anforderungen des Leichtbaus, des Bauraums, einer zu definierenden Zug/Drucksteifigkeit, den Festigkeiten und den Beul- und Knickkriterien zu finden. Führen beispielsweise Festigkeitsanforderungen zu einer höheren Wand-

stärke und damit zu einer größeren Drucksteifigkeit, resultieren höhere Aktuatorkräfte, was wiederum ein höheres Trägheitsmoment des Stabes erfordert.

Bei einem Durchmesser von $D=50$ mm ergibt sich mit einem Wert von $c=35.000$ N/mm ein guter Kompromiß zwischen Festigkeitsreserven, Steifigkeit und Aktuatorkräften.

Im Sinne des Leichtbaus ist eine Auslegung des Stabes als CFK-Struktur sinnvoll, da dieser Werkstoff das beste Verhältnis von Steifigkeit zur Dichte aufweist [63]. Mit der Klassischen Laminattheorie (CLT) ergeben sich für die verschiedenen Wickelwinkel eines AWW's entsprechende Verbundsteifigkeiten, mit denen eine Auslegung erfolgen kann. In Bild 4.13 sind die kritischen Lasten abhängig vom Wickelwinkel aufgetragen.

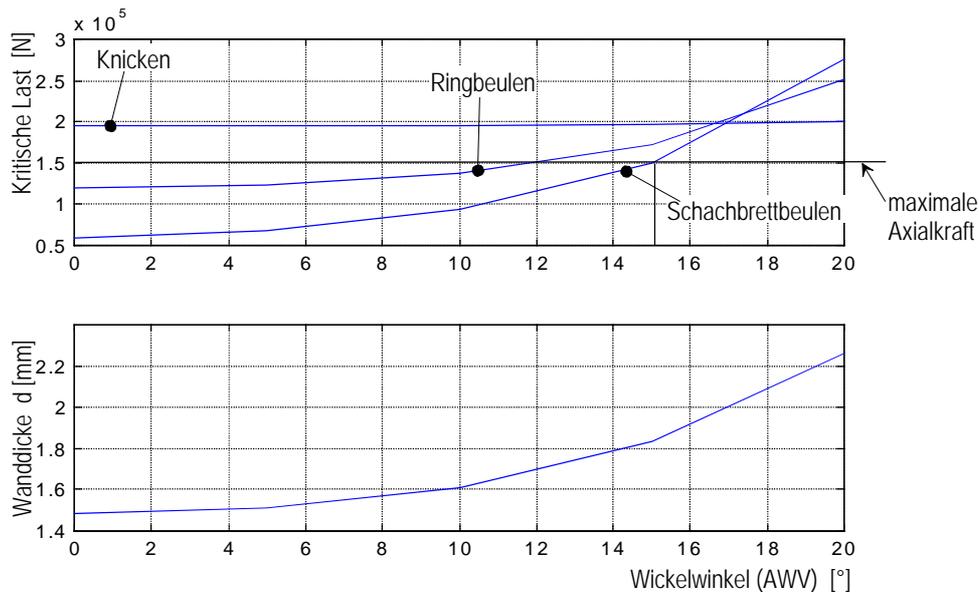


Bild 4.13: oben: Kritische Beul- und Knicklasten abhängig vom Wickelwinkel
unten: Resultierende Wandstärke

Bei den dargestellten kritischen Beullasten ist ein Sicherheitsfaktor von 2 und bei der Knicklast von 1,5 mit einbezogen. Es zeigt sich, daß bei einem Wickelwinkel von 15° die erforderliche sichere Last erreicht wird (Bild 4.13, oben). Die Wandstärke beträgt hierbei $d=1,83$ mm (Bild 4.13, unten). Nach der CLT ergibt sich hiermit eine Anstrengung von 0,5 und damit ein Festigkeitsreservefaktor von 2.

Somit ist festzustellen, daß sich ein CFK-Druckstab mit zufriedenstellendem Ergebnis auslegen läßt. Die Masse für einen Stab beträgt 440 g/m ohne Krafteinleitung.

Aus Bild 4.13 wird deutlich, daß die Knickfestigkeit weitestgehend unabhängig vom Wickelwinkel ist. Eine Auslegung unter geänderten Randbedingungen, z.B. bei größerem Tragkörperabstand, führt zu geringeren und u.U. zu zu kleinen Knickfestigkeiten. Um trotzdem eine Funktion zu gewährleisten, bieten sich zwei konstruktive Maßnahmen an, die in Bild 4.14 skizziert sind.

Durch einen Sandwichaufbau, der wegen des beengten Bauraumes nur auf der Oberseite angebracht werden kann, kann das Trägheitsmoment des Stabes und damit die mögliche freie Knicklänge erhöht werden. Dazu wird ein Stützschaum mit zusätzlichen Fasern umwickelt, ohne daß die Zugsteifigkeit signifikant erhöht wird (Bild 4.14 links). Reicht diese Maßnahme nicht aus, so läßt sich die Knicklänge durch Zusatzlagerungen zwischen den Tragkörpern entsprechend halbieren oder dritteln, was zu einer deutlich höheren Knickfestigkeit führt (Bild 4.14 rechts).

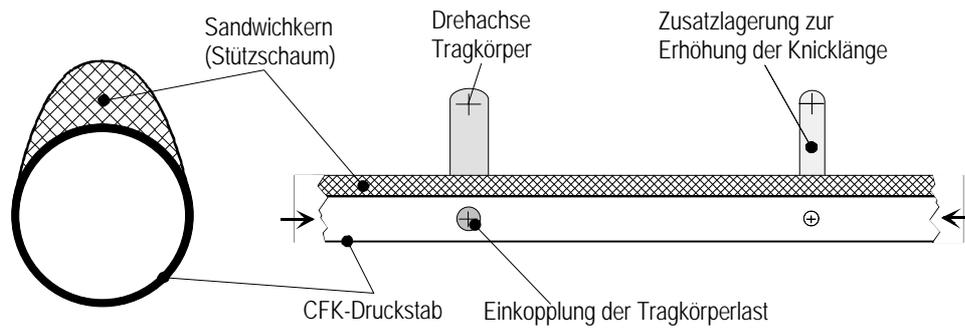


Bild 4.14: Konstruktive Maßnahmen zur Erhöhung der Knicksteifigkeit

Die letztere Maßnahme bietet gegebenenfalls auch die Möglichkeit, den Stabdurchmesser zu reduzieren. Dies führt wiederum zu höheren Wandstärken und damit zu höheren Beulfestigkeiten.

Mit den beschriebenen Maßnahmen und dem entsprechenden Zusatzaufwand lassen sich also deutlich größere Tragkörperabstände realisieren.

Auf die in Bild 4.14 angedeutete Krafteinleitung zur Einkopplung der Tragkörperlasten wird in Kapitel 5 detailliert eingegangen.

4.5.3 Auswahl und Dimensionierung der Aktuatoren

Ausschlaggebend für die Auswahl geeigneter Aktuatoren sind die für die Verstellung notwendigen Kräfte und Stellgeschwindigkeiten. Die Analyse verschiedener Aktuatorprinzipien zeigt, daß Hydraulikstellglieder wegen ihrer hohen Kraft- und Leistungsdichte für diesen Anwendungsfall die beste Alternative darstellen.

Elektromotorisch angetriebene Linearantriebe mit Kugelumlaufspindel oder Zylinderrollenspindel sind zwar prinzipiell auch in dem hier geforderten Kraftniveau verfügbar, sind aber auf Grund der sehr hohen, in der Luftfahrt für Wälzlager und Spindelantriebe üblichen Lebensdauern Anforderungen sehr schwer. Die Lebensdauer ist bei üblichen Industriespindeln so definiert, daß statistisch 90 % eines Spindeltyps die geforderte Lebensdauer erreichen. Der Vergleichswert für die Luftfahrt beträgt 99 % [72]. Diese höheren Anforderungen reduzieren die zulässigen maximalen Hertz'schen Pressungen, was sich wiederum in deutlich größeren Spindeldurchmessern niederschlägt. Nach [72] ergibt sich für den beschriebenen Anwendungsfall ein Spindeldurchmesser von über 100 mm. Hinzu kommt noch eine Spindelmutter, die den Durchmesser des Aktuator noch einmal erhöht. Der Einsatz von Spindeln führt also zu Bauraum- und Gewichtsproblemen.

Außerdem ist es aus Redundanzgründen erforderlich, daß der Fehler eines Aktuator nicht den gesamten Antriebsstrang blockiert. Die Aktuatoren müssen dann kraftfrei mitlaufen. Dies ist bei Spindelantrieben nur mit hohem Zusatzaufwand, wie z.B. mit Kupplungen, zu gewährleisten, während es bei Hydraulikantrieben durch geeignete Ventilblöcke mit wenig Aufwand zu realisieren ist.

Die Auslegung erfolgt also mit einem Hydraulikzylinder, wobei zunächst noch offen ist, wie die hydraulische Energie bereitgestellt wird. Mit dem im Flugzeugbau üblichen Systemdruck von 210 bar ergibt sich dann für den Aktuator 1 ($F_{A1}=112$ kN vgl. Kap. 4.5.1) ein Kolbendurchmesser von 85 mm. Der Aktuator 2 ($F_{A2}=100$ kN) benötigt eine gleich große Kolbenfläche, da seine Kolbenstange bei maximaler Last auf Zug belastet wird. Die Kolbenfläche ist dadurch reduziert, wobei hierbei von einem Kolbenstangendurchmesser von 30 mm ausgegangen wird. Es können also zwei identische Aktuatoren eingesetzt werden. Der Gesamtdurchmesser der Zylinder liegt somit unter 100 mm, so daß keine Bauraumprobleme zu erwarten sind.

4.5.4 Energieversorgungssystem

Die maximal für die Verformung der formvariablen Hinterkante einer Landeklappe mit 10 m Spannweite erforderliche mechanische Leistung beträgt nach Kapitel 4.2 $P_{\max, \text{ges}} = 7,2 \text{ kW}$. Diese Antriebsleistung verteilt sich auf die in der Klappe verteilten hornförmigen Tragkörper. Sie ergibt sich aus dem gleichmäßigen Ausschlag der gesamten Klappe bei Reisefluglast mit maximaler Verstellgeschwindigkeit.

Wie bereits erwähnt, arbeiten die beiden Aktuatoren redundant. Im Fehlerfall eines Aktuators hat der andere also die Last der gesamten Klappe zu tragen. Zu klären ist die Frage, ob beide Aktuatoren auch allein die volle mechanische Gesamtleistung aufbringen müssen. Dies würde eine verdoppelte installierte Leistung erfordern.

Ohne diese Frage abschließend klären zu können, wird hier davon ausgegangen, daß dies nicht erforderlich ist, daß also nur beim Betrieb beider Systeme die volle Dynamik bereitgestellt wird. Aus diesen Überlegungen folgt, daß für beide Aktuatorssysteme jeweils eine maximale Leistung von ca. 3,6 kW bereitgestellt werden muß.

Es bleibt die Frage zu klären, wie die hydraulische Energie für die Stellzylinder in der Landeklappe bereitgestellt wird.

Am einfachsten erscheint zunächst die direkte, redundante Ankopplung an zwei verschiedene im Flugzeug vorhandene Hydrauliksysteme (vgl. 1.2.3). Die Ankopplung auf das bewegte Klappensystem erfolgt über flexible Leitungen oder mit Hilfe von hydraulischen Drehübertragern (Bild 4.15).

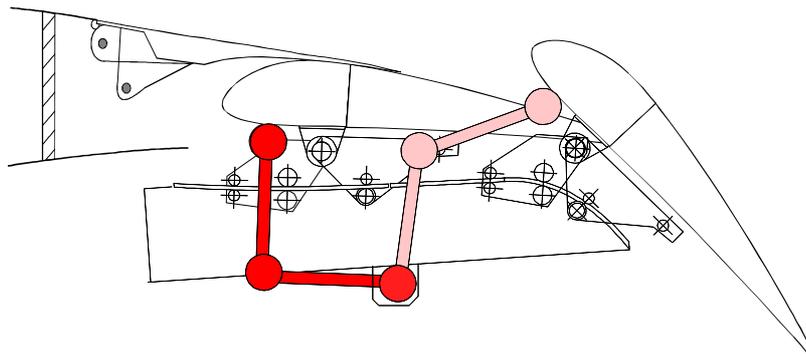


Bild 4.15: Hydraulische Energieübertrager mit Drehgelenken, aus [68]

Für eine Landeklappe sind zwei solcher Übertragungssysteme notwendig. Innerhalb der Landeklappe werden die Hydraulikleitungen dann direkt zu den an den Zylindern befindlichen Servoventilen geführt. Die Servoventile werden elektrisch angesteuert. Die Position der Aktuatoren ist zu messen. Die für die Sensoren und Aktuatoren notwendigen redundanten elektrischen Leitungen müssen ebenfalls vom Flügelkasten auf das bewegte Klappensystem geführt werden.

Bei der Bewertung der hydraulischen Energieversorgung sind die Zusatzgewichte für die komplette Leitungsführung von den zentralen Hydraulikpumpen bis zum Stellzylinder mit einzubeziehen. Dabei ist zu prüfen, ob die an der Wingbox vorhandene Leitungsführung der Querruder- und Spoileransteuerung mit genutzt werden kann.

Eine elektrische Übertragung der Antriebsenergie erfordert eine Verstärkung der bereits für die Ansteuerung der Aktuatoren und für die Sensoren zu installierenden elektrischen Übertragungssysteme. Dies ist konstruktiv einfacher und mit geringeren zusätzlichen Massen zu realisieren. Eine Übertragung über flexible Leitungen bzw. mit Schleppkabeln ist wegen der begrenzten Lebensdauer für den Serieneinsatz wenig empfehlenswert. Dies gilt prinzipiell auch für eine Übertragung mit in Drehgelenke integrierte Schleifringe. Eine berührungslose, induktive Kopplung bietet eine einfach zu montierende und verschleißarme, wartungsfreundliche Alternative. Die induktiven

Übertragungselemente können wahlweise als Drehübertrager in die Drehgelenke nach Bild 4.15 oder als lineare Übertragungssysteme ausgeführt werden. Diese induktiven Koppler können sehr kompakt ausgeführt werden, wenn sie mit Mittelfrequenz zwischen 25 und 100 kHz betrieben werden. Dies erfordert eine zusätzliche, aber sehr kompakt realisierbare Leistungselektronik zur Erzeugung der Mittelfrequenzenergie [70].

Mit relativ hohem Zusatzgewicht verbunden ist die Energiewandlung innerhalb der Landeklappen (vgl. 4.2). Hinzu kommen noch Probleme mit der Wärmeentwicklung, die bei konventionellen hydraulischen Energiewandlern naturgemäß recht hoch ist.

Eine konkrete Auslegung eines hydraulischen Energiewandlers für den Einbau in einer Landklappe erfordert wegen der besonderen Randbedingungen eine spezielle und umfangreiche Entwicklung, die nicht im Rahmen dieser Arbeit durchgeführt werden kann. Zur Abschätzung der Realisierbarkeit muß deshalb auf bestehende Systeme, welche für andere Anwendungen konzipiert worden sind, zurückgegriffen werden.

Die elektrohydrostatischen Aktuatoren, welche bereits in Kapitel 1.2.4 vorgestellt wurden, lassen sich wegen des beschränkten Bauraums in der Landklappe nicht direkt einsetzen, da sie kompakt ausgeführt sind. Alle Komponenten des Aktuators sind in einem Gehäuse integriert. Allerdings ist das Funktionsprinzip dieser Aktuatoren, welches in Bild 4.16 dargestellt ist, für die Anwendung in der Landklappe geeignet. Der Vorteil dieses Konzeptes ist, daß die Motor-Pumpen-Einheit direkt über die vorgegebene Drehzahl die Hydraulikzylinder bewegt. Es wird also nur dann Leistung benötigt, wenn auch tatsächlich mechanische Leistung abgegeben wird. Die Leistungsverluste beim Halten einer Kraft durch Leckage sind gering. Durch ein Ventil kann der Aktuator von aktiv auf passiv geschaltet werden. Mit dem Ölreservoir und dem Druckbehälter werden Druckschwankungen ausgeglichen.

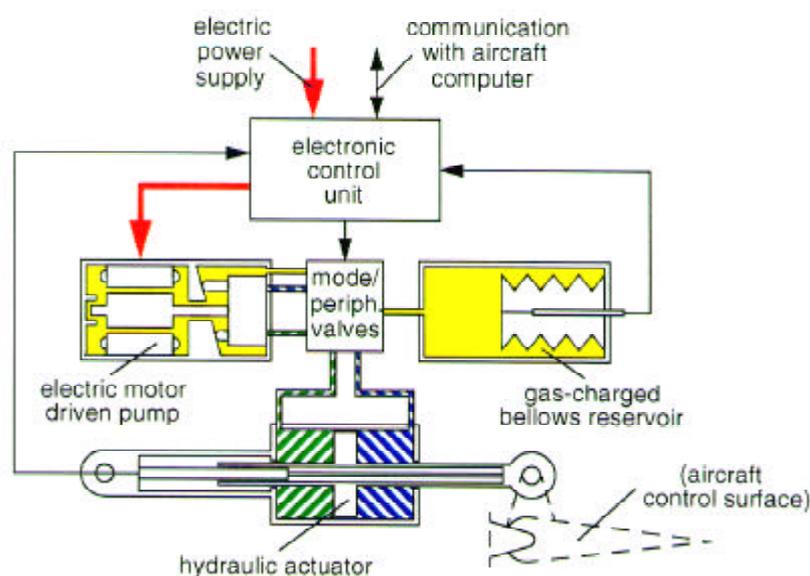


Bild 4.16: Funktionsprinzip des elektrohydraulischen Aktuators, aus [46]

Für die Verwendung in der Landklappe sind die einzelnen Komponenten des elektrohydraulischen Aktuators entsprechend räumlich zu verteilen. Gegebenenfalls ist noch ein Ölkühler einzusetzen.

Leider ist kein elektrohydrostatischer Aktuator mit den hier erforderlichen Leistungsdaten am Markt verfügbar, so daß ein Vergleich nicht möglich ist. Die Gewichte der einzelnen Baugruppen können allerdings abgeschätzt werden. Es ergibt sich nach [73] für eine am Markt erhältliche Motor-Pumpen-Einheit ein Gewicht von 15 kg und für das Reservoir mit Druckspeicher ein Gewicht von 6 kg. Mit einer Zylindermasse von 5 kg

resultiert somit ein Gewicht für eine elektrohydraulische Aktuatoreinheit von 26 kg. Hinzu kommen noch entsprechende Gewichte für elektrische und hydraulische Leitungsführungen, Krafteinleitungen und Steuerungsgeräte. Für die formvariable Hinterkante einer äußeren A340-Landeklappe mit Querruderfunktion läßt sich damit das erforderliche Gesamtgewicht der beiden Aktuatorssysteme mit 60-80 kg abschätzen.

Bei dieser Abschätzung wird davon ausgegangen, daß die installierte Generatorleistung (Leistungsentnahme an den Triebwerken) durch das Zusatzsystem nicht erhöht werden muß.

Die erforderlichen Leistungen für die Profilanpassung während des Reisefluges sind auf Grund der geringen Stellgeschwindigkeiten (siehe Anhang) sehr gering. Es sind nur wenige Watt erforderlich. Den kritischen Fall stellt der Einsatz der formvariablen Hinterkante als Querruder dar. In diesem Fall sind hohe Stellgeschwindigkeiten und entsprechend hohe Leistungen erforderlich. Allerdings bleibt die erforderliche Leistung für das Gesamtflugzeug konstant, da ja die erforderliche Rollrate (Drehgeschwindigkeit des Flugzeuges um die Längsachse) ebenfalls konstant bleibt.

Für die A340 könnte dies konkret bedeuten, daß die innen an den Landeklappen installierte formvariable Hinterkante die Rollsteuerung im Schnellflug übernimmt (High-Speed-Querruder). Im Langsamflug sind zur Erreichung der Rollrate große Hebel erforderlich, so daß es hier unter Umständen sinnvoll wäre, ausschließlich die ursprünglichen Querruder zu betätigen.

Das Beispiel zeigt, daß die formvariable Hinterkante an den Landeklappen zusätzliche Flexibilität für die Rollsteuerung bietet, ohne jedoch die Leistungsanforderungen an das Energieversorgungssystem zu erhöhen.

4.6 Zusammenfassung der Ergebnisse

Die Ausführungen in diesem Kapitel haben gezeigt, daß die Linearaktuatoren am besten für die Erzeugung der Schwenkbewegung der Tragkörper geeignet sind. Die Tragkörper werden in Spannweitenrichtung mit elastischen Zug/Druckstäben gekoppelt, wodurch nur zwei Aktuatoren für eine Landeklappe erforderlich werden. Die spannweitige Differenzierung wird durch gezieltes Stauchen der elastischen Stäbe und der damit verbundenen differenzierten Schwenkwinkel der Tragkörper möglich. Die hohen Anforderungen an die Zug/Druckstäbe lassen sich mit einer gewickelten CFK-Konstruktion realisieren. Die beiden Aktuatoren arbeiten redundant, so daß in einem Störfall ein Aktuator die Grundfunktion der formvariablen Hinterkante gewährleistet.

Der Einbau des Aktuatorsystems in die Landeklappe erfordert eine kompakte Bauweise für die zwei Linearantriebe. Die relativ hohen Kräfte machen den Einsatz von Hydraulikzylindern erforderlich, für die eine entsprechende Energieversorgung bereit gestellt werden muß. Zur Vermeidung einer aufwendigen hydraulischen Leitungszuführung auf die bewegte Klappe erfolgt die Energieübertragung elektrisch. In der Klappe wird die elektrische Energie über einen noch näher zu definierenden elektrohydraulischen Energiewandler umgesetzt.

5 Realisierung eines 1:1-Demonstrators

In diesem Kapitel wird die Realisierung eines Funktionsdemonstrators auf Basis der in Kapitel 3 definierten Geometriedaten beschrieben.

Vorrangiges Ziel der Erstellung des Funktionsmodells im Maßstab 1:1 ist die Demonstration der Funktion und die Verifikation der in Kapitel 3 und 4 gefundenen Ergebnisse. Die für das Konzept wesentlichen Komponenten werden möglichst realitätsnah gefertigt, das heißt, sie werden weitestgehend nach den für den Flugzeugbau spezifischen Vorgaben erstellt.

In Bild 5.1 ist der Gesamtaufbau des Demonstrators dargestellt:

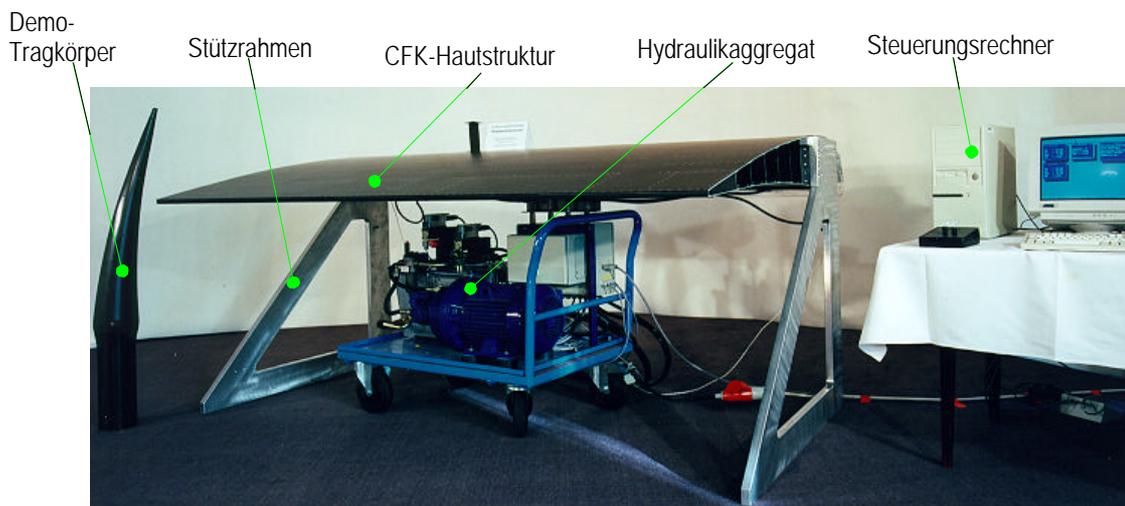


Bild 5.1: Gesamtaufbau des Funktionsdemonstrators

Die Breite des Demonstrators beträgt 2,4 m und die Gesamttiefe etwa 1,4 m. Die formvariable Hinterkante hat eine Tiefe von $c_{w1} = 1$ m.

Das Grundgerüst bildet ein Kastenträger, an dem seitlich zwei Stützrahmen angeflanscht sind. Der Kastenträger selbst besteht aus miteinander verschraubten Aluminiumplatten, wobei im Vorder- und Hinterholm entsprechende Bohrungen für die Lagerung der Tragkörper vorgesehen sind. Es sind drei Tragkörper aus CFK im Abstand von 800 mm drehbar im Kastenträger gelagert.

Die Hautstruktur besteht aus einer oberen und unteren Deckhaut, die mit fünf flexiblen und zwei starren Stegen vernietet ist. Des Weiteren sind acht Endkantenrippen zur Versteifung der Endkante angebracht (vgl. Bilder 3.6 und 3.18). Die Kopplung der Tragkörper erfolgt über einen Glasfaser-Kunststoff-Stab (siehe Bild 5.11) und die

Ansteuerung über zwei Hydraulikzylinder. Diese werden von einem externen Hydraulikaggregat versorgt.

Im folgenden wird der Bau der einzelnen Strukturkomponenten des Demonstrators beschrieben. Begonnen wird mit einer Beschreibung der Fertigung der hornförmigen Tragkörper.

5.1 Fertigung der Tragkörper

Die Horntragkörper werden, wie unter 3.5 begründet, als CFK-Struktur ausgeführt. Dies hat neben den guten mechanischen Eigenschaften von CFK-Strukturen im wesentlichen fertigungstechnische Gründe. Die Faserverbundhalbzeuge lassen sich in nahezu jede beliebige Form drapieren und eignen sich daher für die Herstellung der sphärisch geformten Tragkörper.

Es sind nur wenige vergleichbare Baumuster oder Produkte mit ähnlich komplexer Form bekannt, für die entsprechende Fertigungsverfahren entwickelt wurden. Damit steht kein Standardverfahren, welches für die Herstellung der Tragkörper anwendbar wäre, zur Verfügung. Es muß daher ein speziell für diese Anwendung angepaßtes Verfahren entwickelt werden.

5.1.1 Bauweise und Fertigungsverfahren

Ziel ist eine Fertigung der Tragkörper als einteilige monolithische Struktur. Mit dieser Bauweise wird eine Minimierung des Strukturgewichtes ermöglicht, da auf Füge- oder Klebestellen verzichtet werden kann [60,74]. Die einteilige Bauweise erhöht jedoch maßgeblich die Komplexität des Fertigungsverfahrens.

Prinzipiell bieten sich für die Herstellung das Prepregverfahren [63,64] und das RTM-Verfahren (Resin Transfer Moulding [64]) an. Beide Verfahren werden untersucht und miteinander verglichen.

Das Prepregverfahren ist das klassische, im Flugzeugbau am häufigsten verwendete Fertigungsverfahren. Hier werden vorimprägnierte Faserlagen, z.B. unidirektionale Tapes oder Gewebe in eine Form oder auf einen Formkern drapiert und anschließend durch Vakuum vorverdichtet. In einem sogenannten Autoklaven wird das Gelege unter hohem Druck weiter kompaktiert und erwärmt. Dadurch wird das Harz zunächst flüssig und die Faserlagen werden miteinander vernetzt. Anschließend härtet das Harz aus und bildet als Matrix mit den Faserlagen die Verbundstruktur.

Beim RTM-Verfahren wird zunächst trockenes Halbzeug (z.B. Gewebe) in ein Formwerkzeug gelegt. Nach Schließen der Form wird Harz injiziert, welches die Fasern durchtränkt. Anschließend wird der Aufbau ebenfalls unter Druck erhitzt und härtet aus.

Es wird weiterhin noch unterschieden, ob die Halbzeuge in eine Negativ- oder auf eine Positivform abgelegt werden. In der Regel hängt dies davon ab, ob und wo eine exakte Bauteilkontur erforderlich ist und wie sich das Bauteil entformen läßt. Beim Horntragkörper ist eine exakte und glatte Außenkontur von großer Bedeutung, da der Tragkörper über eine Gleitschicht mit der Innenseite der Hautstruktur in Kontakt steht und das Profil vorgibt.

Eine Fertigung durch direktes Einlegen in eine entsprechende Negativform ist allerdings nicht ohne weiteres möglich, da dies zunächst ein getrenntes Drapieren in zwei Halbschalen erfordert. Die relativ hohe Wandstärke des Tragkörpers führt zu großen erforderlichen Schäftlängen (Überlappungslängen) an der Fügestelle der beiden

Hälften. Ein exaktes Zusammenfügen der beiden Formhälften ist dadurch schwer praktikierbar [74].

Die Vermeidung einer Schäftung ist nur möglich, wenn die Faserlagen auf einen Positivkern aufgelegt werden können. Dieser Kern wird anschließend mit dem gesamten Lagenaufbau in eine Negativform gelegt.

In der geschlossenen Form müssen die Lagen an die Innenwand gepreßt werden, was durch eine Volumenvergrößerung des Kernes während des Erwärmens möglich ist. Nach dem Härtevorgang wird der Kern aus dem Tragkörper herausgezogen. Da der Tragkörper eine starke Hinterschneidung besitzt, muß der Kern entweder mehrteilig sein oder er muß so flexibel sein, daß er durch den engeren Querschnitt gezogen werden kann.

Diese Überlegungen führen zu der Verwendung des sogenannten Schlauchblasverfahrens. Dieses Verfahren wird u.a. in [75] beschrieben und analysiert. Die hier verwendete Verfahrensvariante ist in Bild 5.2 dargestellt.

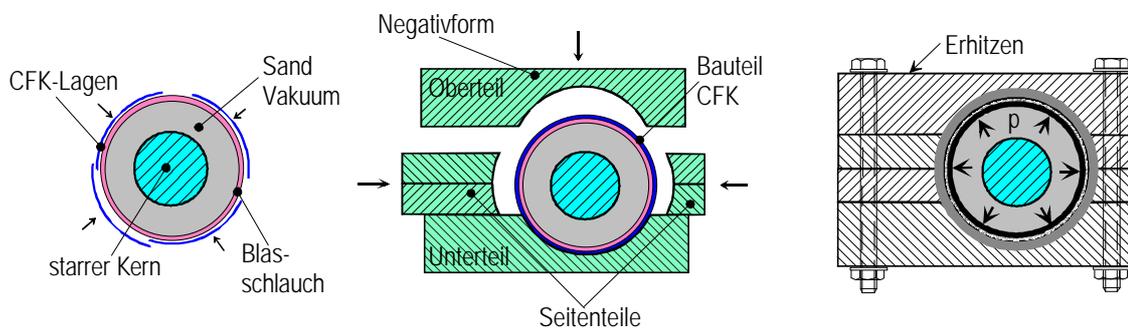


Bild 5.2: Fertigung der Tragkörper mit dem Schlauchblasverfahren

An einen mit Sand gefüllten und durch einen starren Kern stabilisierten Schlauch wird ein Vakuum angelegt. Der Schlauch bildet dadurch eine Positivform, auf der die CFK-Lagen drapiert werden können (Bild 5.2, links). Der Kern wird mit dem Gelege in eine mehrteilige Negativform gelegt (Bild 5.2, mitte). Diese wird anschließend geschlossen und verschraubt. Durch Aufblasen des vorher evakuierten Schlauches und einer zusätzlichen Erhitzung wird das Gelege an die Forminnenwand gepreßt und dadurch kompaktiert (Bild 5.2, rechts). Nach dem Aushärten wird der Sand aus dem Schlauch entfernt und der Schlauch entnommen. Die Negativform wird geöffnet und das Bauteil kann entformt werden.

Dieses Fertigungsverfahren wird für die Herstellung der Tragkörper verwendet und an die speziellen Anforderungen angepaßt.

5.1.2 Bauteilfertigung

Eine erfolgreiche Fertigung der Tragkörper hängt entscheidend von der Beschaffenheit der Positivform ab. Die Positivform sollte ein leichtes Untermaß gegenüber der Innenkontur des Tragkörpers besitzen, so daß sich der Kern mit dem gesamten Laminataufbau problemlos in die Negativform einlegen läßt. Ein zu kleiner Kern führt allerdings zu Problemen beim späteren Aufblasen, da dann die einzelnen Faserlagen zu weit gegeneinander verschoben werden müssen.

Zur Herstellung des Kernes ist deshalb die Erstellung einer weiteren Negativform (Dummyform) erforderlich, mit der die Außenkontur des Hilfskerns exakt einstellbar ist. Das Bild 5.3 beschreibt die Herstellung des Positivkerns.

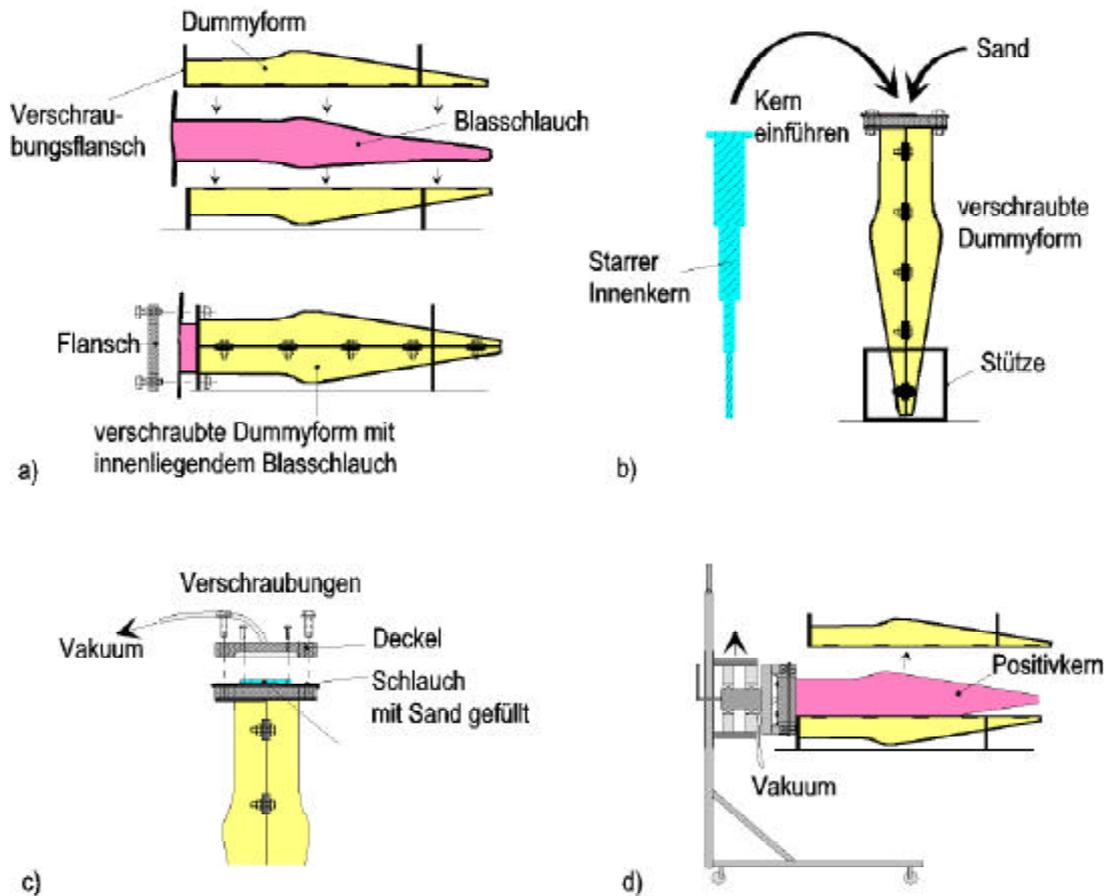


Bild 5.3: Herstellung Positivkern

Der Blasschlauch, der zuvor ebenfalls in einer separaten Form erstellt wurde, wird in die Dummyform eingelegt (Bild 5.3 a). Die Form wird geschlossen, verschraubt und mit einem Flansch verbunden, der später die Dichtfläche zum Formwerkzeug bildet. Es wird ein starrer Kern eingeführt und der Zwischenraum zwischen Kern und Schlauch mit Sand gefüllt (Bild 5.3 b). Anschließend wird der Deckel mit dem Flansch verschraubt. Der Schlauch bildet die Dichtung zwischen Flansch und Deckel, wobei im Deckel eine Bohrung für die Evakuierung vorgesehen ist (Bild 5.3 c). Der komplette Aufbau wird nun an ein Arbeitsgestell geschraubt, der Schlauch wird evakuiert und die Form abgenommen (Bild 5.3 d). Die so entstandene Positivform ist am Gestell drehbar gelagert, so daß das Gelege bequem drapiert werden kann.

Das Bild 5.4 (links) auf der nächsten Seite zeigt eine Halbschale der Dummyform mit dem eingelegten Blasschlauch. In Bild 5.4 (rechts) ist der am Gestell montierte Positivkern mit der ersten aufgelegten CFK-Lage dargestellt.

Wegen der nicht kreisförmigen Querschnitte der Tragkörper (vgl. Kap. 3.2) ist die Negativform horizontal mehrmals geteilt. Die spezielle Teilung der Form zeigt das Bild 5.2 (vorherige Seite, mittleres Bild). Durch eine Teilung in Ober- und Unterteil und zwei Seitenteile ist eine leichte Entformung der fertigen Bauteile gewährleistet. Das Bild 5.5 zeigt den unteren Teil des Formwerkzeuges und einen fertigen Horntragkörper.

Die äußere Lage der Tragkörper wird mit einem Hybridgewebe ausgeführt, welches auf der Außenseite PTFE-Fasern aufweist. Auf der Innenseite sind zur Anbindung an die Matrix Glasfasern eingewoben. Mit dieser Gewebelage und einem in der Hautstruktur aufgeklebten Blech wird eine Gleitlagerung realisiert (zur Gleitlagerproblematik mehr

in Kap. 6.2). Eine detaillierte Beschreibung der Fertigung der Tragkörper ist in [74] zu finden.



Bild 5.4: links: Dummyform mit eingelegtem Blasschlauch
rechts: Arbeitsgestell mit Hilfskern und aufgelegter erster Faserlage

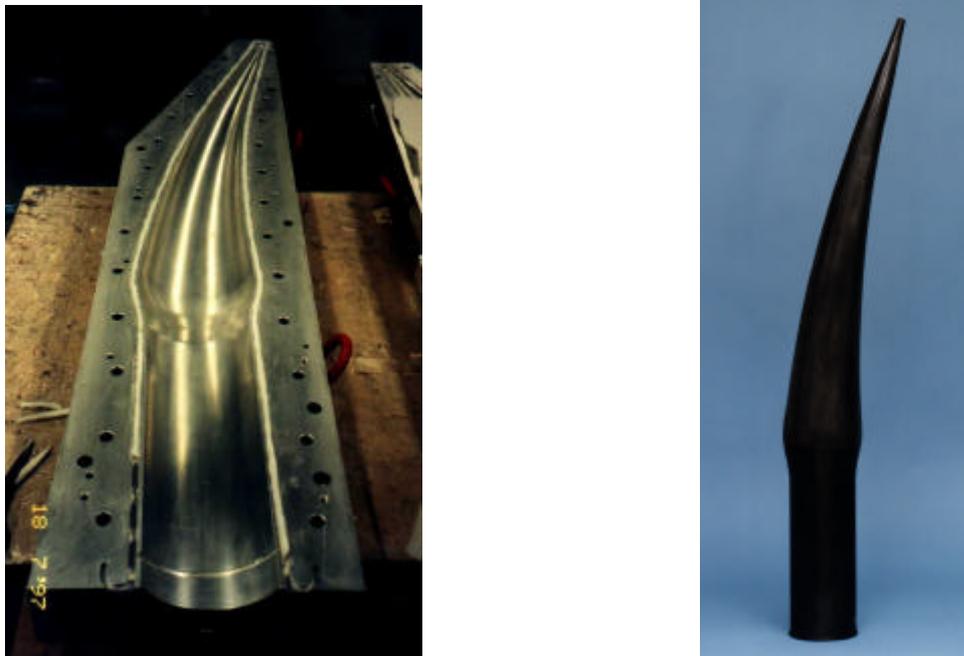


Bild 5.5: links: Untere Negativformhalbschale
rechts: Ausgehärteter Tragkörper

Es zeigt sich nach den ersten Bauteilversuchen, daß das Fertigungsverfahren prinzipiell sehr gut funktioniert. Probleme bereitet lediglich die Dichtigkeit am dünnen Ende des Schlauches. Hier kann ein massives Ausfüllen der äußersten Spitze mit Silikon Abhilfe schaffen.

Ultraschalluntersuchungen und Oberflächenprüfungen zeigen, daß die Fasern bei diesem Verfahren gut an die Innenwand gepreßt werden, die Lagen also gut kompaktiert werden. Besonders gute Ergebnisse liefert die Ausführung der Tragkörper mit Hochmodulfasern. Durch die geringere erforderliche Wandstärke brauchen sich die Fasern beim Aufblasen weniger stark gegeneinander zu verschieben.

5.1.3 Qualität, Reproduzierbarkeit und Herstellzeiten

Es werden 5 identische Tragkörper mit Hochmodulfasern hergestellt, die keine erkennbaren bzw. gravierenden Qualitätsunterschiede aufweisen. Durch die gegenüber den Tragkörpern aus HT-Fasern geringere Anzahl der zu drapierenden Tapes kann die Fertigungszeit deutlich gesenkt werden, was die höheren Materialkosten der HM-Fasern zum Teil kompensiert. Zusätzlich ist eine deutliche Gewichtsersparnis zu verzeichnen. Das Gewicht der Tragkörper mit HT-Fasern beträgt etwa 5 kg, während der Aufbau mit HM-Fasern bei gleicher rechnerischer Steifigkeit nur 2,6 kg wiegt. Das Mehrgewicht gegenüber der Rechnung (theoretischer Wert aus Kapitel 3.5.3 war 2,1 kg) ist auf fertigungsbedingte Überlappungen und Abstufungen der Faserlagen zurückzuführen.

Versuche, die Tragkörper im RTM-Verfahren herzustellen, scheitern schon beim Drapieren der trockenen Halbzeuge. Es ist nicht möglich, die einzelnen Lagen zuverlässig an dem Positivkern oder auch untereinander zu fixieren. Beim Prepregverfahren bereitet dies aufgrund der Klebrigkeit der Halbzeuge keine Probleme.

Eine automatisierte Serienfertigung ist gegebenenfalls durch moderne 3D-Flechttechniken möglich [76], dies wird im Rahmen dieser Arbeit jedoch nicht weiter untersucht.

5.1.4 Integration der Lagerung

In Bild 5.5 (rechts) auf der vorherigen Seite ist ein zur Weiterbearbeitung vorbereiteter Tragkörper abgebildet. Der zylindrische Teil dient der Lagerung in der Klappen Vorderkante. Wie in den Kapiteln 2 und 3 beschrieben, wird eine Fest-Los-Lagerung realisiert. Das Loslager wird als Gleitlager und das Festlager als Wälzlager ausgeführt. Dazu wird auf den zylindrischen Teil des Tragkörpers eine dünne Stahlhülse aufgeklebt, die den Gleitpartner für ein Kunststoffgleitlager bildet, welches in dem Kastenholm eingelassen ist (Bild 5.6 links).

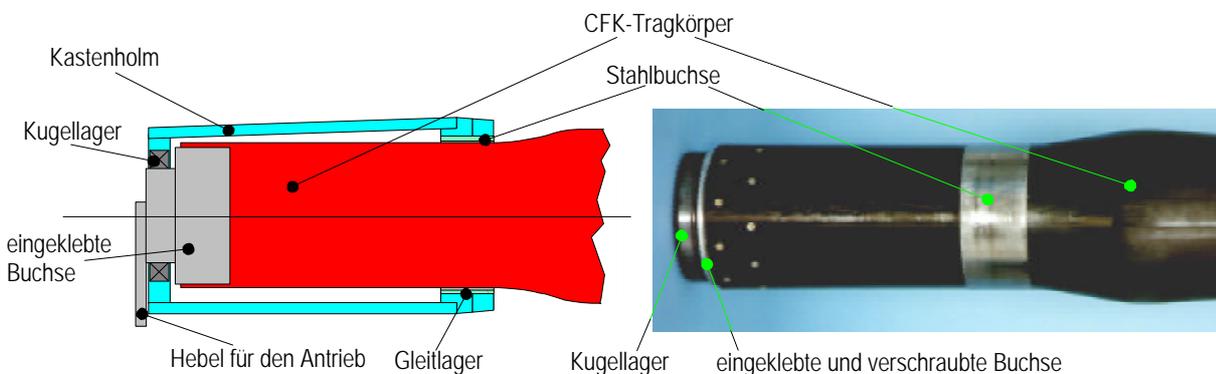


Bild 5.6: Integration der Tragkörperlagerung in den Kastenholm

links: Lagerung der Tragkörper im Kastenholm

rechts: Tragkörper mit verklebter Stahlbuchse und Buchse für das Kugellager

Zur Aufnahme des Wälzlagers wird in den Tragkörper eine Buchse eingeklebt und anschließend zusätzlich verschraubt (Bild 5.6 rechts). Diese Buchse dient nicht nur zur Lagerung, sondern zusätzlich zur Weiterleitung des Torsionsmomentes an die Stellkinematik.

5.2 Fertigung der Hautstruktur

Die Hautstruktur besteht aus Stegen, die im Schwenkbereich der Tragkörper ausgespart sind, aus einer oberen und unteren Deckhaut und aus Rippen, die das Endteil der Hautstruktur versteifen. Sämtliche Bauteile werden im Prepregverfahren hergestellt.

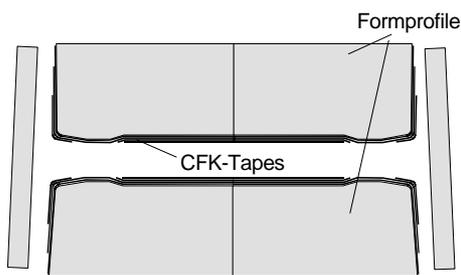


Bild 5.7: Stegherstellung

Das Bild 5.7 zeigt das Prinzip der Stegherstellung. Zwei Formprofile werden getrennt voneinander belegt, anschließend zusammengeführt und mit seitlichen Blechen versehen. Der Aufbau wird mit Folie abgedichtet, evakuiert und anschließend im Autoklaven ausgehärtet. Die Formprofile sind mit den entsprechenden Konturen für die Gelenke der Stege ausgeführt. In den Ausschnittsbereichen ist die Gelenkaufdickung vorgesehen (vgl. Kap 3.6).

Die Fertigung der Stege bereitet prinzipiell keine Probleme, da das Fertigungsverfahren sich unwesentlich von Standardverfahren unterscheidet. Das feine Abstufen der CFK-Lagen in den konischen Bereichen zu den Gelenken und der gesonderte Lageraufbau im Ausschnittsbereich machen allerdings die Fertigung in Handarbeit aufwendig.

Das Bild 5.8 (links) zeigt einen fertigen Stegabschnitt, einmal unbelastet und einmal mit Handkräften verformt, wobei die Gelenkfunktion der dünnen Bereiche deutlich zu erkennen ist. In Bild 5.8 (rechts) ist ein Modell eines Stegausschnittes abgebildet, welches mit einem oberen und unteren Hautsegment vernietet ist.

