



Thomas Hewel, *1989
Domat/Ems/ Schweiz

Schule:
Bündner Kantonsschule

Eingang der Arbeit:
Juli 2008

Zur Veröffentlichung angenommen:
September 2008



Dem Vogelflug ein wenig näher

Ein alternatives Steuersystem für Flächenflugzeuge mit Profilveränderung

Um die starren Tragflächen von heutigen Flugzeugen weiter in Richtung des „full adaptive wing“ zu entwickeln, machte ich es mir zur Aufgabe, ein alternatives Steuersystem für Flächenflugzeuge zu entwickeln. Die Funktion der Querruder sollte durch eine Profilveränderung der Tragflächen ersetzt werden. Durch adaptive Flügel können sowohl die Flugleistungen verbessert, wie auch der Widerstand gesenkt werden.

1 Einleitung

Variable Profile sind in der Natur selbstverständlich. Ein Falke zum Beispiel hat im Sturzflug eine gänzlich andere Flügel- und auch Körperform als im Steigflug oder im Segelflug. Würde der Falke im Sturzflug dasselbe Profil beibehalten wie beim Segeln, könnte er nie schnell flüchtende Tiere erbeuten und umgekehrt könnte er nicht mit wenig Energie weite Strecken zurücklegen.

Dabei passen Vögel nicht nur ihre Profilform an die jeweilige Situation an, sondern sie besitzen einen so genannten „full adaptive wing“, das heißt ihre Flügel sind voll anpassungsfähig. Sie können die Spannweite, die Tiefe, die Dicke, die Wölbung, die Pfeilung, die Oberfläche, die Randbereiche, die V-Stellung, die Verwindung und noch einige andere

Dinge verändern. Den lokalen Anstellwinkel zum Beispiel ändern sie, indem sie den ganzen Flügel asymmetrisch verdrehen. Dies löst extreme Reaktionen aus. Die Oberfläche wird von den Federn beeinflusst. Diese sind stark, haltbar und leicht, sie haben eine glatte Oberschicht und man kann sie biegen und verdrehen. Nebenbei dient jede der ca. 10.000 Federn als Luftstromsensor, der mit dem Gehirn verbunden ist. Diese Datenmenge ist verglichen mit der, welche von den Sensoren einer F-117 gemessen wird, riesig und ermöglicht so eine bedeutend bessere Anpassung an den momentanen Flugzustand. Und falls doch mal etwas beschädigt wird, können Vögel sich sogar selber reparieren [6], [11].

Doch all diese Anpassungen sind technisch noch nicht umgesetzt und deshalb

besitzen Vögel immer noch unvergleichlich bessere Flugeigenschaften als von Menschen gebaute Starr- und Drehflügler. Bei heutigen Flugzeugen sind starre Tragflächen Standard. Zur Steuerung behilft man sich mit ebenfalls starren, beweglichen Querrudern, Seitenrudern und Höhenrudern. Die Steuerung mit Rudern hat aber den Nachteil, dass an den Gelenken große Kräfte wirken, dass der Widerstand stark anwächst und dass die Form aerodynamisch ungünstig ist. Allerdings versuchten schon die Gebrüder Wright den Flug der Vögel nachzuahmen, indem sie die Tragfläche ihres Flugzeugs verwunden. Doch wegen ungenügender Stabilität kam man davon wieder ab. Erst mit der Entwicklung von Gleitschirmen und ähnlichen Fluggeräten kamen variable Flügelprofile in der Fliegerei auf. Gesteuert wird ein

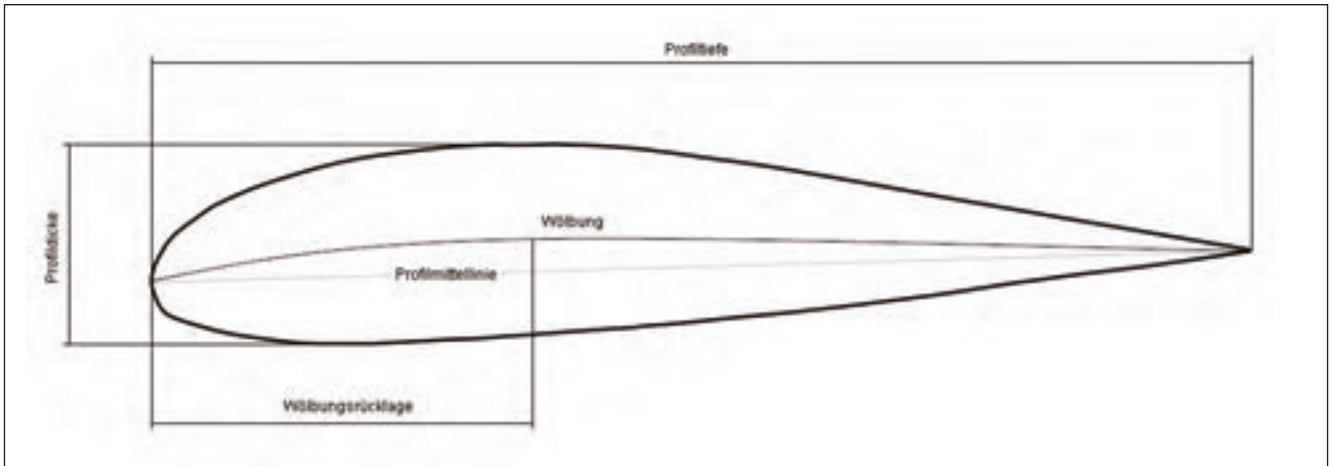


Abb. 1: Profilparameter eines Beispielprofils

Gleitschirm durch Gewichtsverlagerung des Piloten und durch Veränderung des Flügelprofils über Steuerleinen.

