# 2 Stand der Forschung

Die Entwicklung einer Auslegungsmethodik für adaptive Rotorblätter erfordert die Betrachtung des aktuellen Forschungstandes. Die Recherche berücksichtigt vor allem Untersuchungen, welche die zwei wesentlichen Schwerpunkte dieser Arbeit betreffen: die Entwicklung eines geeigneten Strukturkonzepts zur aerodynamischen Strömungsbeeinflussung und die autonome Auslegung der aktiven Struktur. Aus diesem Grund werden im ersten Abschnitt Arbeiten vorgestellt, die Strukturlösungen zur Strömungsbeeinflussung beinhalten. Der zweite Abschnitt befasst sich mit Ansätzen zur Optimierung dieser aktiven Strukturen.

## 2.1 Verformungskonzepte und Aktuatorik

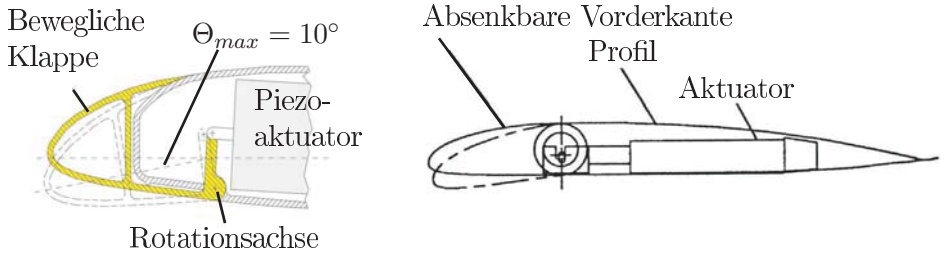
Eine häufig angewendete Methode zur Beeinflussung der Umströmung aerodynamischer Profile ist die Verwendung von Klappen an Vorder- und Hinterkante. Ihr Einsatz am Rotorblatt hat zwei Ziele. Während der Einsatz von Vorderkantenklappen dazu genutzt werden kann, den Strömungsabriss am angestellten Rotorblatt zu beeinflussen [2], zielt die Hinterkantenklappe auf eine Veränderung des Momentenbeiwertes ab [3]. Dadurch wird ein Zusatzmoment erzeugt, welches das gesamte Blatt verdreht. Deshalb wird die Hinterkantenklappe auch als Servoklappe bezeichnet. Die resultierende Auftriebsänderung kann genutzt werden, um die Lasten am Rotor bzw. die Bahn der Randwirbel zu beeinflussen. Dadurch lassen sich Vibrationen und Schallemissionen verringern. Ein Nachteil ist, dass die ausgeschlagene Klappe einen Zusatzauftrieb generiert, welcher dem Auftrieb der Anstellwinkeländerung entgegenwirkt.

In [2] und [4] wird ein Konzept einer Vorderkantenklappe vorgestellt. Dabei ist der Drehpunkt der Klappe an der unteren Haut angebracht. Diese Anordnung erfordert an der Profiloberseite eine große Verformung. Konstruktiv ist diese Randbedingung durch ein Abgleiten der Haut der Nasenkantenklappe auf der Haut des Profils umgesetzt worden. Eine schematische Darstellung des Konzeptes ist in Abbildung 2.1 a) zu sehen. Bei dem in [5] vorgeschlagenen Ansatz ist der Drehpunkt der Nasenkantenklappe in der Mitte des Profils angeordnet und das Gelenk in seiner Größe an die Profildicke angepasst worden, wie in Abbildung 2.1 b) zu sehen. Dadurch kann die Klappe frei im hinteren Teil des Profils rotieren.

Einen vielfach untersuchten Ansatz für aktive Hubschrauberrotorblätter stellen Hinterkantenklappen dar. In [6] werden die Rotorblätter eines Modellhubschraubers durch eine Hinterkantenklappe erweitert. Diese mittels eines nachgiebigen Strukturbereichs an das Blatt angeschlossene, diskrete Klappe wird durch eine Formgedächtnislegierung aktuiert. In [7, 8, 9] ist eine ganz ähnliche Hinterkantenklappe Untersuchungsgegenstand. Auch diese ist mittels eines nachgiebigen Strukturbereichs mit der Struktur verbunden, wird allerdings durch einen piezoelektrischen Biegeaktuator angetrieben, der durch das gesamte Profil geführt ist. Eine



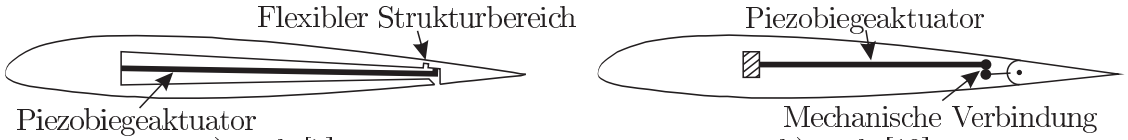
Dieses Werk ist copyrightgeschützt und darf in keiner Form vervielfältigt werden noch an Dritte weitergegeben werden.
Es gilt nur für den persönlichen Gebrauch.




a) nach [2] b) nach [5]

Abbildung 2.1: Nasenklappenkonzepte

schematische Darstellung des Strukturkonzepts ist in Abbildung 2.2 a) gezeigt. Dieselbe Aktuatoranordnung wird in der Arbeit von [10] untersucht. Allerdings handelt es sich um eine separate Klappe, die über einen Umlenkhebel mit dem Biegeaktuator verbunden ist (siehe Abbildung 2.2 b)).




a) nach [7] b) nach [10]

Abbildung 2.2: Hinterkantenklappenkonzepte 1

Weitere Strukturkonzepte mit separater Klappe werden in [11, 12] vorgestellt. Statt des Umlenkhebels an der Klappe wird eine Gabel verwendet, in die der piezoelektrische Biegeaktuator eingreift (siehe Abbildung 2.3 a)). Im Gegensatz dazu, wird in [13] der piezoelektrische Aktuator als Elongator bzw. Kontraktor genutzt, um eine diskrete Hinterkantenklappe auszuschlagen. Die erzeugte translatorische Bewegung wird über einen Stab exzentrisch zur Drehachse in die Klappe eingeleitet, um einen Ausschlag zu erzielen (siehe Abbildung 2.3 b)). Ein ähnlicher Aufbau wird in [14] vorgestellt. Allerdings werden anstelle der Piezoaktuatoren magnetostriktive Aktuatoren verwendet.