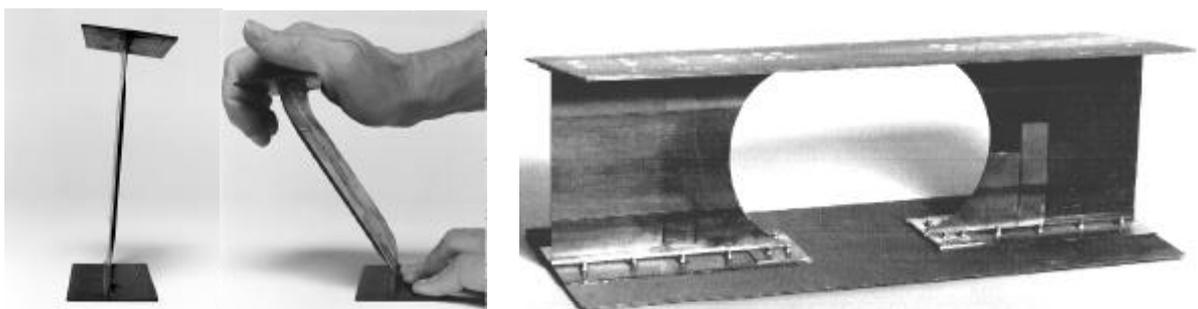


Bild 5.8: links: Stegabschnitt mit Gelenkfunktion, unbelastet und verformt
rechts: Ausschnitt aus der Hautstruktur im Bereich der Stegausschnitte

Die Montage der Stege mit der Hautstruktur erfolgt für den Demonstrator als reine Nietverbindung. Für eine Klebung müßte ein großer Aufwand für Justier- und Montagehilfen betrieben werden. Außerdem läßt sich eine Nietverbindung nachträglich zu Reperaturzwecken lösen. In Bild 5.9 (links) ist der Montageaufbau dargestellt.

In Bild 5.9 (rechts) ist die untere Deckhaut zu erkennen, auf der die Stege aufgereiht sind und die drei Ausschnittsbereiche für die Tragkörper. Außerdem ist das bereits

aufgeklebte Gleitblech dargestellt. Das 0,3 mm starke Edelstahlblech bildet mit der PTFE-Beschichtung der Tragkörper das Gleitlager.

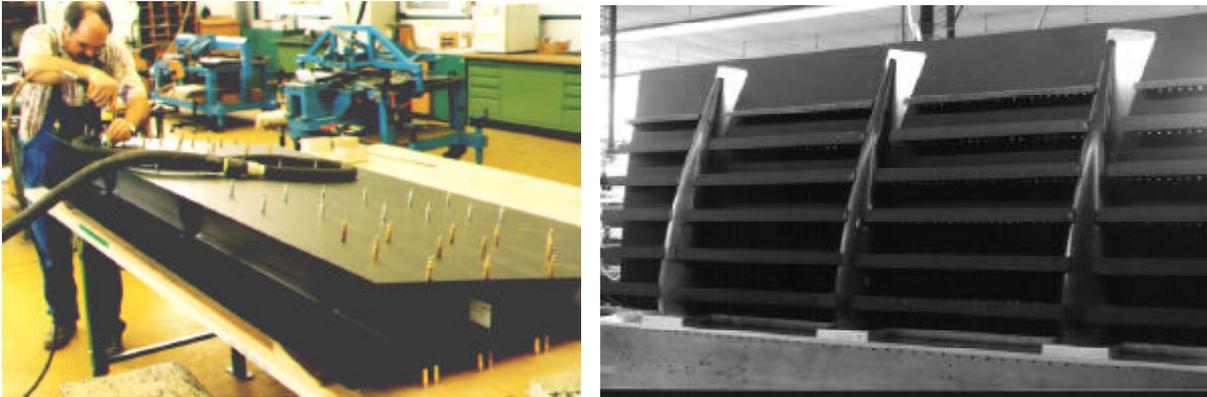


Bild 5.9: links: Montage der Hautstruktur, Ausrichtung, Fixierung und Verbohrung der Stege
rechts: Offene Struktur, eine Seite vernietet

5.3 Aktuatorsystem

Die Verstellung der formvariablen Hinterkante erfolgt durch zwei Hydraulikzylinder, die an den jeweils äußeren beiden Tragkörpern angreifen. Das Bild 5.10 zeigt den Hebel, der an der in dem Tragkörper eingeklebten Buchse verschraubt ist. An dem Hebel ist ein Bolzen eingelassen, an dem sowohl der Aktuator als auch der Zug/Druckstab befestigt sind. Der Aktuator selbst ist drehbar in einem U-Profil gelagert und kann so die erforderlichen Schwenkbewegungen ausführen.



Bild 5.10: Anordnung der Hydraulikzylinder

Der Hydraulikzylinder erreicht einen Hub von 180 mm und hat bei einem Kolbendurchmesser von 50 mm und einem für Verkehrsflugzeuge typischen Betriebsdruck von 210 bar eine maximale Druckkraft von über 40 kN. Er ist mit umwickelten CFK-Rowings verstärkt und kann deshalb sehr leicht ausgeführt werden (siehe hierzu [77]). Das reine Strukturgewicht des Zylinders beträgt weniger als zwei Kilogramm.

Zur Vermeidung von aufwendigen Krafteinleitungen wird der Zug/Druckstab in einem Stück gefertigt (Bild 5.11 links). Die Krafteinkopplung erfolgt durch Bohrungen in dem Stab, in die eine Messinghülse eingeklebt ist. Zur Aufnahme der Lasten ist der Stab im Bereich der Bohrungen verstärkt (Bild 5.11 rechts).

Die Verstärkungen sind in CFK ausgeführt, der Stab selbst ist zur Erhöhung der Beulsteifigkeit aus GFK gefertigt. Im Vergleich zu der in 3.5.3 beschriebenen Auslegung muß der Zug/Druckstab wegen der geringeren Spannweite des Demonstrators und der

damit verbundenen geringeren Aktuatorkräfte eine wesentlich geringere Steifigkeit aufweisen. Dies führt zu einer geringeren Wandstärke, wodurch wiederum die Beulfestigkeit deutlich sinkt, so daß eine Auslegung in CFK hier nicht möglich ist. Ansonsten erfolgt die Auslegung analog zu der in 3.5.3 beschriebenen.



Bild 5.11: links: Zug/Druckstab mit drei CFK-verstärkten Kräfteinleitungsbereichen
rechts: Krafteinleitung: Eingeklebte Messingbuchse in dem verstärkten Bereich

Die Versorgung der Hydraulikzylinder erfolgt über ein externes Hydraulikaggregat. Dieses Aggregat besteht im wesentlichen aus einem 5,5 kW Elektromotor, der eine Hydraulikpumpe (Axialkolbenpumpe) antreibt, einem Ölreservoir und aus zwei Servoventilen.

In die Hydraulikzylinder ist ein Wegmeßsystem integriert, mit dem induktiv und absolut der augenblickliche Hub der Zylinder gemessen werden kann. Die analogen Sensorsignale werden über eine AD/DA-Wandlerkarte in einen PC überführt, auf dem eine C++-basierte Regelung implementiert ist. Das Regelprogramm errechnet aus den Sensorsignalen und aus entsprechenden Positions- oder Bahnvorgaben die Sollwerte. Diese digitalen Signale werden wiederum in analoge Signale umgewandelt und steuern über eine Verstärkung die Servoventile an.

Die Vorgaben für die Position oder die Bahn, die die Zylinder fahren sollen, können vom PC aus angegeben werden. Dabei werden der Tragkörperschwenkwinkel \mathbf{b} und die Winkelgeschwindigkeit $\dot{\mathbf{b}}$ vorgegeben. Diese Vorgaben werden vom Regelprogramm in die entsprechenden Aktuatorhübe und Geschwindigkeiten umgerechnet.

Über den PC lassen sich beliebige Positions- und Geschwindigkeitskurven programmieren, so daß zum Beispiel für Dauerversuche ein spezielles, immer wiederkehrendes Programm ablaufen kann. Im Normalfall werden die beiden Aktuatorwege mit dem Regelprogramm über die Berechnung der Schwenkwinkel der Tragkörper synchronisiert. Über das Schiebepotentiometer lassen sich die beiden Zylinder getrennt ansteuern, so daß über den elastischen Stab unterschiedliche Drehwinkel der Tragkörper resultieren.

5.4 Zusammenfassung der technischen Daten für den Demonstrator

Zur Veranschaulichung der Funktion ist der Demonstrator in Bild 5.12 in der maximalen entwölbten Stellung (links) und der maximalen zugewölbten Stellung (rechts) dargestellt.

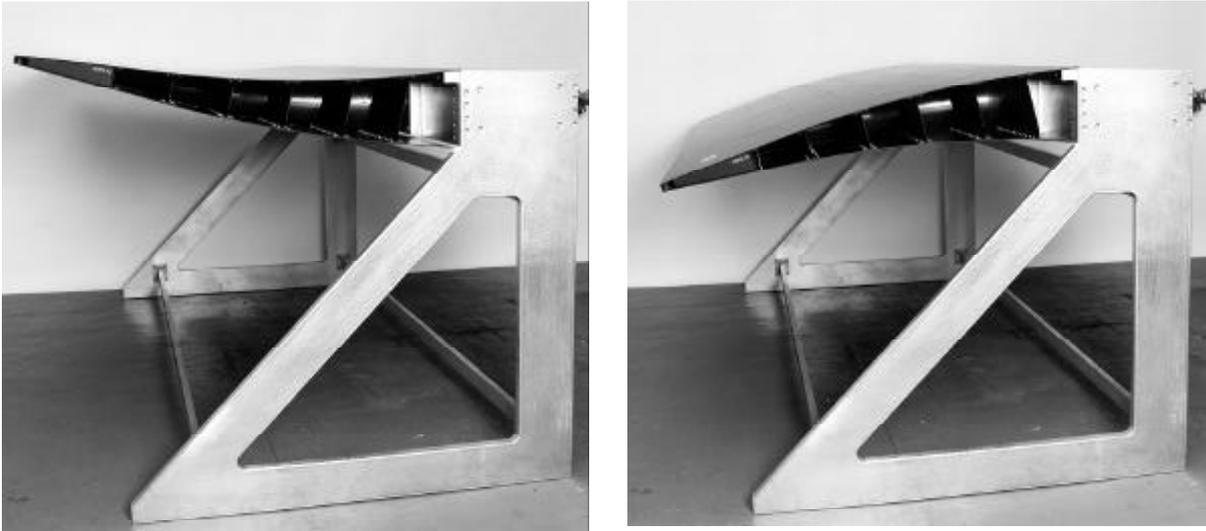


Bild 5.12: Demonstrator mit entwölbter (links) und zugewölbter formvariabler Hinterkante (rechts)

In einer Übersicht werden die wesentlichen technischen Daten des Demonstrators noch einmal zusammengestellt:

Geometrie:

Spannweite:	2400 mm
Wölblänge:	1000 mm
Endkantenausschlag:	± 160 mm (entspricht $\pm 15^\circ$)
Anzahl der Tragkörper:	3
Tragkörperabstand:	800 mm
Steganzahl (flexibel):	5
Holmträger (ca. Länge, Breite, Höhe):	$2400 \times 300 \times 190$ mm

Zug/Druckstab:

Gesamtlänge	1660 mm
Drucksteifigkeit:	11.000 N/mm (je 800 mm)
Wandstärke:	1,5 mm (GFK, AWV: 10°)

Aktuatoren, CFK-verstärkte Hydraulikzylinder:

Hub:	180 mm
max. Kraft (Druck):	40.000 N (200 bar)

Hydraulikaggregat:

Leistung E-Motor:	5,5 kW
Pumpe:	Axialkolben

Gewichte

Hautstruktur (komplett montiert mit Gleitblechen):	31,4 kg
Tragkörper mit Gleitbuchse und Wälzlager:	4 kg
CFK-Aktuatoren incl. Wegsensor ohne Ölinhalt u. Ventile:	1,8 kg
Zug/Druckstab incl. Krafteinleitungen:	1,4 kg

Es ergibt sich damit ein Gesamtgewicht von 48,4 kg für das Landeklappensegment mit formvariabler Hinterkante und Aktuatoren, allerdings ohne Hydraulikaggregat und ohne die starre Vorderkante. Legt man die berechneten Gewichte für die Klappen-vorderkante aus Kapitel 3.7.2 zu Grunde, so ergibt sich für das 2,4 m lange Segment ein Gesamtgewicht von etwa 100 kg.

Zum Vergleich: Die Gesamtmasse einer A340-Landeklappe beträgt 394 kg bei einer Länge von etwa 10 m.

Dabei ist allerdings zu beachten, daß das Gewicht je Einheitslänge in Spannweiten-richtung bei der Originalklappe stark variiert. Ein direkter Vergleich mit den ange-genen Massen für den Demonstrator ist daher nicht möglich, da nur ein bestimmter Schnitt der Landeklappe betrachtet wurde.

Eine detailliertere Gewichtsbestimmung wird in Kapitel 7 durchgeführt, wo mit Hilfe eines entsprechenden Gesamtmodells der direkte Vergleich möglich wird.

6 Experimentelle Untersuchungen, Vergleich und Optimierung

Im vorherigen Kapitel wurde die Konzeption und der Bau eines Funktionsdemonstrators im Maßstab 1:1 auf Basis der Geometriefestlegungen aus Kapitel 3 beschrieben. Mit diesem Demonstrator kann die prinzipielle Funktionsfähigkeit des Hornkonzeptes gezeigt werden. Mit Belastungs- und Dauerbelastungstests wird nun die Standfestigkeit der Strukturkomponenten für die Dauer eines Flugzeuglebens überprüft.

Statische Belastungsversuche bis zur Bruchlast (Ultimate Load) werden an separaten Modellen vorgenommen, um das Risiko einer ungewollten Zerstörung des Demonstrators zu vermeiden. Das Verformungsverhalten der untersuchten Modelle wird mit Dehnungsmessungen analysiert und mit den Ergebnissen aus den FE-Simulationen verglichen. Ziel der Vergleiche ist es, die FE-Modelle und die daraus resultierenden Ergebnisse zu validieren. Anhand der validierten Modelle können Entwicklungspotentiale und Grenzen des Konzeptes aufgezeigt und konkrete, konstruktive Änderungen erarbeitet werden.

6.1 Prüfungsarten und Prüfungsgegenstände

In diesem Abschnitt wird zunächst festgelegt, welche Art von Untersuchungen durchgeführt und welche Prüfungsgegenstände analysiert werden.

6.1.1 Statische Belastungstests

Mit statischen Belastungstests wird das Spannungs- und Dehnungsverhalten einzelner Strukturkomponenten untersucht. Die Lastaufbringung erfolgt dabei stufenweise, quasistatisch über die Reisefluglast (Design Load, vgl. 3.2.2), die Manöverlast (Limit Load), die Bruchlast (Ultimate Load) bis zum eigentlichen Bruch. Der prinzipielle Ablauf ist in Bild 6.1 dargestellt.

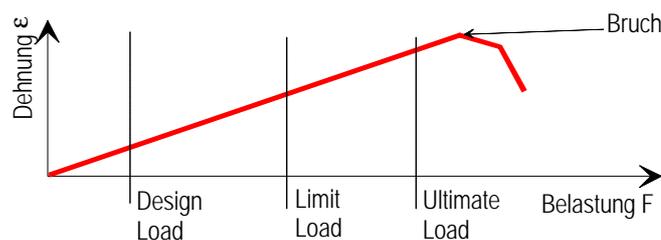


Bild 6.1: Prinzip der statischen Belastungstests

Mit Dehnungsmessungen an ausgewählten, hoch belasteten Stellen wird das Strukturverhalten dokumentiert und mit den entsprechenden Ergebnissen aus Kapitel 3 verglichen. Nach Überschreiten der nachzuweisenden maximalen Belastung wird die Last bis zum Bruch erhöht, um das Bruchverhalten zu analysieren und mit den Festigkeitsanalysen der FE-Rechnung zu vergleichen.

6.1.2 Dauerbelastungstests

Mit Dauerbelastungstests (Life Cycle Tests) werden die immer wiederkehrenden Lasten im operationellen Betrieb des Luftfahrzeuges simuliert. Es werden dabei sämtliche in einem Flugzeugleben auftretenden Lasten aufgebracht. Dies ist vornehmlich die normale Reisefluglast.

Wie in Kapitel 3 bereits erläutert, ist ein Einsatz der formvariablen Hinterkante als Querruder vorgesehen. Da daraus die mit Abstand höchsten Ansprüche an die Dauerbelastbarkeit des Systems resultieren, werden die für den Querruderaktuator einer A340 spezifizierten Life Cycles für die Untersuchungen zugrunde gelegt.

Als Basis für die Belastungstests dienen auch hier die Vorgaben für das Langstreckenflugzeug A340:

- Gesamtflugzeit:	60.000 h
- Anzahl von Starts und Landungen	20.000

Es werden Ruderausschläge für eine typische Flugmission deklariert, die dann entsprechend 20.000 mal wiederholt werden müssen.

Eine solche Flugmission teilt sich in Bodencheck, Start, Steigflug, Reiseflug, Sinkflug und Landung auf. Für jeden Missionsabschnitt werden unterschiedliche Grundauschläge (VC-Stellungen), Querruderausschläge, Stellgeschwindigkeiten und Lasten definiert. Das Bild 6.2 zeigt vereinfacht den Ablauf einer Flugmission mit den entsprechenden VC-Stellungen und den überlagerten Querruderausschlägen.

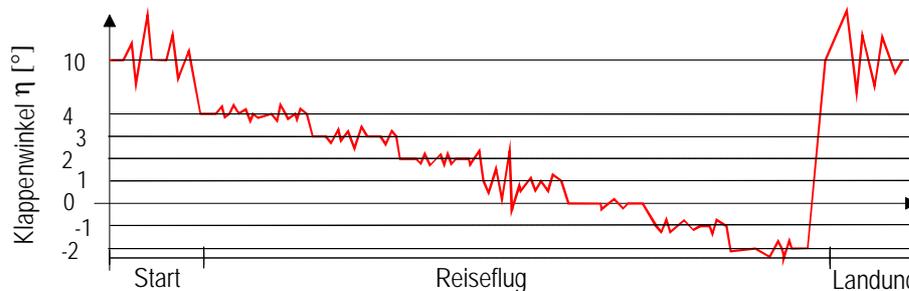


Bild 6.2: Vereinfachte beispielhafte Darstellung der Zyklen einer formvariablen Hinterkante mit Querruderfunktion

Bei der Start- und Landephase ist die Klappe stark zugewölbt (10°) und in der Reiseflugphase sind die abnehmenden Grundwölbungen zu erkennen. Den diskreten VC-Klappenstellungen (hier 4° bis -2°) sind noch die entsprechenden Querruderausschläge überlagert.

Jedem Klappenwinkel ist in den verschiedenen Flugphasen eine entsprechende Luftlast zuzuordnen, da sich diese mit dem Klappenwinkel ändert. Um den Prüfungsaufwand in Grenzen zu halten, wird jedoch die simulierte Luftlast konstant gehalten, da sie für die Belastungsversuche in Form von Gewichten aufgebracht wird. Andernfalls wäre für jeden Missionszyklus ein mehrmaliges Umpacken der Lasten erforderlich. Die Vereinfachung ist an dieser Stelle zulässig, da sich zum einen im Bereich der formvariablen Hinterkante die Lasten für Start und Landung nicht sehr stark ändern (vgl. Kap. 3.2.2).

Zum anderen ist die Belastung im Mittel über den gesamten Flug eher zu hoch angesetzt, da sich die Reisefluglast aus einem maximalen Abfluggewicht ergibt, welches in der Realität nur selten geflogen wird.

In Tabelle 6.1 sind die zur Aufwandsreduzierung vereinfachten, in der Gesamtanzahl aber realitätsnahen Querruderzyklen für eine Mission einer A340 aufgelistet. Eine Mission teilt sich im wesentlichen in Start/Landung und Reiseflug auf. Für die unterschiedlichen Klappenausschläge ist die Anzahl der Zyklen angegeben, wobei ein Zyklus hier eine Auf- und Abbewegung des Querruders (z.B. $\pm 1^\circ$) darstellt.

Klappen-Grundstellung	Winkel-Geschwindigkeit (°/s)	Zyklus						
		$\pm 0,5^\circ$	$\pm 1^\circ$	$\pm 1,5^\circ$	$\pm 3^\circ$	$\pm 6^\circ$	$\pm 8^\circ$	$\pm 15^\circ$
		Anzahl	Anzahl	Anzahl	Anzahl	Anzahl	Anzahl	Anzahl
Start/Ldg. 10°	15	0	6	0	3	0	1	0
Reiseflug 0°	5	132	0	62	20	3	1	1

Tabelle 6.1: Vereinfachte Zyklendarstellung eines A340 Querruders für einen Flug

In der Zeile mit der Klappengrundstellung " 10° " für Start und Landung sind alle Zyklen außerhalb des Reisefluges zusammengefaßt. Die 0° -Grundstellung kennzeichnet den Reiseflug. Beim Einsatz eines VC-Flügels wird zur Gleitzahloptimierung zusätzlich noch eine Adaption im Bereich von z.B. $+5^\circ$ bis -2° in $0,5^\circ$ -Schritten vorgenommen, daß heißt die Klappengrundstellung 0° teilt sich in weitere 15 Einzelpositionen auf.

Für die 20.000 Missionen ergeben sich insgesamt über sechs Millionen Zyklen, wobei jedoch der Großteil nur sehr kleine Ausschläge sind. Wie in der dritten Spalte der Tabelle zu sehen ist, werden pro Flug 132 Verstellungen mit $\pm 0,5^\circ$ durchgeführt. Dies ist fast die Hälfte der Gesamtzyklenzahl.

Die Versuche werden bei Raumtemperatur durchgeführt. Etwaige Einflüsse durch große Temperatur- oder Feuchtigkeitsgradienten werden im jetzigen Projektstadium nicht in die Versuchsreihen einbezogen.

6.1.3 Prüfungsgegenstände

Prinzipiell würde es ausreichen, sämtliche Untersuchungen am Demonstrator, also am Gesamtsystem, durchzuführen. Aus folgenden Gründen werden aber zusätzliche Komponententests mit separaten Versuchsaufbauten durchgeführt:

- Die kritischen Stellen am Demonstrator sind zum Teil schwer zugänglich, so daß keine Messung bzw. Beobachtung möglich ist.
- Die Dauerbelastungsversuche am Demonstrator sind sehr langwierig.
- Der Test und Vergleich unterschiedlicher Komponenten, z.B. verschiedener Gleitpartner, ist zu aufwendig, da für jeden Versuch die Tragkörper neu beschichtet bzw. neue Tragkörper erstellt werden müßten.
- Die unvorhergesehene Möglichkeit eines Versagens von Strukturbauteilen führt unter Umständen zu weiteren Schädigungen oder zu der kompletten Zerstörung des Demonstrators.

Es werden daher neben dem Demonstrator zwei weitere Versuchsstände aufgebaut:

Der erste ist ein Prüfstand zur Untersuchung der tribologischen Standfestigkeit der Gleitschicht zwischen Tragkörper und Hautstruktur.

Mit einem zweiten Versuchsstand wird das Dehnungs- und Festigkeitsverhalten des kritischen Ausschnittsbereichs der flexiblen Stege untersucht. Hier liegt das Augenmerk

in erster Linie auf statischen Analysen, deren Ergebnisse mit den FE-Analysen aus Kapitel 3.6 verglichen werden.

6.1.4 System zur Dehnungsmessung

Die Analyse von lokalen Verformungen der Hautstruktur und der Tragkörper setzt die Möglichkeit der Dehnungsmessung voraus. Mit dem verfügbaren Dehnungsmeßsystem der Fa. Hottinger können Dehnungen an sechs Stellen gleichzeitig aufgezeichnet werden. Mit einem leistungsfähigen PC sind dynamische Messungen am Demonstrator und Online-Darstellungen mit allen sechs Kanälen parallel möglich.

Die Dehnungsmessungstreifen (DMS) werden als Halbbrücke appliziert. Der Aufbau von Halb- bzw. Vollbrücken zur Temperaturkompensation (vgl. [78]) direkt auf der Struktur ist allerdings bei den hier zu messenden Verformungen nicht sinnvoll, da es sich weder um eine reine Biege- noch Zugbelastung handelt. Statt dessen wird eine Halbbrücke für jeden Kanal durch jeweils einen weiteren DMS aufgebaut, welcher auf ein separates, mechanisch unbelastetes CFK-Plättchen geklebt wird. Dieses wird in der Nähe der Meßstelle angebracht, um in der gleichen Temperaturumgebung zu liegen. Mit dieser Anordnung können ausreichend stabile Meßwerte erzeugt werden, das heißt eine Kalibrierung durch einen Nullabgleich am Anfang einer Meßreihe ist auch am Ende noch gültig. Dies ist deshalb wichtig, weil der Nullabgleich ohne Last erfolgt. Zum Aufbringen der Last sind aber bis zu 30 Minuten erforderlich (manuelle Bestückung!).

6.2 Analyse und Dauerbelastungsprüfung der Gleitschicht

Für einen dauerhaften, störungsfreien Betrieb der formvariablen Hinterkante mit dem Hornkonzept kommt der Auswahl und der Analyse der Gleitpaarung für die Gleitschicht zwischen Horntragkörper und Deckhäuten eine zentrale Bedeutung zu. Nur wenn ein entsprechend robustes und wartungsarmes System gefunden wird, kann das Hornkonzept den hohen Luftfahrtanforderungen genügen. Wegen der großen Bedeutung für das Konzept wird in diesem Kapitel ausführlich auf die Problematik eingegangen.

6.2.1 Anforderungen an die Gleitschicht und Stand der Technik

Die von der CFK-Hautstruktur aufgenommenen Luftlasten werden linienförmig an die Horntragkörper weitergeleitet. Der Horntragkörper führt bei der Verwölbung der formvariablen Hinterkante eine Bewegung relativ zur Hautstruktur aus. Die Gleitschicht hat die Aufgabe, die Lasten im Kontaktbereich zu übertragen und gleichzeitig ein möglichst reibungsarmes und verschleißfreies Gleiten zu realisieren.

Das Bild 6.3 zeigt den Aufbau der Gleitlagerung zwischen Tragkörper und Hautstruktur, wie er bereits in Kapitel 5 beschrieben ist. Die Auswahl dieser Gleitpaarung wird im nächsten Abschnitt begründet. Außerdem ist in der Abbildung die Kinematik der Relativbewegung skizziert. Sie setzt sich aus einer dem Rollen gegenläufigen Drehung und einer Schwenkbewegung zusammen. Dieser Bewegung ist noch die unter 3.3 beschriebene Relativverschiebung der Deckhäute

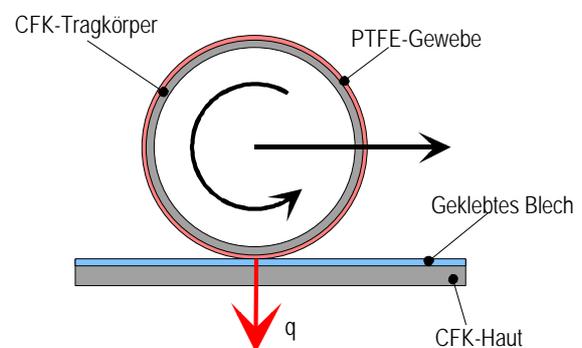


Bild 6.3: Aufbau der Gleitschicht, Kinematik der Relativbewegung

Bewegung ist noch die unter 3.3 beschriebene Relativverschiebung der Deckhäute

gegenüber dem Tragkörper überlagert. Sie bewirkt eine zusätzliche Komponente in Flugrichtung. Die Gleitgeschwindigkeit beträgt am Tragkörperende maximal etwa 160 mm/s.

Die maximale Linienlast beträgt für die Dauerbelastungsversuche nach den Ergebnissen aus Abschnitt 3.4 für den Reiseflug, also für entsprechend kleine Wölbungen, $q_{\text{Reise,Max}}=10$ N/mm. Diese Belastung entsteht auf Höhe des dritten Steges, wo der Tragkörperdurchmesser etwa 120 mm beträgt. Sie wird aber aus Vereinfachungsgründen auch für die kleineren Durchmesser zu Grunde gelegt.

Die aus diesen Lasten resultierende Druckbelastung der Gleitschicht hängt von den Elastizitäten der Kontaktpartner und dem lokalen Tragkörperradius ab. Sie läßt sich mit Hilfe der Formel der sogenannten Hertz'schen Pressung für einen Zylinder gegenüber einer Platte abschätzen. Nach [71] wird die maximale Druckspannung bestimmt mit

$$s_{\text{max}} = \sqrt{\frac{q \times 2 E_1 E_2 / (E_1 + E_2)}{2pr \times (1-n)^2}}, \quad (6-1)$$

wobei E_1 und E_2 die Elastizitätsmodule der Kontaktpartner, r den Zylinderradius und n die Querkontraktionszahl darstellt.

Für die im Funktionsdemonstrator verwendete Gleitpaarung läßt sich damit die Druckbeanspruchung abschätzen. Der Elastizitätsmodul für ein eingearbeitetes PTFE-Gewebe beträgt nach einem Vergleichswert aus [79] etwa $E_1=1000$ N/mm². Somit ergibt sich für die Gleitpaarung mit den Materialdaten für Stahl, für $q=q_{\text{Reise,Max}}=10$ N/mm und einem Radius von 20 mm ein Wert von $\partial_{\text{max}} \cong 18$ N/mm². Dieser Wert reduziert sich noch dadurch, daß es in der Realität zu lokalen elastischen Verformungen der in Kontakt stehenden Deckhaut und des Horntragkörpers kommt.

Die Anforderungen an das Gleitlager bezüglich der Druckbelastung sind also gering. Selbst für die maximale Last und einen verdoppelten Tragkörperabstand werden Drücke erreicht, die weit unter den zulässigen Belastungen der am Markt verfügbaren Gleitlager liegen. Es ist also bei der verwendeten Materialpaarung und den gegebenen Linienlasten kein prinzipielles Problem aufgrund der Druckspannungen zu erwarten.

Problematisch könnte allerdings die dauerhafte Fixierung der Gleitpartner auf der tragenden CFK-Struktur sein, zumal es zu relativ starken elastischen Verformungen im Kontaktbereich kommt. Hier unterscheiden sich die Anforderungen deutlich von denen konventionell betriebener Gleitlager.

Letztlich ist noch die Forderung nach einem möglichst reibungsarmen und vor allem Stick-Slip-freien Lauf zu beachten. Stick-Slip tritt bei großen Haftreibungskoeffizienten auf und kann im Wechselspiel mit den Strukturelastizitäten zu Schwingungen der gesamten Struktur führen.

Derzeit werden keine Standardlösungen für mechanisch belastete Gleitschichten auf CFK-Strukturen für die beschriebenen Anforderungen bereitgestellt. Es sind zwar Faserverbundgleitlager am Markt erhältlich, die allerdings in der Regel der Lagerung von gehärteten Stahlwellen dienen. Ein Gleitlager, bei dem beide Kontaktpartner auf einer CFK-Struktur fixiert werden müssen, ist ein Novum. Daher ist nach Lösungen für ähnliche oder verwandte Aufgabenstellungen zu suchen.

In [80] werden einige Möglichkeiten genannt, Oberflächen von CFK-Strukturen zu beschichten. Kunststoffe lassen sich galvanisieren oder durch thermisches Spritzen mit einer Metallschicht versehen. Ziel dieser Oberflächenbehandlungen ist ein Schutz gegen Strahlung, Feuchtigkeit oder ähnliches. Die mechanische Belastbarkeit solcher Schichten, z.B. für eine Gleitlagerung, wurde bisher nicht systematisch untersucht.

Im Rahmen der Entwicklung eines CFK-Flügel von Dasa Airbus wurde 1995 eine Untersuchung des Reibverhaltens an Mannlochdeckeln durchgeführt [81]. Aufgrund der Flügeldurchbiegung kommt es zu Relativverschiebungen zwischen Hauptstruktur (CFK) und Mannlochdeckel (CFK). Die Klemmkraft des Verschlusses verursacht Reibung und dies führt zu Verschleiß an den Kontaktstellen. In der Untersuchung werden verschiedene Materialkombinationen analysiert, um ein verschleißfreies Gleiten zu realisieren. Leider wird in dem Bericht keine eindeutige Empfehlung für eine Materialpaarung gegeben. Außerdem ist die Anwendung nur bedingt mit dem Gleitverhalten der Tragkörper vergleichbar, da es sich hier um eine Klemmverbindung handelt.

Besser vergleichbar ist das Reibverhalten zwischen Spoiler und Landeklappe bei der A340, da beide Strukturteile aus CFK bestehen. Die Spoiler dürfen aufgrund der Sogkräfte während des Reisefluges nicht abheben und werden deshalb mit einer definierten Kraft auf die Landeklappen gepreßt (vgl. Bild 1.23). Die Endleiste der A340-Spoiler sind so vorgeformt, daß sie unter Luftlast mit einer konstanten Vorspannung auf der Landeklappe aufliegen. Da es auch hier wegen der Flügeldurchbiegung und anderer elastischer Verformungen während des Fluges und beim Ausfahren der Landeklappen zu Relativbewegungen zwischen der Spoilerendleiste und den Landeklappen kommt, ist ein spezieller Reibschutz vorgesehen. Auf der Landeklappenoberseite ist ein dünnes Edelstahlblech aufgeklebt. An der Spoilerendkante wurden Versuche mit verschiedenen Gleitkomponenten durchgeführt, die verschleiben und bei Bedarf in den entsprechenden Wartungsintervallen ersetzt werden müssen. Gute Erfahrungen wurden dabei mit aufgeklebten CFK-Plättchen gemacht. Es wurde also eine Gleitpaarung CFK-Stahl realisiert.

6.2.2 Auswahl einer Gleitpaarung

Auf Basis des im letzten Abschnitt umrissenen Standes der Technik wird eine Auswahl für eine Gleitschicht zwischen Tragkörper und Hautstruktur getroffen. Ziel ist es, den Gleitpartner auf der Innenseite der Hautstruktur wartungsfrei zu gestalten, da dieser nach der Montage nur noch mit großem Aufwand zugänglich und daher schwer austauschbar ist. Es bietet sich an, diese ebene Fläche mit demselben oder einem ähnlichen Gleitblech zu versehen, wie es auf der Landeklappe der A340 eingesetzt wird. Hier liegen bereits positive Erfahrungen über die Haftfähigkeit und Dauerbelastbarkeit des Klebers vor, so daß auch von einer hohen Standfestigkeit für die Anwendung beim Hornkonzept ausgegangen werden kann.

Das 0,3 mm starke Edelstahlblech wird also im Bereich der Stegausschnitte auf die obere und untere Innenseite der Hautstruktur aufgeklebt. Dies geschieht auf die gleiche Weise wie bei der Fertigung der A340-Landeklappe und wurde bereits in Kapitel 5 beschrieben (siehe Bild 5.9b).

Wegen der komplexen, nicht abwickelbaren Form ist es wesentlich schwieriger, den Horntragkörper mit einem Gleitwerkstoff zu beschichten. Die Gleitschicht sollte gegenüber dem Edelstahlblech eine möglichst geringe Reibung und wenig Verschleiß aufweisen und dauerhaft auf der CFK-Struktur haften.

Prinzipiell läßt sich zwischen einem nachträglichen Aufbringen der Schicht und einer Verbindung mit der tragenden Struktur während des Fertigungsprozesses des Tragkörpers unterscheiden. Bei der ersten Variante könnte man eine Gleitlackierung auf die Tragkörper auftragen oder eine Gleitschicht nach dem Verfahren aufbringen, welches auch bei der Herstellung von Gleitlagern angewendet wird. Es werden hierbei Schichten nachträglich aufgeklebt.

Bei der zweiten Variante kann beim Legen der CFK-Lagen des Tragkörpers eine Abschlußlage aus PTFE-Gewebe aufgebracht und zusammen mit den CFK-Prepregs im Autoklaven verpreßt werden. Bei der Verwendung eines Gewebes ist über die Vernetzung mit der Matrix auch eine gute Haftung zu erwarten. Vorteil dieser Vorgehensweise ist, daß kein zweiter Arbeitsgang erforderlich ist. Nachteilig ist allerdings, daß das Gewebe bis zur Oberfläche mit Exoxidharz durchtränkt wird. Das Harz kann das Gleitverhalten negativ beeinflussen.

Wegen der einfacheren Fertigung wird zunächst die zweite Möglichkeit untersucht und wie in Kapitel 5 beschrieben auch am Demonstrator realisiert. Die Verwendung von PTFE-Gewebe bietet sich wegen der geringen Reibkoeffizienten und geringen Neigung zu Stick-Slip an.

Neben der Prüfung am Demonstrator wird noch ein separater Versuchsstand zur Prüfung der Gleitschicht aufgebaut. Mit ihm können relativ schnell unterschiedliche Proben getestet werden. Im folgenden wird die Funktion dieses Prüfstandes beschrieben.

6.2.3 Aufbau des Gleitschichtprüfstandes

Aufgrund des komplexen Bewegungsablaufes sind tribologische Standardprüfverfahren (z.B. Stift-Scheibe-Test) für das hier zu untersuchende Gleitverhalten nicht geeignet. Es wird daher ein Aufbau konstruiert, der mit Hilfe einer speziellen Kinematik die in 6.2.1 beschriebene gegenläufige Bewegung der Kontaktpartner realisiert.

Der Horntragkörper wird durch eine CFK-Halbschale auf der die entsprechende PTFE-Schicht aufgebracht ist simuliert. Der Durchmesser der Halbschale beträgt etwa 30 mm. Damit wird sichergestellt, daß auch die aufgrund des Zusammenhanges (6-1) höher belasteten kleineren Querschnitten des Tragkörpers berücksichtigt werden. Die Hautstruktur besteht aus einem kleinen Hautsegment mit dem aufgeklebten Blech (Bild 6.4).

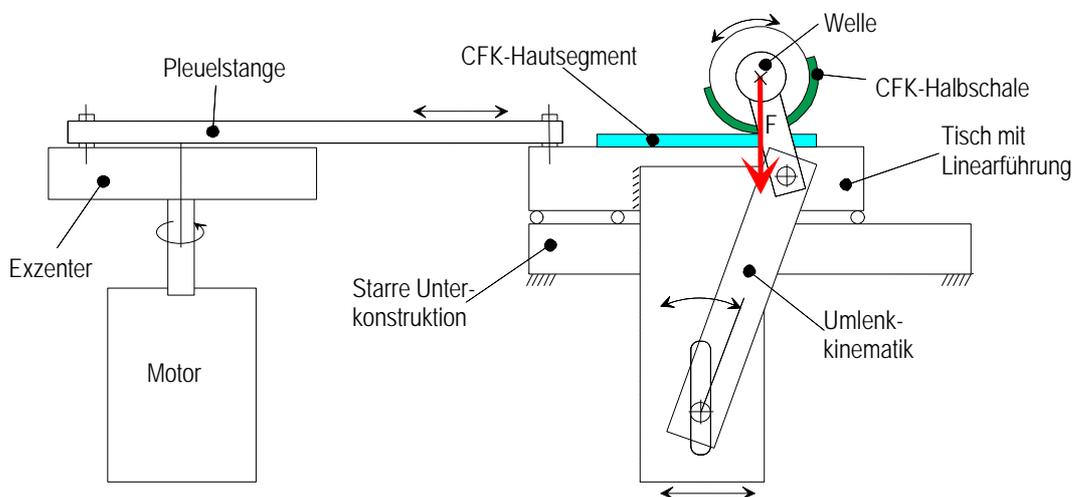


Bild 6.4: Prinzipskizze Versuchsstand, Realisierung der Relativbewegung zwischen Tragkörper und Deckhaut

In der Abbildung ist das Funktionsprinzip des Versuchsstandes skizziert. Ein Motor treibt über einen Exzenter und eine Pleuelstange einen linear gelagerten Tisch an, auf dem das Hautsegment befestigt ist. Die translatorische Bewegung des Tisches wird über eine spezielle Umlenkkinematik in eine Schwenkbewegung einer Welle überführt, an der der zweite Gleitpartner, die CFK-Halbschale, befestigt ist. An der Welle ist eine Aufnahme (roter Pfeil) befestigt, in die Gewichte eingelegt werden können. Damit kann die Linienlast entsprechend variiert werden.

Mit einem Steuergerät wird die Drehzahl des Motors eingestellt und damit die Gleitgeschwindigkeit vorgegeben. Die Länge der Pleuelstange kann manuell geändert werden. Es wird dadurch ein bestimmter Grundwinkel an der Schwenkwelle vorgegeben. Dieser entspricht einer Klappengrundstellung (vgl. 6.1.2). Über verschiedene Bohrungen in der Exzentrerscheibe kann weiterhin die Größe des Hubes und dadurch die Größe der Querruderausschläge variiert werden. In Bild 6.5 ist der realisierte Versuchsaufbau dargestellt.

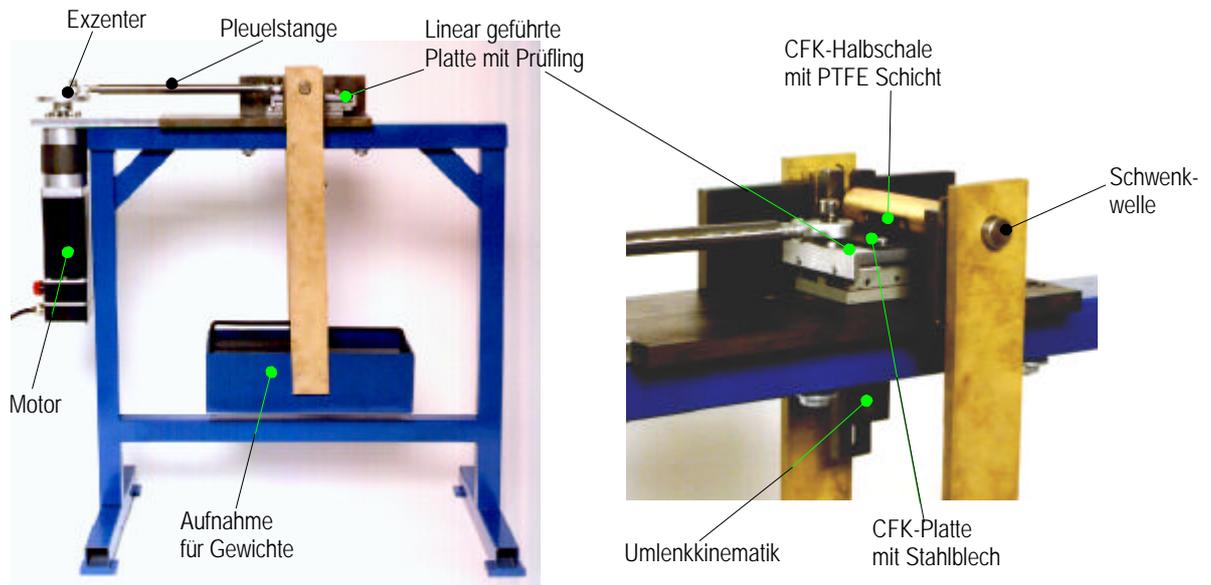


Bild 6.5: Versuchsaufbau zur Prüfung der Gleitpaarung

Mit den manuellen Einstellungen lassen sich die in 6.1.2 beschriebenen Bewegungszyklen annähernd simulieren.

Die Drehzahl des Motors richtet sich nach der Exzentergröße, also der Größe der Querruderausschläge. Für den kleinsten Hub kann mit einer maximalen Drehzahl von 120 U/min gefahren werden. Dadurch können in 24 Std. etwa 70.000 Zyklen simuliert werden. Für die erforderlichen sechs Millionen Zyklen sind mehr als 30 Tage Prüfzeit erforderlich.

Um eine erste Aussage über die Tauglichkeit einer Gleitpaarung zu bekommen, reicht es aus, die Pleuelstangenlänge und Exzentergröße für mehrere 100.000 Zyklen konstant zu lassen.

Der Reibkoeffizient m wird näherungsweise mit einer einfachen Federwaage bestimmt, die an der zuvor demontierten Pleuelstange befestigt wird und an der dann mit Handkraft die Kinematik bewegt werden kann. Mit diesem Verfahren lassen sich die Proben ausreichend klassifizieren und untereinander vergleichen.

Das Hautsegment ist so angebracht, daß es sich aufgrund der Linienlast elastisch verformen kann. Es ist nur an den Rändern auf dem Tisch fixiert, im belasteten Bereich liegt es hohl (Bild 6.6). Dadurch wird auch qualitativ die Festigkeit der Klebverbindung zwischen Blech und CFK-Haut überprüft.

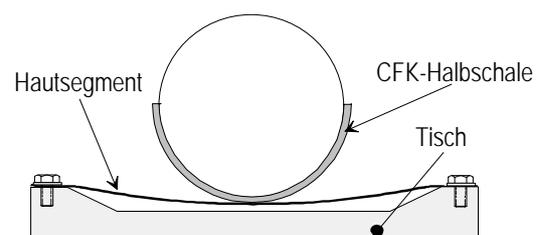


Bild 6.6: Lagerung des Hautsegmentes

6.2.4 Analyse

In diesem Abschnitt werden die Ergebnisse der Versuche mit dem Gleitschichtprüfstand und verschiedenen Materialkombinationen beschrieben und analysiert. Dabei wird auf die erste Kombination, die auch am Demonstrator realisiert ist, ausführlich eingegangen. Bei den weiteren Versuchen werden nur die beobachteten Änderungen beschrieben.

1. Kombination

Kurzbeschreibung der Prüflinge:

- Halbschale besteht aus CFK-Prepreg mit PTFE-Gewebe (Fa. Cramer TC 172/2)
- Hautsegment besteht aus CFK-Prepreg (2,5 mm) mit aufgeklebtem, 0,3 mm starkem Edelstahlblech (V4A-Blech, Kleber: Nastoseal MC-630-2)

Bei den ersten Versuchen wird schnell deutlich, daß das verwendete Blech für die Anwendung zu weich bzw. daß die Klebeschicht von besonderer Bedeutung ist.

Es kommt an den Rändern der Probe zu starken Einlaufspuren im Metall, vor allem dann, wenn die Last leicht einseitig wirkt, was bei dem Versuchsaufbau nicht gänzlich zu vermeiden ist. Das Blech wird durch die Last plastisch verformt. Nach mehreren tausend Zyklen kommt es zusätzlich zu Rissen quer zur Bewegungsrichtung. Diese Risse entstehen aufgrund einer Materialermüdung infolge einer Biegewechsellast, die sich durch den weichen Untergrund des Bleches ergibt. Das Blech wird durch die Belastung gewalgt.

Diese Effekte machen sich bei verschiedenen Proben sehr unterschiedlich bemerkbar, was auf unterschiedliche Kleberdicken zurückzuführen ist. Das Bild 6.7 zeigt deutlich die beschriebenen Effekte.

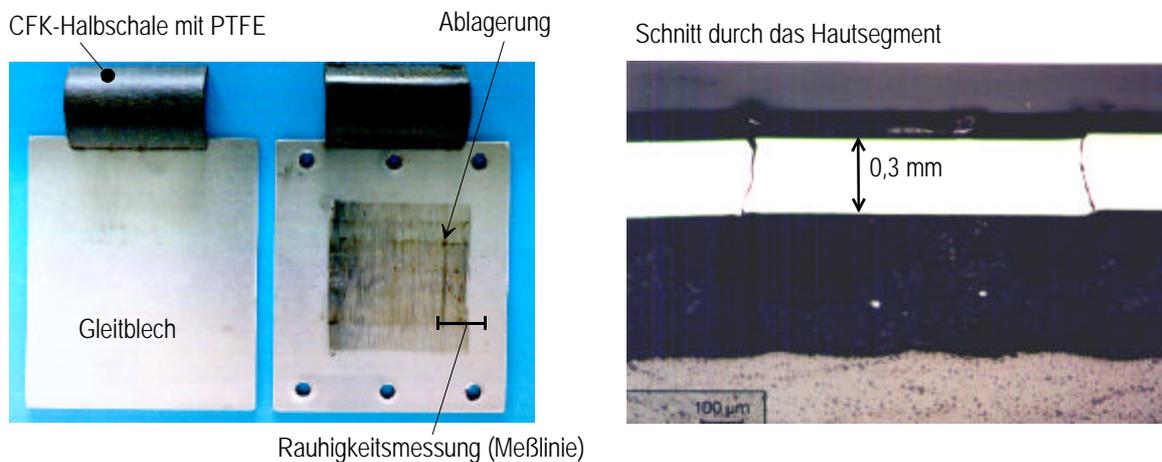


Bild 6.7: Ergebnis der Verschleißuntersuchungen mit der ersten Materialkombination
links: Prüflinge vor und nach der Prüfung (6 Mio. Zyklen)
rechts: Schnitt durch das Hautsegment, stark vergrößert, aus [82].