Da man allerdings stark an besseren Flugleistungen interessiert ist, wird vermehrt an der Umsetzung dieser Anpassungsfähigkeit geforscht. Doch nicht alle Maßnahmen sind erforderlich oder sinnvoll. Zum Beispiel muss sich ein Flugzeug nicht selber reparieren können. Auch noch extremere Reaktionen bei Flugmanövern von Kampffjets sind nicht nötig, da hier heute schon der Mensch und nicht die Maschine der limitierende Faktor ist. Anpassungen, welche erforscht und umgesetzt werden sollten, sind solche, die einen Energiespareffekt haben oder zu stabileren und somit sichereren Fluglagen führen.

In meinem Projekt habe ich mich auf einen kleinen Teil beschränkt und diesen versucht technisch umzusetzen und zu testen. Ich habe mich mit der Veränderung und Anpassung der Profildicke und Wölbung befasst und bin zu den im Folgenden beschriebenen Ergebnissen gekommen.

In anderen Forschungsprojekten wurden schon andere Methoden zur Veränderung der Flugeigenschaften entwickelt und erprobt. In manchen Fällen werden diese Entwicklungen auch eingesetzt, so zum Beispiel in der F-111. Dieser Kampffjet besitzt Schwenkflügel, wodurch er die Pfeilung verändern kann. Wenn er diese nach vorne schwenkt, wird er sehr wendig. Wenn er sie nach hinten schwenkt, verändert sich die Strömungsgeschwindigkeit normal zum Profil, wodurch der Luftwiderstand verkleinert wird. Dadurch kann er sogar Überschallgeschwindigkeiten erreichen [15].

Ein anderes, schon länger bekanntes Beispiel für anpassungsfähige Flügel, sind Segel. Das Segel eines Segelbootes kann als Flügel mit variablem Profil angesehen werden, welcher einen Vortrieb statt eines Auftriebs erzeugt. Dieser ist vom Anstellwinkel und der Wölbung abhängig. Auch hier werden Forschungen betrieben, um die Wölbung besser an die Anforderungen anzupassen.

2 Theoretische Grundlagen

2.1 Einfluss der Profildicke und der Wölbung auf den Auftrieb

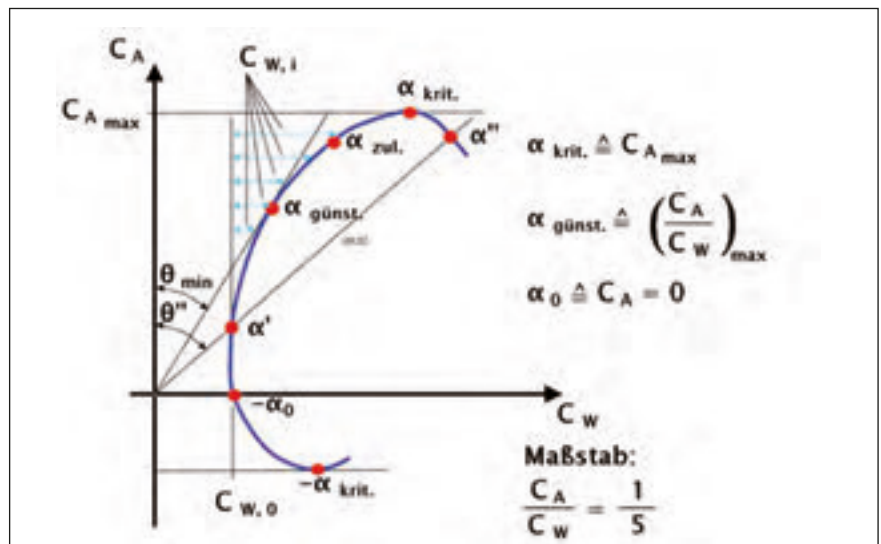
Die Wölbung ist die Linie, welche einem Weg im gleichen Abstand von der Ober- und Unterseite des Profils folgt (siehe Abb. 1). Sie wird auch als Skelettlinie bezeichnet, um die sich die Dickenform biegt. Die Profildicke gibt den größten Abstand zwischen Ober- und Unterseite an [4]. Die Profildicke und die Wölbung haben eine Auswirkung auf den Auftrieb,

da durch Vergrößerung dieser beiden Werte eine größere Druckdifferenz zwischen Tragflügelober- und Unterseite erreicht werden kann [8].

Flache Profile eignen sich besser für schnell fliegende Flugzeuge, da sie weniger Luftwiderstand erzeugen, während dickere und stark gewölbte Profile bei einem Flugzeug zu besseren Langsamflugeigenschaften führen, wie dies bei Seglern und Trainingsflugzeugen gewünscht ist. Bei flachen Profilen können die Langsamflugeigenschaften durch Auftriebshilfen wie Landeklappen verbessert werden, wodurch das Profil verlängert und stärker gewölbt wird und langsamere, stabilere Landeanflüge möglich werden [10].