a) nach [11] b) nach [13]

Abbildung 2.3: Hinterkantenklappenkonzepte 2

In [15, 16, 17, 18] wird die Leistungsfähigkeit eines taumelscheibenlosen Hubschrauberrotors untersucht. Dabei kommt ein aktiver Rotor mit Hinterkantenklappen zum Einsatz. Die Klappe ist für diese Untersuchungen nicht im Nasenbereich gelagert, wie bei den bisher vorgestellten Ansätzen sondern bei ca. 25% der Klappentiefe. Mit dieser Anordnung kann das Moment, welches benötigt wird, um die Hinterkantenklappe auszuschlagen, reduziert werden. In [19]



Dieses Werk ist copyrightgeschützt und darf in keiner Form vervielfältigt werden noch an Dritte weitergegeben werden.
Es gilt nur für den persönlichen Gebrauch.

und [20] werden die separaten Hinterkantenklappen mittels Piezotorsionsaktuator ausgelenkt, der im vorderen Bereich des Profils angeordnet ist. Die Verformung wird über einen Hebel zur Klappe geführt, wodurch eine Verstärkung der Aktuatorverformung erreicht wird. Während bei [19] eine Gabel diesen Hebel aufnimmt, wie in Abbildung 2.4 a) dargestellt, ist in [20] die Klappe direkt mit dem Hebel verbunden. In [21] wird eine Rotorhinterkantenklappe mittels zweier Kabel aus einer Formgedächtnislegierung aktuiert. Dabei handelt es sich um eine separate Klappe, bei der die Kabel exzentrisch zur Klappenwelle angebracht werden, um das nötige Moment zum Ausschlagen der Klappe in beide Richtungen zu erzeugen (siehe Abbildung 2.4 b)).

a) nach [19] b) nach [21]

Abbildung 2.4: Hinterkantenklappenkonzepte 3

In [22] wird die Servoklappe als Teil eines aktiven Rotorsystems vorgestellt. Dabei handelt es sich um ein Modul, das mehrere Klappen enthält, wie in Abbildung 2.5 dargestellt. Jede Einzelklappe wird von zwei Aktuatoren bewegt, die vergleichbar mit dem Ansatz aus Abbildung 2.4 b) an der Klappe angreifen. Durch diese Anordnung lassen sich Zugkräfte in den Piezoaktuatoren vermeiden.

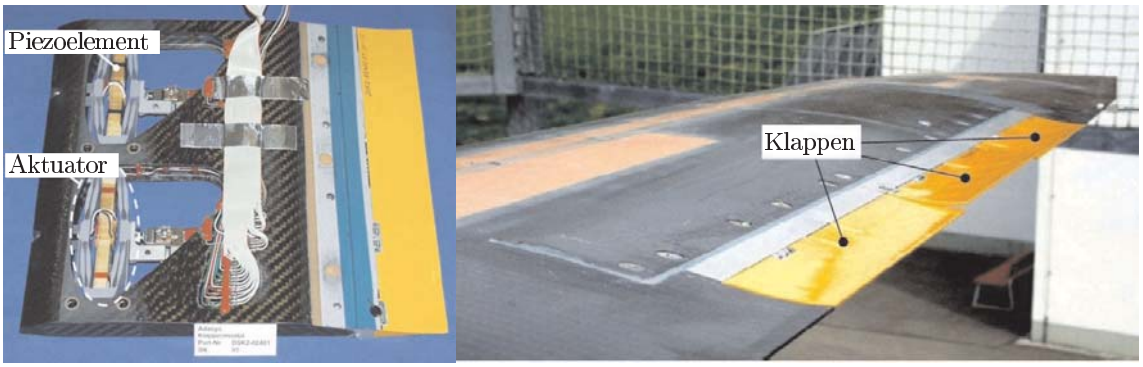



Abbildung 2.5: Abbildung des Rotorblattklappenmoduls nach [23]

Bei den bisher vorgestellten Ansätzen ist die Torsion des Rotorblattes von aerodynamischen Kräften hervorgerufen worden. Eine weitere Möglichkeit stellt die direkte Torsionsverformung der Rotorblattstruktur durch die Aktuatoren dar. Dazu sind die Aktuatorkräfte direkt in die Struktur einzuleiten, so dass sich das Blatt verdreht, ohne die Profilform zu verändern. Dadurch kann der negative Zusatzauftrieb verhindert werden.

In den Arbeiten von [3, 24, 25, 26] und [27] wird ein Lösungskonzept untersucht, bei dem Aktuatoren unter 45° zur Blattspannweitenrichtung in die Hautstruktur eingebettet sind (siehe Abbildung 2.6). Darüber hinaus wird in [24] die Möglichkeit diskutiert, die Aktuatoren als



Dieses Werk ist copyrightgeschützt und darf in keiner Form vervielfältigt werden noch an Dritte weitergegeben werden.
Es gilt nur für den persönlichen Gebrauch.

Sensoren zur Kontrolle der Verformung zu nutzen. Außerdem lässt sich die erreichbare Verformung durch die Verwendung von anisotropen Hautlaminaten steigern, wie die Autoren in [27] erläutern. In allen Arbeiten finden Schichtaktuatoren Anwendung, die in das geschichtete Material der Haut eingebettet werden.