Im linken Teil der Abbildung sind die Gleitpartner vor und nach der Prüfung mit ca. sechs Millionen Zyklen abgebildet. Es ist ein deutliches Reibbild zu erkennen, wobei zusätzlich die verschiedenen Schwenkbereiche zu sehen sind, die zuletzt mit der Probe gefahren wurden. An den Rändern dieser Bereiche hat sich eine entsprechende Ablagerung mit Abriebpartikeln gebildet.

Auf der rechten Seite ist ein Schnitt durch das Hautsegment mit dem aufgeklebten Gleitblech dargestellt, welches allerdings von einer anderen Probe stammt, da hier besonders gut die Risse in dem Blech zu erkennen sind. Interessanterweise treten die

Risse schon nach einer relativ geringen Zyklenzahl auf, wachsen aber im weiteren Betrieb nicht mehr weiter. Auf das Verschleißverhalten haben die Risse keinen erkennbaren Einfluß, so daß mit einer Probe mit Rissen die komplette Zyklenzahl absolviert werden kann. Trotzdem ist das Ergebnis bzgl. des Gleitbleches nicht zufriedenstellend. Entsprechende Änderungen am Blech bzw. an der Klebung sind erforderlich.

Versuche mit anderen Klebern, z.B. mit einer Klebefolie, die von Dasa-Airbus bei anderen Flugzeugtypen zur Fixierung der Gleitbleche auf den Landeklappen verwendet werden, liefern allerdings keine signifikanten Verbesserungen, obwohl bei diesem Verfahren die Kleberdicke definiert gleichmäßig ist.

Mit dem anderen Gleitpartner, der PTFE-beschichteten CFK-Halbschale, ergeben sich vor allem dann Probleme, wenn die Probe einseitig belastet wird. Hierbei kommt es lokal zu höheren Lasten und das PTFE-Gewebe reißt am Rand ein. Hinzu kommt noch ein negativer Effekt durch das zu weiche Blech. Auch dies führt zu einer höheren Belastung der Randbereiche. Das Bild 6.8 zeigt einen vom rechten Rand her abgeschälten Bereich.

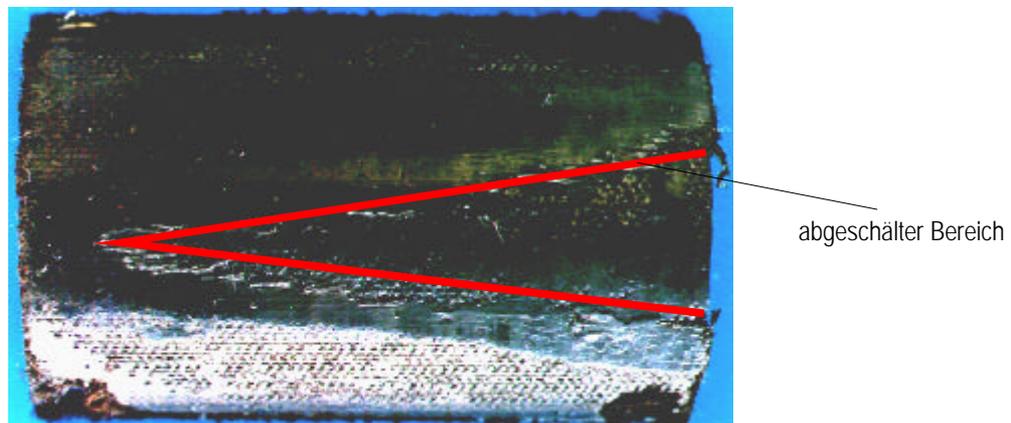


Bild 6.8: Abschälende PTFE-Schicht durch einseitige Belastung

Die Ursache hierfür liegt in den scharfen Kanten der Prüflinge und in der einseitigen Belastung durch die nicht exakte Ausrichtung der Schwerpunktlage der Lastgewichte. Diese Belastung tritt in der Realität nicht auf, da die Horntragkörper an den Enden sanfte Übergänge besitzen und es dadurch zu keinem Aufkanten kommt. Im Versuchsaufbau läßt sich das Verkanten durch ein exaktes Ausrichten der Lastgewichte bzw. der Versuchsplattform deutlich reduzieren. Das beschriebene Abschälen tritt nicht mehr auf.

Der Verschleiß der PTFE-Schicht macht sich durch einen Abrieb bemerkbar, der am Anfang recht stark ist, nach einer gewissen Einlaufzeit jedoch abnimmt. Dies wird darauf zurückgeführt, daß sich beim Einlaufen der Anordnung zunächst das auf der Oberfläche befindliche Harz abschält.

Der Reibkoeffizient wird mit etwa $m=0,1$ bestimmt und ist damit genauso groß wie der in Abschnitt 3.4 angenommene Wert für die Kontaktelemente. Allerdings ist das Gleiten ungleichmäßig und es ist an einigen Stellen eine höhere Haftreibung festzustellen. Dies deutet auf einen negativen Einfluß des abgetragenen und als Schmiermittel nicht geeigneten Epoxidharzes hin.

Die Ergebnisse aus den Versuchen mit der ersten Kombination zeigen, daß das Hauptaugenmerk zunächst auf die Verbesserung der Eigenschaften des Gleitbleches zu richten ist. Diese wird mit der zweiten Materialkombination untersucht.

2. Kombination

Kurzbeschreibung der Prüflinge:

- Halbschale wie bei der ersten Kombination
- Hautsegment besteht aus CFK-Prepreg (2,5 mm) mit aufgeklebtem, nicht rostendem Federstahlblech mit einer Dicke von 0,5 mm

Mit dem 0,5 mm starken hochfesten Blech können wesentlich bessere Ergebnisse erzielt werden. Durch die deutlich höhere Biegesteifigkeit und wesentlich höhere Festigkeit kommt es zu keinerlei Verformung mehr und es entstehen auch keine Risse. Außerdem kommt es zu keiner signifikanten Riefenbildung. Dies beweisen vergleichende Rauheitsmessungen zwischen dem Blech aus der ersten Kombination und dem neuen Blech.

In einer ersten Messung wird die Rauigkeit in Bewegungsrichtung analysiert. In Bild 6.9 ist dies für eine sechs Millimeter lange Meßstrecke vergleichend dargestellt. Die obere Messung stammt von dem weichen Blech und die untere von dem festen. Es ist deutlich zu erkennen, daß das neue feste Blech nach einer vergleichbaren Zyklenzahl eine geringere Rauigkeit gegenüber dem weichen Blech aufweist.

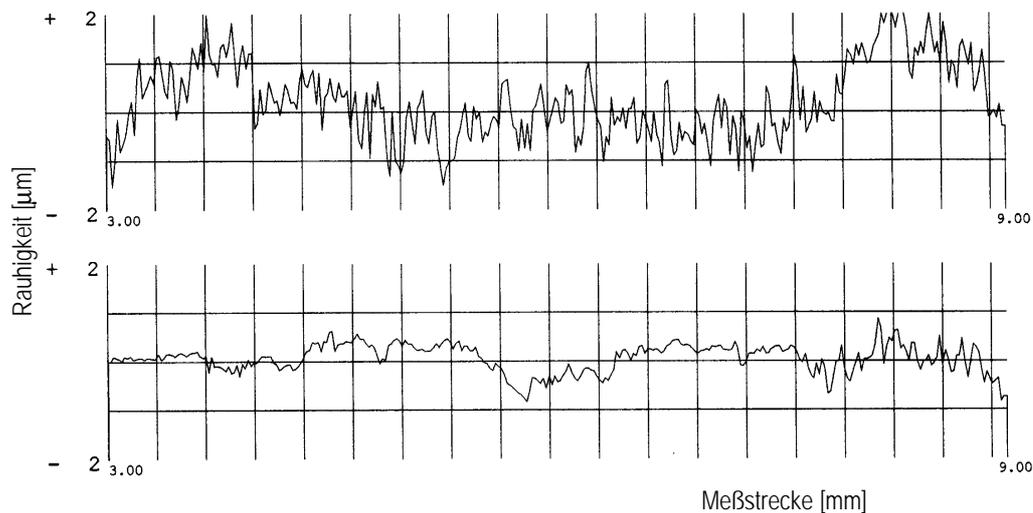


Bild 6.9: Vergleich der Rauigkeit in Bewegungsrichtung zwischen dem weichen Blech (oben) und dem festen Blech (unten)

Eine weitere Messung erfolgt quer zur Bewegungsrichtung der Probe über den belasteten Bereich hinweg in den unbelasteten. Es läßt sich so durch einen Vergleich mit der ursprünglichen Rauigkeit des Materials eine entsprechende Riefenbildung feststellen. In Bild 6.7 (links) ist der zugehörige Meßort für das weiche Blech durch eine Linie angedeutet.

Das Ergebnis dieser Messung ist in Bild 6.10 dargestellt, wobei wiederum oben die Messung am weichen und unten am festen Blech dargestellt ist. Der obere Graph zeigt deutlich den beschriebenen Effekt der Verformung des weiches Bleches am Rand der Halbschalenprobe (gestrichelte Linie). Es wird hier stark eingedrückt, um sich dann im unbelasteten Bereich nach oben zu wölben. Beim festen Blech ist keinerlei Unterschied in der Rauigkeit zwischen dem belasteten und unbelasteten Bereich festzustellen. Zu bemerken ist, daß die Tests mit dem festen Blech mit einer verdoppelten Linienlast durchgeführt wurden.

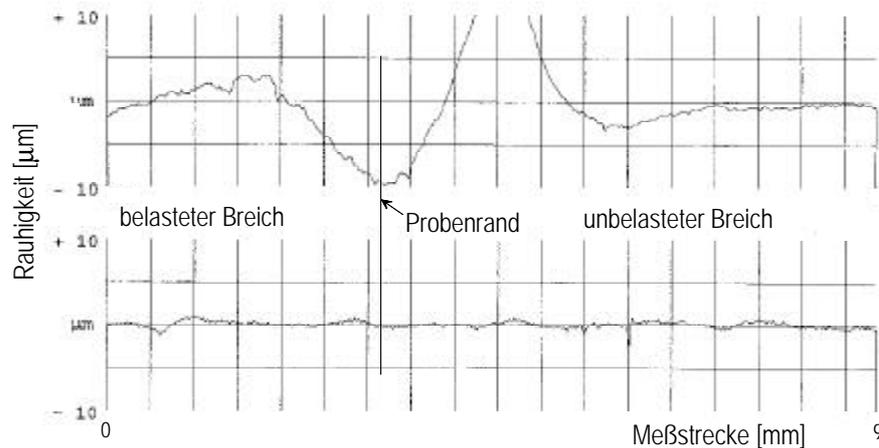


Bild 6.10: Vergleich der Rauigkeit quer zur Bewegungsrichtung zwischen dem weichen Blech (oben) und dem festen Blech (unten)

Mit dem festen Blech ist eine deutliche Verbesserung erkennbar. Die Klebung erfolgt unverändert mit der bereits bei der ersten Kombination beschriebenen Klebefolie. Damit lassen sich die Bleche gut reproduzierbar aufbringen und zeigen ein sehr gutes Festigkeitsverhalten.

Wegen der deutlichen Verbesserungen beim Einsatz des festen Bleches werden bei den folgenden Untersuchungen ausschließlich verschiedene Werkstoffe für die Halbschalenbeschichtung untersucht. Das Gleitblech bleibt unverändert.

3. Kombination

Kurzbeschreibung der Prüflinge:

- Halbschale besteht ausschließlich aus CFK ohne Beschichtung
- Hautsegment wie bei der 2. Kombination

Mit dieser Kombination wird geprüft, ob überhaupt eine PTFE-Schicht erforderlich ist, ob also der in der CFK-Struktur enthaltene Kohlenstoff für eine genügend gute Schmierung sorgt und den Verschleiß in Grenzen hält.

Der Versuch zeigt ein negatives Ergebnis. Es tritt zwar ein recht geringer Verschleiß auf, allerdings werden die Proben heiß. Die Reibung ist gegenüber der Kombination 1 und 2 etwa verdoppelt ($m \approx 0.2$). Das Ergebnis zeigt jedoch auch, daß es bei einem Versagen einer zusätzlichen Gleitschicht, z.B. einer PTFE-Schicht nicht zwangsläufig zu einer Schädigung der tragenden Grundstruktur kommt. Für den praktischen Flugbetrieb kann dies bedeuten, daß zwar bei einer Inspektion eine Schädigung der Gleitschicht erkannt wird, mit dem Austausch oder der Reparatur des Tragkörpers aber ggf. bis zum nächsten größeren Check gewartet werden kann.

Die Untersuchungen belegen, daß generell eine zusätzliche Beschichtung der Tragkörper erforderlich ist. Bei den Versuchen mit der ersten und zweiten Kombination zeigt sich, daß die bei den Tragkörpern des Demonstrators realisierte Beschichtung mit PTFE-Gewebe recht gute Ergebnisse liefert. Allerdings sollte das Gleitverhalten verbessert werden (geringerer Abrieb und niedrigere Reibung). Außerdem sind der Belastbarkeit dieser Schicht Grenzen gesetzt. Bei erhöhten Linienlasten wurde bei einigen Proben zum Teil ein frühzeitiges Versagen beobachtet.

Es kann aufgrund der Ergebnisse davon ausgegangen werden, daß die Dauerbelastungstests am Demonstrator bezüglich der Gleitschicht positiv verlaufen. Im Hinblick auf eine Vergrößerung des Tragkörperabstandes und der damit verbundenen höheren Linien-

lasten ist es trotzdem sinnvoll, nach höher belastbaren Schichten mit besserem Gleitverhalten zu suchen.

Um Randeffekte, wie die einseitige Belastung durch Aufkanten, für weitere Versuche völlig auszuschließen, wird eine Änderung an der Fixierung des Hautsegmentes vorgenommen. Das Bild 6.11 zeigt die Realisierung am Versuchsstand (links) und das Prinzip (rechts).

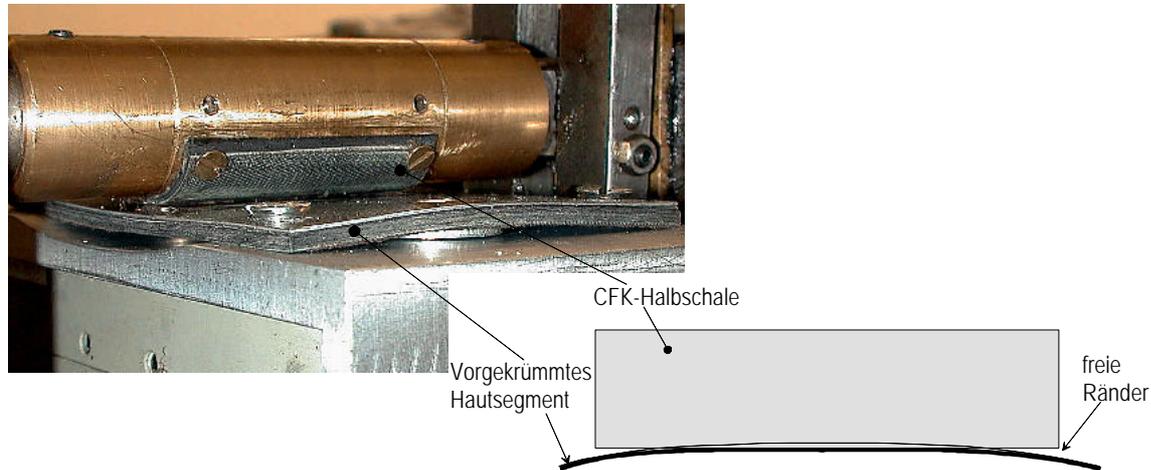


Bild 6.11: Vorkrümmung des Hautsegmentes zur Vermeidung der Randeffekte

Das Hautsegment wird vorgekrümmt eingespannt, so daß die Ränder der Probe auch unter Last frei liegen. Da das Segment, wie in Bild 6.6 skizziert, nur an den Rändern aufliegt, wird durch die linienförmige Belastung die Haut in zwei Richtungen verformt (Bild 6.11, links). Durch diese zweidimensionale Biegeverformung des Hautsegmentes wird die Klebeverbindung zwischen Blech und CFK-Struktur entsprechend stark beansprucht.

Mit der geänderten Lagerung stellt sich eine größere Linienlast ein, die wegen der Vorkrümmung in der Mitte der Probe am höchsten ist. Sie wird bei einem Gewicht von 100 kg mit $q=40$ N/mm abgeschätzt. Mit dieser gegenüber den ersten Versuchen (Kombination 1) um den Faktor 4 erhöhten Linienlast werden die weiteren Beschichtungen für vergrößerte Tragkörperabstände untersucht.

Im folgenden werden verschiedene nachträglich auf die CFK-Halbschalen aufgebraute Schichten geprüft, welche in Zusammenarbeit mit dem Gleitlagerhersteller "RWG Frankenjura Industrie - Flugwerkklager" erstellt werden. Die Beschichtung erfolgt dabei durch sogenannte Liner, mit denen auch verschiedene Lager (z.B. Lagerbuchsen, Kugelgelenkköpfe) ausgestattet sind. Die Bezeichnungen für die verschiedenen Liner sind [83] entnommen.

4. Kombination

Kurzbeschreibung der Prüflinge:

- Halbschale besteht aus CFK-Prepregs mit aufgeklebtem Liner (Fraslip -F) bestehend aus Diolen-Polyester-Multifilamentgarn mit PTFE-Beschichtung
- Hautsegment wie bei der 2. Kombination

Der Liner L ist eine hoch belastbare Schicht für besonders tragfähige Lager. Der Versuch zeigt entsprechend einen sehr gleichmäßigen und verschleißfreien Lauf. Allerdings ist die Reibung ähnlich wie bei der dritten Kombination recht hoch. Es ist zu vermuten, daß die Last für diesen Liner zu gering ist. Durch die trotz der erhöhten

Linienlast relativ geringe Druckbelastung kommt es zu keinem Schmiereffekt durch die PTFE-Schicht.

5. Kombination

Kurzbeschreibung der Prüflinge:

- Halbschale besteht aus CFK-Prepregs mit aufgeklebtem HS-Liner (Metaloplast); Gewebematerial besteht aus einem Kupferstützgewebe, auf das PTFE aufgebracht ist
- Hautsegment wie bei der 2. Kombination

Die Besonderheit des HS-Liners ist, daß sich reines Teflon an der Gleitoberfläche befindet. Er weist daher eine sehr geringe Reibung und einen gleichmäßigen Lauf auf. Trotz des relativ starken Abriebes kann mit der Probe ein komplettes Flugzeugleben simuliert werden.

6. -7. Kombination

Kurzbeschreibung der Prüflinge:

- Halbschale besteht aus CFK-Prepregs mit Liner G (Fraslip-G), bestehend aus Diolen-PTFE-Gewebe bzw. Liner L (Fraslip-L), bestehend aus Glas-PTFE-Gewebe
- Hautsegment wie bei der 2. Kombination

Mit den Linern G und L lassen sich die besten Ergebnisse erzielen. Die Beschichtungen weisen ähnlich der 5. Kombination einen sehr gleichmäßigen Lauf bei geringer Reibung auf. Der Reibkoeffizient ist kleiner als $\mu=0,1$. Auch hier bewirkt das PTFE eine gute Schmierung. Der Abrieb ist bei diesen Proben gering.

6.2.5 Fazit der Gleitschichtprüfung

Es kann festgestellt werden, daß mit dem hochfesten Federstahlblech ein sehr robuster Gleitpartner für die Innenseite der Hautstruktur gefunden ist und dieser nach den bisherigen Ergebnissen den Belastungen für ein Flugzeugleben standhält, ohne daß eine Wartung erforderlich ist.

Die Befestigung des Bleches mit Hilfe einer Klebefolie hat sich bei extremen Verformungen der Haut und einer hohen Linienlast bewährt und kann als dauerhaft angesehen werden. Da auch mit den auf die Landeklappen der A340 aufgeklebten Blechen bereits positive Erfahrungen im operationellen Betrieb gemacht wurden, sind auch bei zusätzlicher Temperatur- und Feuchtigkeitsbelastung langfristig keine Festigkeitsprobleme der Klebung zu erwarten.

Für die Beschichtung der Tragkörper im Kontaktbereich haben nachträglich aufgeklebte PTFE-Liner die besten Ergebnisse geliefert. Sie zeigen eine hervorragende Dauerfestigkeit bei geringem Verschleiß und geringen Reibungskoeffizienten. Die zuletzt durchgeführten Versuche (5. bis 7. Kombination) zeigen, daß die PTFE-Schicht bei einer Linienlast von etwa 40 N/mm die Querruderzyklen für ein komplettes Flugzeugleben ohne Schädigung übersteht. Diese Belastung entspricht einem Tragkörperabstand von über 2000 mm. Schwierigkeiten treten bei den Versuchen nur dann auf, wenn die Ränder der Probe stark belastet werden. Dann kann sich eine Schädigung der PTFE-Schicht vom Rand herausbilden. Durch eine Vorkrümmung des Hautsegmentes wird diese einseitige Belastung beim Versuch ausgeschlossen.

Die Ergebnisse zeigen also, daß von einer Dauerfestigkeit der Beschichtung für ein komplettes Flugzeugleben ausgegangen werden kann. In Zukunft ist noch zu prüfen, wie die PTFE-Schicht auf zusätzliche Temperaturwechsel reagiert und wie sich eine

sicherlich nicht gänzlich zu vermeidende Verschmutzung der Gleitschicht während des Betriebes auswirkt.

Neben den in diesem Abschnitt betrachteten Varianten gibt es sicherlich noch eine große Zahl weiterer Möglichkeiten zur Realisierung der Gleitschicht, die aber im Rahmen dieser Arbeit nicht weiter untersucht werden können. Dies bleibt zukünftigen Arbeiten vorbehalten.

Im folgenden Abschnitt wird mit dem Dauerbelastungsversuch am Demonstrator unter anderem die Standfestigkeit der Gleitschicht unter realen Bedingungen geprüft.

6.3 Untersuchungen am Gesamtsystem

In diesem Kapitel werden die experimentellen Untersuchungen am Demonstrator beschrieben. Wesentlicher Bestandteil dieser Untersuchungen ist die Dauerbelastungsprüfung. Zunächst wird die Art der Belastung der Struktur beschrieben.

6.3.1 Aufbringen der Last

Für die Dauerbelastungsprüfung wird der Demonstrator mit Design-Load (vgl. Abschnitt 3.2.2) belastet. Das Aufbringen der Last auf formvariable Strukturen ist keine triviale Aufgabe. Zum einen ist es nicht möglich, die Kräfte z.B. über Hydraulikzylinder lokal einzuleiten, wie es üblicherweise bei Belastungsversuchen von Flugzeugtragwerken vorgenommen wird. Es gibt keine starren Holme oder ähnliches, an denen die Kräfte eingeleitet werden können. Zum anderen ist es auch schwierig, die einzelnen Zylinder so zu koordinieren, daß es zu keinen Verspannungen kommt.

Anbieten würde sich ein Verfahren, welches von der Dasa-Airbus in Hamburg bei der Belastungsprüfung der A340-Landeklappe verwendet wurde. Hier wurde die Last mit aufblasbaren Luftkissen aufgebracht, die mit definiertem Druck unterhalb der Klappe angreifen. Da die Kraft nach oben wirkt, ist ein entsprechend komplexes und massives Belastungsgestell erforderlich. Mit den Luftkissen würde auch die Möglichkeit bestehen, gezielt variierende Lasten zu fahren und so realistische Zyklen zu simulieren.

Da dieses Verfahren für die ersten Prüfungen am Hornkonzept zu aufwendig ist, wird die Belastung in Form von mit Bleikugeln gefüllten Säcken aufgebracht. Dadurch wird die Last gleichmäßig über die Fläche verteilt und außerdem passen sich die Säcke gut der variablen Kontur an. Das unter 3.2.2 beschriebene Lastprofil kann damit nachgebildet werden. Das Bild 6.12 zeigt den Demonstrator mit den aufgelegten Bleisäcken.

Die ersten Versuche zeigen, daß zusätzliche Sicherungsmaßnahmen erforderlich sind, um ein Verrutschen der Bleisäcke zu vermeiden. Die Gewichte verhalten sich ähnlich einer zähen Flüssigkeit. Durch die ständige Bewegung der Säcke schieben sie sich in alle Richtungen. Durch eine Schiene an der Endleiste und zwei weitere im mittleren Bereich kann zumindest ein großflächiges Abrutschen vermieden werden. Bei längeren Laufzeiten kann trotz dieser Maßnahmen ein Verrutschen nicht verhindert werden. Dies führt zu einer weit höheren Belastung der Endkante, wodurch zum einen die Linienlast in diesem Bereich stark ansteigt, zum anderen aber auch das Biege- und Torsionsmoment der Tragkörper. Um die Struktur nicht unnötig über längere Zeit zu stark zu belasten, müssen die Bleisäcke zwischenzeitlich neu gelegt werden. Nachteilig wirkt sich dabei natürlich aus, daß die Säcke ausschließlich per Hand aufgelegt werden können. Trotzdem erweist sich das Verfahren als praktikabel und kostengünstig.

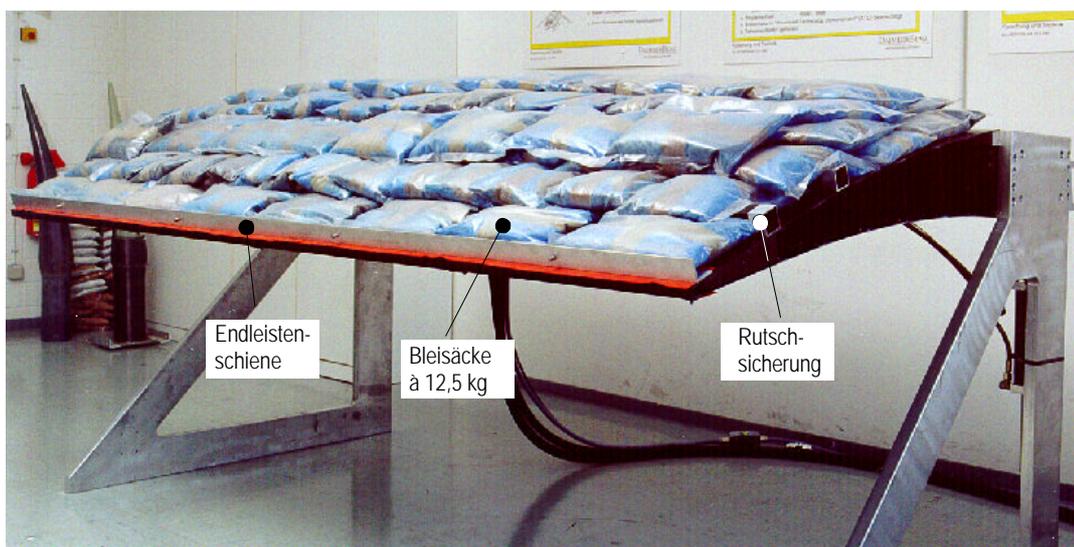


Bild 6.12: Demonstrator mit Belastung in Form von Bleisäcken

6.3.2 Globale Verformungen

Die Nachgiebigkeit der formvariablen Hinterkante des Demonstrators wird durch die einfache Messung des Abstandes zwischen der Endkante und einer Schiene am Boden bestimmt. Es stellt sich gegenüber der unbelasteten Struktur eine Absenkung der Endkante um $\Delta z_{el}=13$ mm ein. Dieser Wert weicht ganz erheblich von dem in 3.1.3 definierten Höchstwert von 4 mm und dem Wert aus den FE-Analysen (Bild 3.22) ab. Die Differenz läßt sich dadurch erklären, daß die Tragkörper im FE-Modell direkt am Gleitlager fest eingespannt sind, die Verformungen des Tragkörpers zwischen den Lagern also nicht berücksichtigt werden. Außerdem führen die Verformungen des Kastenträgers, die des Halterahmens, das Lagerspiel, die Lagernachgiebigkeit und die Nachgiebigkeit des Fußbodens (Kunststoffbelag!) zu größeren Werten. Neben der Absenkung der Hinterkante ist auch eine Verformung des Kastenträgers meßbar. Es kommt zu einer Durchbiegung von etwa 1 mm in der Mitte des Trägers und zu einer Verdrehung aufgrund des eingeleiteten Biegemomentes von etwa $0,15^\circ$. Alleine durch diese beiden Effekte ergibt sich eine Absenkung der Endkante von 3,6 mm. Ein Vergleich macht deshalb nur mit einem erweiterten FE-Modell Sinn, welches zumindest einen Teil dieser Einflüsse berücksichtigt. Ein solches Modell, das auch die Lagerung in der Klappenvorderkante simuliert, wird in Kapitel 7 vorgestellt.

6.3.3 Spannweitige Differenzierung

Wie in Abschnitt 5.3 erwähnt, lassen sich die beiden Hydraulikzylinder so ansteuern, daß sie den elastischen Zug/Druckstab stauchen oder dehnen. Dies hat eine spannweitig differenzierte Wölbung zur Folge (vgl. 4.5).

Am Demonstrator stellt sich der gewünschte Effekt ein und die geforderte Differenzierung von $0,3^\circ/\text{m}$ wird erreicht. Es wird allerdings deutlich, daß die Torsionssteifigkeit der Hautstruktur einen größeren Einfluß hat als erwartet. Dies macht sich dadurch bemerkbar, daß sich zu einer vorgegebenen Kraft eine geringere theoretische Dehnung der Stäbe einstellt. Die Aktuatoren müssen also einen nicht vernachlässigbaren Kraftanteil zur Verformung der Hautstruktur aufbringen. Dies ist unter anderem dadurch begründet, daß die Deckhäute zu einem etwa 30-prozentigen Anteil aus $\pm 45^\circ$ -Lagen bestehen, was zu einer hohen Schubsteifigkeit der Struktur führt. Mit einem

modifizierten Lagenaufbau mit ausschließlich 0° - und 90° -Lagen ließe sich die Torsionssteifigkeit der Hautstruktur deutlich reduzieren.

Außerdem zeigt sich, daß sich bei dem relativ kurzen Segment des Demonstrators starke Randeffekte einstellen, die das Verformungsbild beim Differenzieren beeinflussen. Dies wird dadurch erkennbar, daß sich beim Stauchen des Zug/Druckstabes um 4 mm an der 2,4 m langen Endkante nur eine Konturdifferenz von etwa 4 mm einstellt, obwohl theoretisch eine Differenz von 7 mm zu erwarten wäre. Dies ist auf die elastischen Verformungen der Tragkörper und der Deckhaut zurückzuführen, die andererseits wiederum aus der hohen Torsionssteifigkeit der Hautstruktur resultieren. Hier besteht noch Optimierungsbedarf, der allerdings am Demonstrator nicht weiter untersucht werden kann, da hierzu eine Änderung des Aufbaus der Deckhäute erforderlich wäre. Die Diskussion wird auf der Basis theoretischer Betrachtungen in Kapitel 7 noch einmal aufgenommen.

6.3.4 Dauerbelastungsversuch

Durchführung

In Kapitel 5 wurde das am Demonstrator realisierte Aktuatorssystem vorgestellt. Es handelt sich dabei um positionsgeregelte hydraulische Aktuatoren. Das PC-basierte Steuer- und Regelsystem ist mit C++ programmiert und wurde an der RWTH-Aachen (Institut für fluidtechnische Antriebe, IFAS [84]) entwickelt. Mit Hilfe des Steuer- und Regelsystems können innerhalb der mechanischen Grenzen beliebige Positionen angefahren bzw. Bahnfahrten programmiert werden. Für eine Bahnfahrt können bis zu 64 Stützstellen angegeben werden, wobei weiterhin die Möglichkeit besteht, das Fahren von einer Stützstelle k zur Stützstelle $k+1$ beliebig oft zu wiederholen. Die gesamte Bahnfahrt läßt sich so als eine Flugmission darstellen und kann für sich ebenfalls beliebig oft wiederholt werden.

In Bild 6.13 sind die Zyklen einer Flugmission für die Tragkörperdrehwinkel graphisch dargestellt.

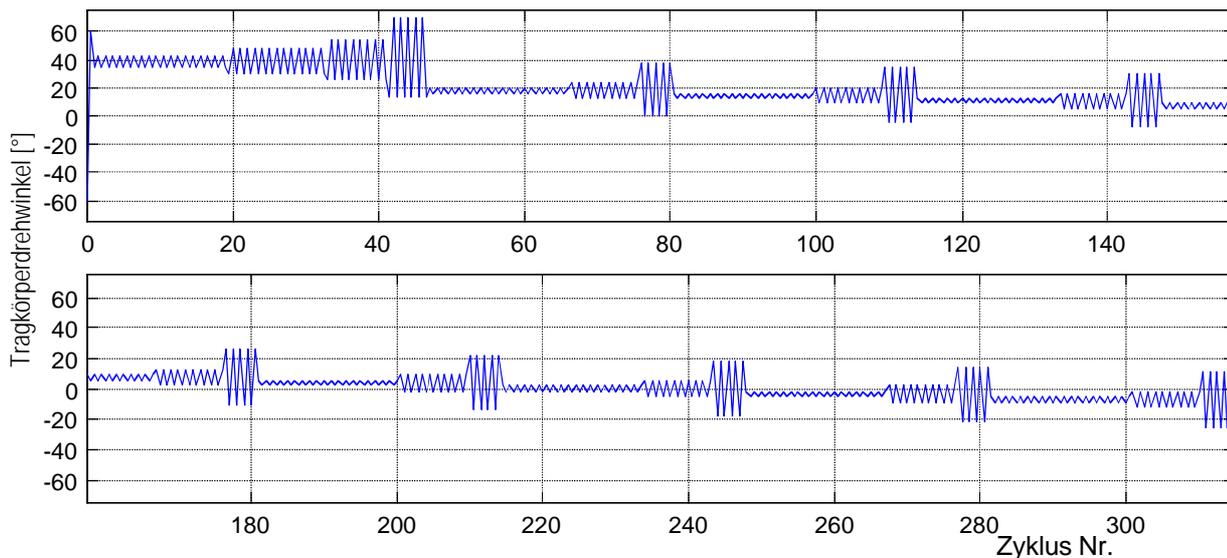


Bild 6.13: Simulierte Flugmission, aufgetragen für den Tragkörperdrehwinkel

Zu erkennen sind im ersten Teil der Darstellung (0 bis 45-ter Zyklus) Ausschläge um einen Drehwinkel von etwa 40° . In diesem Bereich sind die Zyklen für Start und Landung zusammengefaßt. Der Rest stellt den Reiseflug dar, wobei jeder VC-Stellung

gewisse Querruderausläge überlagert sind (vgl. mit Bild 6.2 und Tabelle 6.1). Die Gesamtzyklenzahl beträgt 324 je Flug. Natürlich besteht mit dem Regelsystem auch die Möglichkeit, die Fahrgeschwindigkeiten einzustellen und Pausen einzufügen.

Für einen simulierten Flug werden etwa 15 min benötigt. Pro Tag werden damit 100 Flüge simulierbar. Für das nachzuweisende Ziel von 20.000 Flügen ist also eine Gesamtprüfzeit von acht Monaten (!) erforderlich.

Dynamische Effekte

Die Positionssollwerte und die Signale der Positionssensoren können graphisch dargestellt und verglichen werden. Das Bild 6.14 zeigt beispielhaft einen Ausschnitt aus einer Bahnfahrt, wobei der Soll- und der Istwert des Schwenkwinkels (oben) und der Schwenkwinkelgeschwindigkeit (Mitte) an einem Aktuator über 5 Sekunden aufgezeichnet sind. Zusätzlich sind in der unteren Kurve die Dehnungen an einem Tragkörper für die gleiche Bahnfahrt aufgezeichnet. Auf die Dehnungsmessung wird detailliert in den Abschnitten 6.3.5 und 6.3.6 eingegangen.

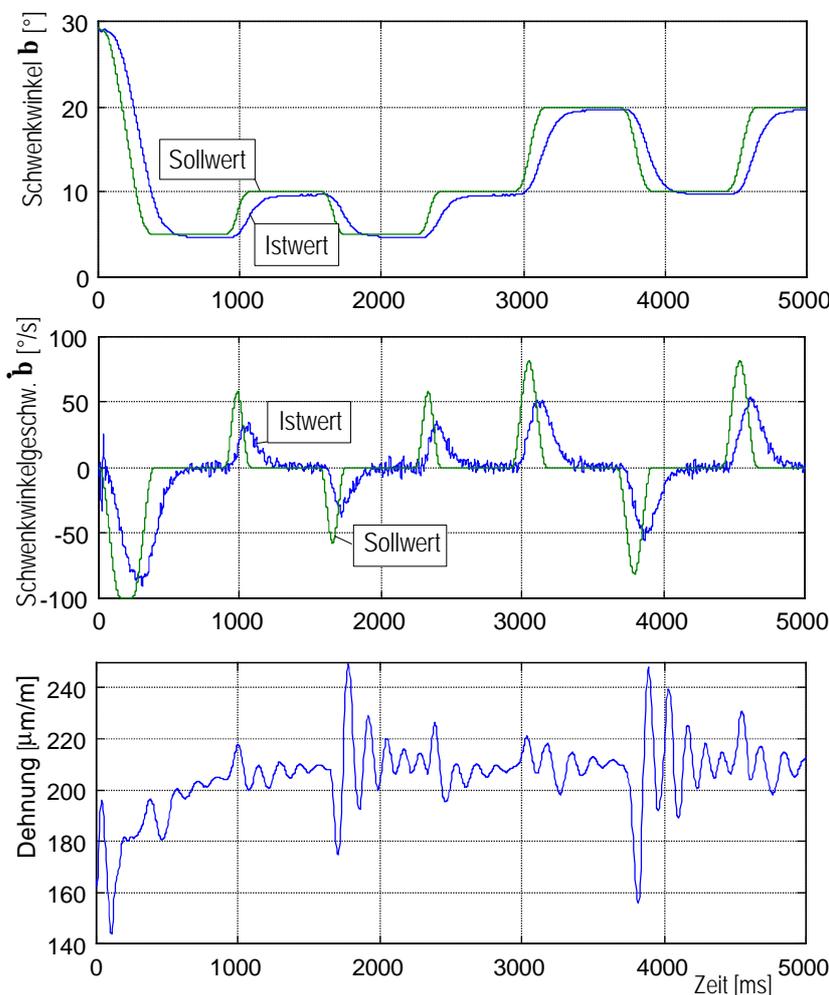


Bild 6.14: Sensorsignale (Istwert) eines Aktuators im Vergleich zu den Sollwerten für einen Bahnabschnitt (Bild oben und Mitte), zum Vergleich eine Dehnungsmessung an einem Tragkörper (Bild unten)

In der oberen Abbildung ist an den Kurven deutlich zu erkennen, daß der Istwert, also der Hub des Aktuators, dem Sollwert naheilt und bei schnellen Richtungswechseln die Spitzen gar nicht erreicht. Dieser Effekt ist auf die durch die Lastsimulation erzeugten Trägheiten zurückzuführen. Insgesamt lagern etwa 1.500 kg Blei auf der Fläche von 2,4 m². Diese Masse muß bei jeder Bewegungsumkehr beschleunigt werden. Die

negativen Auswirkungen machen sich besonders bei den Zyklen mit kleinen Hüben und schnellen Richtungswechseln bemerkbar. Zum einen kommt es zu den beschriebenen Regelabweichungen und zum anderen neigt der gesamte Demonstratoraufbau zum Schwingen. Dies ist darin begründet, daß durch die hohe Masse die Eigenfrequenzen des Gesamtsystems stark herabgesetzt werden. Am realen Flügel wirken diese Trägheitskräfte nicht.

Die mittlere Kurve des Bild 6.14 zeigt, daß der Istwert für die Schwenkwinkelgeschwindigkeit ebenfalls dem Sollwert naheht. Das Hydrauliksystem schafft es hier nicht, die Masse auf die gewünschte Geschwindigkeit zu beschleunigen. Die bei der blauen Kurve zu erkennenden kleinen Schwingungen sind auf elektromagnetische Beeinflussungen des Sensorsignals zurückzuführen.

Die untere Kurve in Bild 6.14 zeigt die Aufzeichnung der Dehnungsmessung an dem mittleren Tragkörper für den identischen Bahnabschnitt. Die gemessenen Dehnungen geben direkt das Strukturverhalten wieder. Der Vergleich der Kurven macht deutlich, wie stark die Struktur durch die Lastwechsel zum Schwingen angeregt wird. Die Anregung führt zu einer Dehnungsüberhöhung von bis zu 20 %. Das Verhalten ist auch mit bloßem Auge erkennbar, da die Frequenz bei ca. 6 Hz liegt und die Amplituden an der Endkante mehrere Millimeter erreichen. Diese durch die Massenträgheit hervorgerufenen Schwingungen führen zu höheren Strukturbelastungen. Vermindern lassen sich die Effekte nur durch reduziertes Beschleunigen beim Durchfahren der Flugzyklen.

Probleme mit der Lagerung

Unerwartet große Probleme entstehen bei der Durchführung der Dauerbelastungstests durch die Gleitlager, mit denen die Tragkörper drehbar im Holm gelagert werden. Aus diesem Grund wird auf die Probleme und die Problemlösung an dieser Stelle eingegangen.

Die theoretischen Lasten für die Gleitlager sind sehr gering. Die Druckbelastung für Gleitlagerbuchsen berechnet sich nach [80] mit

$$P = \frac{F_N}{B \times D}, \quad (6-2)$$

wobei P der resultierende Druck, F_N die auf das Lager wirkende Normalkraft, B die Breite und D der Durchmesser der Gleitlagerbuchse ist. Am Demonstrator ergibt sich eine Normalkraft von etwa 12 kN, das Lager ist 50 mm breit und hat einen Durchmesser von 140 mm. Danach ergibt sich für P ein Wert von nur 1,7 N/mm² (!).

Wegen dieser geringen Belastung wurde bei der Konzeption des Demonstrators der Lagerung keine besondere Aufmerksamkeit geschenkt. Es wurde, wie in Kapitel 5 (vgl. Bild 5.6) beschrieben, ein dünner Edelstahlring auf den Tragkörper geklebt und als Gleitlagerbuchse ein Kunststofflager der Fa. Igus eingesetzt. Nach [85] kann bei einer solch geringen Lagerbelastung ein nahezu beliebiges Metall, z.B. auch Aluminium als Gleitpartner verwendet werden.

Die Versuche zeigen jedoch nach kurzen Laufzeiten die extreme Bildung eines Stick-Slip-Effektes. Es kommt dabei bei jeder Bewegungsumkehr zu starkem Ruckeln und damit zu einer deutlichen Schwingungsanregung der Struktur mit einer entsprechenden Geräuschbildung.

Die Vermutung, daß dieser Effekt nicht durch die Lager, sondern durch die Gleitbewegung der Tragkörper in der Hautstruktur hervorgerufen wird, kann durch eine einfache Fettung widerlegt werden. Mit gefetteten Lagern stellt sich sofort wieder ein

sehr ruhiger Lauf ein, der allerdings nur für kurze Zeit anhält, da das Fett durch die Schwenkbewegung schnell verdrängt wird.

Es lassen sich einige Erklärungen für den beschriebenen Effekt finden, die letztlich alle auf einer höheren als der oben berechneten Lagerbelastung beruhen:

1. Durch die Elastizität der Tragkörper kommt es zu einer leichten Verkantung, was natürlich lokal zu einer deutlich höheren Druckbelastung führt.
2. Die Effekte treten besonders bei den äußeren Tragkörpern auf. Eine Erklärung dafür ist, daß sich der Kastenholm aufgrund der Last leicht durchbiegt, wodurch der mittlere Tragkörper entlastet wird und die seitlichen Tragkörper stärker belastet werden.
3. Durch die gekrümmte Form der Tragkörper hat der seitliche Tragkörper, dessen Krümmung vom Rand weg weist, eine höhere Last zu tragen. An diesem Tragkörper treten die Effekte am stärksten auf.
4. Fertigungsbedingt sind die zylindrischen Lageransätze der Tragkörper leicht unrund. Diese Unrundheiten werden auf die dünnwandigen Ringe (0,6 mm) übertragen.

Zur Problemlösung wird zunächst das Kunststoffgleitlager gegen ein Faserverbundlager der Fa. SKF ausgewechselt. Mit diesem Lager kann zwar eine Verbesserung erzielt werden, es bleiben allerdings die beschriebenen Stick-Slip-Effekte. Generell zeigen beide Lagertypen keinen signifikanten Verschleiß.

Um überhaupt den Dauerbelastungsversuch fahren zu können, werden verschiedene Fette erprobt, mit denen die Lager geschmiert werden. Dabei stellt sich nach zahlreichen Versuchen heraus, daß Graphitfett recht lange auf der Gleitfläche haftet und zumindest den Stick-Slip reduziert. Allerdings ist die Reibung mit diesem Fett relativ hoch, so daß die Lager heiß werden.

Trotz der Probleme können mit diesem Fett etwa 2000 Flüge simuliert werden. Dies entspricht einer Laufzeit von über 600 Stunden. Wegen des hohen Aufwandes durch das erforderliche häufige Nachfetten muß jedoch nach einer dauerhaft wartungsfreien Lösung gesucht werden.

Ein Austausch des Gleitlagers bringt langfristig keine deutlichen Verbesserungen. Analysen des Edelstahlrings zeigen leichte Laufspuren. Im Kunststofflager sind metallische Partikel zu erkennen. Das Metall scheint also ähnlich wie bei den Versuchen in 6.2 für diese Anwendung zu weich zu sein.

Versuche mit gehärteten Stahlringen bestätigen diese Vermutung. Sowohl der Stick-Slip als auch die Reibung können deutlich reduziert werden.

In Zusammenarbeit mit dem Gleitlagerhersteller RWG, mit dem auch Lösungen für die Beschichtung der Tragkörper erarbeitet wurden (siehe 6.2.4), wird ein für die Anwendung im Demonstrator geeignetes Gleitlager gefertigt. Dabei werden die Gleitlagerbuchsen und die auf die Tragkörper aufzuklebenden Hülsen aufeinander abgestimmt. Der verwendete Liner des Gleitlagers zeichnet sich dadurch aus, daß an der Gleitoberfläche reines PTFE lagert und dadurch eine sehr reibungsarme Schmierung ermöglicht wird. Mit dem neuen Lager können die Dauerbelastungsversuche erfolgreich fortgesetzt werden, ohne daß eine weitere Fettung erforderlich ist und ohne daß Stick-Slip auftritt.

Das Verkanten führt aber auch bei diesen Lagern zu lokal hohem Verschleiß. Dies läßt sich wirksam durch eine Umkonstruktion der Lagerung vermeiden. Die zylindrische Buchse muß dazu durch eine kugelförmige Buchse ersetzt werden. Das Prinzip dieser Konstruktion ist in Bild 6.15 skizziert.

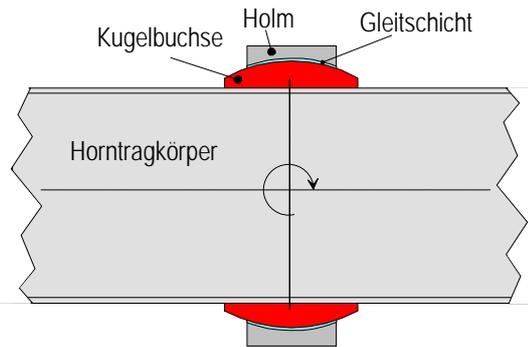


Bild 6.15: Konstruktion des Gleitlagers mit kugelförmiger Buchse

Mit einer so ausgeführten Lagerung können nur Normalkräfte und keine Momente übertragen werden. Die Biegeverformung des Tragkörpers wird zugelassen und bewirkt kein Verkanten.

Eine Verifikation dieses geänderten Lagerprinzips am Demonstrator steht noch aus. Es kann jedoch davon ausgegangen werden, daß mit einer solchen Lagerung ein dauerhaft verschleißarmer Betrieb möglich ist. Nachteilig wirkt sich allerdings ein gegenüber dem zylindrischen Gleitlager erhöhter Montageaufwand aus.