Die Beeinflussung des Auftriebs durch die Profildicke und die Wölbung habe ich mir bei dem Steuerungssystem zu Nutzen gemacht. Wenn man den oberen

Abb. 2: Beispiel einer Polare mit den wichtigsten Punkten [14]



Holm hebt und damit auch die Depron-schicht, wird das Profil dicker und der Auftrieb und Widerstand größer.

2.2 Die Profilpolare

Die oben beschriebenen Eigenschaften von Flügelprofilen kann man sehr gut aus so genannten lilienthalschen Polardigrammen herauslesen. Hierzu werden die Auftriebs- und Widerstandskräfte bei verschiedenen Anstellwinkeln, aber konstanten Anströmbedingungen im Windkanal gemessen. Trägt man die ermittelten Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte mit dem Anstellwinkel als Parameter in einem Diagramm ab, so erhält man eine Profilpolare (siehe Abb. 2).

Durch eine solche Darstellung erkennt man schnell, welcher maximale Auftriebsbeiwert mit einem bestimmten Profil erzielt werden kann. Man sieht, bei welchem Anstellwinkel dieser erreicht wird, bei welchem kritischen Anstellwinkel es zu einem Strömungsabriss kommt, in welchem Winkel der Flügel angeströmt werden muss, damit der Widerstand am geringsten ist oder wann kein Auftrieb erzeugt wird. Der aerodynamisch günstigste Anstellwinkel ist dort zu finden, wo die Tangente an die Polare durch den Nullpunkt des Diagramms anliegt. Der Winkel zwischen Tangente und x-Achse des Diagramms ergibt den gesuchten Winkel. Erfasst man nicht nur den Profilwiderstand, sondern den des gesamten Flugzeugs, so liegt die daraus resultierende Polare weiter rechts, wobei die einzelnen Punkte jeweils um den Widerstandsbeiwert der Flügel-Rumpf-Kombination verschoben werden. Man erhält die Gesamtpolare, die schließlich für die Beurteilung der Leistungen eines Flugzeuges maßgebend ist [14].

2.3 Die Reynoldszahl

Eine weitere wichtige Kennzahl bei der Untersuchung von Strömungsverhalten ist die Reynoldszahl. Sie beschreibt das Verhältnis von Trägheits- zu Zähigkeitskräften und ist somit abhängig von der Geschwindigkeit, der Dichte und der Viskosität des Fluids (Luft), wie auch von der charakteristischen Länge des umströmten Gegenstandes (z.B. Tragflächenprofil). Man kann verschiedene Aussagen durch die Reynoldszahl machen. Eine ist, dass man zum Beispiel einem Profil eine Reynolds-Zahl zuordnen kann, welche die Strömungsgeschwindigkeit beinhal-

tet, bei der die Strömung von laminar zu turbulent übergeht. Diese wird auch als kritische Reynolds-Zahl bezeichnet und wird meist experimentell bestimmt. Ein anderer Ansatzpunkt ist, dass man durch die Reynoldszahl das optimale Profil für einen bestimmten Geschwindigkeitsbereich herausfinden kann [21]. Für das von mir entwickelte Konzept habe ich allerdings noch nicht die kritische Reynoldszahl ermittelt, was aber in einem weiteren Schritt zur Optimierung sicher Sinn machen würde.

2.4 Stand der Technik im bemannten Flug

Wie schon erwähnt sind heute starre Tragflächenprofile üblich, welche nur durch Klappen verändert werden können. Diese Klappen sind allerdings schon sehr weit entwickelt und erzielen somit eine gute Steuerfunktion. Große Verkehrsflugzeuge haben nicht nur an der Hinterkante Veränderungsmöglichkeiten, sondern auch die Vorderkante ist mit so genannten Krügerklappen und Vorflügeln ausgestattet. Diese sind zwar nicht direkt Auftriebshilfen im Sinne der an der Hinterkante angebrachten Landeklappen, sondern sie verschieben den maximal erreichbaren Auftriebsbeiwert nach oben [10]. Für solche Tragflächen mit veränderlichem Profil wurden schon einige Patente angemeldet. Unter anderem das Patent DE 10 2004 062 998 A1 von Airbus Deutschland GmbH mit der Bezeichnung „Flügel, insbesondere Tragflügel eines Flugzeugs, mit veränderlicher Profilform“ [23]. Bei diesem System wird allerdings nicht das ganze Profil verändert, sondern nur die Hinterkante. Im Gegensatz zu starren Klappen mit nur einem Gelenk, bilden sich hier keine Kanten und die Kräfte werden weitgehend verteilt.

Ein anderes Patent, DE 00 0002 907 912 A1, von Dornier GmbH beschreibt einen Flügel mit flexibler Nase. Das Profil kann im vorderen Bereich nach unten geklappt werden, wodurch der Nasenradius an die erforderliche Situation angepasst werden kann. [22]

Das Patent DE 40 02 972 A1 von Günter Waldherr beschreibt ein Profil, das in drei gegeneinander verstellbare Segmente unterteilt ist. Die Außenhaut besteht hierbei aus einem ausreichend flexiblen, aber formhaltigen Material. Mit dieser Methode kann der Flügel über die gesamte Län-

ge stark verändert werden, was eine sehr große Wirkung auf den Auftrieb hat. [24] Ein Patent der Prospective Concepts AG, EP 0 851 829 B1, unter anderem von Andreas Reinhard, beschreibt einen adaptiven pneumatischen Flügel für Starrflügel-Fluggeräte. Zwischen der Ober- und Unterseite befinden sich pneumatische Kammern, welche den Flügel in Form halten. Durch weitere Kammern kann die Form des Profils variiert werden [25].