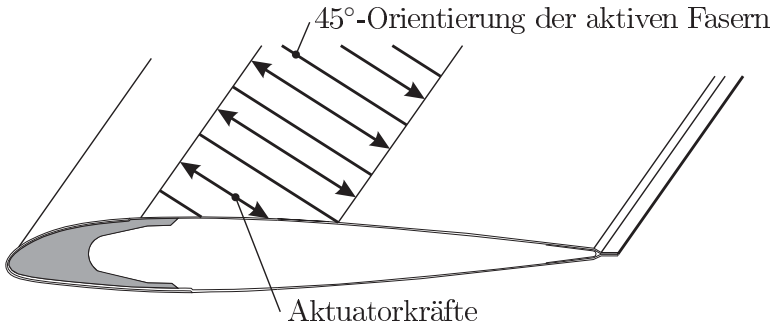



Abbildung 2.6: Torsionskonzept mit unter 45° angreifenden Kräften [3]

Eine ganz ähnliche Lösung zur Torsionsverformung des Rotorblattes wird in [28] und [29] untersucht. Dabei ist im Inneren ein Kastenholm angeordnet, der mit Piezoschichtaktuatoren ummantelt ist. Die durch die Aktuatorik erzeugte Verformung wird auf die umgebende Struktur übertragen, wodurch das gesamte Rotorblatt tordiert wird. In [3] wird eine weitere Variante diskutiert. Dabei werden Wölbkräfte in zwei Stege eingeleitet, wie in Abbildung 2.7 dargestellt. Diese Kräfte können durch elongatorisch wirkende Aktuatoren erzeugt werden und sind in der Lage das Blatt zu tordieren.

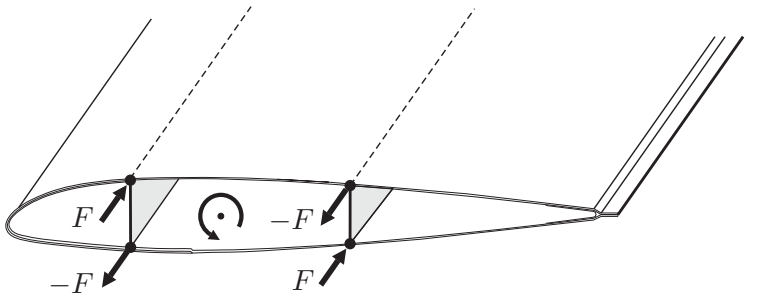



Abbildung 2.7: Torsionskonzept mit Wölbkräften [3]

Ein in [27] vorgeschlagener Ansatz nutzt Schubkräfte an der Profilhinterkante, um die Torsion des Rotorblattes zu erreichen. Durch eine Verschiebung der oberen und unteren Profilhaut, kolinear gegeneinander, wird das Profil zu einer Verdrehung des Querschnitts gezwungen. Es wird angemerkt, dass die Verformung durch Entfernen der inneren Stützstruktur gesteigert werden kann.

Neben der Strömungsbeeinflussung durch Klappen und Anstellwinkeländerungen lassen sich in der Literatur zahlreiche Untersuchungen finden, welche die Aerodynamik durch die Ver-



Dieses Werk ist copyrightgeschützt und darf in keiner Form vervielfältigt werden noch an Dritte weitergegeben werden.
Es gilt nur für den persönlichen Gebrauch.

formung der Profilkontur beeinflussen. Dazu soll zunächst der grundsätzliche Aufbau eines aerodynamischen Profils erläutert werden. Es lässt sich grundsätzlich in zwei Bestandteile zerlegen. Das erste ist eine geschlossene, symmetrische Kontur mit scharfer Hinterkante. Dies ist die Dickenverteilung, die auch Profiltropfen genannt wird. Das zweite ist eine mehr oder weniger gewölbte Linie, die Skelettlinie. Sie gibt die Krümmung des Profils vor. Abbildung 2.8 verdeutlicht diese geometrische Zerlegung.

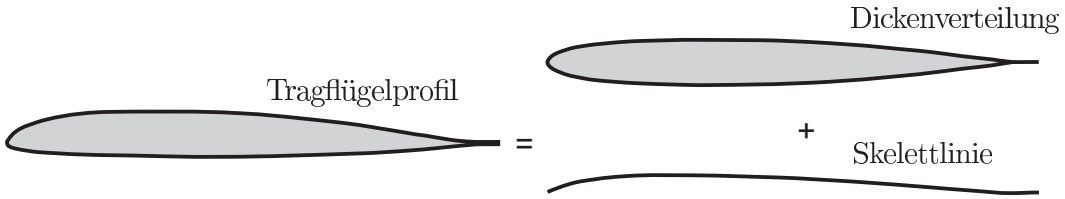



Abbildung 2.8: Zerlegung eines Profils in Dickenverteilung und Skelettlinie

Diese Zerlegung lässt die Unterscheidung in zwei Arten von Geometrieveränderungen zu. Ansätze der erste Gruppe verformen überwiegend die Skelettlinie des Profils, ohne die Dickenverteilung zu verändern. Die zweite Gruppe hingegen beinhaltet aktive Strukturen, die überwiegend eine Veränderung der Dickenverteilung hervorrufen. Dabei wird oftmals die Skelettlinie mit verformt. Während alle bisher vorgestellten Konzepte direkt für Rotorblätter entwickelt worden sind, beschränken sich die folgenden Strukturlösungen nicht darauf. Sie lassen sich teilweise ebenso in Rotorblättern realisieren. Ihre Eignung wird in Kapitel 4 diskutiert.

Der in [30] vorgestellte Mechanismus kann in die Gruppe der skelettlinienverformenden Ansätze einsortiert werden. Wie in Abbildung 2.9 dargestellt, werden Gelenkblöcke eingesetzt. Die dazwischen angeordneten Aktuatoren bewegen diese zueinander, wodurch eine Verformung der Skelettlinie hervorgerufen wird. Die Gelenkblöcke definieren die Dickenverteilung des Profils und werden mit einer elastischen Haut bespannt, um die aerodynamische Kontur zu erzeugen.