Verhalten der Gleitschicht zwischen Tragkörper und Deckhaut

Neben den Detailuntersuchungen von Gleitschichtkombinationen im Prüfstand (vgl. Kap. 6.2) ist es für die Beurteilung des Konzeptes von besonderem Interesse, wie sich die PTFE-Beschichtung auf den Tragkörpern und die aufgeklebten Bleche auf der Innenseite der Hautstruktur bei den Dauerversuchen verhalten. Nach den Ergebnissen aus 6.2 wird ein problemloser Lauf erwartet.

Durch eine optische Inspektion mit freiem Auge und mit Hilfe eines Endoskopes wird festgestellt, daß sich auf dem Blech, ähnlich wie dies in Bild 6.7 zu sehen ist, ein leichtes Schliffbild entwickelt, wobei die Riefenbildung jedoch sehr gering ist. Es kommt dabei zu keinen nennenswerten Verformungen des Bleches oder zu Rissen.

Die PTFE-Schicht verhält sich ebenfalls sehr robust. Es kommt zu einem leichten Abrieb, aber nicht zu Ablösungen oder anderen Schädigungen. Bemerkenswert ist, daß es auch an Schadstellen, die durch Montagefehler oder durch Metallspäne hervorgerufen wurden, zu keiner Weiterbildung der Schädigung kommt. Damit bestätigen sich die Versuche aus 6.2.

Die auftretende Reibung ist vermutlich etwas größer als erwartet, da die zur Betätigung notwendigen Aktuatorkräfte höher sind als die theoretischen Werte (siehe nächster Abschnitt). Eine direkte Bestimmung des Reibwertes ist allerdings nicht möglich, da nicht festgestellt werden kann, welcher Anteil der Reibung dem Gleitlager im Holm und welcher der Gleitschicht zugesprochen werden kann.

Verhalten des Aktuatorsystems, Aktuatorkräfte

Die oben beschriebene hohe Reibung an den Gleitlagern im Holm führt zu Problemen an der Kinematik. Das Gewicht zur Lastsimulation bewirkt ein Drehmoment an den Tragkörpern, welches von den Aktuatoren abgesetzt werden muß. Die Aktuatorkraft hat dabei immer die gleiche Richtung. Abhängig von Drehwinkel und Reibung (vgl. Bild 4.3) ändert sich lediglich die Größe der Kraft. Es handelt sich also bezüglich des Hydraulikzylinders um eine Schwelllast. Steigt die Reibung in den Lagern aber stark an, so ändert sich auch das Vorzeichen der Kraft. Aus der Schwelllast wird eine Wechsellast, die besonders die Lagerstellen des Aktuators und der Krafteinleitungen des Zug/Druck-

stabes stark beansprucht. Dies führt nach längerem Betrieb zu Problemen an diesen Stellen. Mit der, auf Seite 101 beschriebenen, Einführung der neuen reibungsarmen Gleitlager treten diese Probleme nicht mehr auf.

Die zum Schwenken der drei Tragkörper erforderliche Aktuatorkraft läßt sich über den erforderlichen Öldruck bestimmen. Bei einem Betrieb mit nur einem Zylinder ist ein Druck von 80 bar erforderlich. Daraus berechnet sich eine Stellkraft von 15.700 N. Theoretisch wurde unter der Annahme eines Reibkoeffizienten von 0,1 für die Gleitlager im Holm und mit den Werten aus Kapitel 4 (Bild 4.5) eine Aktuatorkraft von 12.600 N ermittelt. Bei diesem Wert ist allerdings die Reibung in den Wälzlagern, an den Hydraulikzylindern, an den Gelenkköpfen und an der Lagerung der Hydraulikzylinder selbst vernachlässigt. Außerdem ergeben sich Unsicherheiten aus der wenig exakten Positionierung der simulierten Last. Eine leichte Verschiebung der Bleisäcke zur Endkante führt zu einer Erhöhung der erforderlichen Kräfte. Die Hauptursache für die höheren Kräfte ist aber auf einen gegenüber der Annahme erhöhten Reibwert der Gleitschicht zurückzuführen. Es kann jedoch davon ausgegangen werden, daß sich beim Einsatz der in 6.2 gefundenen optimierten Materialpaarung der Reibwert und damit auch die notwendige Aktuatorkraft entsprechend reduzieren läßt.

6.3.5 Dehnungsmessung an den Tragkörpern

Ziel der Dehnungsmessung an den Tragkörpern ist zum einen die Verifikation der Ergebnisse des FE-Modells aus Kapitel 3.5 und zum anderen ein Vergleich des

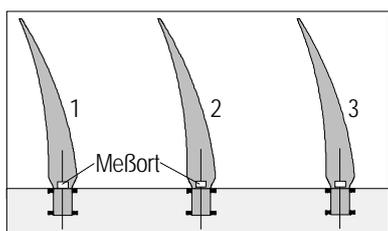


Bild 6.16: Positionierung der Dehnmeßstreifen

Verformungsverhaltens der Tragkörper untereinander. Auf einen separaten Versuch mit einem Tragkörper zur Prüfung der maximalen Belastbarkeit wird wegen des großen Aufwandes und der hohen theoretischen Festigkeitsreserven verzichtet.

Die Dehnmeßstreifen werden auf die zugbelastete Oberseite nahe der aufgeklebten Gleitbuchse (Bild 6.16) angebracht, da hier die höchsten Dehnungen aufgrund der Biege- und Torsionsspannungen zu erwarten sind. Das Bild 6.17 zeigt den Vergleich der

gemessenen Dehnungen in x -Richtung, also parallel zur Drehachse, für die drei Tragkörper in Abhängigkeit vom Schwenkwinkel. Die Numerierung erfolgt analog zu Bild 6.16.

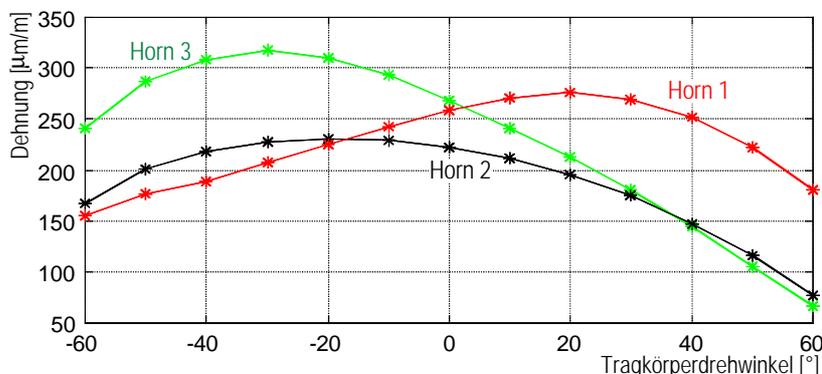


Bild 6.17: Gemessene Dehnung parallel zur Drehachse der drei Tragkörper, aufgetragen über dem Schwenkwinkel

Es ist deutlich zu erkennen, daß der dritte Tragkörper die höchsten Lasten zu tragen hat, da auf ihm anteilig das größte Flächengewicht lastet. Es bestätigt sich weiterhin,

daß der mittlere Tragkörper durch die Verformungen des Holmkastens entlastet wird und dadurch die geringsten Lasten zu tragen hat.

Bemerkenswert ist, daß die Dehnungen nicht in der 0°-Stellung ihr Maximum haben, sondern bei 20° (Hörner 1 und 2) und 30° (Horn 3). Dieser Effekt läßt sich durch die globalen unsymmetrischen Verformungen erklären, soll aber hier nicht weiter erläutert werden.

Werden die Dehnungen der drei Tragkörper für die 0°-Stellungen gemittelt, ergibt sich ein Wert von $e_{\text{Meß}}(0^\circ)=254,5 \mu\text{m/m}$. Er stimmt mit dem entsprechenden Vergleichswert, der sich aus dem in Kapitel 3.5 vorgestellten Modell ergibt, exakt überein. Auch für die 90°-Richtung ergibt sich eine recht gute Übereinstimmung ($e_{\text{Meß}}(90^\circ)=136,4 \mu\text{m/m}$; $e_{\text{FE}}(90^\circ)=127,0 \mu\text{m/m}$). Hier wurde die Dehnung allerdings nur an dem Tragkörper 3 gemessen, wodurch sich der gegenüber der Rechnung höhere Wert erklären läßt.

Die Messungen zeigen also, daß es aufgrund der Abmessungen des Demonstrators zu unterschiedlichen Belastungen der Tragkörper kommt und daß die Meßwerte mit der FE-Rechnung übereinstimmen.

6.3.6 Dehnungsmessung an der Hautstruktur

Applikation der Dehnmeßstreifen

Die Dehnungsmessungen an der Hautstruktur beschränken sich auf die Bereiche, die nach den Ergebnissen der FE-Analysen aus Kapitel 3 hoch beansprucht sind, dies sind die Stegausschnitte. Die Messungen an dieser Stelle sind vor allem deshalb wichtig, weil mit ihnen eine Referenz für die Belastungsversuche am Stegausschnitt gebildet wird, welche in Abschnitt 6.4 beschrieben werden.

Die Ergebnisse der Messungen werden zum einen mit den Dehnungen des Gesamtsystemmodells aus 3.4 verglichen. Zum anderen können die in Kapitel 3.6 gemachten Annahmen bei der Modellierung des Stegausschnittes verifiziert werden.

Die Applikation der Dehnungsmeßstreifen (DMS) erfolgt am Steg Nr. 3 (Numerierung siehe Bild 3.6) an allen Ausschnitten an der Oberseite, da diese Bereiche wegen der aufgelegten Last stärker belastet sind. Das Bild 6.18 zeigt das Innere der Hautstruktur mit den an Steg Nr. 3 applizierten DMS. Die DMS sind parallel zur Faserrichtung geklebt, d.h. parallel zum Ausschnitttrand. Der Vergleich mit Bild 3.32 zeigt, daß hier die höchsten Spannungen auftreten. Die DMS-Applikation wird detailliert in Kapitel 6.4 beschrieben.

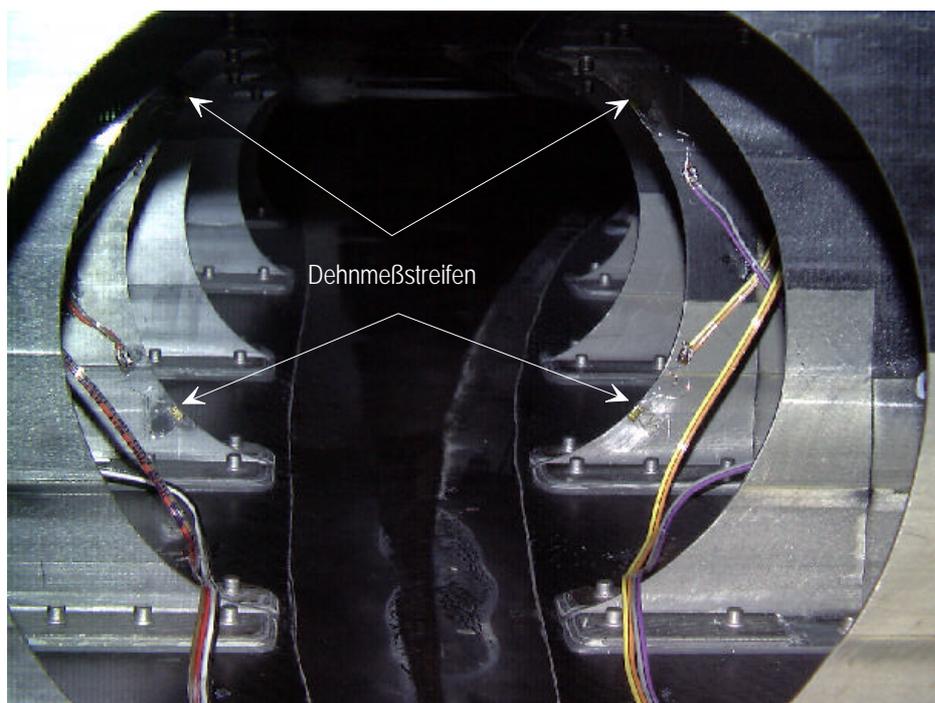


Bild 6.18: Blick in die Hautstruktur des Demonstrators, Applizierte Dehnmeßstreifen an dem mittleren Ausschnitt des 3. Steges

Messung ohne Last

Zunächst werden Messungen ohne Last durchgeführt, mit denen die Belastung der Stege aufgrund der funktionsbedingten Verformungen der formvariablen Hinterkante analysiert wird. Dabei werden die Dehnungen für die Tragkörperdrehwinkel von -60° bis $+60^\circ$ aufgezeichnet. Das Bild 6.19 zeigt das Ergebnis im Vergleich zu den Ergebnissen der FE-Analyse.

Ganz oben sind die Meßorte und die Zuordnung dargestellt. Der Blick richtet sich gegen die Flugrichtung, man schaut also von vorne auf den 3. Steg des Demonstrators (wie in Bild 6.18).

Der Vergleich zwischen Messung (oben) und Rechnung (unten) ergibt eine qualitativ gute Übereinstimmung. Die Meßergebnisse zeigen jedoch im Mittel höhere Dehnungen und größere Unterschiede zwischen den Meßorten, also zwischen den einzelnen DMS. Die Unterschiede lassen sich auf Ungenauigkeiten bei der Applikation der DMS zurückführen. Leichte Abweichungen im Winkel machen sich hier deutlich bemerkbar. Des weiteren können Fertigungsungenauigkeiten, die sich zum Beispiel in leicht unterschiedlichen Wandstärken der Stege ausdrücken, zu den Abweichungen führen.

Die Ergebnisse der FE-Analyse stammen aus einem gegenüber Kapitel 3 erweiterten FE-Modell, welches im Rahmen von [86] entwickelt wurde. Mit diesem Modell besteht die Möglichkeit, eine formvariable Hinterkante mit mehreren Tragkörpern zu analysieren und damit auch die Geometrie des Demonstrators nachzurechnen. Allerdings ist das Modell in dem hier betrachteten Bereich recht grob vernetzt, so daß an der lokalen Meßstelle keine Knoten liegen. Die entsprechenden Werte werden deshalb durch Mittelung berechnet. Dies führt zu tendenziell geringeren Werten.

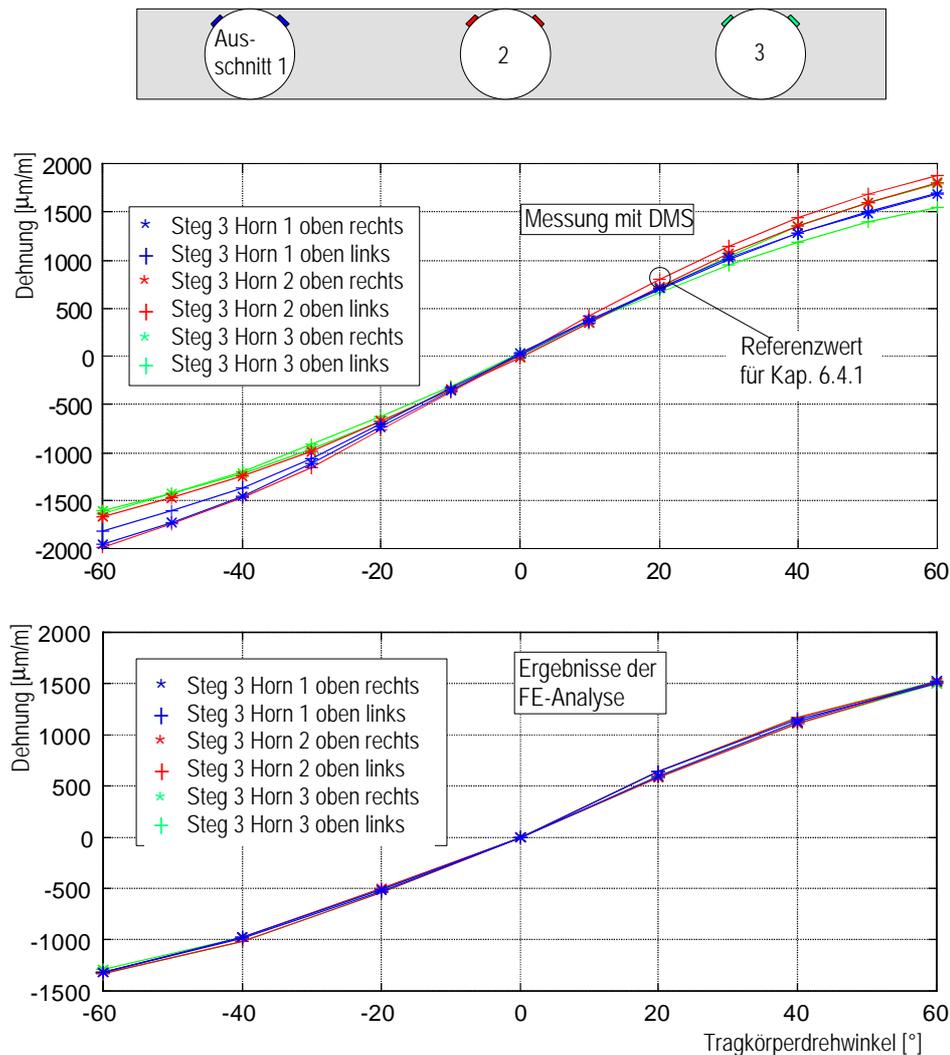


Bild 6.19: Dehnungen an den Tragkörperausschnitten des 3. Steges für variierende Tragkörperdrehwinkel ohne Last
oben: Messung mit DMS
unten: Zum Vergleich die Ergebnisse aus einer Finite-Elemente-Analyse

Messung mit Last

Die gleiche Messung und der Vergleich zur FE-Analyse wird nun mit Belastung durchgeführt. Auffällig ist hierbei, daß die Unterschiede der gemessenen Dehnungen zwischen den einzelnen DMS sehr groß werden (Bild 6.20, oben). Sie betragen bis zu $800 \mu\text{m/m}$. Die Dehnungen des dritten Tragkörperausschnittes sind am höchsten. Auch hier macht sich also die unterschiedliche Belastung der einzelnen Tragkörper durch die Verformung des Kastenholmes bemerkbar (vgl. 6.3.5). Die Einspannung der Hautstruktur und der Tragkörper des FE-Modells ist starr. Deshalb treten diese Effekte in der Simulation nicht auf.

Die großen Differenzen bei den Dehnungen zwischen der jeweils rechten und linken Seite der Ausschnitte lassen sich darauf zurückführen, daß die Ausschnitte fertigungsbedingt größer als im FE-Modell berechnet, ausgeführt wurden. In der Neutralstellung liegen die Tragkörper nahe an der linken Seite des Ausschnittes. Diese muß also erhöhte Lasten weiterleiten, was sich auch in den erhöhten Dehnungen (z.B grüne Kurve (+) bei 0°) widerspiegelt. Dieser Effekt nimmt bei extremen Drehwinkeln ab, da sich dann der Tragkörper der anderen Ausschnittsseite nähert.

Die beschriebenen Effekte lassen sich bei der FE-Simulation nicht in dem Maße erkennen. Dies liegt zum einen an der beschriebenen starren Lagerung der Hautstruktur, zum anderen aber auch an den exakt modellierten Ausschnitten. Beim Bau des Demonstrators wurden wegen der Nietung und aus Sicherheitsgründen größere Freiräume vorgesehen.

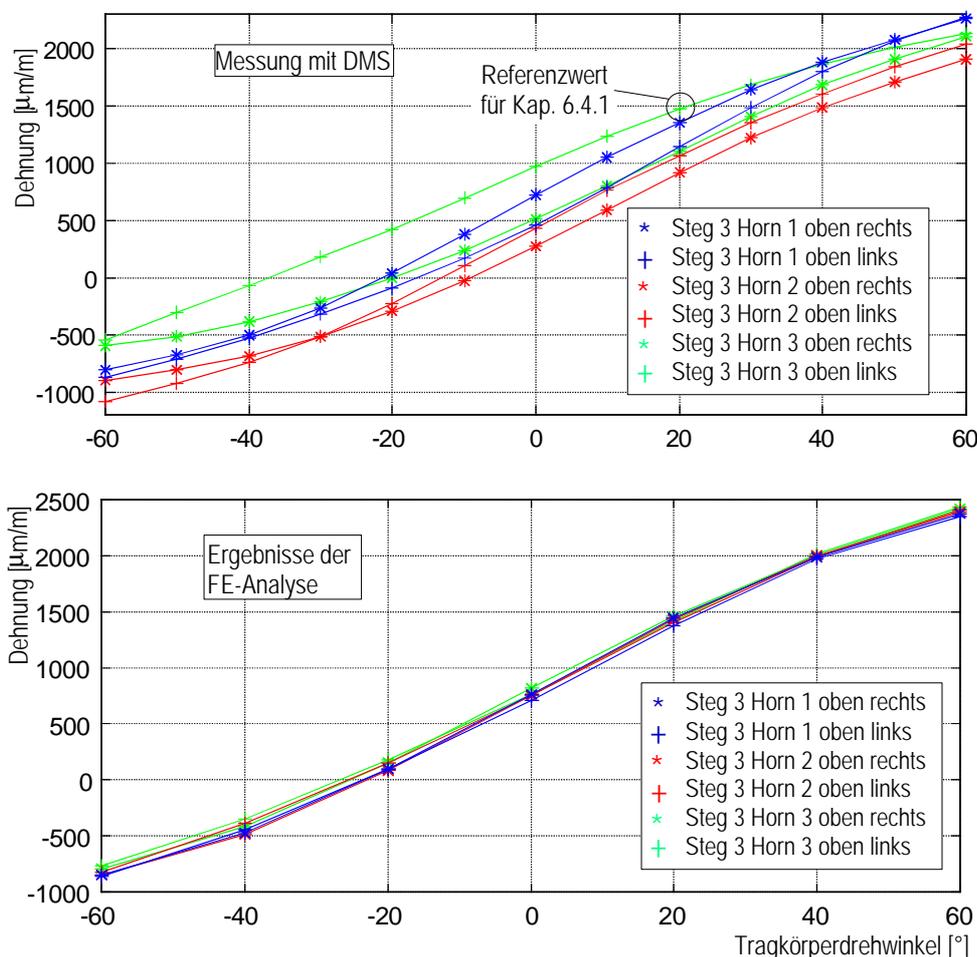


Bild 6.20: Dehnungen an den Tragkörperausschnitten des 3. Steges für variierende Tragkörperdrehwinkel mit Reisefluglast
oben: Messung mit DMS
unten: Zum Vergleich die Ergebnisse aus einer Finite-Elemente-Analyse

Der Vergleich mit Bild 6.19 macht deutlich, daß der Einfluß auf die Dehnungen durch die aufgebrachtten Luftkräfte bei der FE-Analyse einen wesentlich größeren Anteil hat als bei der Messung am Demonstrator. Dies gilt vor allem für positive Schwenkwinkel, da sich dabei die Belastung durch die Biegung und die durch die Luftkräfte hervorgerufenen Dehnungen addieren. Dieser Effekt wird durch die unterschiedliche Anbindung der Stege an die Deckhaut hervorgerufen. Während beim FE-Modell die Kräfte direkt am Ausschnitt in den Steg eingeleitet werden, geht der Kraftfluß beim Demonstrator über die Nieten. Der direkte Ausschnittbereich wird entlastet. Die Nieten wirken sich hier also positiv auf die Belastung des Ausschnittes aus.

Eine Analyse mit maximaler Last wird nicht am Demonstrator durchgeführt, um Schäden zu vermeiden. Eine entsprechende Rechnung mit dem FE-Modell zeigt, daß die oben beschriebenen Differenzen zwischen den Seiten der Stegausschnitte auch hier deutlicher werden (Bild 6.21).

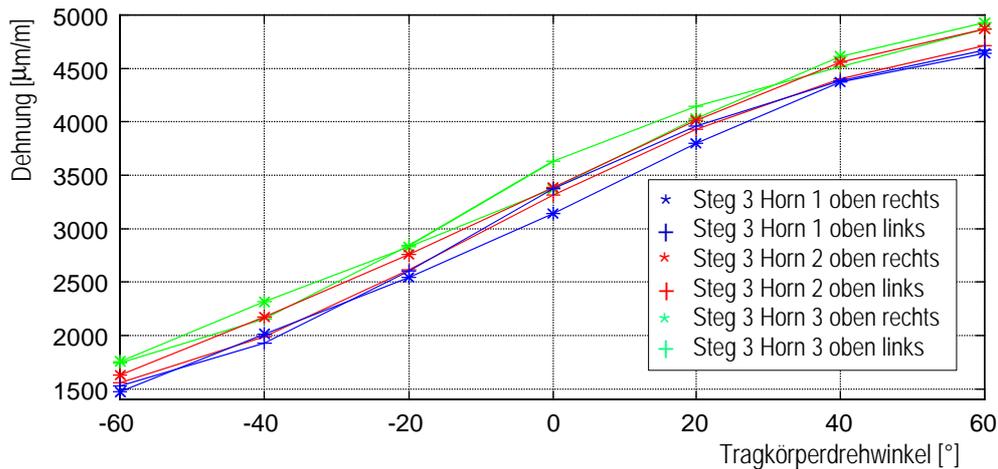


Bild 6.21: Dehnungen an den Tragkörperausschnitten des 3. Steges für variierende Tragkörperdrehwinkel mit Ultimate Load, Ergebnisse aus dem FE-Modell

Auch hier macht sich die höhere Belastung des 3. Tragkörpers und der linken Seite des zugehörigen Ausschnittes bemerkbar (grüne Kurve (+)).

Die Dehnungsmessungen an den Stegen der Hautstruktur des Demonstrators zeigen eine im allgemeinen recht gute Übereinstimmung zur FE-Rechnung. Allerdings wird deutlich, daß die globalen Verformungen, also die Durchbiegung des Kastenholmes, Fertigungsungenauigkeiten und Ungenauigkeiten bei der Applikation der DMS einen großen Einfluß auf die Meßergebnisse haben.

Um auch den Nachweis für die Belastbarkeit der Hautstruktur bei maximaler Last experimentell zu erbringen, werden im folgenden Abschnitt Untersuchungen an einem separaten Versuchsstand beschrieben. Die Ergebnisse aus den Messungen an der Hautstruktur des Demonstrators bilden dabei eine Referenz, anhand derer die Modelle und die zu Grunde gelegten Annahmen überprüft werden können.

6.4 Festigkeitsuntersuchung am Stegausschnitt

In Kapitel 3.6 wurde bereits anhand einer FE-Analyse gezeigt, daß die Stegausschnitte einen kritischen Bereich darstellen, in dem die Festigkeitsgrenzen erreicht werden können. Dadurch können die Ausschnittsbereiche ganz wesentlich die Auslegung der Gesamtkonzeption beeinflussen, da sie zum Beispiel den Tragkörperabstand begrenzen kann. Aus diesem Grund ist es wichtig, zunächst die Festigkeit des in Kapitel 3.6 gefundenen und auch im Demonstrator verwirklichten Aufbaus experimentell zu überprüfen.

Dazu wird der im folgenden beschriebene Versuchsstand aufgebaut.

6.4.1 Versuchsaufbau, Randbedingungen und Lasten

Die Prüfungen werden an dem Stegabschnitt vorgenommen, wie er bereits in Bild 5.8 abgebildet ist. Der Abschnitt wird an der oberen Deckhaut in ein Belastungsgestell eingespannt. Den kompletten Aufbau zeigt das Bild 6.22.

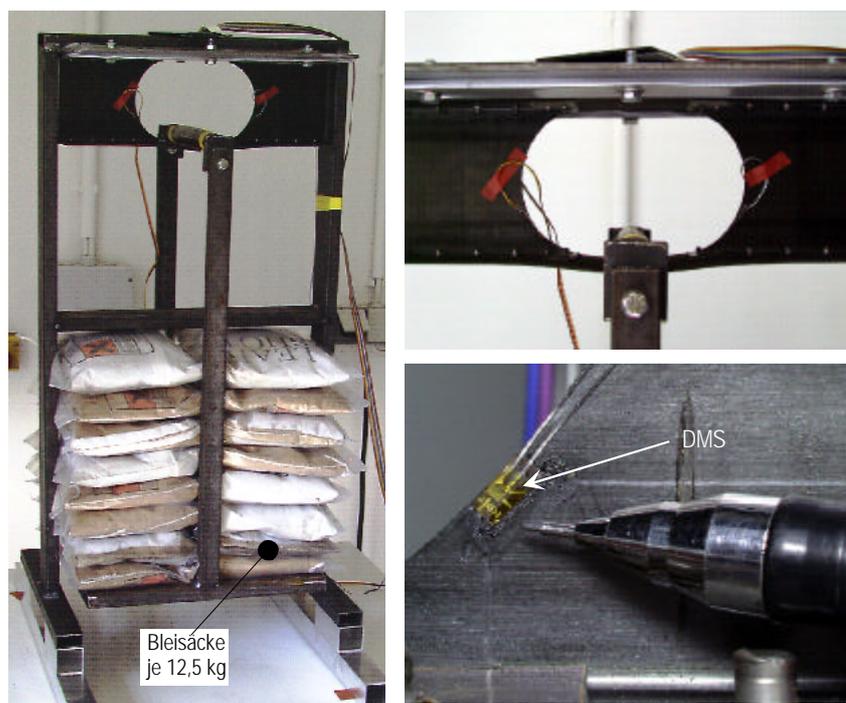


Bild 6.22: Versuchsaufbau zur Festigkeitsprüfung der Stegabschnitte
 links: Belastungsgestell mit eingespanntem Steg und Lastgeschirr
 rechts oben: eingespannter, belasteter Steg
 rechts unten: applizierter DMS am Ausschnitttrand, Größenvergleich zu Bleistift

Es wird ein einfacher Versuchsstand aufgebaut, bei dem der Stegabschnitt an einer oberen Platte mit Klemmleisten verschraubt wird. Die Tragkörperlast wird über einen Querbügel aufgebracht. An dem Querbügel wird ein Lastgeschirr angeschraubt, auf das die entsprechenden Gewichte aufgelegt werden können. Neben der Belastung durch das Geschirr wird zusätzlich noch eine Verformung aufgebracht, die der 5°-Stellung der formvariablen Hinterkante entspricht. Diese Verformung ergibt sich bei dem Versuch automatisch durch die Belastung. Die beiden Deckhäute sind entsprechend der Profilduzspitzung der Hinterkante im unbelasteten Zustand nicht parallel (vgl. Bild 5.8). Durch die Last wird die untere Deckhaut verdreht, so daß sie parallel zur oberen Deckhaut liegt. Diese Verdrehung entspricht gerade der nachzuweisenden Verformung, die sich bei einer Wölbung der Hinterkante von +5° ergibt.

Die Abbildung zeigt weiterhin den belasteten Stegabschnitt, wobei die Verformung der unteren Deckhaut zu erkennen ist (rechts oben). Rechts unten ist ein aufgeklebter DMS im Größenvergleich mit einem Bleistift dargestellt. Um die hohen Dehnungen am Rand des Ausschnittes möglichst exakt zu erfassen, werden sehr schmale DMS verwendet. Die Breite der DMS beträgt nur 0,6 mm und die Länge drei Millimeter. Wie auf dem Bild zu erkennen ist, wurde die Schutzfolie einseitig entfernt, um die Dehnungen möglichst nahe am Rand messen zu können. Auf diese Weise werden die Meßwerte gut mit den FE-Analysen vergleichbar.

Die Randbedingungen können wegen der begrenzten Größe des Versuchsmodells nicht exakt an die realen Verhältnisse angepaßt werden. Erste Versuche mit den zuvor berechneten Linienlasten und der daraus resultierenden Gesamtlast zeigen, daß die Dehnungen am Versuchsstand wesentlich höher sind als die vergleichbaren Werte, die im letzten Abschnitt gemessen bzw. berechnet wurden.

Zu der gleichen Feststellung führen auch FE-Modellrechnungen, bei denen dieselben Randbedingungen vorgegeben wurden, wie sie am Versuchsstand vorhanden sind. Der Grund für diese Differenzen liegt in den freien Rändern der unteren Deckhaut und des

Steges. Es kommt zu größeren Verformungen der Haut und zu einer höheren Belastung des Stegausschnittes.

Um trotzdem sinnvolle Aussagen aus den Messungen zu erhalten, wird die Last entsprechend angepaßt. Dabei bilden, wie in 6.3 bereits erwähnt, die gemessenen und berechneten Dehnungen der Stegausschnitte des Demonstrators aus Abschnitt 6.5.3 den Referenzwert.

Die Belastung wird also am Versuchsstand solange erhöht, bis der Referenzwert für die Dehnungen im Reiseflug erreicht ist. Dabei werden die Werte für den Tragkörperdrehwinkel von 20° zu Grunde gelegt. Dies entspricht einem Ausschlag der formvariablen Hinterkante von $5,6^\circ$, also etwas mehr als die geforderten 5° , die ja bei maximaler Luftlast einbezogen werden müssen. Der Referenzwert läßt sich aus Bild 6.20 ablesen und beträgt $1450 \mu\text{m/m}$. Dies ist die maximale Dehnung des am höchsten belasteten dritten Stegausschnittes. Die Dehnung, die sich aus der reinen Verformung der Hautstruktur ergibt, beträgt nach Bild 6.19 für 20° etwa $750 \mu\text{m/m}$.

Mit diesen beiden Werten läßt sich nun zum einen die entsprechende Verschiebung am Versuchsstand einstellen, um die Referenzdehnung für den unbelasteten, aber verformten Zustand zu erreichen. Zum anderen wird mit diesem Verfahren das aufzulegende Gewicht für die Reiseflugbelastung bestimmt. Es sind danach 49 kg aufzulegen, für die maximale Luftlast (Ultimate Load) berechnet sich entsprechend eine Belastung von 196 kg.

6.4.2 Belastungstest am Originalaufbau, Vergleich mit FE-Analyse

Mit den gewonnenen Rahmendaten kann nun die Belastung sukzessive bis zur maximalen Last erhöht und dabei die Werte für die Dehnung aufgenommen werden. Die Resultate werden mit den Ergebnissen eines FE-Modells verglichen, welches in [87] entwickelt wurde und auf dem in Abschnitt 3.6 vorgestellten Modell aufbaut. Das Modell beinhaltet dieselben Randbedingungen, Geometriedaten und Lagenaufbauten wie der eingespannte, belastete Stegabschnitt und weist im Gegensatz zu dem Modell aus 3.6 eine Simulation der Nieten auf. Das Bild 6.23 zeigt das Ergebnis des Versuches.

Die Ergebnisse der Messung sind in rot, die der Finite-Elemente-Analyse sind blau dargestellt. Die Laststufen (Design Load, Ultimate Load und Bruchlast) sind gekennzeichnet.

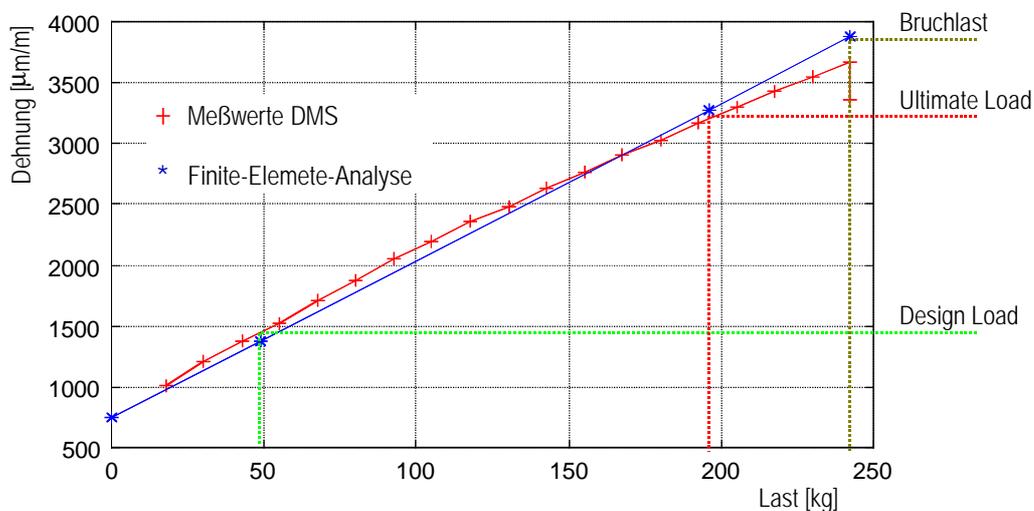


Bild 6.23: Vergleich der ermittelten Dehnungen am Stegausschnitt aus Messung und FE-Analyse

Der Versuch zeigt, daß die Struktur die maximale Last trägt und erst bei einer um 20 % höheren Last versagt. Damit bestätigen sich die Ergebnisse aus Abschnitt 3.6. Ein genauerer Vergleich erfolgt jedoch mit dem modifizierten FE-Modell aus [87].

Bei der FE-Rechnung werden die Randbedingungen und Lasten auf die gleiche Weise angepaßt wie bei dem Versuch. Es wird zunächst die Verschiebung der unteren Deckhaut so eingestellt, daß sich am Ausschnitt eine Dehnung von $750 \mu\text{m}/\text{m}$ ergibt. Mit dieser Verschiebung wird dann zusätzlich die entsprechende Linienlast aufgebracht.

Das Bild 6.23 zeigt eine gute Übereinstimmung zwischen den gemessenen und berechneten Werten. Im unteren Lastbereich (bis etwa 120 kg) stimmen auch die Steigungen der Graphen gut überein. Das Abknicken der Meßkurve ab dieser Last ist auf Setzungen und erste Zwischenfaserbrüche zurückzuführen. In [63] wird der Punkt bei 120 kg als "Knie" im Spannungs-Dehnungsdiagramm bezeichnet. Nach diesem Punkt nimmt die Steigung der Kurve bis zum Versagen kontinuierlich ab.

Das Versagen tritt nicht durch Faserbruch auf, sondern durch Delamination im Zwickelbereich. Die Spannungen in Faserrichtung liegen bei der Bruchlast auch noch weit unter den Festigkeiten. Das Versagensbild ist in Bild 6.24 dargestellt.

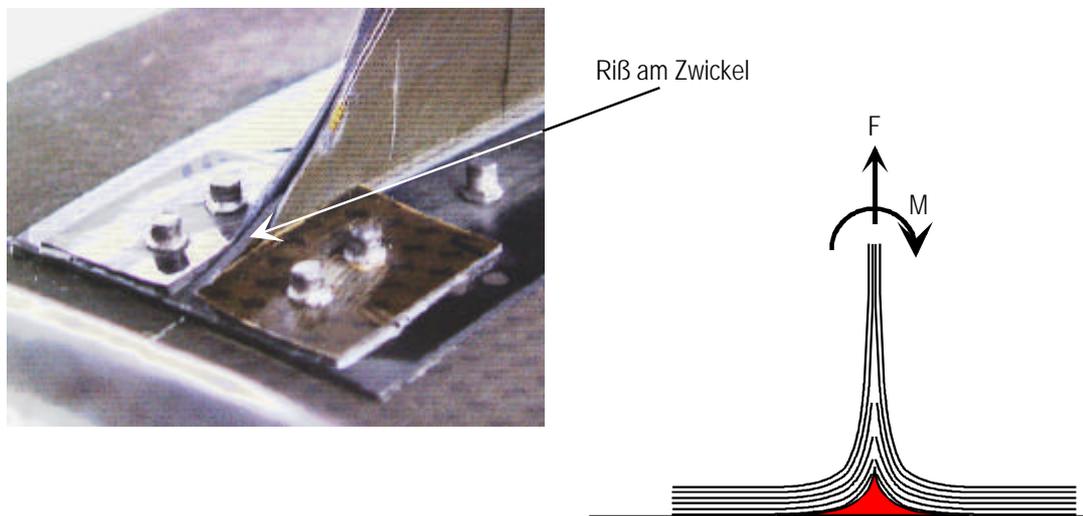


Bild 6.24: Versagensbild des Stegausschnittes: Risse am Zwickel weiten sich zu einer Delamination des Steges aus
links: Foto des noch unter Last stehenden, aber bereits versagten Steges
rechts: Darstellung des abgestuften Laminataufbaus im Übergangsbereich zum Gelenk, Kleberzwickel ist rot dargestellt

In der rechten Skizze ist der Laminataufbau skizziert. Die einzelnen Lagen aus der Niet- bzw. Klebefahne laufen in einem konusförmigen Übergangsbereich nacheinander aus. Nur die Lagen des Gelenkbereiches werden fortgeführt. Die Lasten, also die Kraft F und das Moment M , müssen über Schub von den vielen in die wenigen Lagen des Gelenkes überleitet werden. Da die Höhe des Konus nur etwa 8 mm beträgt, steht relativ wenig Schubfläche zur Verfügung. Hinzu kommt noch die Belastung des Laminates durch Aufziehspannungen (vgl. Bild 3.27). Beide Effekte zusammen führen zu einer Ribbildung, die in dem kompletten Ausreißen der abgestuften Lagen und letztlich in einer Delamination des Steges enden (Bild 6.24, links).

Zu bemerken ist, daß die Struktur die Last nach diesem Versagen noch trägt. Dies wird in Bild 6.23 durch den letzten, leicht nach unten gerutschten Meßpunkt deutlich. Die Tragfähigkeit bleibt also noch erhalten. Erst durch eine weitere Erhöhung der Last (zusätzlich 20 %) kommt es zur völligen Zerstörung des Verbundes.

Interessant ist der Vergleich zu dem mit dem FE-Modell analysierten Versagensbild. Es steht in ANSYS® für FKV-Analysen das sogenannte Tsai-Wu-Festigkeitskriterium [64] zur Verfügung. Für die Analyse werden die im Anhang aufgelisteten Festigkeiten zugrunde gelegt. Es zeigt sich, daß bei Ultimate-Load die Festigkeitsgrenze mit einer Ausnutzung von 0,95 fast erreicht ist, für die im Versuch ermittelte Bruchlast wird ein Wert von 1,2 ermittelt. Das FE-Modell sagt also ein um 20 % zu frühes Versagen voraus (Bild 6.25).

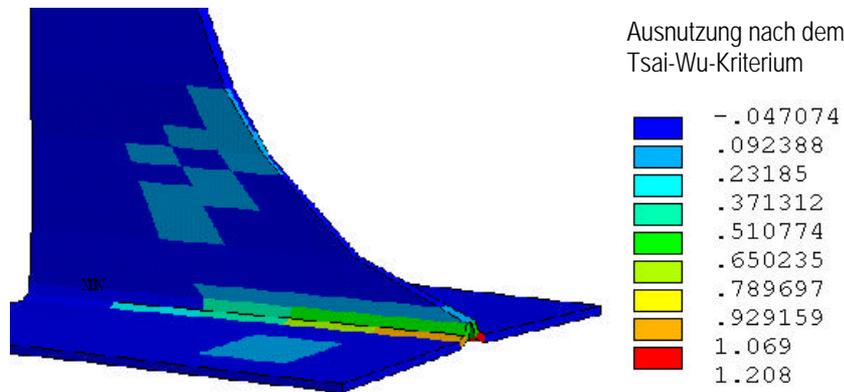


Bild 6.25: Festigkeitsberechnung nach dem Tsai-Wu-Kriterium bei der Bruchlast des Versuches

Der im FE-Modell berechnete Ort des Versagens stimmt mit dem im Versuch bestimmten Ort überein. Der Grund für das Versagen an dieser Stelle sind im FE-Modell zu hohe Querspannungen in der Laminebene.

Es kommt also trotz der komplexen Geometrie und obwohl der beschriebene Einfluß der auslaufenden Fasern in dem Modell nicht berücksichtigt werden kann, zu einer recht guten Übereinstimmung zwischen Versuch und FE-Analyse.

Auf Grund der gefundenen Ergebnisse läßt sich folgendes Zwischenfazit formulieren:

1. Die Ergebnisse zwischen Modellrechnungen mit Hilfe der Finite-Elemente-Methode und dem Belastungsversuch stimmen gut überein, so daß auch bei weiteren Modellvarianten den Rechnungen vertraut werden kann.
2. Mit der in Abschnitt 3.6 vorgestellten und am Demonstrator realisierten Auslegung der Stegausschnitte läßt sich das 1,2-fache der erforderlichen Lasten absetzen. Nach dem Bruch stellt sich ein stabiler Zustand ein, es kommt also nicht zu einem Totalversagen.
3. Der Versuch und die Rechnung zeigen, daß es weit vor Erreichen der Faserfestigkeiten zum Bruch im Zwickelbereich kommt. Dieser ist auf zu hohe Querspannungen und Schubspannungen im Übergangsbereich von Nietfahne zum Steg zurückzuführen.
4. Legt man die reduzierten Festigkeitskennwerte (siehe Anhang) für hohe Temperatur und Feuchtigkeit zu Grunde, so ist mit der Auslegung die Belastungsgrenze erreicht, und es bleibt kein Spielraum für Parameteränderungen.

Neben dem letzten Punkt ist es auch wegen der aufwendigen Fertigung der Stege im Ausschnittsbereich sinnvoll, nach verbesserten Konstruktionen zu suchen. Im nächsten Abschnitt wird daher ein modifizierter Aufbau vorgestellt, der eine einfachere Fertigung erlaubt und eine wesentlich höhere Belastbarkeit aufweist.

6.4.3 Modifizierter Aufbau mit Stringern und Titanstegen

Mit einem modifizierten Aufbau werden zwei konstruktive Änderungen gegenüber dem Originalaufbau realisiert:

1. Zwischen den Stegen werden zusätzlich Stringer angebracht, die nahe an den Tragkörper herangeführt werden. Dadurch ergibt sich ein geänderter Kraftfluß, der den Stegabschnitt entlastet.
2. Der lokal hoch belastete Bereich der Stegabschnitte wird als Metallkonstruktion ausgeführt. Dadurch erübrigt sich zum einen die aufwendige Fertigung mit den gesonderten Lagenaufbauten und zum anderen wird die Problematik der hohen Belastung im Anbindungsbereich des CFK-Laminates umgangen.

Da die konstruktiven Änderungen nicht am Demonstrator überprüft werden können, muß zunächst eine Modellbasis geschaffen werden, mit der es möglich ist, den Einfluß auf die lokal hoch belasteten Bereiche zu analysieren.

Erweitertes FE-Modell der Stegabschnitte

Um den Einfluß der Stringer realistisch abbilden zu können, wird ein Modell erstellt, welches die Randbedingungen sowohl in Flugrichtung als auch in Spannweitenrichtung real simuliert. Dies ist durch eine Erweiterung des in Kapitel 3.6 vorgestellten Modells möglich (Bild 6.26) [87].

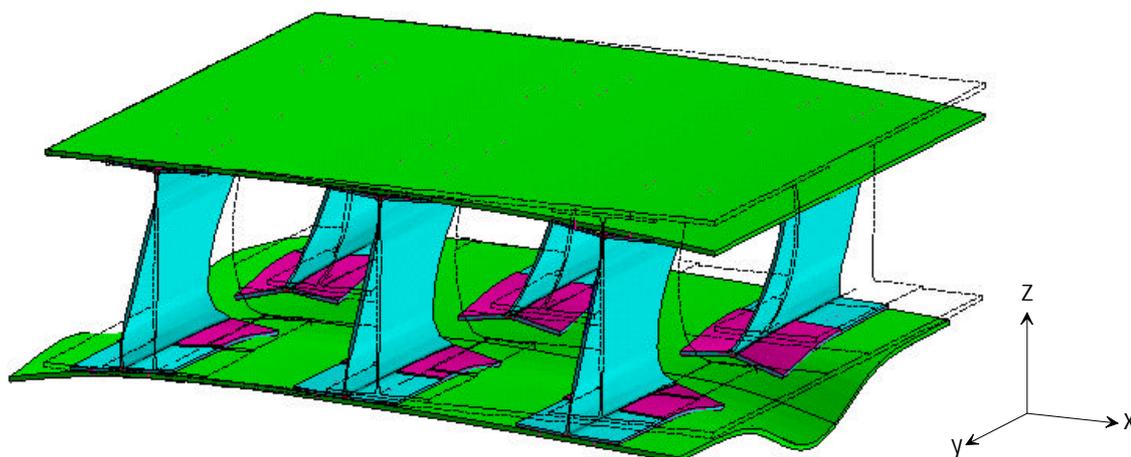


Bild 6.26: Erweitertes FE-Modell zur Analyse der Stegabschnitte im unverformten und verformten Zustand (überhöhte Darstellung)

Das Modell besteht aus drei identischen, in Flugrichtung gekoppelten Segmenten der Hautstruktur, die wie das Modell in 3.6 aus Volumenelementen aufgebaut sind. An der verformten Darstellung lassen sich die Effekte der gegenüber dem einfachen Modell geänderten Randbedingungen gut erkennen. An den offenen Rändern der unteren Deckhaut kommt es aufgrund der Linienlast zu starken Verformungen, während sich die Haut im Bereich des mittleren Steges durch die Kopplung mit den Nachbarsegmenten nur gering verformt. Für den mittleren Steg ergeben sich auf diese Weise realistische Bedingungen.