Weitere Anpassungen der Flügel an die erforderlichen Leistungen wurden für militärische Zwecke entwickelt. Bei diesen Systemen wird allerdings nicht das Profil sondern die Pfeilung der Tragfläche verändert. An Tragflächen mit gerader Vorderkante (kleiner Pfeilwinkel) kommt es schon bei geringerer Geschwindigkeit zum Abreißen der Strömung an der Tragflächenoberseite als bei gefeilten Tragflächen.

Die Luftströmung, die bis dahin eng am Profil anliegt, löst sich ab und der Auftrieb sinkt. Steigt die Geschwindigkeit noch weiter, entstehen an der Profilloberseite örtliche Überschallzonen, die das Verhältnis Auftrieb - Widerstand noch weiter verschlechtern. Das Auftreten dieses Problems kann in höhere Geschwindigkeitsbereiche verschoben werden, indem die Vorderkante der Tragflächen mehr oder weniger gefeilt wird. Eigentlich gibt es für jede Mach-Zahl einen optimalen Pfeilwinkel, bei dem das Verhältnis zwischen Auftrieb und Widerstand optimal ist. Aus dieser Erkenntnis entstanden Flugzeuge mit veränderlicher Tragflügelgeometrie wie die russische MiG-23, und die amerikanischen Versionen F-111 und F-14 [14]. Unter der Mach-Zahl versteht man im Allgemeinen das Verhältnis von der Geschwindigkeit eines Objekts (in diesem Fall ein Flugzeug) zur Schallgeschwindigkeit. Bei Mach 1 handelt es sich somit um die Schallgeschwindigkeit, wobei diese von der Umgebungstemperatur abhängt und dadurch verschiedene Werte annehmen kann.

Patente oder andere Dokumente, die ein System beschreiben, bei dem die Tragflächenoberseite verändert wird, um das Profil anzupassen, habe ich bei meiner Recherche nicht gefunden.

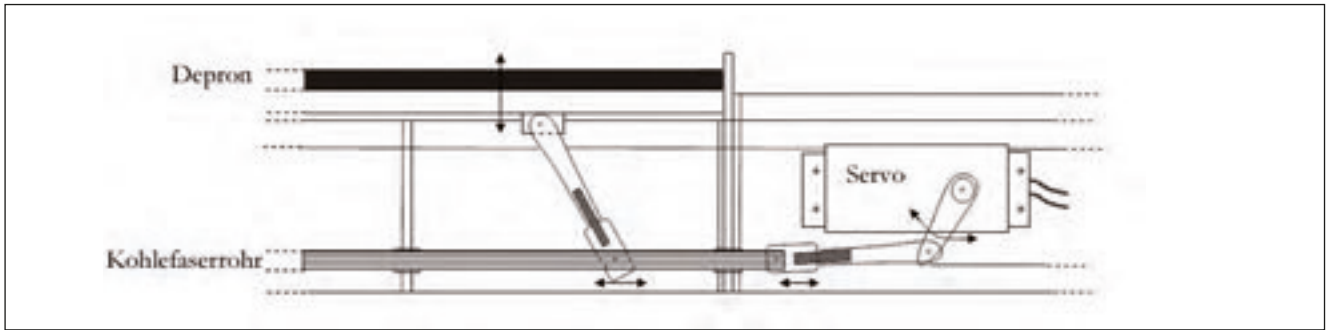


Abb. 3: Gestängeskizze

3 Bau und Erprobung einer Tragfläche mit veränderlichem Profil

3.1 Planung

Bei der Planung mussten mehrere Lösungsansätze miteinander verglichen und die beste Idee schließlich verfeinert werden. Zur Auswahl standen dehnbare und biegbare Materialien. Es wurde eine Lösung gewählt, bei der die Oberseite der Tragfläche mit einer Depronplatte bedeckt wird, welche sich am hinteren Ende verschieben lässt (siehe Abb. 3). Depron ist ein Polystyrolschaum mit glatterer und feinerer Oberfläche als Styropor [9]. Nun stellt sich noch die Frage, wie die Mechanik, mit der der obere Holm bewegt werden sollte, am besten gestaltet werden konnte. Auch hier kristallisierte sich mit der Zeit eine Lösung heraus, bei welcher die auftretenden Kräfte nicht direkt auf den Servomotor wirken, sondern von einem 4 mm Kohlefaserrohr aufgenommen werden. Andere Mechanismen waren zu groß, zu kompliziert oder von der Hebelwirkung her ungeeignet.