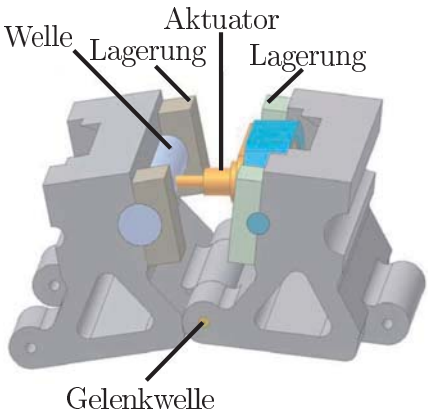



Abbildung 2.9: Innere Gelenkblöcke zur Verformung des Profilquerschnittes [30]



Dieses Werk ist copyrightgeschützt und darf in keiner Form vervielfältigt werden noch an Dritte weitergegeben werden.
Es gilt nur für den persönlichen Gebrauch.

Eine sehr viel komplexere Lösung mit Hydraulikaktuatorik wird in [31] vorgestellt. Dabei sind an Vorder- und Hinterkanten eines Jagdflugzeugtragflügels verformbare Bereiche vorgesehen. Diverse Hebel im Inneren bilden Mechanismen, welche diese Bereiche verformen und dadurch die Ruder und Klappen des Flugzeugs ersetzen. Das in [32] vorgestellte Hornkonzept verformt über 50% eines Klappenprofils. Bei diesem Ansatz werden innerhalb eines durch Stege gestützten Profils gebogene Hörner gedreht. Diese weisen die Dickenverteilung des Tropfens auf. Abbildung 2.10 zeigt das Wirkprinzip und die beteiligten Komponenten. Durch Verdrehen der Hörner zwischen 0° und 90° lässt sich das Klappenprofil stufenlos zwischen seinen zwei Endzuständen verformen.

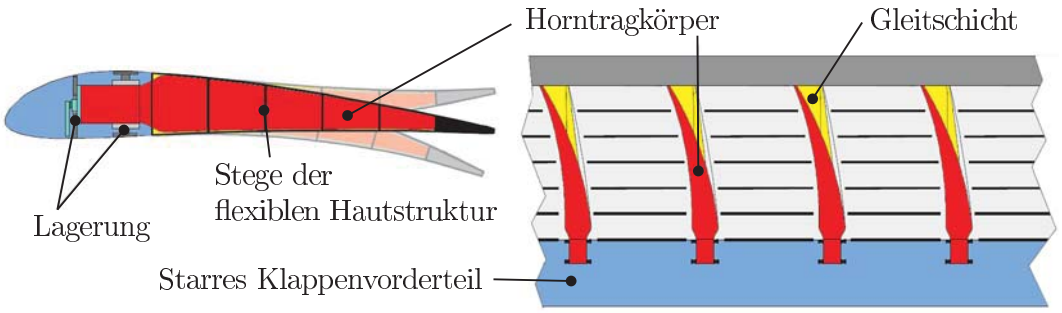



Abbildung 2.10: Schematische Darstellung des Hornkonzeptes [32]

Andere Ansätze verzichten auf Mechanismen mit Lagern und Gelenken und gestalten die Struktur selbst als Mechanismus. Diese nachgiebigen Strukturen sind sowohl formveränderlich als auch steif gegenüber äußeren Lasten. Ein solches Konzept wird in [33] für eine formvariable Klappe vorgestellt. Dabei wird die formgebende Rippe durch einen gestützten Gürtel ersetzt, der sowohl die Formgebung als auch die Formvariabilität des Profils erzeugt. Der Querschnitt einer solchen Gürtelrippe ist in Abbildung 2.11 mit den vorgesehenen Verformungen des Querschnitts zu sehen. Wie außerdem dargestellt ist, befinden sich zwei diskrete Aktuatoren zwischen den Rippen, um die Verformung des Profilquerschnitts zu erzeugen.

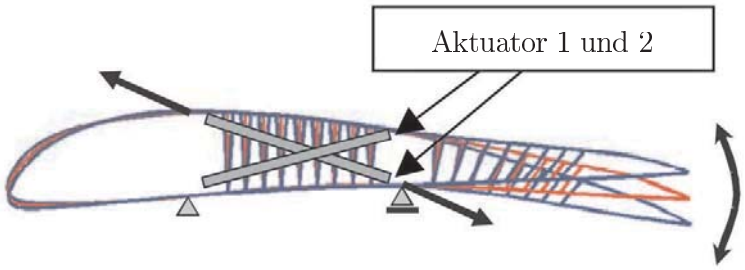



Abbildung 2.11: Gürtelrippenkonzept nach [33]

Die Aussteifungen der Rippen sind in der Mitte stärker und an den Anschlüssen zum Gürtel verjüngt, um eine große Verformung und gleichzeitig eine hohe Stabilität der Stützen zu ermöglichen. Ein ganz ähnliches Strukturkonzept wird in [34] ebenfalls für eine Tragflügelklappe



Dieses Werk ist copyrightgeschützt und darf in keiner Form vervielfältigt werden noch an Dritte weitergegeben werden.
Es gilt nur für den persönlichen Gebrauch.

untersucht. Allerdings sind die Stege nicht auf den Rippenbereich begrenzt, sondern über die gesamte Klappenspannweite ausgeführt. Sie besitzen ähnlich wie in der zuvor vorgestellten Arbeit sich verjüngende Verbindungen zur Haut. Der für die Verformung vorgesehene Hydraulikaktuator ist allerdings nicht innerhalb des Profils angeordnet, sondern greift Außen an der Klappe an.

Die in [35] untersuchte aktive Struktur enthält ebenfalls Stege. Diese verlaufen im Zick-Zack zwischen den Profilhäuten, wodurch eine kontinuierliche Krümmung der Skelettlinie angestrebt wird (siehe Abbildung 2.12 a)). Die Aktuatoren werden so in die Struktur integriert, dass sie einzelne Fachwerkstreben ersetzen. Der in Abbildung 2.12 b) dargestellte und von [36] vorgeschlagene Ansatz nutzt ebenfalls eine innere Fachwerkstruktur, um die Skelettlinie eines Profils zu verformen. Allerdings wird eine Art Scherenanordnung für die Fachwerkstreben gewählt. Durch das Schließen der oberen Scheren wird eine Längung der oberen Haut hevorgerufen. Das gleichzeitige Spreizen der unteren Scheren führt zu einer Kontraktion der unteren Haut und, im Zusammenspiel mit der gesamten Struktur, zu einer Absenkung der Profilhinterkante.