Die Wölbung der Hautstruktur wird in diesem Modell durch eine Verschiebung der oberen Deckhaut in z-Richtung und der unteren Deckhaut in x-Richtung simuliert. Die Freiheitsgrade der Schnitte in Spannweitenrichtung (y-Richtung) werden gekoppelt, so daß auch hier von realistischen Bedingungen ausgegangen werden kann.

In Bild 6.26 ist nochmals der gleiche Aufbau, wie er auch am Demonstrator für den dritten Steg realisiert ist, dargestellt. Im Gegensatz zu dem Modell aus 3.6 wird hier die

Verbindung zwischen Stegen (blau) und Deckhaut (grün) mit Nieten realisiert. Die Nieten werden als Balkenelemente modelliert und können somit Zug und Schub aufnehmen. Im Bereich der hoch belasteten Nieten nahe des Ausschnittes ist eine Verstärkung angebracht (violett).

Vergleichsrechnungen zeigen, daß mit dem erweiterten Modell das Verformungsverhalten für den mittleren Steg richtig wiedergegeben wird. Mit dem neuen Modell kann auch mit der realistischen Linienlast gerechnet werden, es ist also keine Anpassung über eine Referenz erforderlich. Eine detaillierte Beschreibung ist in [87] zu finden.

Mit dem erweiterten Modell kann nun der Einfluß der Stringer analysiert werden.

Vergleich zwischen Originalaufbau und Aufbau mit Stringern

In Bild 6.27 ist ein Segment des neuen FE-Modells mit den nun hinzugefügten Stringern dargestellt.

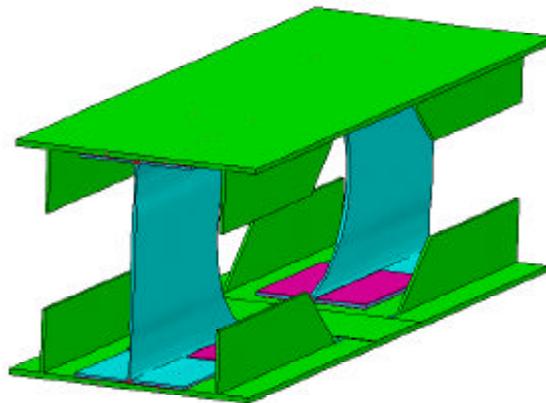


Bild 6.27: Hautstruktursegment mit Stringerverstärkungen

Es wird angenommen, daß die Stringer integral mit den Deckhäuten gefertigt werden. Es ist also keine Modellierung einer Klebe- bzw. Nietfahne an den Stringern erforderlich.

Der Vergleich der Belastungen im Ausschnittbereich zeigt, daß die Stringer eine enorme Entlastung bewirken. In Bild 6.28 sind die Faserdehnungen am Rand der Ausschnitte vergleichend gegenüber gestellt.

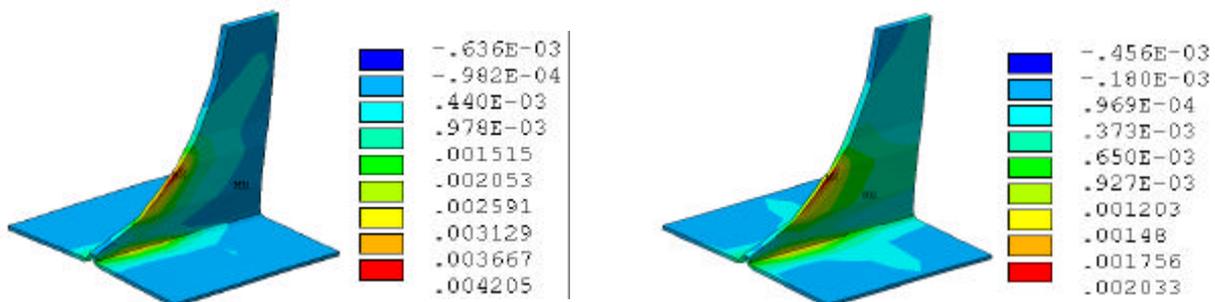


Bild 6.28: Vergleich der Dehnungen am Ausschnitttrand zwischen Originalaufbau (links) und Aufbau mit Stringern (rechts) für Ultimate Load

Im linken Teil der Abbildung ist der Originalaufbau mit einer maximalen Dehnung von $4205 \mu\text{m}/\text{m}$ dargestellt. Dieser Wert stimmt gut mit dem Vergleichswert aus 6.3.6 (Bild 6.21 grüne Kurve (+) bei 20°) überein.

Den gleichen Ausschnitt zeigt der rechte Teil (Bild 6.28), jedoch stammt dieses Ergebnis von dem FE-Modell mit zusätzlichen Stringern. Bei sonst gleichen Randbedingungen und Lasten ergibt sich hier nur eine maximale Dehnung von 2033 $\mu\text{m}/\text{m}$. In Betracht gezogen werden muß dabei, daß ein Teil der Dehnungen aus der Verformung der Hautstruktur resultiert. Dieser Teil beträgt nach 6.4.1 für beide Fälle etwa 750 $\mu\text{m}/\text{m}$. Durch die Stringer wird demnach die Belastung des Ausschnittsrandes um mehr als das 2,5-fache (!) reduziert.

Eine ähnlich gravierende Entlastung ergibt sich bei der Betrachtung der Nietkräfte. Die Zugbelastung der Nieten, die direkt am Ausschnitt liegen, beträgt für den Originalaufbau maximal 1200 N und die Querbelastung 2000 N. Für das FE-Modell mit Stringern ergeben sich für den Zug 620 N und für die Querbelastung 920 N und damit etwa eine Halbierung der Nietkräfte. Allein durch die Stringer kann also die Belastbarkeit des Stegabschnittes mehr als verdoppelt werden.

Im folgenden wird die zweite konstruktive Änderung diskutiert, die ebenfalls zu einer Erhöhung der Belastbarkeit beiträgt.

Ausführung des Ausschnittbereiches als Titankonstruktion

Die Versuche und Berechnungen aus 6.4.2 haben gezeigt, daß es bei der im Demonstrator verwendeten Stegkonstruktion aus CFK Probleme im Bereich der Anbindung zur Deckhaut gibt. Die Kombination von hoher Schub- und Querkzugbelastung führt zum frühzeitigen Versagen im Bereich des Zwickels. Mit der Ausführung des Stegabschnittes aus Metall kann dieses Problem umgangen werden.

Zur Berechnung werden dem Ausschnittbereich (blauer Teil in Bild 6.27) isotrope Materialeigenschaften zugewiesen. Wegen der relativ hohen Anforderungen an die Biegezugfestigkeiten werden die Stege aus hochfestem Titan modelliert (Materialwerte siehe Anhang).

Die Rechnungen zeigen, daß die Belastung des Steges bis zur Dehngrenze des Titans erhöht werden kann und daß es zu keinem vorzeitigen Versagen im Anbindungsbereich kommt. Dadurch wird eine um den Faktor drei höhere Belastbarkeit der Stegabschnitte erreicht. Zur Überprüfung dieses Ergebnisses wird im folgenden ein weiterer Belastungsversuch durchgeführt.

6.4.4 Belastungstest am optimierten Aufbau mit Titanstegen

Um einen direkten Vergleich zu den Ergebnissen mit dem Belastungsversuch am Originalaufbau zu erhalten, erfolgen der Versuchsaufbau und die Durchführung identisch zu 6.4.1 und 6.4.2.

Das Bild 6.29 (links) zeigt das neue Prüfmodell mit den Titanstegen. Die Verbindung der Stege mit den Deckhäuten erfolgt mit sogenannten Hi-Locs (im Bild rot), welche eine höhere Belastbarkeit als Blindnieten aufweisen [87].

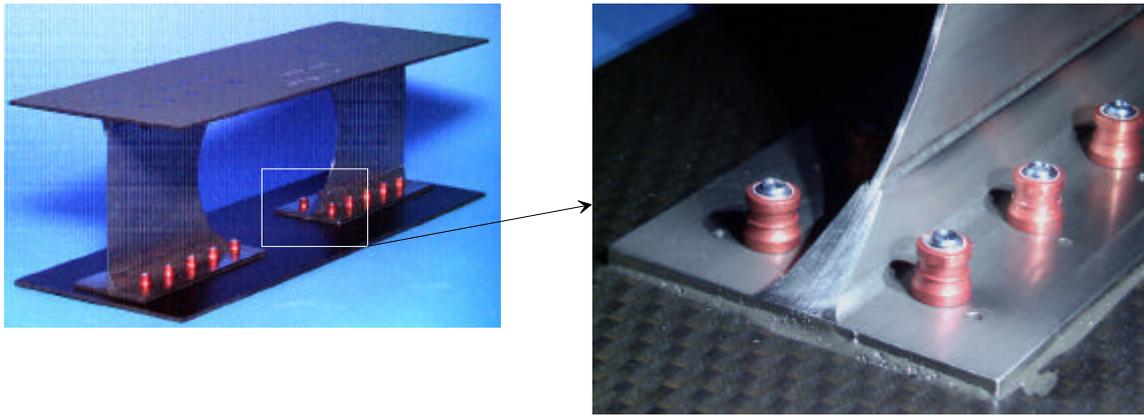


Bild 6.29: Prüfmodell mit Titanstegen

Im linken Bild ist die Gesamtansicht des Modells dargestellt, und rechts ist eine Nahaufnahme des Nietflansches direkt am Ausschnitt gezeigt. Der Nietflansch besteht aus zwei Titanfrästeilen mit einem konusförmigen Ansatz. Zwischen diese beiden Ansätze ist ein Blech mit einer Stärke von einem Millimeter eingelötet.

Die Durchführung des Versuches verläuft analog zu 6.4.2. Es werden wiederum Dehnungsmeßstreifen an den hoch belasteten Stellen des Ausschnitttrandes appliziert und die Last wird mit Bleisäcken aufgebracht. Wegen der zu erwartenden höheren Belastbarkeit muß allerdings die Aufnahme für die Gewichte vergrößert werden. Außerdem ist das Modell im Gegensatz zu dem Versuch aus 6.4.2 ohne die Schräge gefertigt, die sich aus der Profilhinzuspitzung der Hinterkante ergibt (vgl. mit Bild 5.8). Um eine gleichwertige Biegeverformung zu realisieren, muß der komplette Versuchsstand in dem entsprechenden Winkel schräg gestellt werden (Bild 6.30).

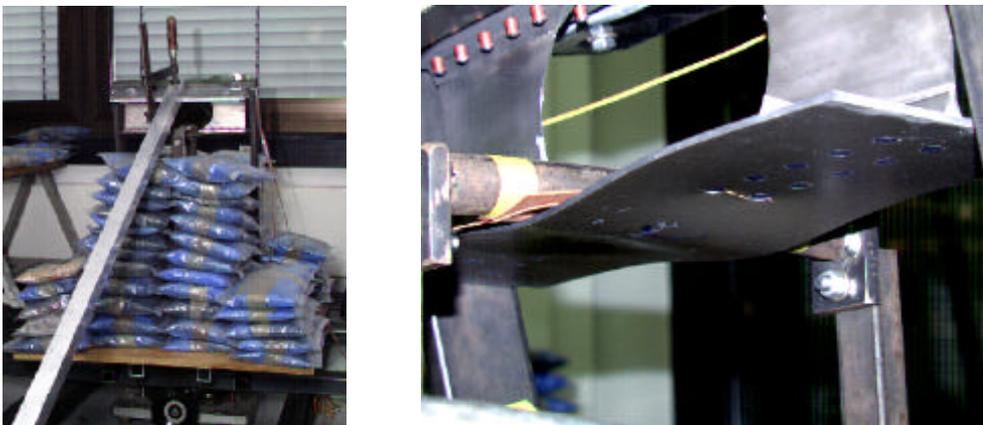


Bild 6.30: Belastetes Titanstegmodell, links: Gesamtaufbau, rechts: verformte Deckhaut bei maximaler nachgewiesener Belastung von 1000 kg

Das linke Bild zeigt den Gesamtaufbau mit den aufgelegten Bleisäcken. Zur Abstützung des schräg gestellten Versuchsstandes dient eine Strebe. Das rechte Bild zeigt die unter Last stehende untere Deckhaut bei der maximalen im Versuch nachgewiesenen Last von 1000 kg.

In Bild 6.31 sind analog zu Bild 6.23 die dokumentierten Randfaserdehnungen über der aufgelegten Last aufgetragen. Die Meßwerte sind durch die roten Sterne gekennzeichnet. Die blaue Linie wird durch ein Ausgleichspolynom gebildet.

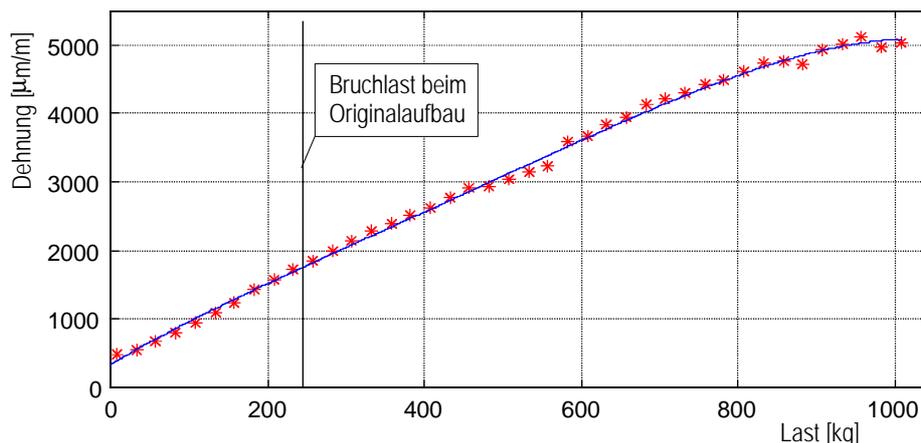


Bild 6.31: Gemessene Dehnungen am Ausschnitt des Titansteges

Die Darstellung zeigt einen linearen Verlauf bis etwa 680 kg. Ab etwa 800 kg kommt es zu einer Geräuschbildung und zu ersten Rissen in der Deckhaut im Bereich der hoch belasteten Nieten. Die Last kann aber weiter bis auf 1000 kg erhöht werden, ohne daß es zu einem Einbruch der Dehnungen oder zu größeren Schädigungen kommt. Mit den Titanstegen wird gegenüber dem Originalaufbau eine um den Faktor 4 höhere Last erreicht, ohne daß es zum Versagen kommt.

Der Versuch bestätigt damit die deutlich höhere Belastbarkeit der Titanstege. Er zeigt weiterhin, daß die Fertigung der Stege kein Problem darstellt. Die Lötung ermöglicht eine belastbare Verbindung zwischen Titanblech und Nietflansch. Auch die Hi-Locks weisen eine sehr hohe Festigkeit auf.

Mit den beiden konstruktiven Änderungen, also dem Einsatz von Stringern und der Ausführung der Stege aus Titanblech, läßt sich die Belastbarkeit der Hautstruktur deutlich steigern. Es können also gegenüber dem am Demonstrator realisierten Aufbau wesentlich höhere Linienlasten realisiert werden. Bei den bisherigen Rechnungen wurde eine Linienlast von maximal $q=26$ N/mm zu Grunde gelegt (vgl. 3.6.2). Diese resultiert aus dem Lastfall "Ultimate Load" und einem Tragkörperabstand von 800 mm für den dritten Steg. Die Linienlast kann mit dem optimierten Aufbau auf deutlich über 100 N/mm gesteigert werden. Dies bedeutet, daß selbst bei maximaler Luftlast und einem Tragkörperabstand von 2000 mm noch mehr als 50 % Reserven zur Verfügung stehen. Mit den konstruktiven Änderungen kann das Problem der Kraftübertragung von der Hautstruktur in die Tragkörper als gelöst angesehen werden.

6.5 Zusammenfassung der Ergebnisse

In diesem Kapitel wurde anhand experimenteller Untersuchungen die Einsatzfähigkeit des Hornkonzeptes untersucht. Mit dem Dauerbelastungstest am Demonstrator konnten im Rahmen dieser Arbeit 4000 simulierte Flüge mit ca. 1,3 Mio. Zyklen für die Querruderfunktion absolviert werden. Des weiteren wurde mit dem Prüfstand zur Untersuchung der Gleitschicht und dem Belastungstest am Stegausschnitt gezeigt, daß die am Demonstrator realisierte Auslegung den Anforderungen für ein Flugzeugleben genügt. Es kann also von einem schadens- und wartungsfreien Betrieb der formvariablen Hinterkante mit der entsprechenden Querruderfunktion ausgegangen werden.

Allerdings konnten auch Problembereiche identifiziert werden, die keine Erhöhung der Belastungen, die zum Beispiel aus einem größeren Tragkörperabstand resultieren,

erlauben. Für diese Problembereiche wurden entsprechend verbesserte Lösungen erarbeitet.

Mit Hilfe des Gleitschichtprüfstandes konnte eine optimierte Materialkombination gefunden werden, die einen wartungsfreien, verschleiß- und vor allem reibungsarmen Betrieb für sehr hohe Lasten ermöglicht. Die Standfestigkeit für ein Flugzeugleben wurde für eine Linienlast von 40 N/mm nachgewiesen. Diese Last entspricht in etwa der doppelten Reisefluglast bei einem Tragkörperabstand von 2000 mm.

Zur Erhöhung der Belastbarkeit der Stegausschnitte wurden zwei konstruktive Änderungen eingeführt und anhand von FE-Simulationen und einem weiteren Belastungstest untersucht. Die Ergebnisse zeigen, daß mit diesen Änderungen die Belastbarkeit der Hautstruktur um das sechsfache erhöht werden kann.

Durch die in FE-Analysen und experimentellen Untersuchungen nachgewiesene hohe Belastbarkeit der Strukturkomponenten eröffnen sich zahlreiche Möglichkeiten zur weiteren Optimierung der Referenzkonstruktion nach Kapitel 3. Zum Beispiel kann durch die extrem hohe Belastbarkeit der optimierten Stegausschnitte die Anzahl der Stege reduziert bzw. der Tragkörperabstand erhöht werden.

Damit ist für alle wesentlichen Konstruktionselemente des Hornkonzeptes der Funktions- bzw. Festigkeitsnachweis erbracht. Einer Integration des Hornkonzeptes in ein reales Landeklappensystem stehen keine technischen Probleme mehr im Wege.

7 Integration des Hornkonzeptes in ein reales Landeklappensystem

Mit den Erkenntnissen aus den ersten sechs Kapiteln ist es möglich, ein reales Landeklappensystem mit formvariabler Hinterkante auf der Basis des Hornkonzeptes zu entwerfen. Die bisherigen quasi zweidimensionalen Betrachtungen (konstante Geometrie in Spannweitenrichtung) müssen dazu so erweitert werden, daß sie die reale Geometrie einer gepfeilten und zugespitzten Landeklappe mit den entsprechenden Randbedingungen und Lasten richtig wiedergeben können.

Zur Analyse ist ein Gesamtmodell zu entwickeln, welches die Interaktion zwischen formvariabler Hinterkante und starrer Klappenvorderkante realistisch darstellt. Die Lagerung der Landeklappen an den Flap-Tracks (vgl. Bild 3.3) und die vom Tragflügel aufgezwungene Verformung ist in diese Untersuchung mit einzubeziehen.

Ziele der Untersuchungen sind der Nachweis der Integrationsfähigkeit und die Sicherstellung der erforderlichen Steifigkeit des Gesamtsystems und der Funktionsfähigkeit der formvariablen Hinterkante auch bei aufgezwungener Flügelbiegung.

Die Untersuchung wird im wesentlichen an der äußeren Landeklappe der A340 durchgeführt. Aus diesen Untersuchungen lassen sich allgemeine Aussagen für andere Flugzeuggrößen ableiten.

Bevor mit der Beschreibung des FE-Modells für das Gesamtsystem begonnen wird, sind einige Vorüberlegungen erforderlich.

7.1 Vorbetrachtungen zur Integration des Hornkonzeptes, FE-Modell der gesamten Landeklappe

Bei der Integration des Hornkonzeptes in ein Landeklappensystem sind die neuen geometriespezifischen Rahmenbedingungen zu beachten, die bei den bisherigen quasi zweidimensionalen Betrachtungen keine Rolle gespielt haben. Zunächst ist zu klären, wie sich die Lagerung der Landeklappe mit einer formvariablen Hinterkante konstruktiv realisieren läßt und welche Auswirkungen dies auf das Modell des Gesamtsystems hat.

7.1.1 Landeklappenlagerung /-kinematik

Die Landeklappen heutiger Verkehrsflugzeuge werden für Start und Landung ausgefahren und vollziehen dabei eine Schwenkbewegung kombiniert mit einer linearen Verschiebung. Zur optimalen aerodynamischen Wirksamkeit der Klappe kommt der

Einhaltung eines exakten Spaltes zwischen Spoilerendleiste und Landeklappennase eine große Bedeutung zu. Aus diesem Grund muß die Landeklappe beim Ausfahren auf einer speziellen Bahnkurve fahren, was wiederum eine spezielle Kinematik der Landeklappenführung erfordert.

Es werden bei den zahlreichen Modellen der verschiedenen Flugzeughersteller unterschiedliche Lösungen zur Realisierung der kombinierten Bewegung favorisiert. Ohne ausführlich auf die verschiedenen Konstruktionen einzugehen, lassen sich folgende grundsätzliche Varianten unterscheiden:

- Fixierung der Landeklappe an einem Stabwerk
- Realisierung der linearen Verschiebung durch einen Wagen, auf dem die Landeklappe fixiert ist

Während die Fa. Boeing die erste Lösung bevorzugt, verwendet Airbus bei allen Flugzeugtypen die zweite Konstruktion. Wie das Bild 3.3 auf Seite 30 und das Bild 7.1 zeigt, wird bei der A340 eine Mischkonstruktion realisiert. Die Klappe ist an der Vorderkante auf einem Wagen und zusätzlich am hinteren Holm an einer Pendelstütze fixiert.

Diese Art der Lagerung ist für die Realisierung einer formvariablen Hinterkante ungünstig, da es im flexiblen Teil keine Möglichkeit gibt, die Pendelstütze zu befestigen. Für die Lagerung der Landeklappe steht daher nur der starre Klappenvorderkasten zur Verfügung.

Sollte es erforderlich sein, nachträglich zum Beispiel an der A340 eine Landeklappe mit formvariabler Hinterkante auszustatten, so erfordert dies die Einführung eines zusätzlichen Trägers, der die Klappennase mit der Pendelstütze verbindet. Das Bild 7.1 zeigt beispielhaft am Flap-Track Nr. 3 der äußeren A340-Landeklappe eine solche Konstruktion (links) mit dem entsprechenden FE-Modell des Trägers (rechts).

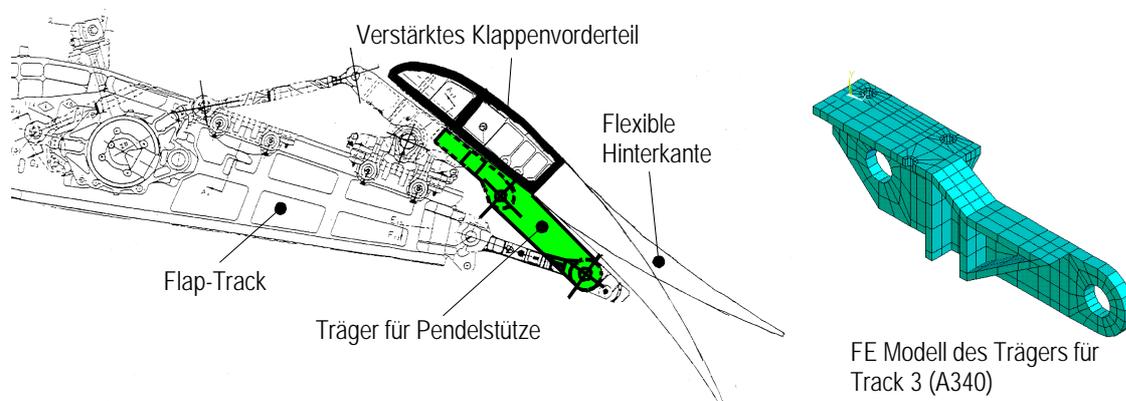


Bild 7.1: Einführung eines Trägers zur Verbindung der Klappennase mit der Pendelstütze
links: Flap-Track mit eingeführtem Träger
rechts: FE-Halbmodell des Trägers für den Track 3 der A340-Klappe

In [88] wird detailliert auf die Problematik eingegangen und die entsprechenden Träger für die drei Flap-Tracks der A340 ausgelegt. Mit den Auslegungen kann gezeigt werden, daß sich auch für die bestehende A340-Klappe eine formvariable Hinterkante mit dem Hornkonzept realisieren läßt. Allerdings ist durch die Pendelstütze die maximale Zuwölbung begrenzt.

Für den Entwurf einer Landeklappe mit einer formvariablen Hinterkante ist die Art der Lagerung also unwesentlich, da in jedem Fall die Kräfte über Rippen in der Klappenvorderkante weitergeleitet werden müssen. Es reicht also aus, in einem FE-Modell die Flap-Track-Rippen zu fixieren.

7.1.2 Interaktion mit dem Spoiler

Wie bereits in Bild 1.23 dargestellt, kommen die Spoiler auf der Landeklappenoberseite zu liegen. Der Spoiler deckt bei der A340 im Reiseflug 50 % der Landeklappe ab (vgl. Lastprofile, Kap. 3.2.2). Es können aber auch Wölblängen, die größer als 50 % c_F sind, sinnvoll sein (vgl. Bild 3.5). In diesem Fall müßte die Spoilerendleiste nachgeführt werden bzw. der Spoiler müßte sich passiv oder aktiv verformen, so daß er sich der Kontur der Landeklappe anschmiegt.

Bei den bisherigen Betrachtungen wurde bei einer Landeklappentiefe von 1650 mm mit einer Wölblänge von 1000 mm gerechnet, was $c_{WL} \approx 60 \% c_F$ entspricht. 10 % der formvariablen Hinterkante liegen also unterhalb des Spoilers.

Als grundsätzliche Alternative bietet sich an, die Linearführung, die wegen der Relativverschiebung zwischen oberer und unterer Deckhaut erforderlich ist (vgl. Bild 2.6), auf die Oberseite der Landeklappe zu legen. Der prinzipielle Aufbau ist in Bild 7.2 skizziert.

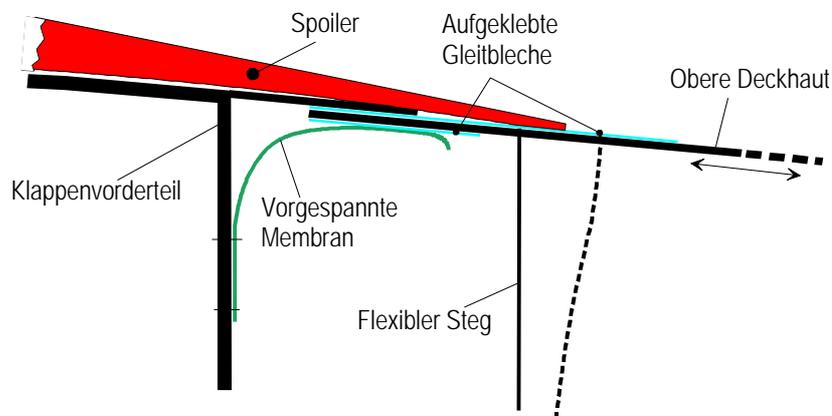


Bild 7.2: Positionierung der Linearführung zur Aufnahme der Relativverschiebung auf der Oberseite der Landeklappe, Spoilerendkante deckt die Diskontinuität ab

Die Verschiebung der oberen Deckhaut relativ zum Landeklappenvorderteil wird durch eine Tasche ermöglicht, in die die Haut eintauchen kann. Die Tasche besteht aus einer Verlängerung der oberen Nasenbeplankung und einer vorgespannten Membran, die die verschiebbare Deckhaut gegen die Beplankung drückt und für eine Abdichtung sorgt. Mit aufgeklebten Gleitblechen wird ein verschleißarmes Gleiten ermöglicht.

Dieser Aufbau bietet einige wesentliche Vorteile: Zum einen wird die nicht gänzlich zu vermeidende Diskontinuität an der Trennstelle im Reiseflug durch den Spoiler abgedeckt und kann so keinen zusätzlichen Widerstand erzeugen. Zum anderen kommt es wegen der speziellen, in Kapitel 3 beschriebenen Kinematik der Hautstruktur beim Zuwölben zu einer wünschenswerten leichten Flächenvergrößerung bis etwa $h=+5^\circ$ und zu einer Verkleinerung beim Entwölben.

Das auf der Landeklappe aufgeklebte Gleitblech, welches ein verschleißfreies Verschieben des aufliegenden Spoilers ermöglichen soll, kann zusätzlich als Gleitblech in einem Linearlager verwendet werden und übernimmt so eine Doppelfunktion.

Zu klären ist die Frage, wie weit der Spoiler den formvariablen Bereich der Hinterkante überlappen darf, ohne daß konstruktive Änderungen an der Spoilerstruktur erforderlich werden. Es wird für die nachfolgenden Betrachtungen davon ausgegangen, daß eine Überlappung von wenigen Zentimetern, die für das Abdecken des Linearlagers erforderlich sind, ohne Änderungen des Spoilers möglich ist.

Damit wird auch festgelegt, daß die Wölblänge etwas mehr als 50 % c_F betragen muß, damit die Linearführung durch den Spoiler abgedeckt wird. Sie darf allerdings nicht

mehr als 60 % c_F betragen, damit keine konstruktiven Änderungen an der Spoilerstruktur erforderlich werden.

Für die Strukturanalyse ist der Ort des Gleitlagers nicht relevant. Es wird daher weiterhin auf der Unterseite simuliert.

7.1.3 Anordnung der Tragkörper

Die Landeklappen von Verkehrsflugzeugen werden in der Regel an zwei oder drei Flap-Tracks gelagert. Dadurch wird die Landeklappe in drei bzw. vier Felder eingeteilt. Diese Einteilung und die Flügelpfeilung schränkt die prinzipiellen Möglichkeiten der Tragkörperanordnung ein bzw. macht nur gewisse Anordnungen sinnvoll. Diese Möglichkeiten werden an einer Landeklappe mit drei Flap-Tracks (z.B. äußere A340-Landeklappe) diskutiert.

Das Bild 7.3 zeigt die äußere A340-Landeklappe mit drei Flap-Tracks. Bei dem in Kapitel 3 definierten und am Funktionsdemonstrator realisierten Tragkörperabstand von 800 mm sind 12 Tragkörper erforderlich, die wie in der Abbildung dargestellt angeordnet werden müssen. Wegen der Pfeilung des Flügels ist es sinnvoll, daß die Tragkörperkrümmung zur Flügelspitze weist.

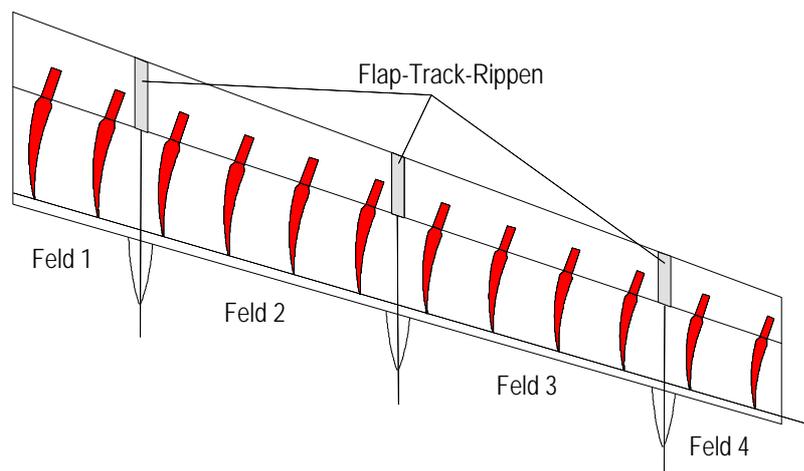


Bild 7.3: Tragkörperanordnung bei einer Landeklappe mit drei Flap-Tracks

Nach den Ergebnissen aus Kapiteln 3 und 6 sind prinzipiell Tragkörperabstände von 800 mm bis über 2000 mm realisierbar. Legt man diese Abstände zu Grunde, so ergibt sich die Möglichkeit, für die Felder 1 und 4 je ein bis zwei Tragkörper und für die Felder 2 und 3 je zwei bis vier Tragkörper zu positionieren. Damit variiert die Gesamtzahl zwischen 6 und 12 Tragkörpern für die komplette Landeklappe.

Ziel ist eine Minimierung der Tragkörperanzahl, da sich hierdurch Fertigungsaufwand und Gewicht erheblich reduzieren lassen.

7.1.4 FE-Modell der Landeklappe mit formvariabler Hinterkante

Der Aufbau des FE-Modells für eine Landeklappe mit formvariabler Hinterkante nach dem Hornkonzept erfolgt auf Basis einer Vielzahl variabler Parameter. Dies ermöglicht eine rasche Anpassung des Modells an veränderte Randbedingungen oder an verschiedene Flugzeugtypen. Außerdem kann durch eine gezielte Variation bestimmter Parameter eine Optimierung durchgeführt werden. Das Bild 7.4 zeigt einen Ausschnitt des FE-Modells für einen Tragkörper, welches auf den Modellen aus Kapitel 3 aufbaut.

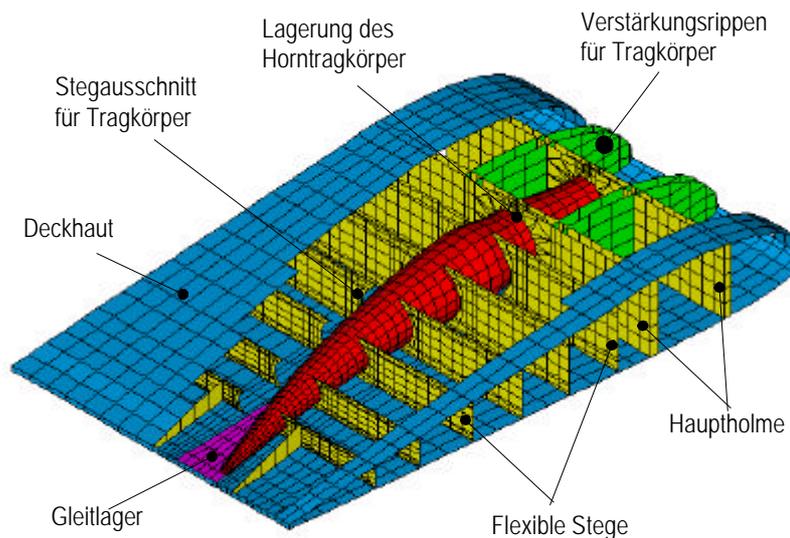


Bild 7.4: Ausschnitt aus dem FE-Modell für die Landeklappe mit einem Tragkörper

In dem Bild 7.4 ist teilweise die obere Deckhaut entfernt, wodurch die Lagerung der Tragkörper und die Verstärkungsrippen sichtbar werden (vgl. 3.7). Mit dem Modell ist es also möglich, nicht nur den Kontakt zwischen Tragkörper und Deckhäuten zu simulieren, sondern auch die „echte“ Lagerung der Tragkörper in den beiden Hauptholmen.

Die Verstärkungsrippen besitzen, wie auch die Flap-Track-Rippen, in der Nase Aussparungen für die Durchführung der Zug/Druckstäbe. Die Flap-Track-Rippen dienen der Lagerung der Landeklappe und sind entsprechend der vorgegebenen Pfeilung in Flugrichtung angebracht (Bild 7.5).

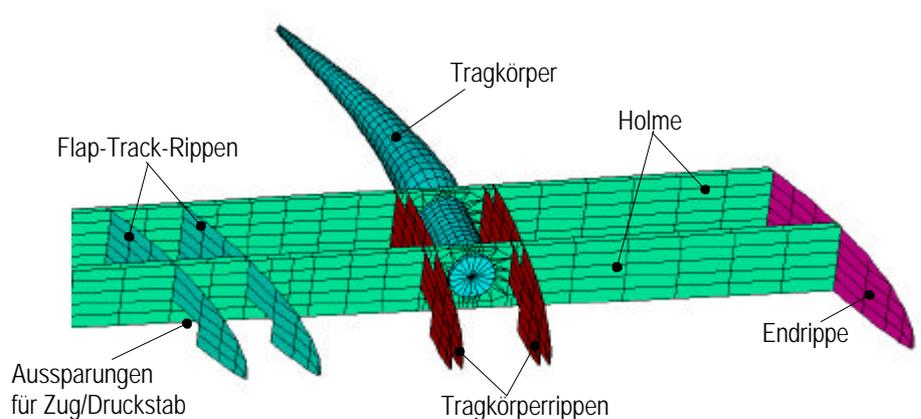


Bild 7.5: Anordnung der Flap-Track-Rippen und der Endrippen entsprechend der Pfeilung

Eine zusätzliche Lagerung der Landeklappe erfolgt an der Nasenspitze der Endrippe. Die Randbedingungen der Originalklappe werden dadurch realistisch wiedergegeben. Die aus der Flügelbiegung resultierenden aufgezungenen Verformungen können über entsprechende Verschiebungen an den Flap-Track-Rippen vorgegeben werden.

Die Kopplung der Tragkörper mit den elastischen Stäben werden durch Stabelemente simuliert, denen eine entsprechende Zugsteifigkeit zugewiesen wird. Das Bild 7.6 zeigt die Ansteuerung der Tragkörper durch ein Aktuatorelement, mit dem sich sowohl Kräfte als auch Verschiebungen vorgeben lassen, und ein Stabelement.

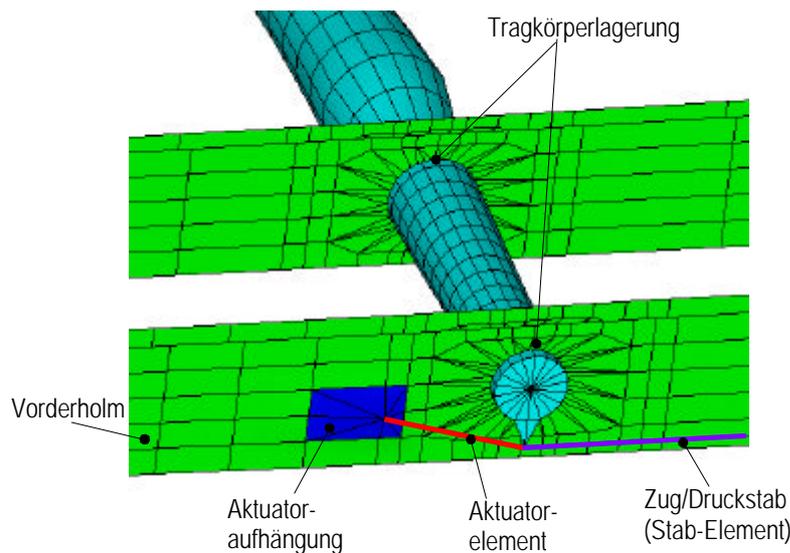


Bild 7.6: Aktuator- und Stabelemente zur Ansteuerung der Tragkörper

Auf den Modellaufbau wird detailliert in [88] eingegangen.

Als Werkstoffkennwerte werden für die Tragkörper und die Deckhäute der Nase und der Hinterkante die entsprechenden Verbundsteifigkeiten angegeben, die sich aus der klassischen Laminattheorie für einen Mehrschichtverbund ergeben. Die Holme und Rippen werden als Aluminiumkonstruktion modelliert.

Das Modell sieht eine Ausführung der flexiblen Stege mit elastischen Gelenken vor. Dazu muß über die Steghöhe mindestens je ein Element für die vier Konusse und die zwei Gelenke vorgesehen werden. Wie in Bild 7.4 zu erkennen, führt dies zu sehr schmalen Elementen an den flexiblen Stegen. Zur Vermeidung zu schmaler Elemente muß eine entsprechend hohe Netzdicke in Spannweitenrichtung vorgesehen werden. Dies führt allerdings zu einer sehr großen Anzahl von Freiheitsgraden für das Gesamtmodell (ca. 300.000 bei der A340-Klappe) und damit zu entsprechend großen Rechenzeiten. Durch einen Verzicht auf eine spezielle Ausführung der Gelenke kann die Anzahl der Freiheitsgrade mehr als halbiert werden, was zu akzeptablen Rechenzeiten führt. Die Stege werden dann mit konstanter Dicke modelliert, wobei diese so gewählt wird, daß die gleiche Biegesteifigkeit resultiert. Vergleichsrechnungen zeigen, daß ein Titansteg mit der Dicke von 0,6 mm sowohl bei der Biegesteifigkeit als auch beim Gewicht mit der in Kapitel 3.6 vorgestellten CFK-Konstruktion vergleichbare Werte liefert. Die folgenden Analysen werden also mit einem solchen Steg konstanter Dicke durchgeführt.

7.1.5 Analysemöglichkeiten, Konvergenzprobleme, prinzipielle Vorgehensweise zur Optimierung

Es lassen sich prinzipiell folgende Analysemöglichkeiten mit dem im letzten Abschnitt beschriebenen Modell unterscheiden.

1. Rechnungen in Neutralstellung (geometrisch linear)
2. Verschiedene Wölbstellungen (spannweitig konstant)
3. Spannweitige Differenzierung
4. Analyse mit extern aufgezwungener Flügelbiegung
5. Variation der Lasten
6. Ausfall eines Aktuators

Es ergeben sich damit zahlreiche Kombinationsmöglichkeiten, die im Rahmen dieser Arbeit nicht alle ausführlich diskutiert werden können.

Dies liegt zum einen an der Vielzahl der Rechnungen, die dafür erforderlich wären. Zum anderen wird die Lösungsfindung mit zunehmender Komplexität der Analyse schwieriger. Nur durch eine sehr feine Aufteilung in einzelne Last- oder Verschiebungsschritte lassen sich Lösungen finden, die in annehmbarer Zeit oder überhaupt konvergieren. Zum Beispiel muß bei einer Rechnung mit aufgezwungener Flügelbiegung als erster Schritt die Neutralstellung ohne Biegung und ohne Wölbung gerechnet werden. Dann wird als zweiter Schritt, ggf. auch aufgeteilt in mehrere Teilschritte, die Verschiebung an den Tracks vorgegeben. Mit weiteren kleinen Einzelberechnungen werden die Aktuatorhübe sukzessive erhöht, bis die maximale Wölbung erreicht ist. Diese Art der Berechnung kann sich über mehrere Tage erstrecken, wobei unklar ist, ob sie zu einer Lösung führt. Tut sie es nicht, muß mit einem anderen Verfahren ein neuer Versuch gestartet werden. Diese Vorgehensweise ist sehr zeitintensiv und führt nicht in allen Fällen zum Erfolg.

Um trotz dieser Schwierigkeiten einen optimalen Entwurf zu finden, wird folgende Vorgehensweise gewählt:

Nachdem der Modellaufbau mit den speziellen geometrischen Randbedingungen abgeschlossen ist, werden zunächst Analysen in Neutralstellung (Punkt 1) durchgeführt. Wegen der relativ geringen Verformungen können diese Analysen geometrisch linear gerechnet werden. Damit werden keine großen Verformungen oder Drehungen berücksichtigt. Dies wirkt sich auch günstig auf das Konvergenzverhalten und auf die Rechenzeiten aus.

Mit den Analysen in Neutralstellung wird die eigentliche Optimierung durchgeführt. Zielfunktion ist dabei das zu minimierende Gesamtgewicht. Ein oder mehrere zu definierende Steifigkeitskennwerte bilden die Restriktionen. Die Variablen sind Materialkennwerte, also z.B. Lagenaufbauten der Deckhäute, Wandstärken, Position und Anzahl der Tragkörper, der maximale Schwenkwinkel der Tragkörper, die Wölblänge usw.

Ist das Optimierungsziel auf Basis der Rechnungen in Neutralstellung erreicht, wird geprüft, ob auch die Punkte 2 bis 6 zufriedenstellende Ergebnisse liefern. Dazu werden das globale Verformungsverhalten, die Belastung der Gleitschicht (Linienlasten), die Aktuatorkräfte und letztlich auch die resultierenden Spannungen analysiert.

Dieses Verfahren wird im folgenden zur Optimierung der äußeren A340-Landeklappe angewandt.

7.2 Analyse der A340-Landeklappe mit formvariabler Hinterkante

Die Analysen in Kapitel 3 und 4, die Erstellung eines Funktionsdemonstrators in Kapitel 5 und die experimentellen Untersuchungen in Kapitel 6 wurden beispielhaft an einem Schnitt der äußeren Landeklappe der A340 durchgeführt. Dabei wurde an einigen Stellen bereits darauf hingewiesen, wie sich das System bei der Variation von Geometrieparametern verhält.

Die Ergebnisse dieser Analysen sollen nun an dem Modell einer gesamten Landeklappe verifiziert werden. Um einen Vergleich mit dem Verformungsverhalten der Originalklappe zu ermöglichen, ist eine möglichst exakte Modellierung der Geometrie, der Randbedingungen und Lasten erforderlich.

7.2.1 Geometrie, Lasten, Randbedingungen und Materialkennwerte

Geometrie

Die Landeklappe der A340 weist in Spannweitenrichtung unterschiedliche Profile, Profiltiefen/dicken auf (vgl. Bild 3.4) und sie ist zusätzlich vorgekrümmt. Durch die Vorkrümmung wird die im Reiseflug aufgezwungene Flügelbiegung ausgeglichen.

Um den Modellierungsaufwand in Grenzen zu halten, werden nur die globalen Geometriedaten übernommen. Das Profil der formvariablen Hinterkante wird weiterhin als trapezförmig angenommen. Eine Simulation der Vorkrümmung der Klappe in Spannweitenrichtung ist möglich, wird aber nur bei den Rechnungen in Kap. 7.2.6 berücksichtigt.

Die Geometriedaten der A340-Klappe werden aus dem in Kap 3.2 vorgestellten FE-Modell (vgl. Bild 3.4, [58]) abgeleitet und sind in Bild 7.7 zusammengefaßt.