Als Profil des Modells wählte ich das von

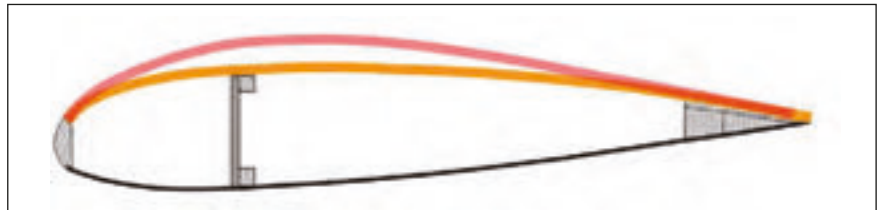


Abb. 4: Minimale und maximale Profilveränderung

einem meiner Modellflugzeuge. Ich entschied mich, zuerst einen kleinen Tragflächenabschnitt zu bauen. So hatte ich später die Möglichkeit, ohne große Veränderungen eine zweite Tragfläche zu bauen, die an den Rumpf des Fliegers passte. Dadurch konnte ich das ganze System unter realen Bedingungen testen. Von diesem Flugzeug übernahm ich auch den grundlegenden Rippenaufbau der Tragfläche.

Da ich nun wusste, welche Dimensionen das Modell haben sollte (siehe Tab. 1) und welche Materialien ich benötigte, fing ich an, die Rippen zu planen. Bei dem ersten, kleineren Modell sollte die Depronplatte an der Endleiste unter einer Lasche aus Balsaholz hin und her gleiten. Die Profilverdickung legte ich auf 10 mm fest, wo

bei ich eine Abweichung von 5 mm nach unten und ebenfalls 5 mm nach oben einplante, so dass die Mittelstellung mit der ursprünglichen Form übereinstimmte (siehe Abb. 4).

Nach dem Bau dieses Modells beschloss ich, noch ein weiteres in dieser Größe zu bauen, da noch ein paar Verbesserungen vorgenommen werden sollten, bevor es an die vollständige Tragfläche ging. Unter anderem veränderte ich die Führung für das Depron: Diese sollte nun unter der Oberfläche sein, so dass keine Widerstand erzeugende Kante mehr vorhanden war. Das Depron bildete jetzt mit der Endleiste die hintere Kante des Profils.

An den zwei Modellen sah man, dass alles gut funktionierte und ich mit der Planung der Tragfläche beginnen konnte. Als erstes musste ich einen Grundrissplan zeichnen. Hier entschied ich mich, dass nur in einem Teil der Tragfläche das Profil verändert werden sollte. Dieser Teil hatte die Länge, die auch das Querruder der Vorlage hat. So konnte ich in den mittleren, robusten Abschnitt gut die Aufnahme für eine Flügelsteckung einplanen. Während des Baus kamen noch weitere kleinere Veränderungen hinzu.

3.2 Bau

3.2.1 Erstes und zweites Modell

Als die größten Planungen abgeschlossen waren, wie Profil und Anlenkungen usw., wollte ich die theoretischen Überlegungen erst in der Praxis, d. h. in einem kleinen

Tabelle 1: Wichtige Flugzeug- und Profilparameter (*Angaben in Prozent der Profiltiefe)

Gesamtgewicht	2725 g	
Rumpflänge	1290 mm	
Spannweite	1460 mm	
Flügelfläche	38,69 dm ²	
Flächenbelastung	70 g/dm ²	
Profiltiefe	265 mm	
Profildicke*	min.: 15,26 %	max.: 20,22 %
Profilwölbung*	min.: 0,57 %	max.: 3,05 %
Veränderung*	2,48 %	

Modell testen. Nach kurzer Zeit war das Grundgerüst fertig (Abb. 5). Nun mussten noch die Gelenkstangen, welche die Schubstange mit dem beweglichen Holm verbinden und die Kräfte übertragen, angefertigt werden. Als letztes kam noch das Depron oben drauf. Da die Spannungen im Depron zu groß gewesen wären, wenn es einfach über das Profil gebogen worden wäre, musste ich es zuerst durch erhitzen in die gewünschte Form bringen. Nachdem das Gestänge eingebaut war, sah ich schnell, dass das System gut funktionierte. Das Depron ließ sich ohne großen Kraftaufwand heben, und genug Stabilität war auch gegeben.

Doch aufgrund der Profilform in der oberen Stellung beschloss ich, noch ein zweites Modell in dieser Größe zu bauen. Da ich das Gestänge noch einmal verwenden konnte, musste ich nur noch die Balsaholzteile verleimen und ein Stück Depron biegen. Doch was noch ein wenig Zeit in Anspruch nahm, war die Veränderungen einzuplanen und umzusetzen.

3.2.2 Tragfläche

Wie auch bei den vorherigen Modellen wurden die Rippen zuerst mit dem unteren Holm und der Endleiste verleimt, es folgten die Nasenleiste und der obere Holm. Als die vordere Verplankung angebracht war, brauchte ich noch eine Flügelsteckung, um die linke mit der rechten Tragfläche zu verbinden (Abb. 6). Das Außenrohr klebte ich in die nachträglich gebohrten Löcher in einem Winkel von zwei Grad, so dass die Tragfläche später eine V-Stellung von vier Grad hatte. Dies war wichtig, damit sich das Flugzeug bei einem eventuellen Ausfall des Systems auch noch mit dem Seitenruder steuern ließ. Nun musste ich noch die Gelenkstangen produzieren und die Führung für das Depron herstellen, aus einem 1 mm Stahldraht, welcher in einem 2 mm Rohr läuft.

Um die Depronplatte zu biegen, benötigte ich eine Form, auf der das Depron erhitzt werden konnte. Bevor ich allerdings das Depron anklebte, verplankte ich noch das starre Stück und die untere, hintere Seite. Was noch fehlte, war der Servomotor, mit dem die Gelenkstange bewegt wird (siehe Abb. 7). Als auch die zweite Flügelhälfte soweit fertig war, wurde der Flügel mit Oracover®-Bügel folie bespannt. Um das Depron vor aggressiven Ölrückständen in den Abgasen des Motors zu schützen,

überzog ich es mit einer farblosen, transparenten Klebefolie. Das fertig gestellte Modellflugzeug zeigt Abb. 8.