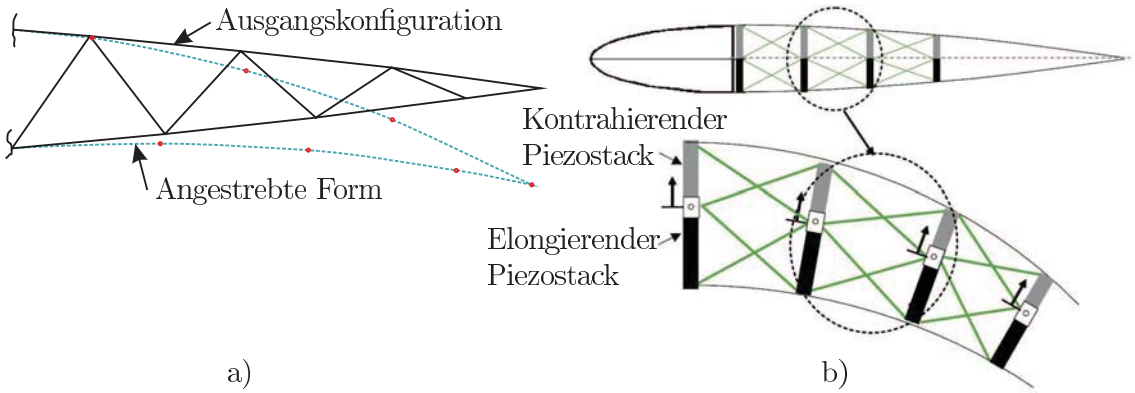



Abbildung 2.12: Fachwerkkonzepte nach [35] und [36]

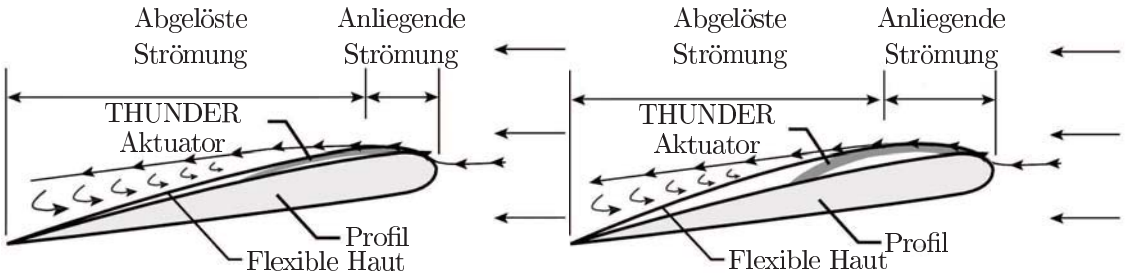
In [37, 38] wird die Skelettlinie mit Formgedächtnislegierungsdrähten verformt. Das Innere des Profils ist in den verformbaren Bereichen mit Stützstegen versehen und in den nicht verformbaren Bereichen mit Stützschaum. Die eingesetzte Formgedächtnislegierung besitzt zwei Skelettlinienformen, zwischen denen bei der Aktuierung geschaltet werden kann. Eine ganz andere Strukturlösung wird in [39, 40] untersucht. Die vorgestellte aufblasbare Struktur kommt als Flügel für ein unbemanntes Fluggerät (UAV) zum Einsatz. Dabei erzeugen kleinere, aufblasbare Kammern auf der Oberfläche, unterstützt von piezoelektrischen Flächenaktuatoren, eine Verformung der Skelettlinie. Diese Verformung wird genutzt, um die Steuerung des UAV zu ermöglichen.

In die zweite Gruppe von Ansätzen zur Profilverformung fällt das in [41] vorgestellte Verformungskonzept. Im Rahmen der Anwendung des entwickelten piezoelektrischen Aktuators „THUNDER“ (thin-layer composite-unimorph ferroelectric driver and sensor) wird die lokale Aufdickung eines Profils untersucht. Dabei wird die Oberseite bei aktiviertem Aktuator



Dieses Werk ist copyrightgeschützt und darf in keiner Form vervielfältigt werden noch an Dritte weitergegeben werden.
Es gilt nur für den persönlichen Gebrauch.

stärker gekrümmt. Durch diese Veränderung kann bei angestelltem Profil die Strömung länger anliegen, so dass eine Verbesserung des Auftriebs erzielt wird. Die Wirkungsweise dieses Konzeptes ist in Abbildung 2.13 dargestellt.




a) Stromlinien bei deaktiviertem Aktuator b) Stromlinien bei aktiviertem Aktuator

Abbildung 2.13: Veränderung der Strömung durch Aufwölbung der oberen Haut [41]

Eine Lösung mit einer lokalen Profilaufdickung wird ebenfalls in [42] diskutiert. Bei diesem Ansatz wird im hinteren Bereich der oberen Haut eine aufblasbare Beule (der so genannte Spoilerbump) erzeugt, wie in Abbildung 2.14 gezeigt. Diese Beule verringert den Verdichtungsstoß während des transsonischen Reisefluges, wodurch sich der Wellenwiderstand senken lässt.