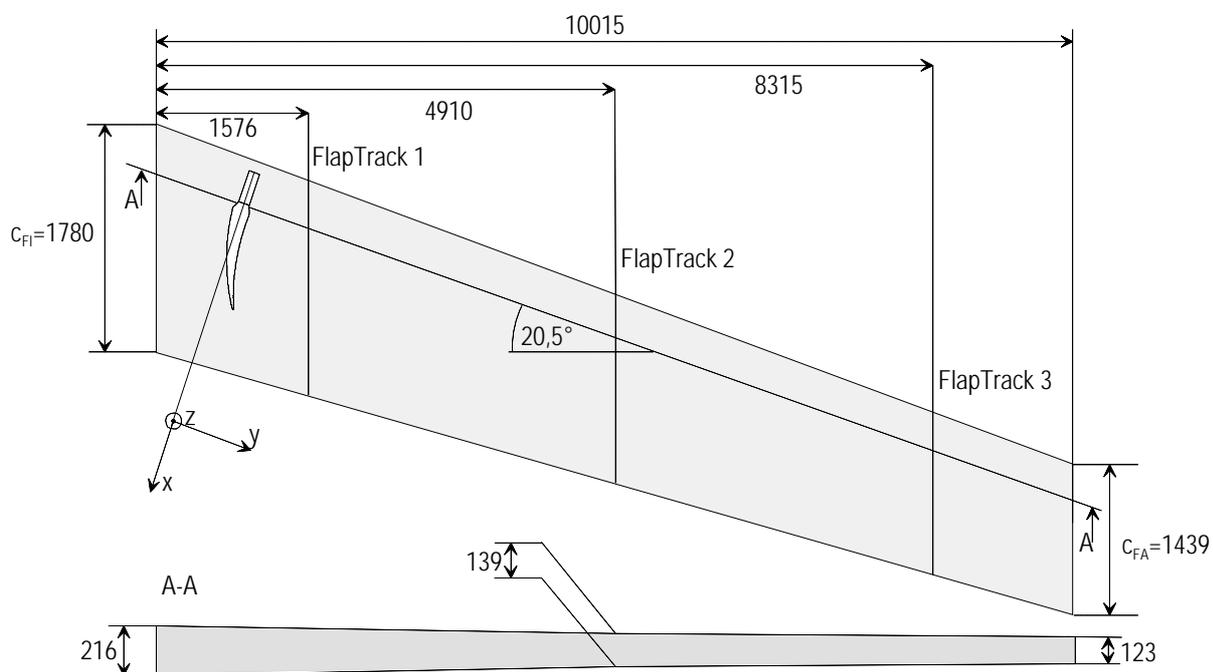


Bild 7.7: Geometriedaten der A340-Klappe (nach [58])

Es werden die Spannweite, die innere und äußere Klappentiefe, die Position der FlapTracks 1-3, der Pfeilungswinkel und die maximale Bauhöhe der Klappe innen, in der Mitte und außen vorgegeben. Das Koordinatensystem richtet sich nach Drehachse der Tragkörper (x -Achse).

Das Bild 7.7 macht deutlich wie stark sich die Geometrie der Klappe in Spannweitenrichtung ändert. Das Verhältnis von maximaler Profildicke h_P zur Klappentiefe c_F beträgt am linken Rand (Innen) $k_I = h_{PI}/c_{FI} = 12 \%$, am rechten Rand aber nur $k_A = h_{PA}/c_{FA} = 8,5 \%$.

Luftlasten

Die Luftlasten werden nach der in Kapitel 3.2.2 (Bild 3.8) angegebenen Druckverteilung aufgebracht. Es ergeben sich nach [57] für den inneren, mittleren und äußeren Schnitt

verschiedene Druckprofile, zwischen denen linear interpoliert wird. Die Gesamtlast für die Landeklappen beträgt bei Design Load 95.000 N.

Randbedingungen

Es erfolgt eine Einspannung bzw. Verschiebung der Landeklappen an den drei Flap-Track-Rippen und an der Spitze der beiden äußeren Endrippen in z -Richtung. Zusätzlich werden die Freiheitsgrade der beiden äußeren Track-Rippen in x -Richtung und die mittlere Rippe in y -Richtung festgelegt.

Die Tragflügelbiegung führt zu einer Verformung der Landeklappen. Die entsprechenden Verformungen werden in das lokale Landklappenkoordinatensystem transformiert (Bild 7.8). Auf diese Weise brauchen nur drei Verschiebungen in z -Richtung an den Tracks vorgegeben werden. Die einzelnen Verschiebungswerte sind in der Tabelle 7.1 zusammengestellt.

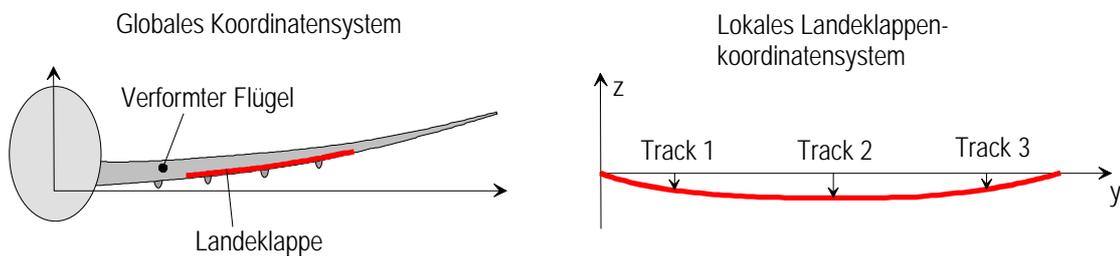


Bild 7.8: Verformung der Landklappen durch die Flügelbiegung

Lastfall	Track 1	Track 2	Track 3
Design Load	41	83	52
Limit Load	82	166	104

Tabelle 7.1: Verschiebung der Flap-Tracklagerung zur Simulation der Flügelbiegung

Materialkennwerte

Für die folgenden Rechnungen werden die Materialkennwerte der einzelnen Strukturkomponenten tabellarisch zusammengestellt. Die Daten beziehen sich zum Großteil auf die in Kapitel 3 definierten Werte und sind in der Form auch am Demonstrator realisiert. Für die Laminata sind die Verbundsteifigkeiten angegeben. Die Richtungsangaben beziehen sich auf das in Bild 7.7 definierte Koordinatensystem.

Für die Steifigkeitswerte der Tragkörper wurde der Laminataufbau aus 3.5.3 und für die der Deckhaut der Vorderkante der Laminataufbau aus 3.7.2 zu Grunde gelegt. Für die Haut der Hinterkante ist der folgende, am Demonstrator realisierte Aufbau angenommen: Der Faseranteil in Spannweitenrichtung beträgt 66 %, in Flugrichtung 10 % und in $\pm 45^\circ$ -Richtung 24 %.

Die Tabelle 7.2 dient als Grundlage für die folgenden Analysen. Der Großteil der gelisteten Daten bleibt für die verschiedenen Rechnungen konstant. Auf Änderungen von Parametern gegenüber der Tabelle wird bei den einzelnen Rechnungen eingegangen.

Strukturteil	Material	Ex [N/mm ²]	Ey [N/mm ²]	Gxy [N/mm ²]	vxy []	Dichte [kg/dm ³]	Wandstärke [mm]
<i>Formvariable Hinterkante</i>							
Horntragkörper	CFK, HM	202.482	52.268	21.780	0,09	1,6	3;5;4;1 × k ^(*)
Deckhaut (HK)	CFK, HT	24.425	102.406	14295	0,10	1,6	2,6
Flexible Stege	Titan	110.000	-	-	-	4,5	0,6
Starre Stege	Aluminium	70.000	-	-	-	2,7	3
Rippen	Aluminium	70.000	-	-	-	2,7	3
<i>Starre Vorderkante</i>							
Deckhaut	CFK, HT	37.393	76325	19.149	0,19	1,6	3,4; 5,6 ^(**)
Hornrippen	Aluminium	70.000	-	-	-	2,7	4
Flap-Track-Rippen	Aluminium	70.000	-	-	-	2,7	20
Endrippen	Aluminium	70.000	-	-	-	2,7	10
Holm	Aluminium	70.000	-	-	-	2,7	6;20 ^(***)

(*) Werte für verschiedene Wandstärken an den Orten A;B;C;D nach Bild 3.2.5, der Faktor k bezieht sich auf den Tragkörperabstand d_H , $k=d_H/800$

(**) erster Wert für normalen Hautbereich; zweiter Wert für verstärkte Haut im Bereich der Flap-Tracks

(***) erster Wert für Bereich zwischen den Tragkörpern; zweiter Wert für verstärkten Bereich bei den Tragkörperlagern

Tabelle 7.2: Materialkennwerte für die Strukturkomponenten

7.2.2 Analyse der Referenzkonfiguration

Die Referenzkonfiguration baut auf den in Kapitel 3 definierten Tragkörperabstand $d_H=800$ mm und den Daten aus Tabelle 7.2 auf. Aus diesem Tragkörperabstand resultiert die in Bild 7.3 skizzierte Tragkörperanordnung. Diese Anordnung ist allerdings wenig sinnvoll, da der linke Tragkörper im Feld 1 wegen der Pfeilung eine vergleichsweise geringe Last zu tragen hat. Zudem ist dieser Bereich wegen der großen Bauhöhe (vgl. Bild 7.7) eher als unkritisch anzusehen. Aus diesen Gründen wird für das Feld 1 nur ein Tragkörper vorgesehen. Die gewählte Anordnung für die Referenzkonfiguration zeigt das Bild 7.9.

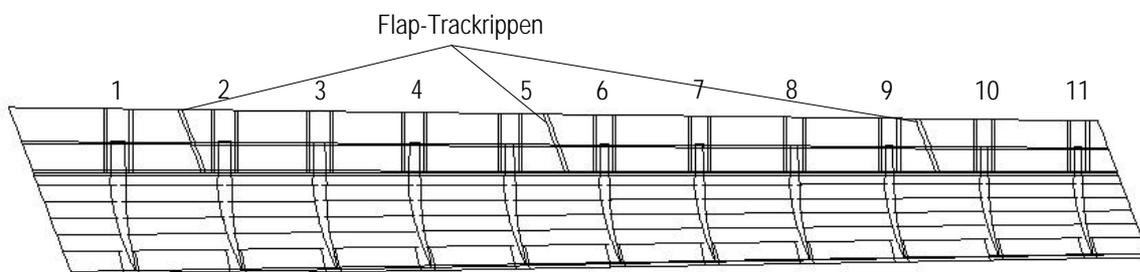


Bild 7.9: Tragkörperanordnung für die Referenzkonfiguration

Die Wölblänge beträgt weiterhin 60 % c_F . Zur besseren Übersicht sind die Flap-Track-Rippen noch einmal gesondert gekennzeichnet. Der Tragkörperabstand d_H variiert für diese Anordnung zwischen 930 mm und 990 mm. Die Wandstärken der Tragkörper werden entsprechend der Erklärung in Tabelle 7.2 an die Abstände angepasst.

Drei weitere Änderungen gegenüber den Festlegungen aus den Kapiteln 3 und 4 fließen in die folgenden Analysen ein:

1. Die Länge der Antriebshebel L_H wird wegen der geringeren Bauhöhe im äußeren Bereich der Klappe (vgl. Bild 7.7) von den in Kapitel 4.4 definierten 90 mm um den Faktor 2 auf $L_H=45$ mm reduziert. Die daraus resultierende höhere Belastung des Zug/Druckstabes wird durch eine entsprechend höhere Zugsteifigkeit berücksichtigt.
2. Der maximale Schwenkwinkel b_{\max} wird von 70° (vgl. Kap. 3.3) auf 60° reduziert. Die Analysen aus Kapitel 4 bzgl. der Leistungs- und Kraftcharakteristik (vgl. Bild 4.4 und Bild 4.8) und die praktischen Erfahrungen am Demonstrator machen diesen Schritt erforderlich. Durch eine geringfügig höhere Reibung kommt es bei zu großen Schwenkwinkeln zu einem überproportional starken Kraftanstieg.
3. Die Anzahl der flexiblen Stege werden von fünf auf vier reduziert.

Verformungen

Das Bild 7.10 zeigt die Verformungen der Landeklappe in z-Richtung für die Neutralstellung in einer 30-fach überhöhten Darstellung.

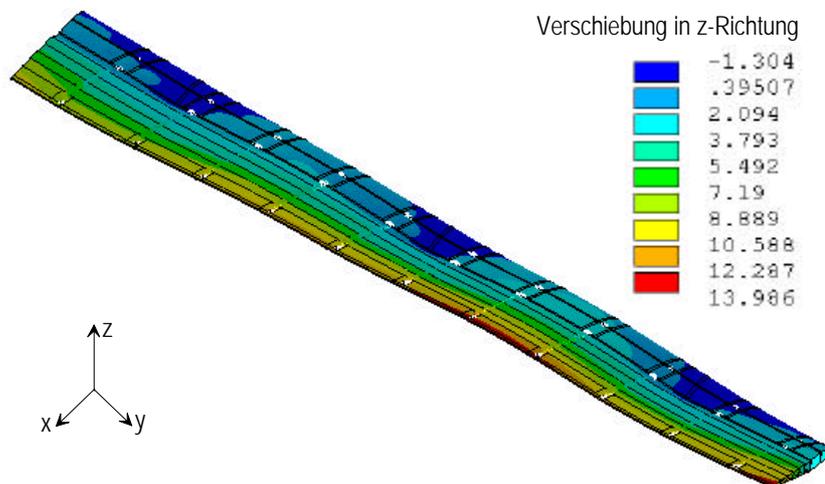


Bild 7.10: Verformungsbild der Referenzkonfiguration, 30-fach überhöhte Darstellung

Die dunkelblau gefärbten Bereiche kennzeichnen die Positionen der Flap-Tracks. Zwischen ihnen kommt es zu einer Biege- und Torsionsverformung der starren Klappenvorderkante, die sich als Welligkeit an der Endkante bemerkbar macht. Im äußeren Teil der Klappe sind die Verformungen am größten, da hier die Bauhöhe geringer ist.

In Bild 7.11 ist der direkte Vergleich mit der Biegeverformung der serienmäßigen A340-Klappe für drei in Spannweitenrichtung verlaufende Knotenreihen dargestellt (oben: Vorderkante, Mitte: 30 %-Linie, unten: Endkante). Die Daten für die A340-Klappe (blaue Linien) sind aus der gleichen Rechnung aufbereitet wie die aus Bild 3.10 (Kap 3.2.3). Für diesen Vergleich erfolgte eine Umrechnung auf Design Load.

Die Verformung an der Vorderkante und bei der 30 %-Linie sind bei der Landeklappe mit dem Hornkonzept (grüne Linien) geringer als bei der Originalklappe. Dies ist auf die wesentlich biegesteifere Ausführung der starren Klappenvorderkante und der formvariablen Hinterkante zurückzuführen. Im Vergleich zur A340-Klappe versteifen zwei Holme die Vorderkante (A340-Klappe hat nur einen Holm in der Vorderkante vgl. Bild 2.1, Kap. 2.1). Außerdem ist, wie in Kapitel 3.7 beschrieben, die Beplankung der

Nase gegenüber dem Originalaufbau verstärkt. Die Hinterkante ist mit Stegen anstatt Stringern versteift, was ebenfalls eine höhere Biegesteifigkeit zur Folge hat.

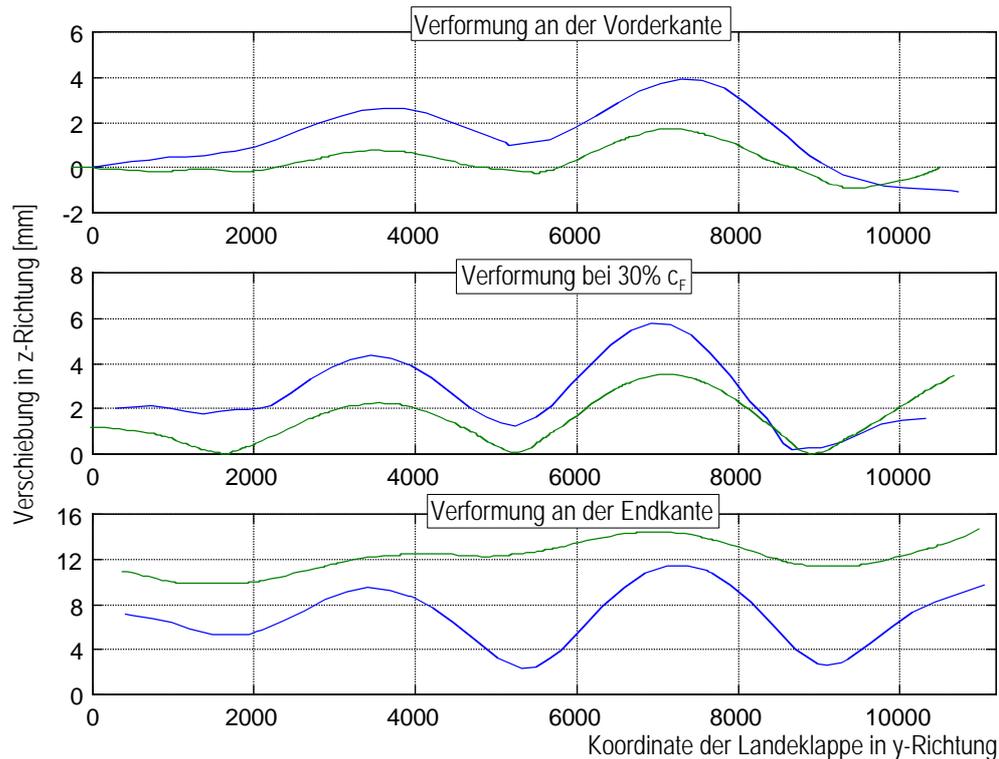


Bild 7.11: Vergleich der Verformungen zwischen der A340-Klappe (blaue Linien) und der Referenzkonfiguration (grüne Linien)

An der Endkante (Bild 7.11, unten) resultieren größere Verformungen als bei der Originalklappe. Die durch die Lagerung an den Flap-Tracks hervorgerufene Welligkeit ist jedoch deutlich geringer. Eine durch die Tragkörper hervorgerufene lokale Welligkeit ist nicht erkennbar.

Die Dehnung des Zug/Druckstabes bewirkt eine leichte Verdrehung der Tragkörper, was zu einer Ausbeulung an der Endkante führt (vgl. Kap 4.5).

Aktuatorkräfte und Verhalten des Zug/Druckstabes

In Bild 7.12 (oben) sind die in den Zug/Druckstab eingeleiteten Kräfte der einzelnen Tragkörper graphisch dargestellt. Die Kräfte nehmen von innen nach außen von ca. 10 kN auf 4 kN ab. Dies ist zum einen auf die außen niedrigeren Luftkräfte und zum anderen auf die vergleichsweise kleine Länge der äußeren Tragkörper zurückzuführen. Überlagert ist der abnehmende Verlauf von einem Effekt, der aus der Klappenbiegung resultiert und auch schon bei den Versuchen am Demonstrator beobachtet wurde. Die Biege- und Torsionsverformung führt zu einer Entlastung der Tragkörper, die zwischen den Flap-Track-Stationen liegen. Höher belastet sind die Tragkörper in unmittelbarer Nähe der Tracks, wie zum Beispiel Tragkörper Nr. 5 und 6.

Die zugehörigen Aktuatorkräfte sind ebenfalls in Bild 7.12 (oben) angegeben. Die unterschiedliche Belastung der Tragkörper führt auch zu unterschiedlichen Aktuatorkräften. In Kapitel 4.5.1 (Fall 1) wurde eine Kraft für beide Aktuatoren von 20 kN, in Summe also 40 kN, berechnet. Die Summe der beiden Kräfte nach Bild 7.12 ergibt ca. 58 kN. Die höhere Kraft ist auf die kürzeren Antriebshebel der Tragkörper zurückzuführen. Es wird allerdings nicht der doppelte Wert erreicht, da die verwölbte Fläche insgesamt deutlich kleiner ist als bei der Annahme in Kapitel 4.

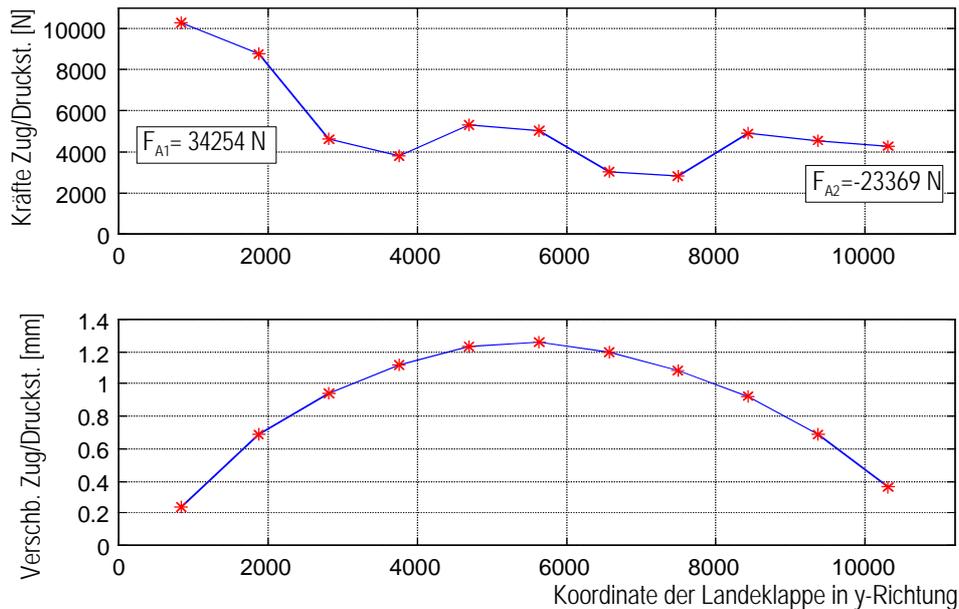


Bild 7.12: Kräfte an den Antriebshebeln der 11 Tragkörper (oben) und Verschiebung der Kraftangriffspunkte auf Grund der Elastizität der Zug/Druckstäbe (unten)

Die untere Graphik in Bild 7.12 zeigt die Verschiebung in y -Richtung des Zug/Druckstabes an den Kräfteinkopplungen der Tragkörper, die sich durch die Flexibilität des Stabes ergibt. Die Verschiebung an den Randtragkörpern ist nicht Null, was aus Verformungen der Aktuatorhalterung am Holm resultiert. Zieht man diese Verschiebung von der Kurve ab, so ergibt sich ein Maximalwert von etwa 0,9 mm am 6. Tragkörper. Dies führt zu einer Entwölbung der formvariablen Hinterkante um 2,6 mm. Dieser Wert korrespondiert mit dem Maximalwert aus Bild 4.10 in Kapitel 4.1.1.

Insgesamt führt die in Bild 7.12 (unten) dargestellte Verschiebung zu einer Entwölbung von 3,6 mm, was 25 % der Gesamtverformung entspricht. Durch eine entsprechende Vorspannung kann dieser Effekt für den Reiseflug kompensiert werden. Dazu müßten die Tragkörper leicht geschwenkt montiert werden, so daß sie im Reiseflug gerade die Neutralstellung erreichen. Außerdem besteht die Möglichkeit, einen dritten Aktuator in der Mitte der Landeklappe einzusetzen. Mit ihm würde das Auswehen der Endkante fast vollständig kompensiert. Diese Maßnahme ist aber nur dann erforderlich, falls die Gefahr von Flattern besteht. Davon ist aber nicht auszugehen, da die Gesamtsteifigkeit der Klappe nur geringfügig kleiner ist als bei der Originalklappe.

Gewichte

Das Gesamtstrukturgewicht beträgt bei der hier betrachteten Referenzkonfiguration 354 kg. Die Einzelgewichte teilen sich wie folgt auf:

Tragkörper (11 Stück):	21,1 kg
Hautstruktur Hinterkante (Deckhaut, Stege, Rippen):	98 kg
Deckhaut der Nase:	76,5 kg
Holme:	98,5 kg
Flap-Track-Rippen, Tragkörperrippen und Endrippen:	33 kg
Zug/Druckstab:	20 kg
Aktuatoraufhängung:	6 kg

Den Aktuatorelementen ist keine Masse zugeordnet. Dies wird durch den hier als Aluminiumstab simulierten und damit zu schweren Zug/Druckstab kompensiert.

Diskussion der Ergebnisse

Die Verformungen der Referenzkonfiguration sind an der Endkante größer als bei der Originalklappe. Als vorteilhaft ist die wesentlich geringere Welligkeit anzusehen. Eine Detailuntersuchung zeigt, daß etwa 50 % der Verformung an der Endkante auf die Biege- und Torsionsverformung der Vorderkante zurückzuführen sind. Weitere 25 % resultieren aus der elastischen Verformung des Zug/Druckstabes. Der Rest teilt sich auf die Verformung der Tragkörper und der Hautstruktur auf.

Eine Reduktion der Endkantenverformung ist also am einfachsten durch eine weitere Versteifung der Vorderkante zu erreichen. Dies führt allerdings zu einer höheren Masse der Vorderkante, die aber bereits mehr als 2/3 zum Gesamtgewicht beisteuert.

Mit einer Gewichtsreduktion kann bei den Holmen gerechnet werden, die im FE-Modell als massive Träger mit konstanter Dicke ausgeführt sind. In der Realität wäre hier eine Ausformung als C-Profil mit einem relativ dünnen Steg sinnvoll. Dieser Gewichtsreduktion steht die Tatsache gegenüber, daß das FE-Modell keine Zusatzgewichte für Nieten, Nietflansche, Kugellager, Gleitbleche und sonstige Krafteinleitungen berücksichtigt. Insofern ist die Gewichtsangabe noch mit einigen Unsicherheiten behaftet.

Der direkte Vergleich des Hautstrukturgewichtes vom FE-Modell und Demonstrator zeigt ein Mehrgewicht des realen Modells von 7 %. Legt man diesen Wert für das Gesamtmodell zu Grunde, ergibt sich ein Mehrgewicht von 25 kg und damit eine Gesamtmasse von 380 kg. Zum Vergleich: Die Originalklappe der A340 hat eine Gesamtmasse von 394 kg.

Eine weitere Optimierung wird an dem Aufbau mit 11 Tragkörpern nicht durchgeführt. Eine Konfiguration mit einer geringeren Tragkörperanzahl verspricht einen reduzierten Fertigungsaufwand und auch eine Reduktion des Gesamtgewichtes. Dies wird im folgenden Kapitel untersucht.

7.2.3 Optimierter Aufbau mit 6 Tragkörpern

Bei dieser optimierten Variante werden nur 6 Tragkörper in der Landeklappe positioniert. Dies ist die Konfiguration mit der minimalen Anzahl von Tragkörpern (vgl. Kap. 7.1.3). Die Anordnung der Tragkörper ist in Bild 7.13 dargestellt.

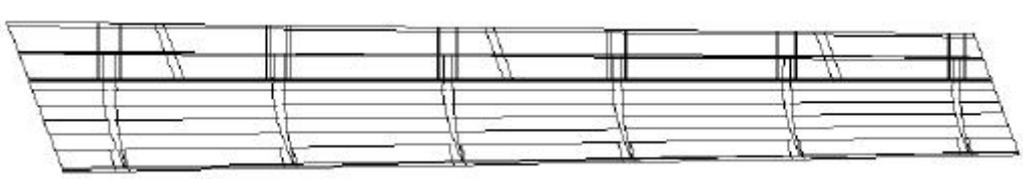


Bild 7.13: Konfiguration mit 6 Tragkörpern

Die Position der äußeren beiden Tragkörper bleibt dabei gegenüber der Referenzkonfiguration nahezu unverändert. Der Tragkörperabstand beträgt äquidistant $d_H=1880$ mm.

In den folgenden Rechnungen werden die resultierende Endkantenverformung und die Gesamtgewichte mit der Referenzkonfiguration und der A340-Klappe verglichen.

Rechnung 1: Rahmendaten wie bei der Referenzkonfiguration

Die erste Analyse wird mit den unveränderten Rahmendaten durchgeführt. Lediglich die Wandstärke der Tragkörper wird verdoppelt. Dadurch bleibt das Gesamtgewicht der Tragkörper nahezu unverändert. Es ist jedoch eine Gewichtsreduktion von 20 kg durch die Holmstege, bei denen einige verstärkte Bereiche entfallen, und durch den Wegfall von Tragkörperrippen zu verzeichnen.

In Bild 7.14 ist die Verformung der Endkante dargestellt (rote Kurve) im Vergleich mit der Referenzkonfiguration und der A340-Klappe.

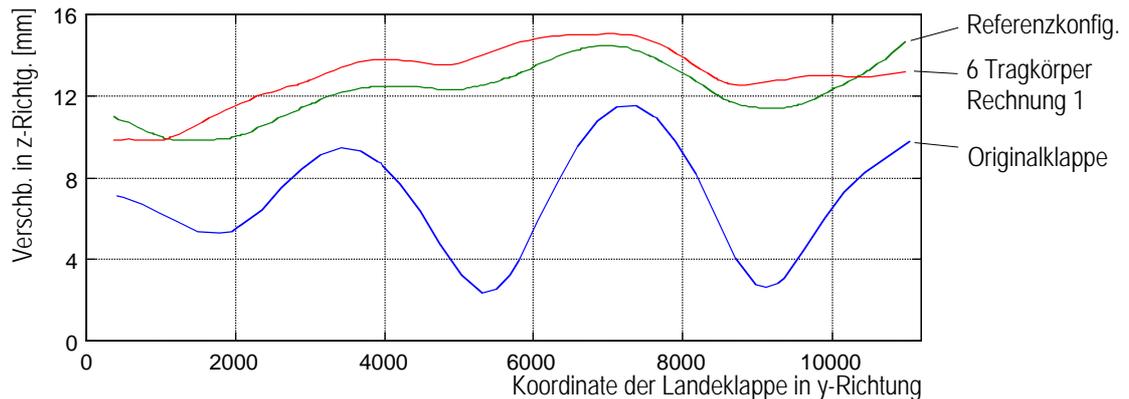


Bild 7.14: Vergleich der Verformungen an der Endkante des 6-Tragkörper-Modells mit A340-Klappe und der Referenzkonfiguration

Der Vergleich zeigt keine signifikante Änderung zwischen dem Modell mit 6 Tragkörpern und der Referenzkonfiguration. Es kommt zu einer insgesamt etwas größeren Verformung. Lediglich an den Rändern weist das 6-Horn-Modell geringere Verschiebungen auf, was auf die steiferen Tragkörper zurückzuführen ist.

Unter der Voraussetzung, daß die erhöhte Endkantenverformung zulässig ist, kann mit einem Gesamtgewicht der Klappe mit 6 Tragkörpern von 335 kg ein sehr zufriedenstellendes Ergebnis erreicht werden.

Im folgenden wird untersucht, welche Maßnahmen zu einer erfolgreichen Reduktion der Endkantenverformung führen und mit welchen Gewichtszuwächsen dabei zu rechnen ist.

Rechnung 2: Minimierung der Endkantenverformung

Zur Erhöhung der Torsionssteifigkeit wird die Beplankung der Nase mit weiteren $\pm 45^\circ$ -Lagen verstärkt. Die Wandstärke steigt damit gegenüber Tabelle 7.2 von 3,4 und 5,6 auf 4,1 und 6,9 mm. Zusätzlich wird die Wandstärke der Tragkörper um 30 % erhöht. Die Deckhaut der Hinterkante wird von 2,6 mm auf 3 mm verstärkt und erhält einen anderen Lagenaufbau (45 % für 0° - x-Richtung, 35 % für 90° , jeweils 10 % für $\pm 45^\circ$). Diese Änderung erfolgt unter anderem zur Reduzierung der Schubsteifigkeit im Hinblick auf die spannweite Differenzierung.

Das Ergebnis dieser Analyse zeigt das Bild 7.15 wiederum im Vergleich mit der Originalklappe, der Referenzkonfiguration, und der ersten Rechnung mit 6 Tragkörpern (Rechnung 1).

Das Gesamtgewicht beträgt bei dieser Konfiguration 380 kg, also etwa 10 % schwerer als bei Rechnung 1.

Mit den Versteifungsmaßnahmen kann das Verformungsniveau um insgesamt etwa 2 mm gesenkt werden. Die maximale Verformung liegt bei einer geringen Welligkeit nur noch 2 mm über der der A340-Klappe. Ein relativ hoher Verformungsanteil (etwa 30 %) resultiert aus der Dehnung des Zug/Druckstabes. Mit einer Versteifung des Stabes könnte also eine kleinere Verformung als bei der A340-Klappe erreicht werden. Ein steiferer Stab führt jedoch wieder zu höheren Aktuatorkräften für die spannweitige Differenzierung. Eine Analyse der spannweitigen Differenzierung muß zeigen, ob eine höhere Steifigkeit zulässig ist (siehe Kap. 7.2.5).

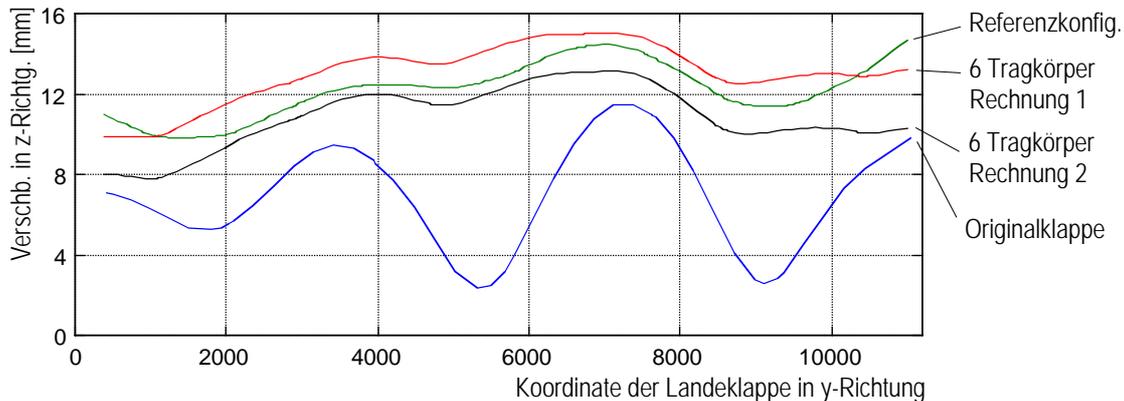


Bild 7.15: Vergleich der Verformungen an der Endkante des versteiften 6-Tragkörper-Modells mit A340-Klappe, der Referenzkonfiguration und Rechnung 1

Rechnung 3: Reduzierte Wölblänge

Eine weitere deutliche Reduktion der Endkantenverformung ist durch eine Reduktion der Wölblänge zu erwarten, da dadurch der tragende Querschnitt des Klappen-vorderteils vergrößert wird. Die Torsions- und Biegesteifigkeit der Nase steigt. Weiterhin wird durch die kürzere Wölblänge die Biegeverformung der Tragkörper reduziert.

Es wird eine Wölblänge von 53 % c_F gewählt. Bei diesem Wert ist eine ausreichende Überlappung (45-60mm) des Linearlagers durch den Spoiler gewährleistet. Alle anderen Rahmendaten bleiben gegenüber der Rechnung 2 gleich. Das Ergebnis zeigt das Bild 7.16.

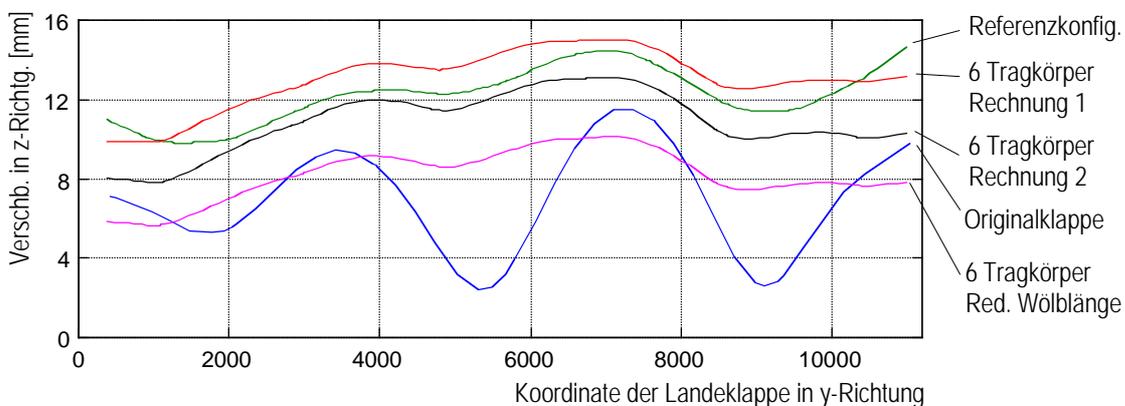


Bild 7.16: Vergleich der Verformungen an der Endkante des 6-Tragkörper-Modells mit einer reduzierten Wölblänge mit den vorherigen Rechnungen

Mit der reduzierten Wölblänge wird eine geringere Endkantenverformung als bei der Originalklappe möglich. Das Gesamtgewicht beträgt mit 385 kg nur unwesentlich mehr als bei Rechnung 2.

Rechnung 4:

Mit einer 4. Rechnung wird die Steifigkeit der Klappe mit der reduzierten Wölblänge so angepaßt, daß sie mit einer maximalen Endkantenverformung von 11 mm gerade unterhalb der maximalen Verformung der A340-Klappe bleibt. Dazu wird die Wandstärke der Nasenbepunktung und der Tragkörper wieder auf den alten Wert aus Tabelle 7.2 reduziert. Für diese Konfiguration ergibt sich ein Gesamtgewicht von 360 kg.

Für spätere Vergleiche werden noch die Aktuatorkräfte angegeben: Sie betragen $F_{A1}=29$ kN und $F_{A2}=-18,3$ kN und liegen damit wegen der geringeren Wölblänge leicht unter denen der Referenzkonfiguration (vgl. Bild 7.12).

Diskussion der Ergebnisse

Mit den letzten Rechnungen wird das Optimierungsziel erreicht. Mit 6 Tragkörpern und einer Wölblänge von 53 % c_F wird die Endkantenverformung der Originalklappe unterschritten. Damit ist sichergestellt, daß mit dem Hornkonzept eine ausreichende Steifigkeit für die Landeklappenhinterkante realisiert werden kann. Die Welligkeit ist dabei in allen Bereichen der Landeklappen reduziert. Es kommt gegenüber der Originalklappe zu keinem Gewichtszuwachs.

Mit leichten Einbußen bei den Verformungswerten kann eine relativ große Wölblänge realisiert werden. Mit $c_{wl} = 60$ % c_F ergibt sich auf der Innenseite der Landeklappen eine verformbare Länge von 1000 mm, was dem Referenzwert aus Kapitel 3 entspricht. Größere Wölblängen erfordern eine unverhältnismäßig starke Aussteifung der Landeklappenase. Dies ist wegen der damit verbundenen großen Gewichtszunahme nicht zu empfehlen.

Die weiteren Analysen werden mit der Konfiguration der letzten Rechnung (4. Rechnung) durchgeführt. An den Geometrieparametern sowie an den Materialeigenschaften werden keine weiteren Veränderungen vorgenommen.

Damit ein Vergleich zu den bisherigen Analysen in der Neutralstellung möglich ist, werden im folgenden zunächst die einzelnen Fälle (Wölbung, Differenzierung usw., vgl. Kap 7.1.5, Punkte 1 bis 6) getrennt betrachtet. Eine entsprechende Kombination der Fälle wird im Anschluß an die Einzelbetrachtungen analysiert.

7.2.4 Spannweitig konstante Zu- und Entwölbung

In diesem Abschnitt wird die Wölbung bei Design Load ohne aufgezwungene Flügelbiegung untersucht. Dazu wird jeweils eine Rechnung für Zu- und Entwölbung mit jeweils 4 Verschiebungsschritten von 0° bis 60° durchgeführt. Die Vorgabe der Aktuatorverschiebungen erfolgt so, daß die Tragkörperdrehwinkel $b = 0^\circ$ bis 60° bzw. 0° bis -60° resultieren.

Das Bild 7.17 zeigt das komplette Modell für die maximale Zuwölbung (oben) und für die maximale Entwölbung (unten).

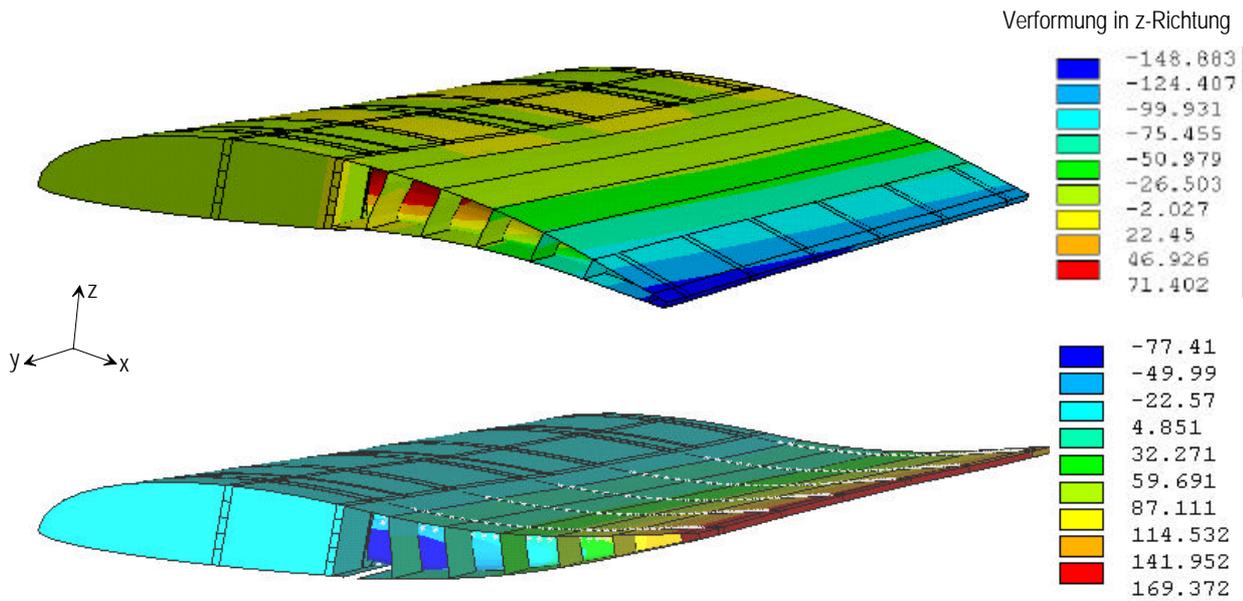


Bild 7.17: Maximale Zuwölbung (oben) und maximale Entwölbung (unten) der Landeklappe

Die Darstellungen zeigen, daß sich sowohl für die Zu- als auch für die Entwölbung eine gleichmäßige Verformung einstellt.

In Bild 7.18 sind die Endkantenausschläge für die einzelnen Rechnungen (-60° bis +60°) über die Spannweite aufgetragen.

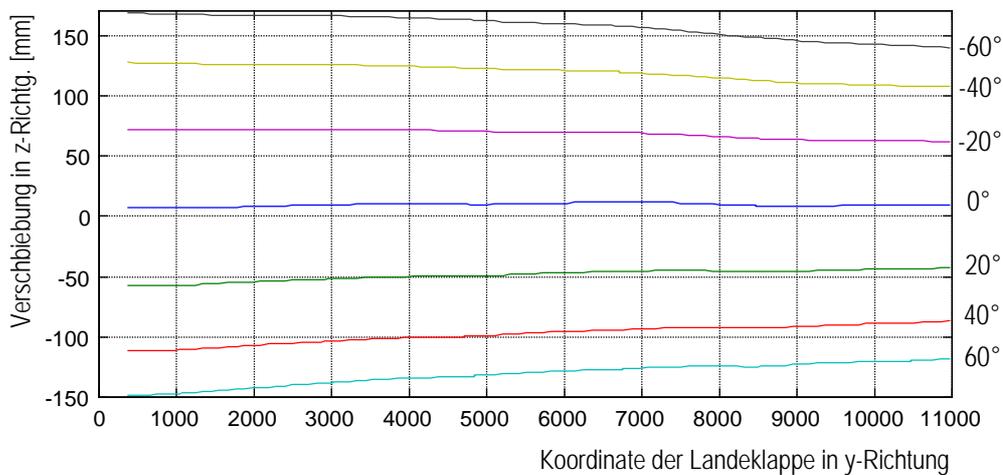


Bild 7.18: Ausschläge an der Endkante für die verschiedenen Tragkörperdrehwinkel

Die Auslenkung an der Endkante nimmt entsprechend der Klappentiefe zur Außenseite ab.

Das Bild 7.19 zeigt die Funktion des Aktuatorelementes am äußeren Tragkörper. Durch den Hub des Aktuators wird der in den beiden Holmen gelagerte Tragkörper um 60° geschwenkt.

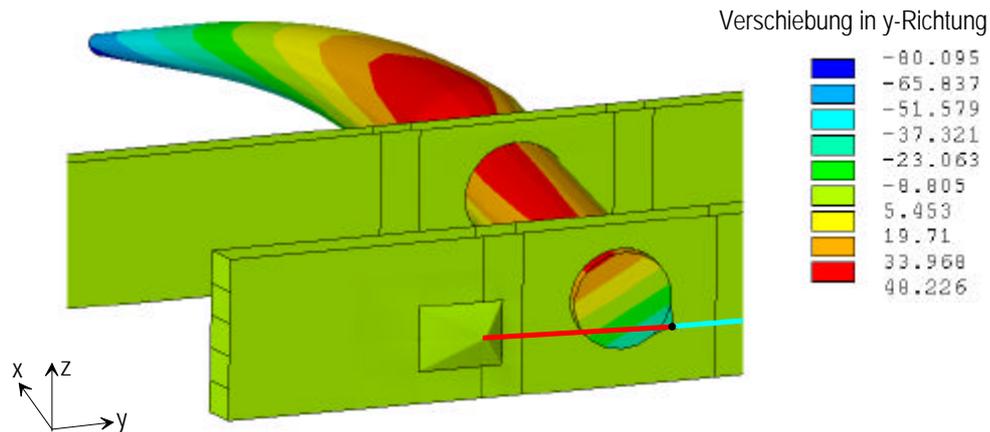


Bild 7.19: Tragkörperdrehung (+60°) auf Grund des Aktuatorhubes

Einen Vergleich zwischen den resultierenden Linienlasten der Tragkörper 1 bis 6 zwischen der Neutralstellung (blaue Linien) und der maximal zugewölbten Stellung (rote Linien) zeigt das Bild 7.20. Die Linienlast wird durch Mittelung aus den Kontaktkräften zwischen Tragkörper und Deckhaut berechnet (vgl. Bild 3.21 auf S. 42).

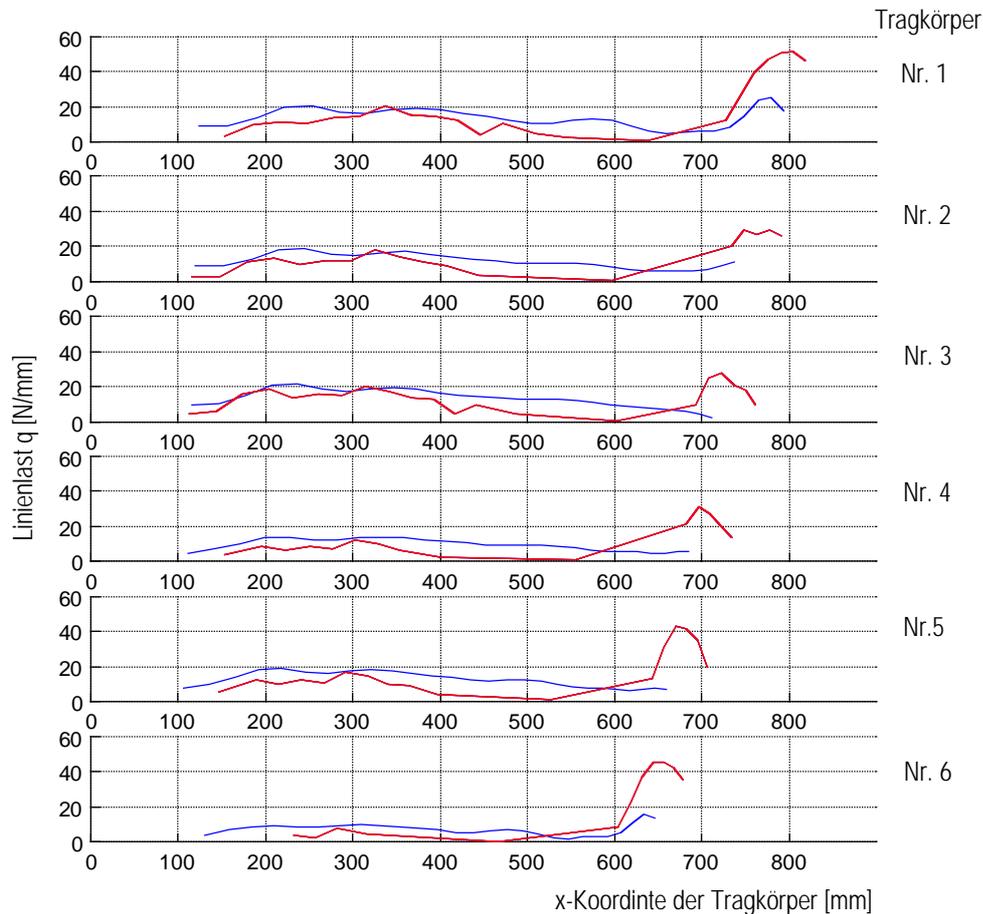


Bild 7.20: Linienlast auf den Tragkörpern 1 bis 6 für 0° (blau) und 60° (rot)

Zunächst ist festzustellen, daß die Enden der Randtragkörper (Nr. 1 und 6) im Vergleich zu den anderen Tragkörpern höher belastet sind. Dieser Effekt resultiert aus den freien Rändern der Hautstruktur. In der Neutralstellung ergibt sich dadurch am Tragkörper 1 eine maximale Linienlast von 25 N/mm.