3.3 Erstflug

Um nun das System in der Praxis zu testen, führte ich einen Flug unter realen Bedingungen durch. Da ich die Eigenschaften der alten Tragfläche mit denen der neuen vergleichen wollte, flog ich erst ein paar Runden mit diesem. Dann wechselte ich auf die neue Tragfläche. Nach einem kurzen Steigflug bewegte ich die Servomotoren für die Profilveränderung und das Flugzeug neigte sich tatsächlich in die Kurve. Nach einigen weiteren Kurven war klar, dass das System recht gut und zuverlässig funktionierte, das Flugzeug jedoch auch bei vollem Ausschlag nur sehr langsam und träge um die Längsachse rotierte. In größerer Höhe versuchte ich eine vollständige Rolle, doch durch die langsame Rotation neigte sich das Flugzeug immer mehr in einen Sturzflug und ich musste das Flugmanöver abbrechen.

Bei diesem Testflug zeigte sich, dass die Flugleistungen durch eine Profilveränderung nicht mit denen von Querrudersteuerung mithalten können.

4 Windkanalmessungen

Im Folgenden bekam ich die Möglichkeit im Windkanal der ETH Zürich Messungen an meinem Modell durchzuführen. Der Einbau des Modells nahm fast einen ganzen Tag in Anspruch, da noch ein Stinger angebracht werden musste, um den Anstellwinkel zu fahren. Die Messungen selbst beanspruchten einen weiteren Tag, da mehrere Probleme behoben werden mussten: Als erstes wurde der Anstellwinkel nicht richtig angezeigt. Als dieses Problem behoben war, stellten wir fest, dass das Gebläse nach der Hälfte der Messung automatisch abschaltet. Grund hierfür war, dass nur eine Maschine lief und diese nach ein paar Minuten Laufzeit überlastet war.

Gemessen wurden sowohl die unveränderte Tragfläche mit Querruder, wie auch die neue mit veränderbarem Profil (siehe Tab. 2). Bei jeder Messung wurden Anstellwinkel von -10° bis 25° gewählt. Zuvor hatten wir den ungefähren kritischen Winkel, bei dem die Strömung abreißt, ausgetestet, indem wir die Ablösung der Strömung vom Profil mit einem Faden beobachtet hatten. Die Windgeschwindigkeiten von $6,3 \text{ m/s}$ und $11,3 \text{ m/s}$ legten



Abb. 5: Erstes Modell mit Gelenkstange



Abb. 6: Rohbau fertig



Abb. 7: Rohbau mit Depron



Abb. 8: Das fertig gestellte Modellflugzeug

wir nach Schätzwerten fest, da nicht bekannt war, welche Geschwindigkeit das Flugzeug im Normalflug erreicht.

Die erhaltenen Daten aus den Windkanalmessungen lassen sich am besten anhand der erstellten Diagramme beschreiben und erklären. In Abb. 9 und 10 sind zwei gemessene Profilpolare dargestellt, eine für die unveränderte Tragfläche mit inaktivem Querruder (Abb. 9) und eine für die neue

Unveränderte Tragfläche	Neue Tragfläche
beide Querruder inaktiv (neutral)	Profil mittlere Stellung
beide Querruder oben	Profil oben
beide Querruder unten	Profil unten
Querruder asymmetrisch	Profil asymmetrisch (links oben, rechts unten)

Tabelle 2: Übersicht der Vergleichsmessungen zwischen unveränderter und neuer Tragfläche

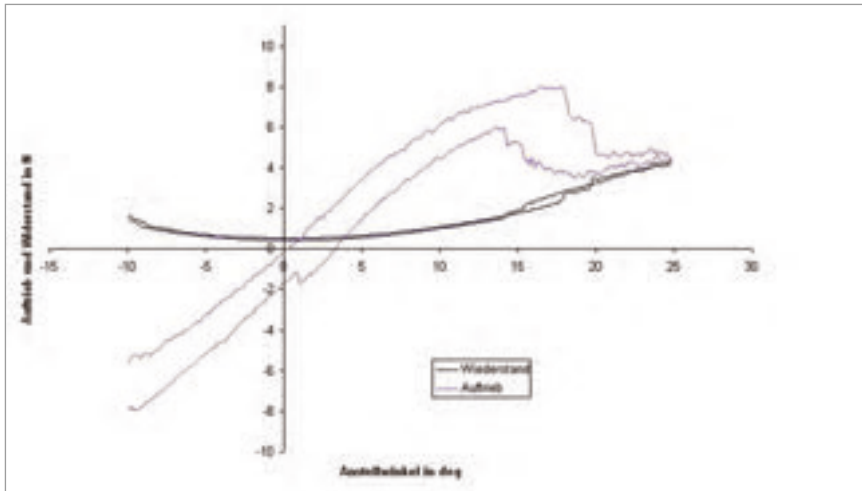


Abb. 9: Profilpolare der unveränderten Tragfläche mit inaktivem Querruder ($v = 6,3 \text{ m/s}$)