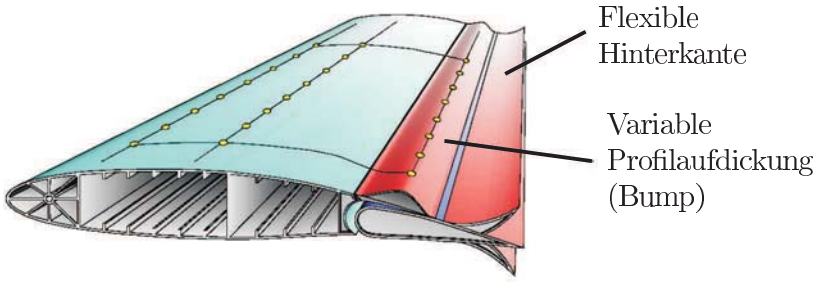



Abbildung 2.14: Variform Profil Konzept [42]

Ohne die Vorstellung von konkreten Strukturkonzepten ist das Thema des formveränderlichen Profils in [43] untersucht worden. Am Beispiel eines UAV wird beschrieben, wie sich die Flugleistung durch die Anpassung des Profils an den abnehmenden Flugtreibstoff verbessern lässt. Dabei wird die Profilform so angepasst, dass eine maximale Gleitzahl erreicht wird. Eine der berücksichtigten Randbedingungen dieser Optimierung besteht im Treibstofftank, der in beiden Profilformen Platz finden muss, auch wenn mit abnehmendem Treibstoff der Volumenbedarf sinkt. Das beschriebene Variform-Profilkonzept ist in Abbildung 2.15 dargestellt.

Die vorgestellten Arbeiten zeigen die Komplexität aktiver Strukturen zur Strömungsbeeinflussung. Es sind eine Vielzahl von Parametern zu variieren, um eine Struktur zu erhalten, welche die Umströmung in gewünschter Weise beeinflusst. Berücksichtigt man neben der Strukturverformung zusätzlich die auftretenden Lasten aus der Strukturumströmung und deren Veränderung auf Grund der Verformung, entsteht eine Entwurfsaufgabe, die sich nur mit Hilfe von



Dieses Werk ist copyrightgeschützt und darf in keiner Form vervielfältigt werden noch an Dritte weitergegeben werden.
Es gilt nur für den persönlichen Gebrauch.

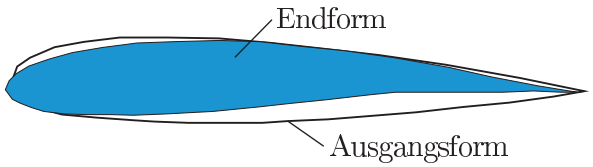



Abbildung 2.15: Variform Profil Konzept [43]

numerischen Methoden effizient lösen lässt. Algorithmen und Methoden, welche automatisiert die am besten geeigneten aktiven Strukturvarianten ermitteln, werden im folgenden Abschnitt vorgestellt.

## 2.2 Optimierung aktiver Strukturen

Die numerische Optimierung von aktiven Strukturen lässt sich in zwei grundlegende Problemstellungen unterteilen. Zum einen muss die auf die Problemstellung am besten angepasste Struktur gefunden werden. Zum anderen sind die Aktuatoren auf bzw. in dieser Struktur so zu platzieren, dass sie die größte Wirkung erzielen. Deshalb werden in den folgenden Abschnitten Arbeiten vorgestellt, die Lösungansätze für eine oder beide Problemstellungen enthalten.

In der schon zuvor aufgeführten Arbeit von [35] werden vier numerische Optimierungsverfahren zum Bestimmen der optimalen Aktuatorposition innerhalb der Fachwerkstruktur verwendet. Dabei kommen sowohl Genetische Algorithmen als auch Regressionsverfahren zur Anwendung, um eine definierte Verformung der Hinterkante zu erreichen. Die Arbeiten [44, 45, 46] verwenden ebenfalls Genetische Algorithmen für die Platzierung von Aktuatoren bzw. Sensoren auf Stabtragwerken. Das Ziel der Optimierung ist es, die bestmögliche Schwingungskontrolle der Strukturen zu erhalten. In [45] werden Genetische Algorithmen zusammen mit deterministischen Verfahren angewandt. Dabei werden in einem ersten Schritt nahezu optimale Aktuatorpositionen ermittelt, die anschließend dem Genetischen Algorithmus als Ausgangspopulation dienen. Zusätzlich ist die Methode des Simulated Annealing im Mutationsprozess des Genetischen Algorithmus implementiert worden. Durch diese 2-Stufen-Optimierung in Form der Kombination von deterministischer Optimierung und Genetischem Algorithmus konnte der Zufallsanteil in den Genetischen Algorithmen reduziert und damit die Zuverlässigkeit der Ergebnisse erhöht werden. Die Platzierung von Aktuatoren und Sensoren mittels Genetischer Algorithmen wird auch in [47] vorgestellt. Dabei verteilt der Algorithmus die aktiven Strukturelemente so in einer rumpfähnlichen Struktur mit Fußboden, dass eine maximal mögliche Lärmreduzierung innerhalb der Rumpfröhre erreicht wird. Die aktive Lärmkontrolle in abgeschlossenen dreidimensionalen Räumen mittels Aktuatoren und Sensoren ist ebenfalls Gegenstand der Forschungsarbeiten in [48] und [49]. Während in [48] die Problemstellung allgemein für dreidimensionale Räume formuliert wird und auf die Platzierung der Aktuatoren begrenzt ist, bildet in [49] der Innenraum eines Kleinflugzeuges den Untersuchungsgegenstand. Dabei werden sowohl Aktuatoren als auch Sensoren mit Hilfe Genetischer Algorithmen angeordnet. Eine andere Herangehensweise, das Kombinatorikproblem der Aktuatorpositionierung zu lösen, wird in [50] beschrieben. In dieser Arbeit wird die Aktuatorverteilung auf einem Hub-



Dieses Werk ist copyrightgeschützt und darf in keiner Form vervielfältigt werden noch an Dritte weitergegeben werden.
Es gilt nur für den persönlichen Gebrauch.

schrauberrotorblatt mittels einer Response-Surface-Methode optimiert. Ziel der Optimierung ist es, die bestmögliche Belegung des Blattes mit piezoelektrischen Schichtaktuatoren zu finden, um eine maximale Torsion des Blattes zu erreichen. Im Rahmen des NASA Aircraft Morphing Forschungsprogramms sind Genetische Algorithmen zur Optimierung von Piezoschichtaktuatoren zur aeroelastischen Kontrolle von Flugzeugen entwickelt worden. Ein Beispiel ist die in [51] vorgestellte Methode zur Minimierung der Anzahl von Aktuatoren an den Tragflügeln, die eine 3-Achsen-Kontrolle des Flugzeuges gewährleisten sollen. Dabei handelt es sich um spaltenfreie Tragflügel ohne Klappen. Weitere Arbeiten zu Optimierungsstrategien für die Platzierung von Aktuatoren aus Piezoschichtaktuatoren sind in [52, 53, 54, 55] zu finden.