Bei der maximalen Zuwölbung ergibt sich eine gänzlich andere Lastverteilung. Ein Großteil der Verformungskräfte ist von den Tragkörperenden aufzubringen, was dort in einer hohen Linienlast resultiert. Die maximalen Werte übersteigen 50 N/mm. Dies hat allerdings für die Dauerbelastung der Gleitschicht keine Relevanz. Die großen Klappenausschläge werden selten benötigt (vgl. Tabelle 6.1). In dem für die Dauerbelastung der Gleitschicht relevanten Bereich bleiben die maximalen Linienlasten unter 40 N/mm. Für diese Last sind, wie in Kap. 6.2 beschrieben, Dauerbelastungstests mit positivem Ergebnis durchgeführt worden, so daß hier keine Probleme zu erwarten sind.

Eine Untersuchung der Aktuatorkräfte zeigt, daß es zu einer stärkeren Überhöhung der Kräfte für die großen positiven Schwenkwinkel kommt als in Kap. 4.4 (vgl. Bild 4.8) vorhergesagt. Wie in Bild 7.21 zu sehen ist, wachsen die Kräfte bei der Zuwölbung stark an. Für die Gleitschicht zwischen Tragkörper und Deckhaut ist in der Simulation eine Reibung von $\mu=0,1$ angenommen. Dies alleine erklärt aber noch nicht das starke Anwachsen der Kräfte.

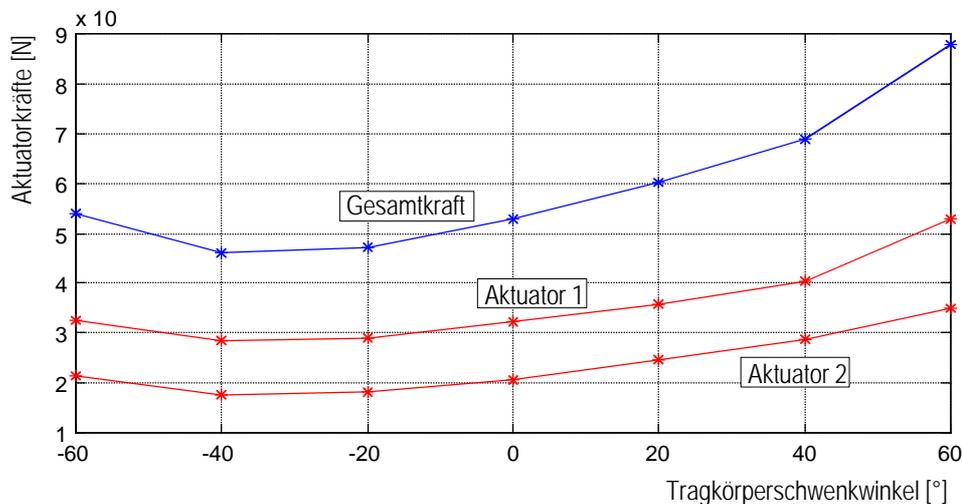


Bild 7.21: Beträge der Aktuatorkräfte und Gesamtkraft in Abhängigkeit vom Tragkörperdrehwinkel

Eine genaue Analyse der Schnittmomente am Tragkörper zeigt, daß z.B. am Tragkörper 1 bei einem Schwenkwinkel von 60° etwa 20 % des Torsionsmomentes von den Lagern an den Holmen aufgenommen wird, obwohl die Reibung hier mit $\mu=0$ simuliert wird.

Dieser Effekt resultiert aus der Tatsache, daß sowohl die Tragkörper als auch die Holmausschnitte auf Grund der Diskretisierung nicht ideal rund sind. Die Kontaktelemente erzeugen Kräfte, welche senkrecht zur Fläche des Elementes wirken. Diese Flächennormale stimmt nur für spezielle Drehwinkel mit der Radialen des zylindrischen Tragkörperlagers überein. Für alle anderen Winkel zeigt die Normalkraft nicht exakt in den Kreismittelpunkt. Diese führt zu der Erzeugung eines Momentes.

Das vordere Lager muß neben den Lagerkräften des Tragkörpers auch die durch den Aktuator erzeugten Querkräfte aufnehmen. Diese nehmen bei großen Schwenkwinkeln stark zu und erzeugen wiederum hohe Momente durch den Diskretisierungseffekt. Reduzieren ließe sich dieser Effekt durch eine feinere Diskretisierung, was sich allerdings sehr negativ auf die Rechenzeiten auswirkt.

Die höheren Kräfte werden also in Kauf genommen. Damit wird den in Realität auftretenden Reibkräften im Lager Rechnung getragen. Nach Bild 7.21 beträgt die maximale Gesamtaktuatorkraft etwa 90 kN bei einer Hebellänge von $L_H=45$ mm. Bezogen auf die Referenzhebellänge (90 mm) ist dies nur ein geringfügig höherer Wert als die in Kapitel 4 theoretisch bestimmte Gesamtkraft (40 kN).

7.2.5 Differenzierung

Die Hübe der beiden Aktuatoren werden so eingestellt, daß sich eine spannweiteige Differenzierung von $0.3^\circ/\text{m}$ einstellt. Für die gesamte Landeklappen ergibt sich damit eine Wölbungsdifferenz an den Rändern von $\Delta h=3^\circ$, was einer Ausschlagsdifferenz an der Endkante von $\Delta z=30\text{ mm}$ entspricht. Die Hubdifferenz der Aktuatoren beträgt dafür ca. 10 mm. Die Betrachtung wird für die Neutralstellung bei Design Load durchgeführt.

Das Bild 7.22 zeigt das Ergebnis dieser Rechnung in einer anschaulichen 10-fach überhöhten Darstellung.

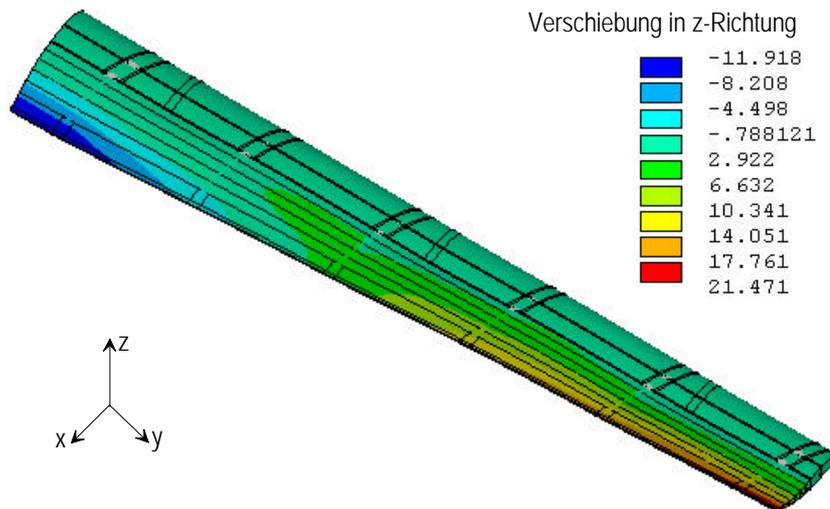


Bild 7.22: Spannweiteige Differenzierung (10-fach überhöht dargestellt)

Das Bild macht deutlich, daß sich der gewünschte Effekt einstellt. Den Verformungen durch die Luftlast wird die Differenzierung überlagert.

Die graphische Darstellung der Endkantenverformung im Vergleich zum unverformten Zustand ist in Bild 7.23 dargestellt.

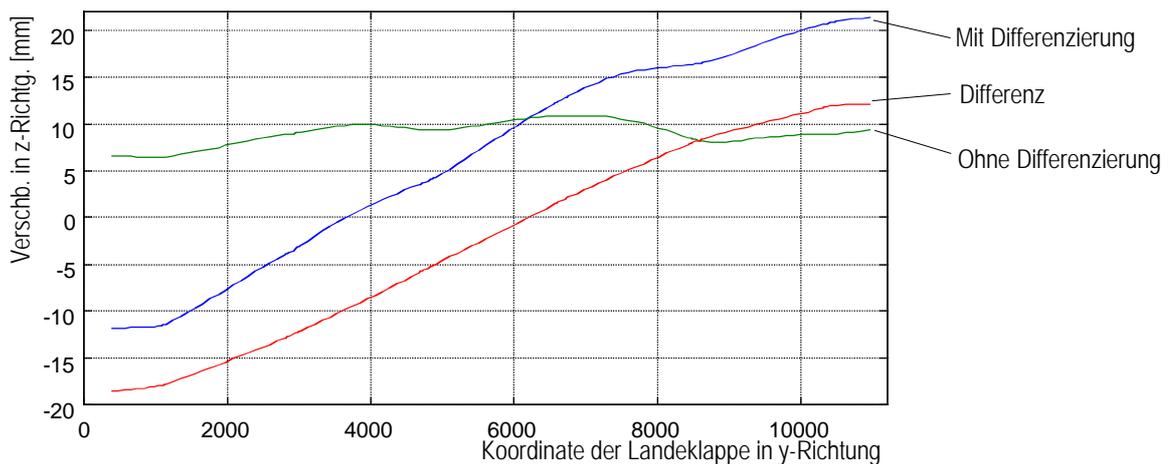


Bild 7.23: Vergleich der Endkantenverformung mit und ohne Differenzierung

Die grüne Linie zeigt die Verformungslinie ohne und die blaue mit Differenzierung. Die rote Linie, bei der die beiden Verformungen subtrahiert sind, zeigt die eigentliche resultierende Differenzierung an der Endkante. Die Differenz zwischen innerem und äußerem Klappenrand beträgt wie vorausberechnet 30 mm. Allerdings bildet die Linie keine exakte Gerade, sondern knickt zu den Rändern leicht ab. Dies ist wieder auf die

Randeffekte zurückzuführen, die auch bei den Untersuchungen am Demonstrator (Kap. 6.3.3) festgestellt wurden. Die Verformung wird nur im Bereich zwischen dem ersten und sechsten Tragkörper vorgegeben. Die freien Randbereiche der Hautstruktur werden nicht weiter tordiert.

Durch die Differenzierung steigt in erster Linie die Belastung der Randtragkörper. Dies äußert sich in besonderem Maße bei der Betrachtung der Linienlast für diese beiden Tragkörper (Bild 7.24).

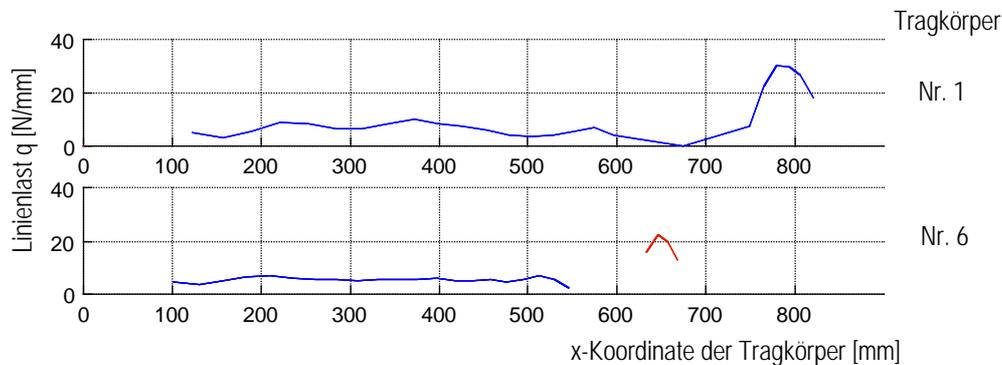


Bild 7.24: Linienlast auf den Tragkörpern 1 und 6 in differenziertem Zustand, Kontakt auf Tragkörperunterseite: blaue Linien, auf Oberseite: rote Linie

Der Vergleich der Linienlasten mit denen ohne Differenzierung von Bild 7.20 (blaue Linien) zeigt eine Zunahme der Last am Ende des Tragkörpers 1 und eine Entlastung an der Unterseite des 6. Tragkörpers. Hier überwiegen die für die Differenzierung erforderlichen Kräfte. Es kommt zu einer Belastung auf der Oberseite (rote Linie). Die Kräfte bleiben unter 40 N/mm, so daß keine Probleme für die Gleitschicht zu erwarten sind.

Die Aktuatorkräfte steigen natürlich stark an, da der Zug/Druckstab entsprechend gedehnt werden muß. Sie betragen $F_{A1}=131$ kN und $F_{A2}=69$ kN. Der Vergleich zur Neutralstellung zeigt, daß ca. 80 kN zur Dehnung des Zug/Druckstabes aufgebracht werden. Eine höhere Zugsteifigkeit der Stäbe zur Reduktion der Endkantenverformung empfiehlt sich daher nicht, da die erforderlichen Aktuatorkräfte zu groß würden.

7.2.6 Einfluß der Tragflügelbiegung

Der Landeklappen wird, wie in Kapitel 7.2.1 beschrieben, über die Flap-Tracks eine Biegung aufgezwungen. Wird die Klappe mit der formvariablen Hinterkante verbogen und gleichzeitig gewölbt, so ist mit höheren erforderlichen Kräften zu rechnen. Um möglichst realistische Aussagen über diese Kräfte zu bekommen, wird im folgenden mit einer vorgeformten Klappe gerechnet. Die Vorformung wird ähnlich der A340-Klappe modelliert und gleicht die aufgezwungene Flügelbiegung im Reiseflug aus. Die Endkante ist also im belasteten Zustand gerade, so daß keine Verspannungen beim Wölben zu erwarten sind.

Die Biegeverformung wird über die Flap-Tracks der Klappenvorderkante aufgezwungen und über die Lagerung an die einzelnen Tragkörper weitergeleitet. Die Tragkörper geben die Verformung an die Hautstruktur weiter.

In Bild 7.25 ist ein Steg der vorgekrümmten Hautstruktur skizziert. Die Tragkörper üben eine Kraft auf die Hautstruktur aus, um sie entsprechend zu verformen.

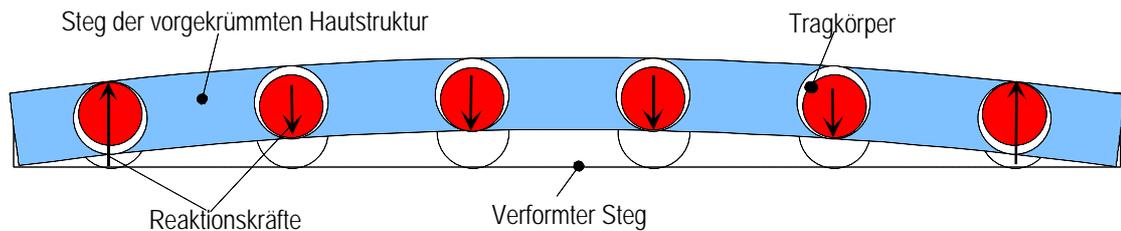


Bild 7.25: Vorgekrümmter Steg der Hautstruktur wird durch die Tragkörper verformt

Wie in der Skizze dargestellt, ist zu erwarten, daß die mittleren Tragkörper eine Kraft auf der Unterseite aufbringen müssen und die äußeren Tragkörper auf der Oberseite, um die Verformung des Steges zu erreichen. Diese Kräfte äußern sich in einer erhöhten Linienlast q . Um diesen Effekt zu studieren, wird zunächst eine Rechnung ohne Luftlast und ohne Wölbung durchgeführt.

Ohne Luftlast und ohne Wölbung

Das Ergebnis dieser Rechnung zeigt das Bild 7.26 für die Linienlast der einzelnen Tragkörper. Die negativen Werte der einzelnen Lastverläufe entsprechen dabei einer Belastung der Oberseite, die positiven einer Belastung der Unterseite.

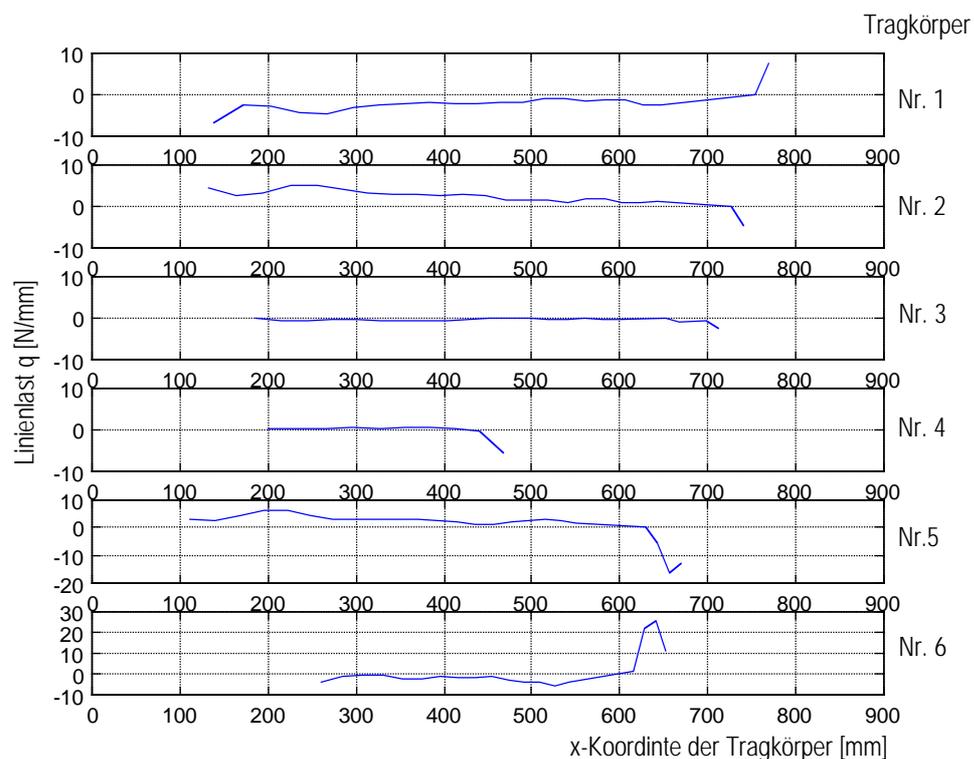


Bild 7.26: Linienlastverlauf für einen Belastungszustand mit ausschließlicher aufgezwungener Flügelbiegung

Es zeigt sich, daß die mittleren beiden Tragkörper sehr wenig belastet werden. Die Verformungskräfte werden hauptsächlich von den beiden äußeren Tragkörpern aufgebracht. An der Linienlast im vorderen Bereich der Tragkörper läßt sich der in Bild 7.25 skizzierte erwartete Effekt ablesen. Bei den äußeren Tragkörpern wird die Oberseite belastet, bei den jeweils benachbarten die Unterseite. Diese relativ niedrigen Kräfte können in Kauf genommen werden.

Die Tragkörperenden, vor allem die des 5. und 6. Tragkörpers zeigen jedoch das umgekehrte Verhalten. Der 6. Tragkörper wird hier auf seiner Unterseite stark belastet,

obwohl keine Luftkräfte wirken und die Verformungskräfte eigentlich in die andere Richtung wirken sollten. Diese Linienlast von maximal $q=25$ N/mm addiert sich zu der Belastung durch die Luftkräfte und kann dann zu hohe Werte bzgl. der maximalen Belastbarkeit der Gleitschicht erreichen. Der 5. Tragkörper erfährt eine große Belastung auf seiner Oberseite.

Diese erhöhte Belastung läßt sich auf einen Effekt zurückführen, der in erster Linie mit der Krümmung der Tragkörper zusammenhängt. Im folgenden wird dieser Effekt beschrieben und es werden Lösungsmöglichkeiten zur Reduktion der Kräfte angegeben.

Zunächst wird dazu das Verhalten des Zug/Druckstabes analysiert: Da die Kraftangriffspunkte an den Hebeln der Tragkörper außerhalb der neutralen Faser liegen, erfährt der Stab eine Dehnung. Da diese Dehnung gleichmäßig über die Spannweite erfolgt, verharren die Tragkörper relativ zur Biegelinie in Neutralstellung. Die Kopplung der Tragkörper mit den Zug/Druckstäben führt also auch bei einer aufgezungenen Biegung prinzipiell zu keinen Problemen. Die erforderliche Kraft beträgt für beide Aktuatoren ca. 9 kN. Diese Kraft muß aufgewendet werden, um den Stab zu dehnen.

Das Bild 7.27 zeigt den 6. Tragkörper der zugehörigen Rechnung mit den Verschiebungen in y -Richtung. Die Farbkontuierung zeigt deutlich die Neigung der Holme auf Grund der Biegeverformung. Es ist zu erkennen, daß die Konturen zwischen Holm und Tragkörper keine Sprünge aufweisen. Der Tragkörper neigt sich also genauso wie der Holm.

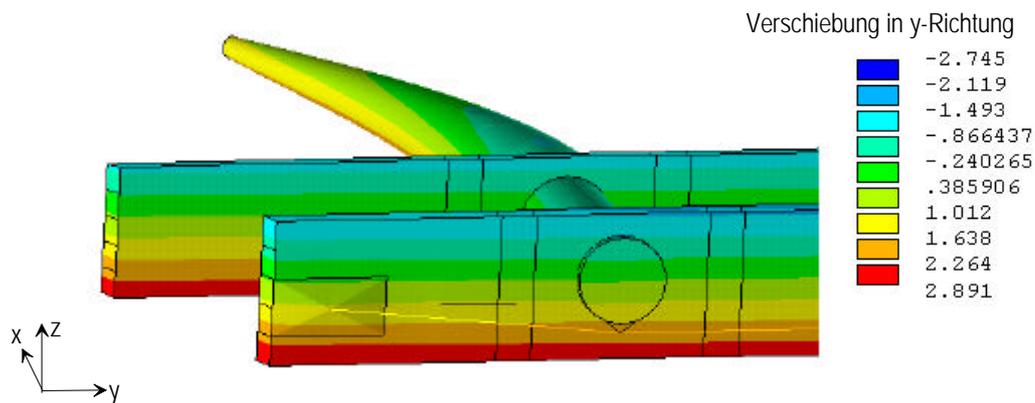


Bild 7.27: Verschiebung des Holmes und Verhalten des Zug/Druckstabes bei aufgezungener Flügelbiegung

Genau diese exakte Übereinstimmung in der Neigung führt zu der beschriebenen erhöhten Belastung des 5. und 6. Tragkörpers. Die Tragkörper haben wegen ihrer Krümmung eine gewisse spannweiteige Ausdehnung. Mit der Übereinstimmung der Neigung am Holm ist die Mittellinie der Tragkörper parallel zur Tangente an der Biegelinie ausgerichtet. Dies verdeutlicht das Bild 7.28 mit einer stark überhöhten skizzenhaften Darstellung des verbogenen Holmes und einem Tragkörper.

Die Mittellinie des Tragkörpers weicht zum Ende hin stark von der neutralen Faser des Holmes, aber auch von der der Hautstruktur ab. Der Tragkörper unterbindet, daß die Hautstruktur der Biegelinie folgt und drückt sie mit seinem Ende nach unten. Dieser Effekt ist bei dem realen System so groß, daß es zu den beschriebenen Überhöhungen der Linienlast am Ende des 6. Tragkörpers kommt. Der 5. Tragkörper muß eine entsprechende Gegenkraft aufbringen und wird deshalb auf der Oberseite stark belastet.

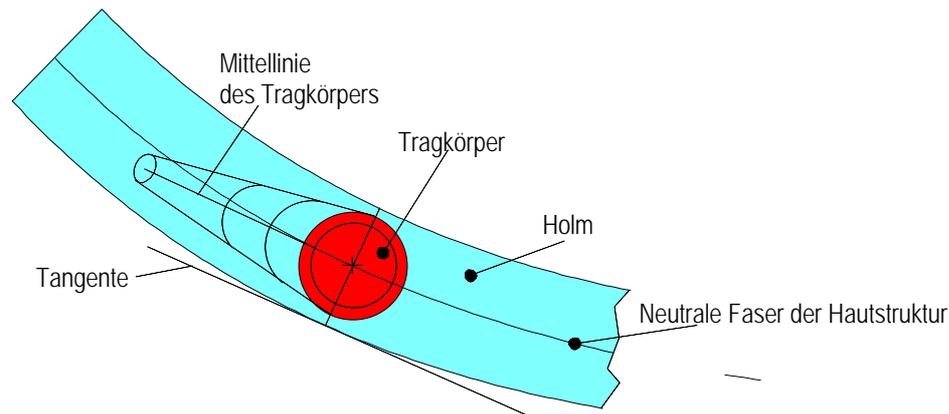


Bild 7.28: Abweichung der Tragkörpermittellinie von der neutralen Faser des gebogenen Holmes

Dieser, im folgenden als Krümmungseffekt bezeichnete Effekt ist durch das Prinzip des Hornkonzeptes bedingt. Es bieten sich zwei Möglichkeiten, den resultierenden hohen Belastungen zu begegnen.

Zum einen besteht die Möglichkeit, die Hautstruktur so vorzuspannen, daß sich nach Aufbringen der Flügelbiegung die Verspannungen gerade aufheben. Zum anderen kann die Kontur des äußeren Tragkörpers so angepaßt werden, daß sich die Mittellinie der neutralen Faser der verbogenen Klappe anschmiegt. Beide Effekte führen dazu, daß die formvariable Hinterkante mit Vorspannung montiert werden muß.

Die vorgespannte Hautstruktur läßt sich im FE-Modell allerdings nicht ohne weiteres simulieren. Hierfür wäre es notwendig, den Montagevorgang selbst als einen Lastschritt zu simulieren. Dies ist zwar prinzipiell möglich, wird aber im Rahmen dieser Arbeit nicht durchgeführt, da hierfür umfangreiche Modifikationen am FE-Modell erforderlich wären.

Es ist allerdings möglich, auch ohne eine Modellmodifikation den 6. Tragkörper zu entlasten. Dies kann durch eine leichte Verdrehung geschehen. In Bild 7.28 entspricht dies einem Schwenkwinkel des Tragkörpers im Uhrzeigersinn, so daß sich die Mittellinie möglichst der neutralen Faser annähert. Dazu wird der äußere Aktuator um 2 mm eingefahren. Dies entspricht einer leichten Differenzierung. Die Folge ist, daß sich die maximale Linienlast am 6. Tragkörper auf unter 10 N/mm reduziert. Dies geschieht allerdings auf Kosten einer höheren Belastung des 1. Tragkörpers.

Es ist damit gezeigt, daß sich die hohe Belastung des 5. und 6. Tragkörpers durch den Krümmungseffekt entsprechend reduzieren läßt. Weitere Analysen mit definierten Vorspannungen werden wegen der genannten Gründe im Rahmen dieser Arbeit nicht durchgeführt.

Im folgenden wird untersucht, wie sich eine zusätzliche Wölbung auswirkt.

Mit Luftlast und Wölbung

Der in diesem Abschnitt betrachtete Belastungszustand mit einer vorgekrümmten Klappe mit aufgezwungener Flügelbiegung bei Reisefluglast stellt den Lastfall für den Normalbetrieb des Flugzeuges dar.

Es werden die Neutralstellung und Zuwölbungen bis zu Schwenkwinkeln von 60° betrachtet. Das Ergebnis für einen Schwenkwinkel von 60° zeigt das Bild 7.29.

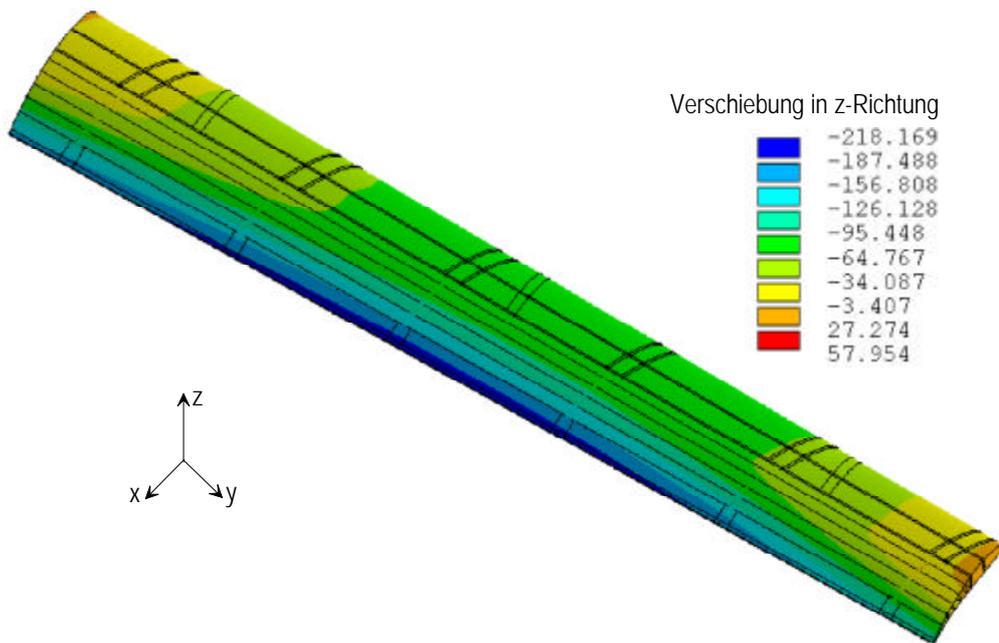


Bild 7.29: Vorgekrümmte Landeklappe mit aufgezwungener Flügelbiegung unter Reisefluglast

An der Darstellung wird die Überlagerung von der aufgezwungenen Biegung und der zugewölbten Hinterkante deutlich. Im mittleren Bereich der Endkante addieren sich die Verschiebungswerte zu einer maximalen Verschiebung von etwa 220 mm.

Der Vergleich zu den Analysen aus Kap. 7.4.2 zeigt, daß die aufgezwungene Flügelbiegung neben dem beschriebenen Krümmungseffekt einen geringen Einfluß hat. Dies wird durch Analysen bestätigt, bei denen die Klappe in Spannweitenrichtung nicht vorgekrümmt ist. Die aufgezwungene Flügelbiegung wird in diesem Fall also nicht durch die Vorkrümmung ausgeglichen. Die Kontaktkräfte der Randtragkörper sind gegenüber der vorgekrümmten Klappe leicht erhöht. Bei den Aktuator Kräften ist kein signifikanter Anstieg zu verzeichnen.

Die erhöhten Linienlasten durch den Krümmungseffekt nehmen zu größeren Schwenkwinkeln stark ab, da die gekrümmte Mittellinie eine kleiner werdende Komponente in Spannweitenrichtung aufweist. Dies verdeutlicht das Bild 7.30 mit den Linienlastverläufen für den 1. und 6. Tragkörper und einem Schwenkwinkel von 0° (blaue Kurve) und 60° (rote Kurve).

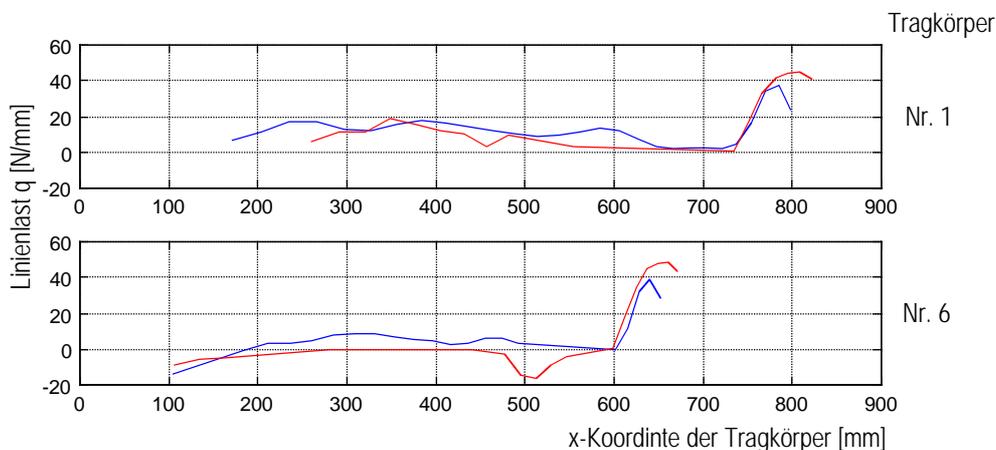


Bild 7.30: Linienlastverlauf für den 1. und 6. Tragkörper für einen Tragkörperschwenkwinkel von 0° (blaue Kurven) und 60° (rote Kurven)

Der Vergleich der Kurven mit denen von Bild 7.20 zeigt die höhere Belastung der Tragkörperenden in der Neutralstellung. Bei der 60°-Stellung ist keine höhere Belastung der Tragkörperenden erkennbar.

Die Aktuatorkräfte steigen gegenüber der Rechnung aus 7.4.2 nur unwesentlich an.

Die Untersuchungen mit einer über die Flap-Track-Rippen aufgezwungenen Flügelbiegung zeigen, daß der Einfluß wegen der im Verhältnis zur Spannweite der Landeklappen relativ geringen Biegung gering ist. Die Vorkrümmung wirkt sich, wie zu erwarten, positiv aus. Die Funktion der formvariablen Hinterkante ist bei Reisefluglast für alle Wölbstellungen gewährleistet.

Im folgenden Kapitel wird untersucht, wie sich die Struktur bei maximaler Luftlast verhält.

7.2.7 Maximale Luftlast

In diesem Abschnitt werden die Ergebnisse der Analysen mit maximaler Last (Limit Load, vgl. Bild 3.8) diskutiert. Die Last erhöht sich gegenüber Design Load um den Faktor 2,5. Zusätzlich wird die erhöhte aufgezwungene Flügelbiegung (vgl. Tab 7.1) über die Flap-Tracks und eine Differenzierung mit einbezogen.

Maximale Last ohne Flügelbiegung und ohne Wölbung

In einer ersten Rechnung wird geprüft, wie sich die höhere Last auf die Linienlast und die Aktuatorkräfte auswirkt. Mit der erhöhten Last kommt es wie erwartet zu größeren Verformungen und zu einer Erhöhung der Linienlast an den Tragkörpern entsprechend des Lastfaktors von 2,5. Das gleiche gilt für die Aktuatorkräfte. Sie erhöhen sich für Aktuator 1 von 29.005 auf 73.717 N und für Aktuator 2 von 18.322 N auf 46.507 N.

Maximale Last mit Flügelbiegung und Differenzierung

Die höchste Belastung der Struktur und der Aktuatoren ergibt sich bei der Kombination von maximaler Last, maximaler aufgezwungener Flügelbiegung und einer spanweitigen Differenzierung. Die Aktuatorkräfte steigen dabei auf 210 kN für Aktuator 1 und 130 kN für Aktuator 2. Unter Einbezug der gegenüber in Kapitel 3 angenommenen halbierten Hebellänge an den Tragkörpern liegen diese Werte allerdings unterhalb der theoretisch berechneten maximalen Aktuatorkräfte.

Die maximale Linienlast wird bei Tragkörper 1 mit etwa 80 N/mm erreicht.

Zur Untersuchung der Festigkeitsreserven der belasteten Struktur werden die Dehnungen analysiert. Das Bild 7.31 zeigt beispielhaft die Dehnungen in Spannweitenrichtung (y -Richtung).

Die Analyse zeigt, daß die maximalen Dehnungen in der Nasenbeplankung aus CFK gerade den Wert 0,03 % erreichen. Auch die Rippen und Holme werden relativ gering belastet. Hier wird ein Maximalwert von 0,024 % an der Zugseite des Holmes erreicht. Die Dehnungen der Tragkörper bleiben in allen Raumrichtungen unter 0,03 %.

Höhere Werte entstehen zum einen an den Stegausschnitten, was aber nach den Detailanalysen aus Kapitel 6.4 kein Problem darstellt. Zum anderen wird aber auch die Deckhaut im Kontaktbereich des 2. und 5. Tragkörpers stark gedehnt. Wie in Kapitel 7.2.6 beschrieben, übernehmen diese beiden Tragkörper einen Großteil der Kräfte zur Verformung der Hautstruktur. Dieser Effekt ist bei den größeren Verformungen natürlich noch verstärkt. Dadurch wird die untere Deckhaut im Kontaktbereich lokal um 0,041 % gedehnt (siehe Ausschnitt in Bild 7.31, links unten). Aber auch diese Belastung stellt für den gewählten Laminataufbau keine kritische Größe dar. In der

Realität reduziert sich zudem die Dehnung noch durch das aufgeklebte Gleitblech, welches in dem FE-Modell nicht berücksichtigt ist.

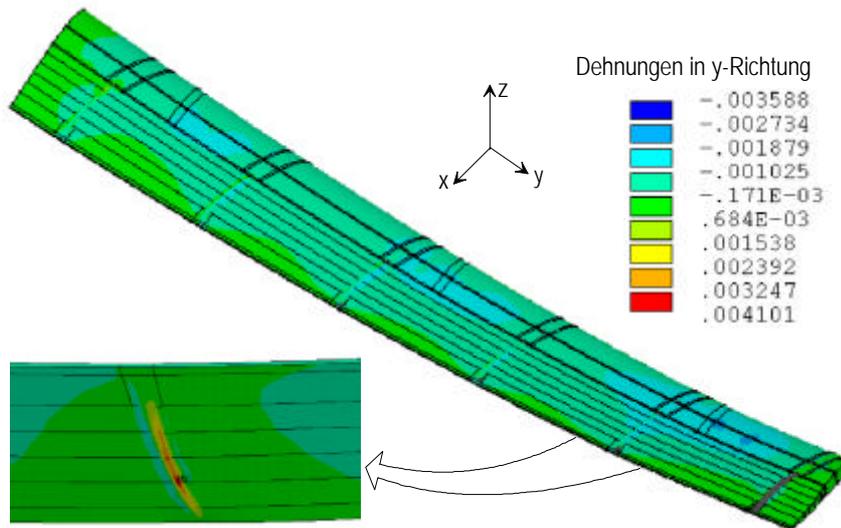


Bild 7.31: Randfaserdehnungen der Landeklappe in Spannweitenrichtung bei maximaler Luftlast, maximaler Durchbiegung und Differenzierung (Darstellung 2-fach überhöht)

Maximale Last mit Flügelbiegung und Zuwölbung

Als letzte Rechnung wird der Fall mit zusätzlicher Zuwölbung analysiert, wobei davon ausgegangen wird, daß bei Limit Load keine Vollausschläge der formvariablen Hinterkante erforderlich sind. Die Tragkörper werden entsprechend um $+20^\circ$ geschwenkt.

Die Analyse zeigt, daß die Strukturbelastungen (Dehnungen) geringer sind als im letzten beschriebenen Fall. Die Linienlast am Ende des 1. und 6. Tragkörpers weisen allerdings höhere Werte auf. Das Bild 7.32 zeigt den Linienlastverlauf für die beiden Tragkörper im Vergleich zu einer Rechnung mit Design-Load, der entsprechend geringeren Flügelbiegung und gleichen Schwenkwinkel (blaue Linien).

Der Vergleich macht deutlich, daß die Belastung der Tragkörper nicht in dem gleichen Maße wie die höhere Belastung ansteigt. Die Werte bleiben unter 80 N/mm , was bei einer kurzzeitigen Belastung kein Problem für die Gleitschicht darstellt.

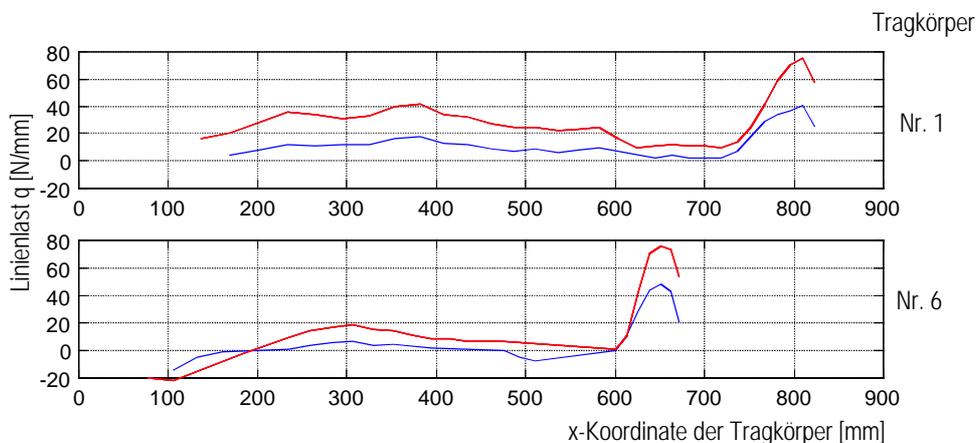


Bild 7.32: Vergleich der Linienlastverläufe des 1. und 6. Tragkörpers bei maximaler Luftlast und maximaler Flügelbiegung (rote Linien) und Design Load (blaue Linien) bei einem Schwenkwinkel von 20°

7.2.8 Ausfall eines Aktuators

Der Ausfall eines Aktuators wird für die Neutralstellung untersucht, da hier für das Ausweichen der Hinterkante die größten Werte zu erwarten sind. Dazu wird einfach ein Aktuatorelement entfernt. Dem verbleibenden Aktuatorelement wird die Verschiebung 0 zugewiesen.

Interessant ist für diesen Fall in erster Linie das Verformungsverhalten an der Endkante (Bild 7.33).

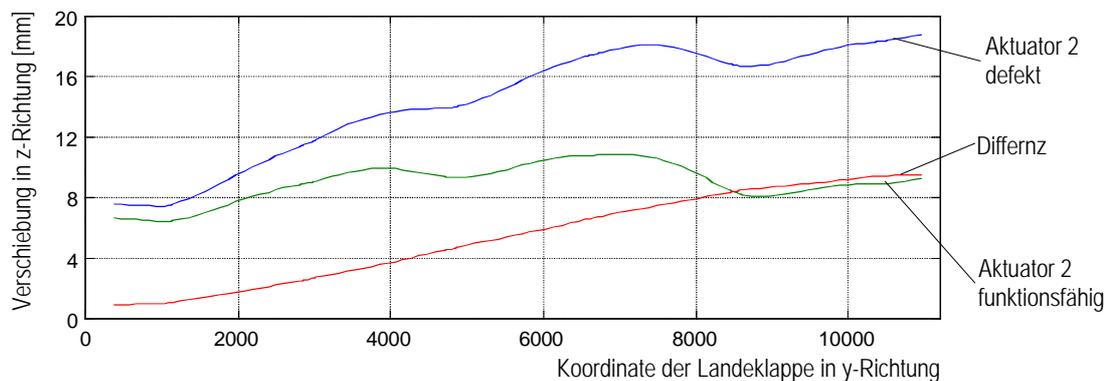


Bild 7.33: Verformung der Endkante bei dem Ausfall eines Aktuators (Design Load)

Die blaue Linie kennzeichnet die Endkantenverformung einer Klappe, bei der der äußere Aktuator (Aktuator 2) ausgefallen ist. Im Vergleich dazu ist in grün die Verformungslinie bei funktionierendem Aktuator aufgetragen. Zusätzlich ist in rot die Differenz der beiden Linien dargestellt.

Die Klappe weht auf Grund des Ausfalls um etwa 10 mm aus. Dieser Wert korrespondiert zu den Analysen aus Kapitel 4.5 (vgl. Bild 4.12).

Der äußere Tragkörper wird entlastet, der innere Tragkörper hat hingegen eine größere Last zu tragen. Dies macht sich durch eine Verformungsdifferenz an diesem Tragkörper von 1 mm bemerkbar.

Ein ähnliches Verhalten ergibt sich für den Ausfall des inneren Aktuators (Aktuator 1). Die Klappe weht um maximal 14 mm an der Innenseite aus.

Der noch funktionierende Aktuator hat eine Kraft von 47 kN aufzubringen. In keinem der beiden Fälle kommt es zu einer kritischen Erhöhung der Linienlast.

Die Untersuchung zeigt, daß es durch den Ausfall zu keinem extremen Ausweichen der Hinterkante kommt. Es ergibt sich umgerechnet eine Entwölbung von $1,1^\circ$ an der Seite des defekten Aktuators. Mit diesem Wert wird unter der Voraussetzung, daß es zu keinem Flattern⁷ kommt, ein sicherer Betrieb möglich sein, allerdings mit Einbußen in den Flugleistungen.

Die Annahmen aus Kapitel 4.5 sind damit bestätigt. Die Kopplung mit den elastischen Stäben erweist sich als ein robustes Konzept zur Ansteuerung der Tragkörper.

7.3 Skalierbarkeit, Betrachtungen für andere Flugzeugtypen

In diesem Kapitel wird die Anwendbarkeit des Hornkonzeptes für andere Flugzeugtypen, z.B. den Airbus A320, oder für das zukünftige Großraumflugzeug A3XX diskutiert. Da das Hauptanwendungspotential der variablen Wölbung bei Langstreckenflugzeugen

⁷ Eine Analyse des Flatterverhaltens kann im Rahmen dieser Arbeit nicht durchgeführt werden.

zum Tragen kommt, ist es von größerem Interesse, die Anwendbarkeit für den A3XX zu untersuchen.

Zunächst werden einige allgemeine Aussagen über die Skalierbarkeit formuliert.

7.3.1 Skalierbarkeit des Hornkonzeptes

Prinzipiell läßt sich das Hornkonzept auf jede beliebige Flugzeuggröße übertragen, indem sämtliche Geometriedaten eines Referenzsystems mit einem Geometriefaktor k_G auf die jeweilige Flügeltiefe transformiert werden. Dies läßt sich in der Realität jedoch nur eingeschränkt umsetzen.

So kann z.B. die Wandstärke der Deckhäute der formvariablen Hinterkante nicht linear mit den globalen Geometriegrößen skaliert werden, da die Wandsteifigkeit in der 3. Potenz von der Wandstärke abhängt.

$$EI \sim d_H^3 \quad (7-1)$$

Reduziert sich beispielsweise die Flügeltiefe auf ein Drittel, so würde sich die Wandsteifigkeit auf $1/27$ verringern, was zu großen Hautwelligkeiten führt. Der Krümmungsradius r_{Profil} der Deckhäute der formvariablen Hinterkante ändert sich allerdings linear. Es gilt:

$$r_{\text{Profil}} \sim k_G \quad (7-2)$$

Weiterhin gilt für die Randfaserdehnung der Deckhäute:

$$e_{\text{RF}} = \frac{1}{2} d_H / r_{\text{Profil}} \quad (7-3)$$

Will man die Dehnungen der Deckhäute konstant halten, muß sich die Wandstärke entsprechend umgekehrt proportional mit k_G reduzieren, was aber wegen (7-1) nicht möglich ist.

Dieses einfache Beispiel macht die Schwierigkeit bei einer Skalierung der Geometriedaten deutlich. Ähnliche Zusammenhänge gelten für die flexiblen Stege.

Diese nichtlinearen Zusammenhänge der mechanischen Größen begrenzen den Spielraum für Variationen.

Beim Hornkonzept ergeben zudem z.B. folgende weitere Zusammenhänge:

1. Die Durchmesser der Gleit- und Kugellager werden nicht linear skaliert. Bei kleinem k_G führt dies zu überproportional geringeren Durchmessern der zylindrischen Hornstümpfe.
2. Der Durchmesser der Hydraulikzylinder verringert sich bei linear abfallender Kraft nur mit der Quadratwurzel.
3. Die in Kapitel 5 beschriebene Herstellung der Tragkörper ist nicht auf beliebig kleine Durchmesser anwendbar.

Die Ausführungen zeigen, daß die Anwendbarkeit des Hornkonzeptes in erster Linie für kleine Geometriefaktoren begrenzt ist. Bei gegenüber der A340 größeren Flügeltiefen wird die Anwendbarkeit generell einfacher und günstiger.