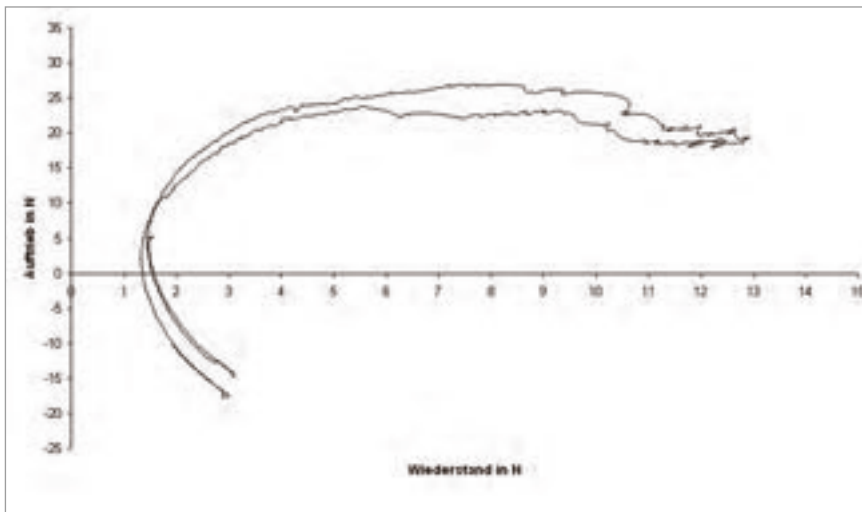


Abb. 10: Profilpolare der neuen Tragfläche mit dickem Profil ($v = 11,3 \text{ m/s}$)

Tragfläche (Abb. 10). Einen Vergleich der ermittelten Widerstands- und Auftriebswerte zeigt Abb. 11. Das Rollmoment für verschiedene Tragflächenkonstellationen ist in Abb. 12 dargestellt.

Aus den Messungen geht hervor, dass die unveränderte Tragfläche mit Querrudern bei einer Windgeschwindigkeit von $6,3 \text{ m/s}$ einen maximalen Auftrieb von 8 N

liefert (siehe Abb. 9). Da die neue Tragfläche in der mittleren Stellung dasselbe Profil hat, sind die Auftriebswerte gleich (siehe Abb. 11). Auch bei dickem Profil der neuen Tragfläche ist der Auftrieb ungefähr gleich groß. Bei dünnem Profil der neuen Tragfläche ist der Auftrieb um ca. 20% kleiner (siehe Abb. 11). Bei Verwendung der unveränderten Tragfläche kann der Auftrieb um 30% gesteigert werden, wenn man

beide Querruder nach unten stellt. Dies hat denselben Effekt wie Landeklappen.

Die Werte für den Luftwiderstand sind wiederum für die unveränderte und neue Tragfläche in mittlerer Position etwa gleich und liegen bei $0,35 \text{ N}$ (siehe Abb. 11). Durch die Verkleinerung der Profildicke sinkt der Widerstand um etwa 20% auf $0,27 \text{ N}$, wird das Profil hingegen dicker, steigt dieser Wert um fast 30% auf $0,45 \text{ N}$.

Das gemessene Rollmoment bei asymmetrisch gestellten Querrudern ist bei einer Windgeschwindigkeit von $11,3 \text{ m/s}$ mit $2,6 \text{ Nm}$ mehr als 5 mal so groß wie das der neuen Tragfläche mit asymmetrisch gestelltem Profil (siehe Abb. 12). Bei der Geschwindigkeit $6,3 \text{ m/s}$ unterscheiden sich die Rollmomente um den Faktor 3 . Allgemein verhalten sich die Werte bei einer Windgeschwindigkeit von $11,3 \text{ m/s}$ ähnlich wie bei $6,3 \text{ m/s}$. Die Auftriebswerte bewegen sich in einem Bereich zwischen 25 N und 30 N , die für den Widerstand zwischen 1 N und $1,4 \text{ N}$.

Anhand der Daten lässt sich auch das Abreißverhalten der Tragflächen bestimmen. Das Abreißen der Strömung erfolgt bei der unveränderten Tragfläche bei einem Anstellwinkel von 17° genauso wie bei der neuen bei mittlerer Einstellung. Bei dünnem Profil sinkt dieser Wert auf etwas weniger als 16° , bei dickem steigt er auf fast 20° .

5 Diskussion

Durch den erfolgreichen Erstflug wurden die theoretischen Überlegungen bestätigt und konnten durch die Messergebnisse quantifiziert und begründet werden. Dies gilt insbesondere für das Rollmoment: Die langsame und träge Rotation des Flugmodells mit den neuen Tragflächen um die Längsachse im Vergleich mit der herkömmlichen Steuerung durch Querruder ist auf zwei aerodynamische Effekte des Querruders zurückzuführen.

Wenn das Querruder nach oben ausgeschlagen ist,

- entsteht auf der Flügeloberseite ein Staudruck. Der Unterdruck der Flügeloberseite fällt zusammen und die Tragflächenhälfte hat keinen Auftrieb mehr.

- wird die Luft nach oben abgelenkt und ruft auf dem Flügel eine nach unten gerichtete Gegenkraft hervor.