Die Forschungsarbeiten [56, 57, 58, 59, 60] beinhalten sowohl die optimale Platzierung von Aktuatoren bzw. Sensoren als auch eine Strukturoptimierung. Neben der Anpassung der Aktuatorik in einem Stabtragwerk fließen in [56] die Stabquerschnitte und Kontrollvariablen ebenfalls in den Optimierungsprozess mit ein. Dazu werden Genetische Algorithmen und Gradientenverfahren herangezogen. Die Optimierung von Größe und Anordnung von piezoelektrischen Aktuatoren auf einer Platte ist Gegenstand der Arbeit in [58], um eine Lärmreduktion zu erzielen. Die Sensoren sind dabei örtlich fixiert. Auch in [57] ist die Reduktion von Schallemissionen Untersuchungsgegenstand. Es werden unterschiedliche Größen, Positionen und Anzahlen von Aktuatoren gewählt, wodurch gezeigt werden kann, dass die Nutzung mehrerer Aktuatoren die Struktur am Überspringen in ungewollte Moden am besten verhindert und somit die Leistungsfähigkeit erhöht. In [59] werden eine Topologieoptimierung von einem Stabtragwerk vorgenommen und zusätzlich Aktuatorpositionen optimiert. Dabei werden die Methoden Sequential Linear Programming und Simulated Annealing gegenübergestellt. Mit einer Composite-Platte wird die aktive Schwingungskontrolle von einem Tragflügel in [60] simuliert, wobei eine hybride Optimierungsmethode bestehend aus Simulated Anealing und dem Gradientenverfahren Sequential-Approximate-Optimization verwendet wird. Die Entwurfsvariablen beinhalten den Laminataufbau der Composite-Platte, die Aktuatorpositionen und Reglereinstellungen der Schwingungskontrolle.

Ist die Position der zum Einsatz kommenden Aktuatoren weitgehend festgelegt bzw. spielt die Aktuatorik eine untergeordnete Rolle, kann das Optimierungsproblem auf die Struktur bzw. deren Form reduziert werden. Zum Beispiel wird in [61, 62, 63] die optimale Position von Hinterkantenklappen gesucht. Dabei kommt in [61] eine Response-Surface-Methode zur Optimierung der optimalen Position einer Hinterkantenklappe an einem Tragflügelprofil zur Anwendung, um einen definierten Auftriebsbeiwert zu erzielen. In [62, 63] bilden die Anzahl und Position von aktiven Hinterkantenklappen eines Hubschrauberrotors die Entwurfsvariablen des Optimierungsproblems. Ziel des gradientenbasierten Optimierungsverfahrens ist die Reduktion der Vibrationen am Rotorkopf. Ein neuronales Netz wird in [64] verwendet, um das Strukturverhalten von adaptiven Tragflügeln mit einer in ihrer Form veränderbaren Beule auf der Tragflügeloberseite vorherzusagen. Die numerische Optimierung der Struktur erfolgt mit dem Verfahren der konjugierten Gradienten, wobei als Ziele die Minimierung der Auftriebsveränderung bei gleichzeitiger Maximierung des Druckwiderstandes definiert sind.

Eine Vielzahl der in Abschnitt 2.1 vorgestellten Konzepte besitzen Strukturelemente aus Faserverbundwerkstoffen. Diese geschichteten Materialien lassen sich sehr gut auf bestimmte



Dieses Werk ist copyrightgeschützt und darf in keiner Form vervielfältigt werden noch an Dritte weitergegeben werden.
Es gilt nur für den persönlichen Gebrauch.

Beanspruchungen maßschneidern. Durch diese zusätzliche Freiheit erhöht sich allerdings der Auslegungsaufwand. In den Arbeiten [65, 66, 67, 68] und [69] werden Optimierungsansätze vorgestellt, die auf diese mehrlagigen Materialien mit ihren im praktischen Gebrauch diskreten Orientierungen zugeschnitten sind. Da es sich, wie bei der Optimierung der Aktuatoranordnung, um ein Kombinatorikproblem handelt, ist der Einsatz der selben heuristischen Verfahren nicht verwunderlich. In [65, 66] und [67] werden Genetische Algorithmen eingesetzt, um den gewichtsoptimalen Entwurf von stringerversteiften Laminatplatten zu finden. Ein komplexerer Ansatz wird in [68] präsentiert. Es kommt eine Kopplung von verschiedenen Evolutionären Algorithmen zum Einsatz. Als Anwendungsbeispiele dienen eine vereinfachte Flugzeugseitenruderstruktur und der Heckflügel eines Rennwagens.

## 2.3 Abgrenzung der Arbeit

Die in den vorherigen Abschnitten vorgestellten Arbeiten zeigen, dass Strukturen durch die Integration von Aktuatorik ihre Umströmung nennenswert beeinflussen können. Dadurch sind sie zum Beispiel in der Lage, den abgestrahlten Lärm und die erzeugten Vibrationen am Hubschrauberrotor zu reduzieren. Bei ausreichend großen Verformungen ist sogar der Ersatz von kollektiver und zyklischer Steuerung durch aktiv verformbare Rotorblätter denkbar.