Es kann deshalb davon ausgegangen werden, daß für die komplette Flügelspannweite der A340 keine Probleme auftreten. Die Wölblänge reduziert sich hier an den Flügelenden auf ca. $c_{\text{WI}}=430$ mm. Kleinere Wölblängen, wie sie etwa im äußeren Bereich des

A320-Flügels erforderlich wären, lassen sich mit der beschriebenen Ausführung unter Umständen nur noch eingeschränkt realisieren. Dies muß eine Detailanalyse bei einer konkreten Auslegung zeigen.

7.3.2 Formvariable Hinterkante für den A3XX

Für das Zukunftsprojekt A3XX liegen noch keine endgültigen Datensätze vor. Die für FE-Analysen zur Verfügung stehenden Daten bauen auf dem Flügelentwurf "TVC1" [89] auf. Für diesen Entwurf stehen die Geometriedaten der Landeklappen und die Positionen der Flap-Tracks zur Verfügung. Allerdings liegen weder die Luftlasten noch die Biegelinien für die Landeklappen vor. Da außerdem keine Verformungsanalysen, wie sie im letzten Abschnitt bei der A340-Klappe verwendet wurden, als Referenz vorliegen, wird auf eine detaillierte Analyse verzichtet.

Dennoch werden einige im Vergleich zu der äußeren A340-Klappe signifikanten Unterschiede und deren Auswirkungen auf das Hornkonzept qualitativ beschrieben.

Der TVC1-Flügelentwurf für den A3XX sieht ein Landeklappensystem mit einer inneren, zwei mittleren und einer äußeren Klappe vor. Die zwei mittleren entsprechen dabei der spannweitigen Position der äußeren Klappe der A340. Die Aufteilung in zwei Teile erfolgt wegen der großen Spannweite der mittleren Klappen von insgesamt über 15 m. Diese Klappen mit einer Spannweite von etwa je 7,5 m werden an jeweils nur zwei Tracks gelagert. Die Tracks haben dadurch einen im Vergleich zur A340 (vgl. Bild 7.7) deutlich größeren Abstand. Das Bild 7.34 zeigt das Modell der inneren der beiden Klappen in einer Ausführung mit vier Tragkörpern.

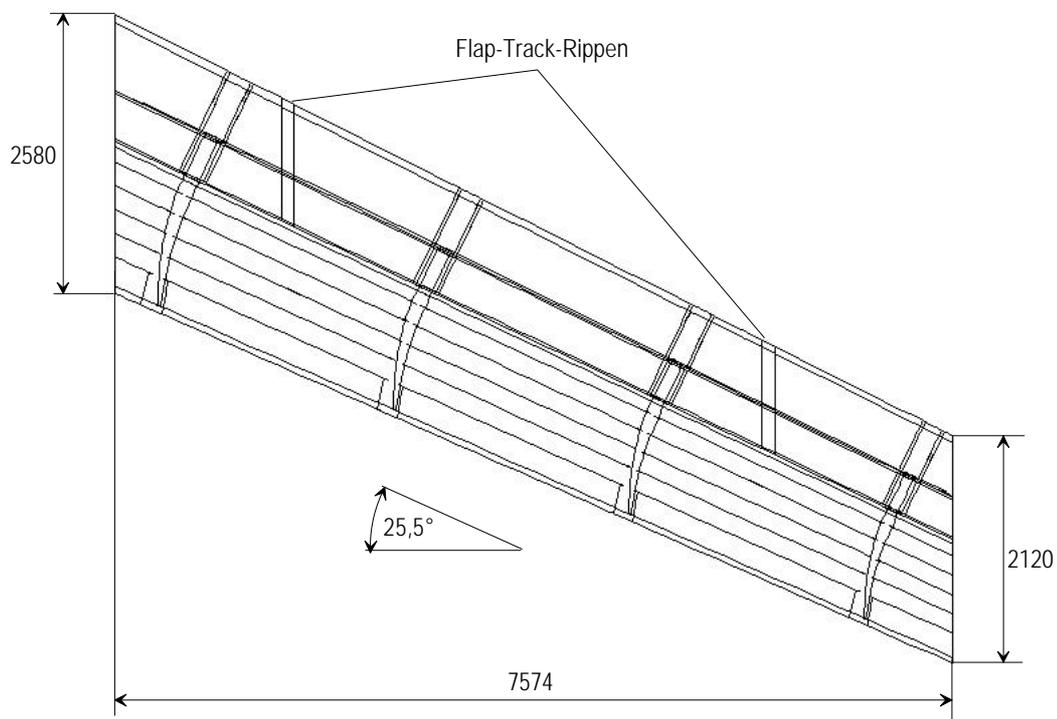


Bild 7.34: FE-Modell der inneren von den beiden mittleren A3XX-Klappen

Der A3XX-Flügel ist stärker gepfeilt. Dies wirkt sich generell für den Einsatz einer formvariablen Hinterkante ungünstig aus, da der äußere freie Randbereich der Klappe größer wird. Der Randtragkörper wird entsprechend höher belastet.

Die gegenüber der A340-Klappe kürzere Spannweite wirkt sich hingegen aus zwei Gründen positiv aus. Zum einen ist die erforderliche Aktuatorkraft der beiden Aktuatoren relativ geringer. Zum anderen dehnt sich der Zug/Druckstab wegen der verkürzten Länge insgesamt deutlich weniger, was zu geringeren Auswehungen der Endkante führt.

Die Klappentiefe ist gegenüber der A340-Klappe um ca. 50 % erhöht. Die relative Profildicke beträgt auf der Innenseite $k_I=9,7\%$ und auf der Außenseite $k_A=8,0\%$ und ist damit geringer als bei der A340 (vgl. Kap. 7.2.1, Bild 7.7). Diese große Differenz in der Profildicke relativiert sich jedoch zum Teil, wenn die verschiedenen Pfeilungswerte mit einbezogen werden. Für die Tragkörper sind die Schnitte senkrecht zum Holm relevant. Die Klappentiefe reduziert sich in dieser Richtung entsprechend des Pfeilungswertes.

Die zur Verfügung stehende Bauhöhe ist aber trotzdem gegenüber der A340-Klappe reduziert. Positiv wirkt sich hingegen die gegenüber der A340-Klappe stärker ausgeführte Endkante aus. Sie nimmt von innen 35 mm auf außen 23,5 mm ab und ist somit um 50-100 % dicker als die der A340-Klappe.

Auf Grund der Beschreibung der qualitativen Unterschiede kann davon ausgegangen werden, daß sich das Hornkonzept für die A3XX-Klappe ähnlich zufriedenstellend einsetzen läßt wie für die A340-Klappe. Ob dabei, wie in Bild 7.34 dargestellt, vier Tragkörper in einem Abstand von jeweils 2400 mm ausreichen, kann erst dann überprüft werden, wenn detailliertere Informationen über die exakten Luftlasten u.a. vorliegen.

7.4 Zusammenfassung der Ergebnisse, Bewertung

Zusammenfassung

Mit dem vorgestellten FE-Modell einer Landeklappe mit formvariabler Hinterkante nach dem Hornkonzept können alle wesentlichen Effekte analysiert werden, die bei der Integration in ein reales Flugzeug zu erwarten sind.

Am Beispiel der äußeren A340-Klappe wurde mit dem Modell ausführlich die Integrationsfähigkeit des Hornkonzeptes in ein reales Klappensystem untersucht. Die Geometriedaten und Randbedingungen wurden im FE-Modell dem Referenzsystem angenähert.

Es erfolgte eine Optimierung mit dem Ziel, die Steifigkeitskennwerte der starren Referenzklappe mit minimalem Gewichtszuwachs zu erreichen.

Zur Minimierung des Systemaufwandes und des Gewichtes konnte die Anzahl der Tragkörper von 12 auf 6 reduziert werden, ohne daß die Welligkeiten an der Endkante signifikant ansteigen. Es zeigte sich weiterhin, daß die erreichbare Steifigkeit sehr stark von der Wölblänge der Klappe abhängt. Bei einer größeren Wölblänge reduziert sich der tragende Torsionsquerschnitt der starren Vorderkante, was zu größeren Verformungen an der Endkante führt. Unter Berücksichtigung der Interaktion zwischen Landeklappe und Spoiler wurde eine Wölblänge von 53 % c_F definiert, mit der die geforderte Steifigkeit gut erreicht wird.

Mit der so entwickelten Konfiguration wurden zahlreiche Analysen durchgeführt, die die Funktionsfähigkeit der formvariablen Hinterkante bei den verschiedenen Randbedingungen und Lasten und deren Kombinationen aufzeigen. Als Indiz für die Belastung der Struktur wurde dafür in erster Linie die resultierende Linienlast q herangezogen, welche durch Mittelung aus den Kontaktkräften zwischen Tragkörper

und Deckhaut berechnet wird. Eine erhöhte Linienlast weist auf Verspannungen der Hautstruktur hin.

Relativ hohe Belastungen der beiden Randtragkörper treten bei einer aufgezwungenen Flügelbiegung auf. Diese hohe Last resultiert nicht, wie zunächst anzunehmen, daraus, daß eine gekrümmte bzw. gebogene Struktur in der orthogonalen Richtung gewölbt wird. Dieser Effekt ist wegen der im Vergleich zur spannweitigen Ausdehnung der Klappe relativ geringen Durchbiegung eher zu vernachlässigen. Vielmehr resultiert die hohe Belastung daraus, daß die Tragkörper gekrümmt sind (Krümmungseffekt) und sich in Spannweitenrichtung der Biegelinie nicht anschmiegen. So ist es auch zu erklären, daß eine erhöhte Linienlast bereits in der Neutralstellung auftritt. Bei großen Wölbungen verschwindet der Effekt.

Als Lösungsmöglichkeit bietet sich eine Vorspannung der Hautstruktur an. Die Randtragkörper müssen dazu so modifiziert werden, daß sie sich unter der normalen Reisefluglast exakt der Biegelinie der Landeklappe anschmiegen. Die Montage der Hautstruktur erfolgt in diesem Fall unter Vorspannung.

Auf eine Analyse einer vorgespannten Hautstruktur wird im Rahmen dieser Arbeit verzichtet, da dies eine aufwendige Modellmodifikation erfordern würde. Der positive Effekt der Maßnahme konnte jedoch durch eine einfache Rechnung gezeigt werden, bei der durch eine leichte Drehung des äußeren Tragkörpers dieser der Biegelinie angenähert wird.

Die Aktuatorkräfte steigen mit zunehmender Zuwölbung stärker als erwartet an. Dieser Anstieg ist zum großen Teil auf die Diskretisierung der Tragkörper und der Tragkörperlager im Holm zurückzuführen. Trotz dieser Erhöhung bleiben die Kräfte noch unterhalb der in Kap. 4 vorhergesagten Kräfte, was auf die reduzierte Wölblänge zurückzuführen ist.

Alle diese Untersuchungen zeigen, daß die Realisierung einer A340-Landeklappe mit einer formvariablen Hinterkante nach dem Hornkonzept möglich ist. Es kommt dabei zu keinem Zuwachs des Strukturgewichtes gegenüber der Originalklappe, auch wenn ein Gewichtszuschlag von 10 % für die Krafteinleitungen, Nietverbindungen, Lagerungen etc. einbezogen wird.

Für eine detaillierte Analyse einer A3XX-Klappe mit deutlich vergrößerter Klappentiefe fehlen detaillierte Daten, wie Luftlasten, Klappendurchbiegung und Referenzsteifigkeiten. Nach einer Beschreibung der wesentlichen Unterschiede zur A340-Klappe und deren Auswirkungen kann aber auch hier von einer Realisierbarkeit ausgegangen werden.

Qualitative Bewertung

Die bisherigen Untersuchungen zeigen, daß die technische Realisierung einer formvariablen Hinterkante für ein Großraumflugzeug mit dem Hornkonzept möglich ist. Eine umfassende Bewertung des wirtschaftlichen Nutzens des Konzeptes für das Gesamtsystem kann in dieser Arbeit allerdings nicht durchgeführt werden. Dies liegt zum einen darin begründet, daß für solch eine Bewertung eine Neuauslegung des gesamten Flugzeuges erforderlich wäre (vgl. Kap 1.1), und zum anderen die erforderlichen Rahmendaten wie zum Beispiel Wartungs- oder Kapitalkosten zur Zeit von Dasa-Airbus erarbeitet werden und damit nicht zur Verfügung stehen.

Trotzdem lassen sich einige Aussagen, die dem Leser eine Einordnung der Ergebnisse ermöglichen, wie folgt zusammenfassen:

Nach den Ausführungen in Kapitel 7 kann davon ausgegangen werden, daß das Zusatzgewicht, welches sich gegenüber der starren Klappe der A340 ergibt,

ausschließlich aus den zusätzlich zu installierenden Systemen besteht. Dies sind die Aktuatoren, die Energiewandler und die entsprechende Leitungsführung (vgl. Kap. 4).

Dieses Mehrgewicht läßt sich nach den Analysen aus Kapitel 4.4 mit $4 \times 80 = 320$ kg für das Gesamtflugzeug A340 abschätzen. Hierbei wird zu Grunde gelegt, daß beidseitig die inneren und äußeren Klappen mit einer formvariablen Hinterkante mit Querruderfunktion ausgestattet sind.

Für einen Langstreckenflug liegt der Treibstoffverbrauch einer A340 bei ca. 100t. Mit einer Widerstandsreduktion von nur 0,3 bis 0,4 % ließe sich das Zusatzgewicht alleine durch die Treibstoffersparnis kompensieren. Nach Kapitel 1.1 (Bild 1.2) kann jedoch von einer Reduktion von mindestens 3 % ausgegangen werden.

Alleine der Vergleich über die Widerstandsreduktion zeigt den möglichen wirtschaftlichen Nutzen der formvariablen Hinterkante mit dem Hornkonzept für eine A340. Vorausgesetzt ist, daß die zusätzlichen Kosten (Kapital- und Wartungskosten) den Nutzen nicht kompensieren.

Das neue Konzept sollte jedoch weniger mit einer starren Klappe ohne variable Wölbung, sondern mit einer konventionellen Wölbklappe (siehe Kap. 1) verglichen werden. Für ein solches System wäre das zu installierende Zusatzgewicht etwa gleich hoch anzusetzen, da die Leistungsanforderungen für die Systeme identisch sind. Die hohe aerodynamische Güte, die hohe Einsatzflexibilität (Querruder) und die Möglichkeit der spannweitigen Differenzierung lassen jedoch einen erhöhten Nutzen des Hornkonzeptes gegenüber der konventionellen Lösung erwarten. Diese Erwartung wird auch dadurch verstärkt, daß sich der Systemaufwand (Anzahl der Aktuatoren) beim Hornkonzept gegenüber der konventionellen Lösung reduzieren läßt.

Weitere positive Aspekte der formvariablen Hinterkante, die sich z.B. aus der Manöverlaststeuerung ergeben (siehe Kap. 1), lassen sich im derzeitigen Projektstadium schwer quantifizieren und stehen deshalb für eine Bewertung noch nicht zur Verfügung.

8 Zusammenfassung und Ausblick

Die vorliegende Arbeit befaßt sich mit dem Entwurf eines Systems zur Realisierung der formvariablen Hinterkante eines Tragflügels. Die formvariable Hinterkante besteht aus einer flexiblen, formvariablen Struktur mit einem integrierten Aktuatorsystem. Zielsetzung ist die Verbesserung der aerodynamischen Leistung zukünftiger Verkehrsflugzeuge durch eine Profilanpassung (Wölbung) während des Reisefluges mit glatten Übergängen, ohne daß Spalte oder Knicke entstehen.

Das vorgestellte Hornkonzept ist ein Lösungsansatz für eine solche formvariable Hinterkante. Bei diesem Konzept werden mehrere hornförmige Tragkörper an dem starren Vorderkasten einer Landeklappe drehbar gelagert. Über diese Tragkörper wird eine flexible Hautstruktur gespannt, welche ihre Flexibilität aus biegeweichen Stegen erhält. Durch Drehung der Tragkörper wird der Haut die Form der Tragkörper aufgezungen.

Die Besonderheiten und Vorteile dieses Konzeptes gegenüber dem Stand der Technik werden dargestellt. Kennzeichnend sind die robuste und einfache Bauform, die wenigen beweglichen Bauteile und die im Vergleich zu anderen Konzepten geringen erforderlichen Stellkräfte.

Am Beispiel eines typischen Schnittes der äußeren Landeklappe der A340 wird eine Detailkonstruktion durchgeführt und die prinzipielle Funktionsfähigkeit des Konzeptes gezeigt. Mit Finite-Elemente-Modellen wird das Steifigkeits- und Festigkeitsverhalten der einzelnen Strukturkomponenten analysiert.

Es wird ein Aktuatorsystem konzipiert, bei dem nur zwei Aktuatoren für eine Landeklappe erforderlich sind, die an den Rändern der Landeklappe sitzen. Die Kopplung der einzelnen Tragkörper erfolgt dabei mit elastischen Stäben. Mit einfachen Modellen kann gezeigt werden, daß sich solch ein System unter Beibehaltung aller Anforderungen realisieren läßt.

Mit dem Bau eines Demonstrators mit insgesamt 3 Hörnern erfolgt die praktische Überprüfung der Funktionsfähigkeit des Hornkonzeptes. Zur Herstellung der Tragkörper aus CFK wird ein spezielles Fertigungsverfahren entwickelt, erprobt und für den Bau der drei Tragkörper am Demonstrator eingesetzt. Die Tragkörper werden in einem Abstand von 800 mm angebracht. Die Deckhäute und elastischen Stege werden ebenfalls als CFK-Konstruktion ausgeführt. Für die Kontaktfläche zwischen Tragkörper und Deckhaut ist eine spezielle Gleitschicht vorgesehen.

Für Dauerbelastungstests wird der Demonstrator mit Gewichten in Form von Bleisäcken beladen. Im Rahmen dieser Arbeit konnten 4.000 simulierte Flüge mit insgesamt ca. 1,3 Mio. Zyklen für eine Querruderfunktion absolviert werden, ohne daß

es zu Schädigungen an der Struktur oder der Gleitschicht gekommen ist. Mit weiteren Versuchen an einem separaten Versuchsstand konnte die Standfestigkeit der Gleitschicht für ein komplettes Flugzeugleben selbst für erhöhte Tragkörperabstände nachgewiesen werden.

Die hoch belasteten kritischen Bereiche der Hornausschnitte in den elastischen Stegen wurden statisch in einem gesonderten Prüfstand bis zum Bruch belastet. Dabei zeigte sich, daß der am Demonstrator realisierte Aufbau keinen Spielraum für größere Tragkörperabstände läßt. Mit einer Konstruktion der Stege im Ausschnittsbereich aus Titanblech und dem zusätzlichen Einsatz von Stringern kann das Problem gelöst werden, so daß Abstände bis über 2.000 mm möglich werden.

Mit den Ergebnissen aus den Versuchen wird die Realisierbarkeit des Hornkonzeptes für eine reale Landeklappe der A340 mit Hilfe eines Gesamt-FE-Modells untersucht. Es wird eine optimale Konfiguration gefunden, bei der die Steifigkeit der Originalklappe erreicht wird, ohne daß es zu einem Gewichtszuwachs kommt. Für diesen Entwurf wird eine Prüfung der Funktionsfähigkeit der flexiblen Hinterkante bei aufgezwungener Flügelbiegung und maximaler Luftlast durchgeführt. Dabei zeigt sich, daß das Hornkonzept bei allen Lastfällen funktionsfähig bleibt und keine Festigkeitsgrenzen überschritten werden. Auch die spannweitige Differenzierung und der simulierte Ausfall eines Aktuators bereiten keine Probleme.

Sowohl die experimentellen als auch die theoretischen Untersuchungen dieser Arbeit zeigen, daß mit dem Hornkonzept eine formvariable Hinterkante für zukünftige Generationen von Verkehrsflugzeugen realisierbar ist. Alle geforderten Funktionen von der Gleitzahlanpassung über die spannweitige Differenzierung bis zur Querruderfunktion sind realisierbar. Das Aktuatorsystem garantiert eine hohe Ausfallsicherheit. Mit dem Bau eines Demonstrators ist die praktische Umsetzbarkeit nachgewiesen. Dauerversuche haben die Haltbarkeit für die Dauer eines Flugzeuglebens bestätigt.

Der Bau einer Landeklappe mit formvariabler Hinterkante in Originalabmessungen und entsprechende Flugversuche müssen zeigen, ob die Ergebnisse dieser Arbeit auf ein reales System übertragbar sind, welches auch den extremen Umwelteinflüssen bezüglich Temperatur, Feuchte und Verschmutzung standhält.

Anhang

1. Zu Grunde gelegte Materialdaten für unidirektionale Prepregs (Preimpregnated Fibers)

Die Elastizitätswerte und Festigkeitswerte sind teilweise [63], [74] und dem Werkstoff-Handbuch 75-T-2-0102-1-1 der Dasa-Airbus entnommen. Temperatureinflüsse werden nur bei den Querkzugfestigkeiten berücksichtigt. Die Nomenklatur ist nach [63] gewählt.

Elastizitätsmoduli für einen Faservolumenanteil von 65 %:

Material	$E_{ }$ [N/mm ²]	E_{\perp} [N/mm ²]	$G_{ \perp}$ [N/mm ²]	$G_{\perp\perp}$ [N/mm ²]	$\nu_{\perp }$ -	$\nu_{\perp\perp}$ -
GFK	45160	14700	5300	5330	0,30	0,38
CFK-HT	140000	9000	5800	3200	0,29	0,37
CFK-HM	260000	9000	5800	3200	0,29	0,37

Festigkeitswerte:

Material	$R_{Z }$ [N/mm ²]	$R_{D }$ [N/mm ²]	$R_{Z\perp}$ [N/mm ²]	$R_{D\perp}$ [N/mm ²]	$R_{ \perp}$ [N/mm ²]
GFK	1000	900	50	170	70
CFK	1950	1500	35/70 ^(*)	230	70

(*) Der kleinere Festigkeitswert gilt für 70°C und 70 % rel. Luftfeuchtigkeit und der größere gilt für -55 °C°

Bedeutung der Indizes:

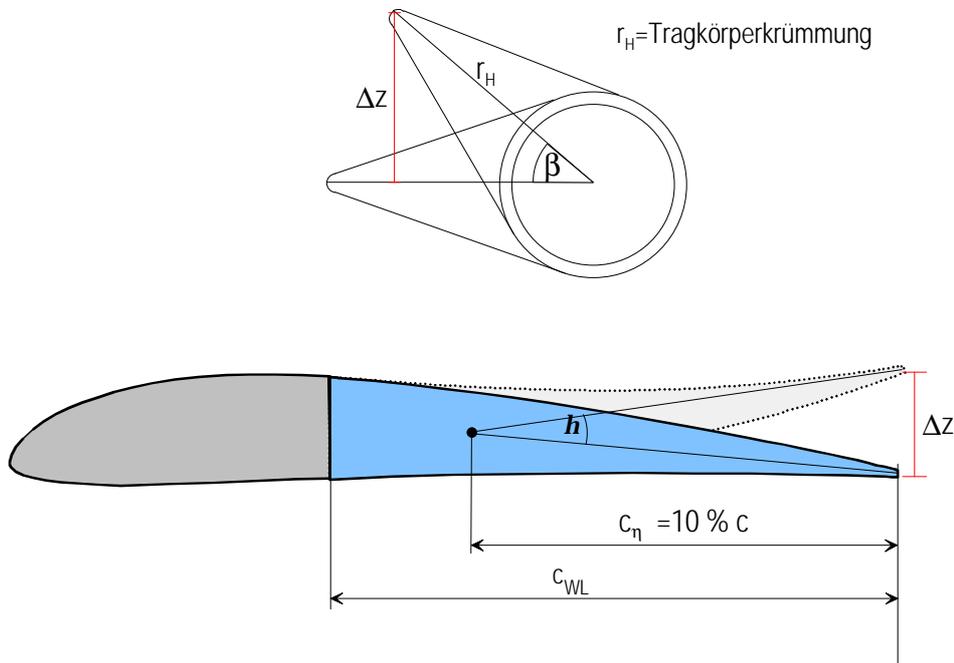
- || parallel
- ⊥ senkrecht
- Z Zug
- D Druck

2. Zu Grunde gelegte Materialdaten für Aluminium und Titan

Material	E [N/mm ²]	R [N/mm ²]
Aluminium	70000	300
Titan	105000	900

3. Zusammenhang zwischen dem Schwenkwinkel b und dem Wölbwinkel h (Herleitung der Gleichung 4-1 auf S. 58)

Bezeichnungen der Geometriegrößen nach den Festlegungen auf Seite 31



$$\sinh h = \frac{\Delta z}{c_h} \quad \Rightarrow \quad \Delta z = \sinh h \times c_h$$

$$\sin b = \frac{\Delta z}{r_H} \quad \Rightarrow \quad \Delta z = \sin b \times r_H$$

$$\Rightarrow \sin b \times r_H = \sinh h \times c_h$$

$$\Rightarrow b = \arcsin\left(\frac{c_h}{r_H} \times \sinh h\right)$$

$$\Rightarrow \dot{b} = \frac{c_h}{r_H} \times \cosh h \times \frac{1}{\sqrt{1 - \left(\frac{c_h}{r_H} \times \sinh h\right)^2}} \times \dot{h} \quad \text{mit } \dot{h} = \text{const.}$$

mit $k = \frac{c_h}{r_H}$ ergibt sich

$$\Rightarrow \dot{b} = \frac{k \times \cosh h}{\sqrt{1 - (k \times \sinh h)^2}} \times \dot{h}$$

Literaturverzeichnis

- [1] Arendt, H.; Heyland, D.; Martin, W.: *Das Leitkonzept "Adaptiver Flügel" (ADIF)* DGLR Jahrestagung 1997, München
- [2] Hilbig, R.: *Aufgabenbeschreibung für das Leitkonzept Adaptiver Flügel*, nicht veröffentlichtes, internes Projektpapier, Dasa Bremen 1995
- [3] Nachtigall, W.: *Vogelflug und Vogelzug*, 1. Auflage, Hamburg, Zürich: Rasch und Röhrig Verlag, 1987 ISBN 3-891-153-X
- [4] Boeing Commercial Airplane Company: *Assessment of variable camber wing for application to transport aircraft*, NASA CR 158430, 1980
- [5] U. Graeber: *Flugmechanische Untersuchungen zur Anwendung und Optimierung eines Flügels variabler Wölbung*, MBB-TN-TE232-2/86, 1986
- [6] Hansen, H.: *Entwicklung eines VC-Profiles*, ZKP-Ergebnisbericht Nr. 2 LFL 85105 FKS, 1986, internes Dokument
- [7] Redecker, G.; Wichmann, G.: *Aerodynamic Investigations Toward an Adaptive Airfoil for Transonic Transport Aircraft*, Journal of Aircraft Vol.23, No.5 May 1986
- [8] Smith, Francis R.; Harshberger, Glenn W.; Ujcik, Vaclav G.: *AFTI/F-111 Performance Flight Test Summary*, SAE Technical Paper 871881, 1987
- [9] Spillmann, J.: *The use of variable camber to reduce drag, weight and cost of Transport aircraft*, Aeronautical Journal, Vol. 96, No. 951, pages 1-9, January 1992
- [10] Szodruch, J.; Hilbig, R.: *Variable wing camber for transport aircraft*, Prog. Aerospace Sci. 1988, 25, pp 297-328
- [11] Szodruch, J.: *The Influence of Camber Variation on the Aerodynamics of Civil Transport aircraft*, AIAA-85-0353, 23 rd Aerospace Sciences Meeting, January 14-17, 1985, Reno, Nevada
- [12] Voogt, N.; Slooff, J. W.: *Advanced Aerodynamic Wing Design for Commercial Transports-Review of a Technology Program in the Netherlands*, ICAS-Paper 82-5.6.1, 1982
- [13] Renken, J. HG.; Carl, U.: *Konzeptuntersuchung zu Steuerungssystemen eines Tragflügels variabler Wölbung*, 4. BMFT-Statusseminar, 28.-30.4. 1986, München
- [14] Greff, E.: *The development and design integration of a variable camber Wing for the long/medium range aircraft*, Aeronautical Journal, November 1990, Paper No.1750

- [15] *Flugphysik und Flugerprobung*, Vorträge zum Kolloquium 1997, Dasa Bremen, internes Dokument
- [16] Meller, F.: *Analysis of Key Buying Factors for Aircraft Evaluation and Identification of Technology Requirements for the Megaliner Project*, DGLR Jahrestagung 1998 Bremen, DGLR-JT98-005
- [17] Fielding, J.P.; Vaziry-Zanjany, M.A.F.: *Reliability, maintainability and development cost implications of variable camber wings*, Aeronautical Journal May 1996
- [18] Gilbert, William W.: *Development of a mission adaptive wing system for a tactical, Aircraft*, 1980, AIAA-1886
- [19] Moore, M.; Frei, D.: *X-29 Forward Swept Wing Aerodynamic Overview*, AIAA Applied Aerodynamic Conference, AIAA-83-1834, 1983
- [20] Wiedemann, J.: *Leichtbau Band 2: Konstruktion*, 2. Auflage Springer Verlag, ISBN 3-540-60304-2
- [21] Widnall, Sheila E.; Widnall, William S.; Gorgen, William E.; Evernham, Jeffrey T.: *Flexible Tailored Elastic Airfoil Section*, US-Patent 5,181,678, 1993
- [22] Hanselka, H.; Büter, A.; Bein, T.; Monner, H.P.; Breitbach, E.: *Adaptive Struktursysteme für Luftfahrtanwendungen am Beispiel des Adaptiven Flügels und Adaptiven Rotors*, DGLR Jahrestagung 1997 München, DGLR-JT97-147
- [23] Pierce, Donald: *Flugzeugtragflügel mit veränderlicher Flügelprofilwölbung*, Patent Bundesrep. Deutschland DE 2026054, 1970
- [24] Zimmer, Herbert: *Quertriebskörper mit veränderbarer Profilierung, insbesondere Nasenteile von Flugzeugflügeln*, Patent Bundesrep. Deutschland DE 2907912 C2, 1985
- [25] Frost, Richard C.; Gomez, W. Eduardo; McAnally, Robert W.: *Airfoil Variable Cambering Device and Method*, US-Patent 4,247,066, 1981
- [26] Pierce, Donald: *Tragflügel*, Patent Bundesrep. Deutschland DE 2713902, 1977
- [27] Smith, John W.; Wilton P. Lock, Payne; Gordon A.: *Variable-camber systems integration and operational performance of the AFTI/F-111 Mission Adaptive Wing*, NASA Hugh L. Dryden Flight Research Facility (Edwards, CA, United States), Pages 43, April 01, 1992
- [28] Fullerton, Gordon: *Mission Adaptive Wing Final Report*, SETP Proceedings, 33rd Symposium and Banquet Committee, October 1989
- [29] Stöckel, Dieter; Hornbogen, Erhard; Ritter, Friedhelm; Tauzenberger, Peter: *Legierungen mit Formgedächtnis, Industrielle Nutzung des Shape-Memory-Effektes. Grundlagen, Werkstoffe, Anwendungen*, Expert Verlag, Kontakt & Studium Werkstoffe, ISBN 3-8169-0323-1
- [30] DARPA, Smart Materials & Structures Programm 1996

- [31] Kudva, Jayanth N.; Lockyer Allen J.; Appa Kari: *Adaptive Aircraft Wing* AGARD SMP Smart Structures and Materials, October 1996
- [32] Phillips, H. Edward: *Memory Alloys Key To 'Smart Wing'*, Aviation Week & Space Technology /July 22 1996
- [33] Austin, Fred; Van Nostrand, William; Siclari, Michael; Aidala, Paul: *Design and performance predictions of smart wing for transonic cruise*, SPIE Vol. 2721, 0-8194-2096-4/96/S6.00
- [34] Austin, Fred; Van-Nostrand, William-C.: *Shape control of an adaptive wing for transonic drag reduction*, Grumman Aerospace Corp., Bethpage, NY, USA Proceedings of SPIE – The International Society for Optical Engineering v 2447 1995. Society of Photo-Optical Instrumentation Engineers, Bellingham, WA, USA. P 45-55 ISSN: 0277-786X ISBN: 0-8194-1796-3
- [35] Lufthansa Wartungshandbuch Boeing 747, Kapitel 27 Steuerungsanlage Ausgabe 4.72
- [36] Bös, Andreas: *Alternative funktionale Konzepte zur Variable Camber Anwendung bei Transportflugzeugen*, Studienarbeit 1993, TU-Darmstadt Aerodynamik und Meßtechnik, Betreuer: Prof. Dipl.- Ing. B. Ewald, Dipl.-Ing. M. Hübner (TUD), H. Rechter (Dasa Bremen)
- [37] Norris, G.: *NASA aims to cut drag with control-surface research*, Flight International 11-17 June 1997
- [38] S.H.M. Macci: *Structural and Mechanical Feasibility Study of a Variable Camber Wing (VCW) for Transport Aircraft*, PhD Thesis, Cranfield Institute of Technology, August 1992
- [39] Hübner, M.: *Tragflügel mit selbstanpassender Wölbung, Sensorik, Flugmechanik und Optimierung*, VDI Verlag, VDI Fortschrittsberichte, Reihe 12: Verkehrstechnik/Fahrzeugtechnik Nr. 269, 1995
- [40] Raymond, E.T.; Chenoweth, C.C.: *Aircraft Flight Control Actuation System Design*, Published by: Society of Automotive Engineers, Inc. ISBN 1-56091-376-2
- [41] Beauchamp, Edward D.: *Opportunities and Challenges for Electric-Drive Systems on Aircraft*, SAE Technical Papers 1984, 841627.
- [42] Greif: *Electrical Flight Control Systems (EFCS), Systemdefinition* TN-TK624/611/06/93, issue 5, internes Dokument Dasa Bremen
- [43] *Elektromechanischer Aktuator EMA*, Infobroschüre Liebherr Aerospace GmbH (ILA Berlin 1998)
- [44] Balás, Matthias; Gombert, Bernd; Hirzinger, Gerd; Willber, Bertram: *Planeten-Wälz-Gewindespindel, Neues Hochleistungsstellglied als Kernstück des künstlichen Muskels*, Zeitschrift Feinwerktechnik, Mikrotechnik, Meßtechnik, 103. Jahrgang 5/95, Carl Hanser Verlag

- [45] Dürrwaechter, Martin: *Entwicklung und Konstruktion einer elektromechanischen Stelleinheit für Flugzeugspoiler auf Basis der DLR-Planeten-Rollenspindel* Diplomarbeit, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) in Oberpfaffenhofen, Inst. für Robotik und Systemdynamik, 1993
- [46] *Electro Hydrostatic Actuator (EHA) for Airbus A321 Aileron Control*, Infobroschüre Liebherr Aerospace GmbH
- [47] Janocha, Hartmut: *Aktoren, Grundlagen und Anwendung*, Springer-Verlag, ISBN 3-540-54707, 1992
- [48] Jendritza, Daniel J.: *Technischer Einsatz neuer Aktoren, Grundlagen, Werkstoffe, Designregeln und Anwendungsbeispiele*, Expert Verlag, ISBN 3-8169-1235-4, 1995
- [49] Rapp, Helmut: *Konzepte für piezogetriebene aktive Strukturen* DGLR Jahrestagung, Oktober 1997 München, DGLR-JT97-126
- [50] Martin, W.; Jänker, P.; Hübner, M.; Trutzel, M.; Siegling, K.F., Wang, P.; Voggenreiter, H.: *Strukturintegrierbare Aktoren auf Basis adaptiver Werkstoffe sowie Sensortechnologien für den adaptiven Flügel und den Adaptiven Rotor* DGLR Jahrestagung 1997 München, DGLR-JT-97-149
- [51] Schöner, Hans-Peter: *Piezoelectric Motors and Their Applications*, European Transactions on Electrical Power Engineering ETEP Vol. 2, No. 6, November/December 1992
- [52] Giurgiutiu, Victor; Chaudhry, Zaffir; Rogers, Craig A: *Energy-Based Comparison of Solid-State Actuators*, Center for Intelligent Material Systems & Structures, Virginia Polytechnic Institute & State University, 9/1995, Report No. CIMSS 95-101
- [53] Jardine, A.P. et al.: *Shape Memory Alloy TiNi Actuators for Twist Control of Smart Wing Designs*, Paper No. 2716-10, SPIE North American Conference on "Smart Structures and Materials", San Diego, California, February 26 – February 29, 1996
- [54] Hilbig, R.: *Adaptive Tragflügel für künftige Verkehrsflugzeuge*, Adaptronic Congress Berlin 1996
- [55] Gildemeister, L; Dargel, G.; Hansen, H.: *Theoretische Grundsatzuntersuchungen zum Thema "Adaptive Hautstrukturen im Verdichtungsstoß"*, DGLR-Fachausschuß T2.2 "Experimentelle Aerodynamik", Beeinflussung von Tragflügelumströmungen, 2-3.5.1996, TU-Berlin
- [56] Müller, D.; Reiners, D.: *Formvariable Strukturen auf bewegten Klappensystemen, Teil 1: Das Hornkonzept zur Strömungsbeeinflussung an der Hinterkante* DGLR Jahrestagung in München 1997, DGLR-JT97-150.
- [57] Hachmann, K: *Smart Wing, A330/A340 Outer Flap Structural Finite Elemente Modell*, Dasa-Bremen, nicht veröffentl. Dokument 1995

- [58] Finite Elemente Modell der äußeren A340 Landeklappen, NASTRAN-Datenbasis von DA-Bremen, Datentransfer nach ANSYS® 1995
- [59] Müller, D; Reiners, D.: *Adaptiver Flügel, Grundlagen und Rahmenbedingungen*, Daimler-Benz Forschung & Technik FFM, Technische Notiz '96, TN-F2A-96.002
- [60] Müller, D.; Maar, E.: *Konstruktive und fertigungsgerechte Auslegung eines Faserverbundtragkörpers im „Adaptiven Flügel“*, Daimler-Benz Forschung & Technik FFM, Technische Notiz 1996, TN-F2A-96.007 (Notiz entstand im Rahmen einer gleichnamigen Diplomarbeit in Zusammenarbeit mit dem Institut für Konstruktiven Leichtbau und Bauweisen, Prof. Dr.-Ing. Schürmann TU-Darmstadt)
- [61] Müller, D., Schweitzer, J.: *Simulation einer flexiblen Tragflächenstruktur mit Hilfe der Methode der Finiten Elemente*, Daimler-Benz Forschung & Technik FFM, Technische Notiz 1996, TN-F2A-96.006 (Notiz entstand im Rahmen einer gleichnamigen Diplomarbeit in Zusammenarbeit mit dem Fachgebiet Maschinenelemente und Maschinenakustik, Dipl.-Ing. B. Pollak und Prof. Dr.-Ing. E.h.F.G Kollmann TU-Darmstadt)
- [62] Jakobi, R.: *Zur Spannungs-, Verformungs- und Bruchanalyse von dickwandigen rohrförmigen Bauteilen aus Faser-Kunststoffverbunden*, VDI Fortschrittsberichte Reihe 5 Nr. 126 , 1987
- [63] Schürmann, H.: *Konstruieren mit Faser-Kunststoffverbunden 1*, Script zur Vorlesung am Institut für Konstruktiven Leichtbau und Bauweisen 1998, nicht veröffentl.
- [64] Kindervater, Ch.: *Technologie und Dimensionierungsgrundlagen für Bauteile aus Faserkunststoffverbund (FKV)*, Begleitmaterial zur Vorlesung an der Universität Stuttgart, Fakultät Luft- und Raumfahrttechnik, Institut für Flugzeugbau und Leichtbau (IFB); DLR, Institut für Bauweisen und Konstruktion, Stuttgart, 1996.
- [65] Müller, D., Tischleder, J.: *Analytisch/numerische Auslegung einer Haut/Stringer-Struktur einer flexibel gehaltenen Flugzeugwölbklappe in Faser-Kunststoff-Verbundbauweise*, Daimler-Benz Forschung & Technik FFM, Technische Notiz 1997, TN-F2A-97.003 (Notiz entstand im Rahmen einer gleichnamigen Diplomarbeit in Zusammenarbeit mit dem Institut für Konstruktiven Leichtbau und Bauweisen, Prof. Dr.-Ing. Schürmann TU-Darmstadt)
- [66] Arends, E.: *Coordination Memo A340-500/600 DBT Outer Flaps*, internes Dokument Dasa Airbus Bremen
- [67] Pieroth, Th.: *Auslegung einer Landeklappenstruktur für ein zukünftiges Großraumflugzeug*, Diplomarbeit, Institut für Leichtbau RWTH Aachen, Prof. Dr.-Ing. H.-G. Reimerdes, (Betreuung: Dipl. -Ing. Thomas Hornung, Dipl. -Ing. Dietmar Müller)

- [68] Müller, D., David O.: *Vergleich und Auswahl eines Aktuator-systems zur Verstellung der flexiblen Hinterkante einer Landeklappen*, Daimler-Benz Forschung und Technik FFM, Technische Notiz 1998, TN-FT2/L-1998.006 (Notiz entstand im Rahmen einer gleichnamigen Diplomarbeit in Zusammenarbeit mit dem Fachgebiet Flugmechanik und Regelungstechnik, Prof. Dr.-Ing. W. Kubbat, TU-Darmstadt)
- [69] Monner, H.P.; Hanselka, H.; Müller, D.; Bauer, C.; Arendt, H.: *Referenz der Bewertung*, Internes Projektpapier, 8/98
- [70] Reiners, D.: *Adaptiver Flügel, Formvariable Strukturen auf bewegten Klappensystemen - Energie und Informationsübertragung*, Daimler-Benz Forschung und Technik FFM, Technischer Bericht '97, TN F2A-97.010
- [71] Beitz, W.; Küttner, K.-H.: *Dubbel Taschenbuch für den Maschinenbau*, 16. Aufl. Springer-Verlag 1987
- [72] Schriftliche Mitteilung von Hr. Hildebrandt (Warner Electric GmbH, Kugelgewindetriebe) mit Bezug auf den DIN-Entwurf 69051, 1997
- [73] Schriftliche Mitteilung von Hr. Weimar, Fa. Parker Aerospace, 12/98
- [74] Müller, D., Zürner, J.: *Verifikation und vergleichende Bewertung der Prepreg- und RTM-Technologie am Beispiel einer hornförmigen Tragstruktur aus Faser-Kunststoff-Verbund*, Daimler-Benz Forschung und Technik FFM, Technische Notiz 1998, TN-FT2/L-1998.005 (Notiz entstand im Rahmen einer gleichnamigen Studienarbeit in Zusammenarbeit mit dem Institut für Konstruktiven Leichtbau und Bauweisen, Prof. Dr.-Ing. Schürmann TU-Darmstadt)
- [75] Jehrke M.: *Untersuchung und Optimierung der Prozeßparameter bei der Fertigung von FVK-Bauteilen im Schlauchblasverfahren*, Abschlußbericht zum Forschungsvorhaben Nr. 8535, Institut für Kunststoffverarbeitung RWTH-Aachen, Prof. Dr.-Ing. Michaeli, 21.9.1993
- [76] Brandt, J.; Drechsler, K.: *The potential of advanced textile structural composites for automotive and aerospace applications*, 4th Japan International SAMPE Symposium, Sep. 25-28, 1995
- [77] Hufenbach, Werner; Müller, Carsten: *Quantensprung in Sicht, Hydraulikzylinder in Ultra-Leichtbauweise*, Sonderdruck aus der Zeitschrift Fluid Hydraulik, Pneumatik, Elektronik, April 1996 B30510
- [78] Hoffmann, K.: *Eine Einführung in die Technik des Messens mit Dehnungsmeßstreifen*. Hottinger Baldwin Meßtechnik GmbH, Darmstadt, 1987.
- [79] Aerospace Bearing Manual, Fa. AMPEP, Clevedon-Avon England
- [80] Simon, H; Suchentrunk, R.: *Werkstoffe und Schichten für hohe Beanspruchungen in der Luft- und Raumfahrt*, Galvanotechnik, D-88348 Saulgau, 87 (1996) Nr.2
- [81] Frömmel; Schrock; Kadner: *Prüfbericht, Reibversuche an Mannlochdeckeln* Prüfberichts-Nr. A076/5, IMA Materialforschung und Anwendungstechnik GmbH

- [82] *Untersuchung Prüfling zur Gleitschichtprüfung im Rahmen des Projektes ADIF*, Untersuchungsbericht, Verfasser: Hr. Niemann, Daimler-Benz Forschung und Technologie Frankfurt, 1998
- [83] Liner-Spezifikation, Datenblätter der Fa. RWG Frankenjura Industrie Flugwerklager GmbH, Verfasser: Hr. Runge, 1998
- [84] Müller, C.H.; Jagolski, H.: *CFK-Leichtbauzylinder für digital-servohydraulische Regelkreise*, DGLR Jahrestagung 1998 Bremen, DGLR-JT98-133
- [85] Iigus-Katalog, igludur® Gleitlager Kunststoff, 12/96, Iigus GmbH Köln
- [86] Müller, D., Schiefer, B.: *Parameteruntersuchungen an einem Strukturkonzept für die formvariable Hinterkante einer Landeklappe mit Hilfe der Finite-Elemente-Methode*, Daimler-Benz Forschung und Technologie FFM, Technische Notiz 1998, TN-FT2/L-1998.007 (Notiz entstand im Rahmen einer gleichnamigen Studienarbeit Zusammenarbeit mit dem Institut für Flugzeugbau, Prof. Dipl.-Ing. Voit-Nitschmann Universität Stuttgart)
- [87] Schweickhardt, F.: *Modifizierung und Optimierung der Faserverbundstruktur einer formvariablen Landeklappe mit Hilfe der Finiten-Elemente-Methode und Belastungstests*, Diplomarbeit März 1999, Institut für Statik und Dynamik, Prof. Dr.-Ing. Kröplin Universität Stuttgart, DaimlerChrysler Forschung und Technologie Frankfurt, Betreuer: Dr. -Ing. Manfred König (Institut für Statik und Dynamik Universität Stuttgart), Dipl.-Ing. Dietmar Müller, (DaimlerChrysler Forschung und Technologie)
- [88] Joosen, M: *Integration of the Hornkonzept in a real Aircraft*, Diplomarbeit März 1999, Faculteit der Luchtvaart- en Ruimtevaarttechniek, TU-Delft, Prof. Dr. J. Arbocz, Prof. Dr. A. Rothwell, DaimlerChrysler Forschung und Technologie Frankfurt, Betreuer: Prof. Dr. A. Rothwell (TU-Delft), Dipl.-Ing. Dietmar Müller (DaimlerChrysler Forschung und Technologie)
- [89] 1. VC-Flügelentwurf im RAWID-Technologieprogramm, RAWID-Reduktion des aerodynamischen Widerstandes, Technologieprogramm im Rahmen des ersten Luftfahrtforschungsprogrammes, Laufzeit: 1.7.1995-31.12.1998

Lebenslauf

Name: Dietmar Müller
Geburtsdatum/-ort: 23.9.1967 in Balve (Sauerland)
Staatsangehörigkeit: deutsch
Eltern: Paul Müller, Unternehmer
Hedwig Müller, Hausfrau
Familienstand: verheiratet, drei Kinder

Aug. 1973 - Aug. 1977 Grundschule Langenholthausen
Aug. 1977 - Aug. 1978 Hauptschule Balve
Aug. 1978 - Aug. 1984 Realschule Balve
Aug. 1984 - Mai 1987 Heilig-Geist-Gymnasium in Menden
Abschluß: Allgemeine Hochschulreife
Okt. 1989 - Sept. 1991 Grundstudium der Physik (TU Darmstadt)
Abschluß: Vordiplom Physik
Okt. 1991 - Juni 1995 Studium der Mechanik (TU Darmstadt)
Abschluß: Dipl.-Ingenieur Mechanik
Aug. 1995 - Juli 1999 Wissenschaftlicher Mitarbeiter der
DaimlerChrysler Forschung und Technologie am
Forschungsinstitut Frankfurt a.M.,
Mitarbeit und Teilprojektleitung im Projekt
"Adaptiver Flügel"
Aug. 1999 - heute Mitarbeiter der Fa. Inometa GmbH
Leiter des Kompetenzzentrums Leichtbau