Allerdings sind die bisher vorgestellten Strukturansätze zur Strömungsbeeinflussung auf spezielle Verformungen festgelegt. Sowohl die Klappenkonzepte, wie sie z.B. in [4, 6, 9, 10, 12, 13, 14, 18, 20] und [22] untersucht worden sind, als auch die nachgiebigen Mechanismen aus [33, 34, 35, 36] weisen Vorzugsverformungen auf. In den Arbeiten von z.B. [3, 25, 27] und [28] ist ausschließlich eine Anstellwinkeländerung über die Rotorblattspannweite möglich. Im Gegensatz dazu ist der in dieser Arbeit vorgestellte Ansatz für das formvariable Rotorblatt nicht von vornherein auf eine spezielle Verformung zugeschnitten. Er ermöglicht es, die Struktur mit der besten Verformung unter veränderbaren Randbedingungen zu finden.

Um derartige aktive Strukturen auszulegen, wird eine automatisierte Entwurfsmethodik vorgestellt, die auf den Evolutionären Algorithmen basiert. Wie die im vorherigen Abschnitt präsentierten Arbeiten zeigen (z.B. [35, 47, 56, 66, 67, 68]), können die verschiedenen Teilaspekte von der Aktuatorpositionierung bis zur Strukturauslegung mit dieser Gruppe von Algorithmen optimiert werden. Dabei wird in dieser Arbeit ganz ähnlich zu [68] eine Kombination von verschiedenen Evolutionären Algorithmen verwendet. Dadurch entsteht ein robuster Entwurfsprozess, der die verschiedenartigen Teilaspekte der Problemstellung bearbeiten kann. Die in dieser Arbeit vorgestellte Methodik wird allerdings im Gegensatz zu [68] nicht für eine reine Strukturauslegung, sondern für die gleichzeitige Konzeption und Dimensionierung einer aktiven Faserverbundstruktur angewendet. Dabei werden die aktiven Strukturen aus Grundbausteinen aufgebaut, die in Anzahl, Position innerhalb der Struktur und dem Material variieren. Zusätzlich werden die Aktuatoren so in die Struktur integriert, dass die größtmögliche Strömungsbeeinflussung erreicht wird. Um diese Beeinflussung zu erlangen, wird eine gewisse Nachgiebigkeit der Struktur benötigt. Daher muss davon ausgegangen werden, dass die Struktur auch von der Strömung beeinflusst wird. Deswegen findet die Kopplung von Struktur- und Strömungsberechnung in der Auslegung aktiver Rotorblätter Berücksichtigung. Eine derart



Dieses Werk ist copyrightgeschützt und darf in keiner Form vervielfältigt werden noch an Dritte weitergegeben werden.
Es gilt nur für den persönlichen Gebrauch.

komplexe Entwurfsmethodik zur Auslegung aktiver strömungsbeeinflussender Strukturen mit Strömungs-Struktur-Kopplung ist aus der Literatur nicht bekannt.



Dieses Werk ist copyrightgeschützt und darf in keiner Form vervielfältigt werden noch an Dritte weitergegeben werden.
Es gilt nur für den persönlichen Gebrauch.

# 3 Grundlagen

Bevor die Methodik zur Auslegung der strömungsbeeinflussenden Rotorblätter entwickelt werden kann, sind die für diese Arbeit wichtigen Grundlagen zu erläutern.

## 3.1 Aerodynamik des Rotorblattes

Damit die formvariablen Rotorblätter so ausgelegt werden können, dass sie die zuvor beschriebenen Probleme reduzieren bzw. verhindern, ist ein grundlegendes Verständnis der Aerodynamik des Rotorblattes nötig. Deshalb sollen im Folgenden eine kurze Einführung in die aerodynamischen Größen am Tragflügelprofil gegeben und anschließend die am Hubschrauberrotor auftretenden aerodynamischen Phänomene erläutert werden.

### 3.1.1 Aerodynamische Größen am Profil

Die Umströmung eines Profils lässt auf Grund der Form, Anströmung und des Anstellwinkels eine Druck- und eine Scherspannungsverteilung um das Profil entstehen. Während die Druckkräfte senkrecht auf die Profiloberfläche wirken, greifen die aus den Scherspannungen entstehenden Kräfte tangential zur Profiloberfläche an, wie in Abbildung 3.1 a) dargestellt.

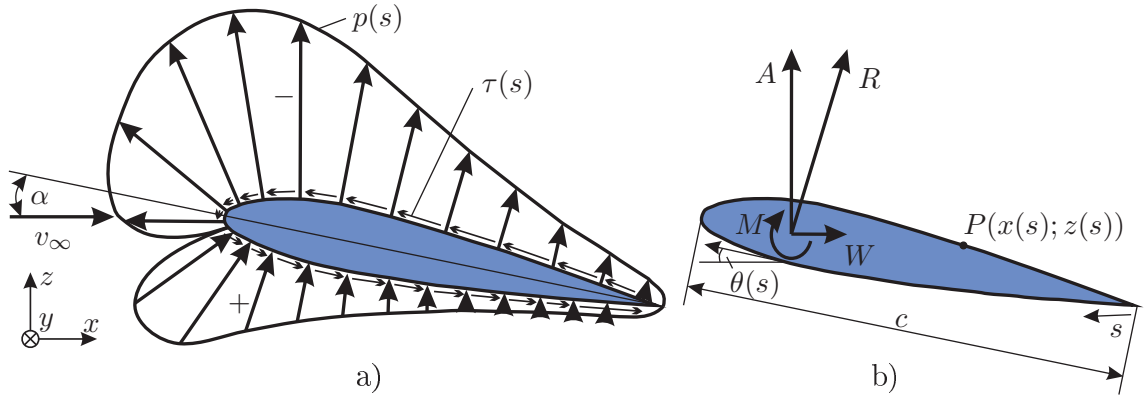



Abbildung 3.1: Kräfte und Momente am Tragflügelprofil

Integriert man die Druck- und Scherspannungsverteilungen, ergibt sich eine resultierende Kraft $R$ und ein resultierendes Moment $M$ (siehe Abbildung 3.1 b)). Die aerodynamische



Dieses Werk ist copyrightgeschützt und darf in keiner Form vervielfältigt werden noch an Dritte weitergegeben werden.
Es gilt nur für den persönlichen Gebrauch.