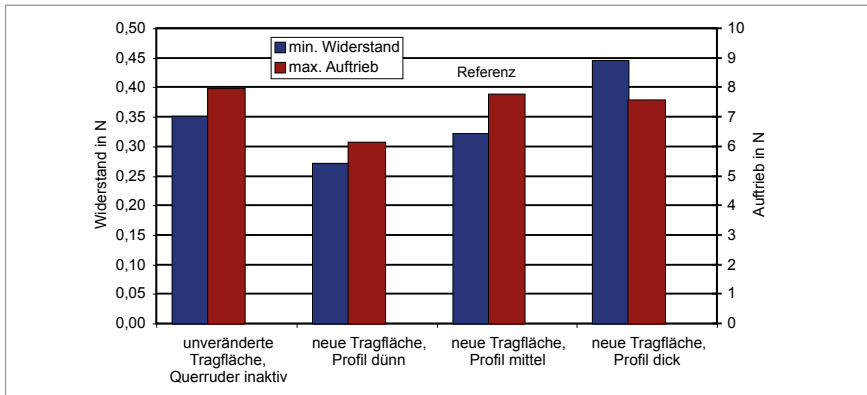


Abb. 11: Widerstand und Auftrieb der unveränderten Tragfläche und der neuen Tragfläche bei unterschiedlichen Einstellungen

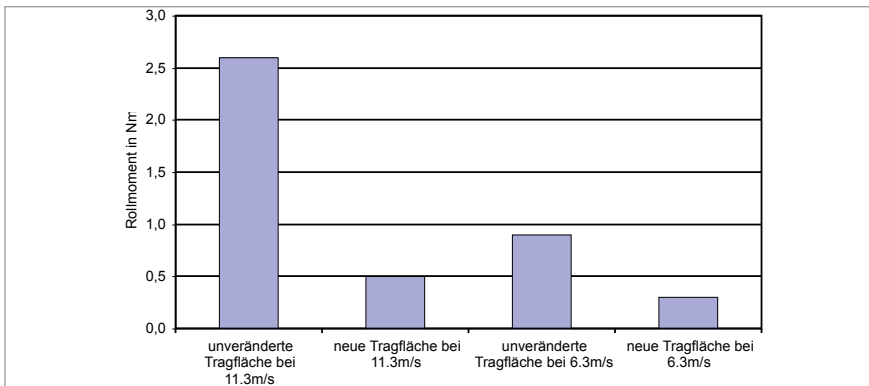


Abb. 12: Rollmoment bei 0° und asymmetrisch gestellten Querrudern oder Profil

Wenn das Querruder nach unten gestellt wird,

- entsteht ein zusätzlicher Staudruck auf der Flügelunterseite, der den Flügel nach oben drückt,
- wird die Luft nach unten abgelenkt und ruft eine nach oben gerichtete Gegenkraft hervor.
- wird die Profilwölbung auf der Flügeloberseite vergrößert. Es entsteht mehr Unterdruck und mehr Auftrieb.

Wenn nur das Profil der Flügeloberseite geändert wird, fallen zwei der oben beschriebenen Effekte ganz weg. Es wird jeweils nur der Unterdruck auf der Flügeloberseite geändert, der Druck auf der Flügelunterseite bleibt unbeeinflusst, was insgesamt zu einer viel kleineren und trägeren Reaktion führt. Das ist darauf zurückzuführen, dass die Wölbung nur um 7 mm verändert werden kann, was 2,5 % der Profiltiefe entspricht. Bei minimalem Ausschlag ist die Wölbung 0,57 %, d. h., dass die Flügelhälfte, welche sich nach unten bewegen soll, immer noch einen Auftrieb hat. Die Messungen haben ergeben, dass sich der Auftrieb von mittlerem zu dünnem Profil um 20 % verkleinert.

Allerdings widerlegen die Daten auch die Hypothese, dass der Flügel bei dickerem Profil mehr Auftrieb erzeugt. Das beruht wahrscheinlich auf der Tatsache, dass die verwendete Profilform schon so optimiert ist, dass durch eine Vergrößerung der Wölbung und Dicke nur mehr Widerstand, nicht aber mehr Auftrieb erzeugt werden kann. Somit wird der Auftrieb bei einem Kurvenflug nur an der einen Tragfläche verkleinert, an der anderen Tragfläche aber nicht vergrößert, was zu einem geringen Rollmoment führt. Um mit derselben Effektivität wie mit einem Querruder steuern zu können, ist es notwendig, die Wölbung stärker verändern zu können, allerdings sollte durch diese Veränderung das Profil nicht dicker werden. Um eine größere Auftriebsänderung auszulösen, muss es möglich sein, auch negative Profilwölbungen einstellen zu können. Dies bedingt, dass auch die Flügelunterseite verstellbar sein muss.

Denkbar wäre auch eine Anwendung, bei der das Profil auf beiden Seiten parallel geändert wird. Das Profil könnte an die jeweilige Flugsituation angepasst werden. So würde während der Start- und Lande-

phase die Auftrieboptimierung im Vordergrund stehen und bei Erreichen der Reisegeschwindigkeit die Reduzierung des Widerstandes. Es wären auch keine Höhenrudertrimmungen nötig, um das Flugzeug auf gleich bleibender Höhe zu halten, weil der notwendige Auftrieb genau an die Reisegeschwindigkeit angepasst werden kann.

Durch Veränderung der Profildicke kann auch eine Anpassung des Auftriebs an das Gewicht erfolgen. Vor allem bei Langstreckenflugzeugen macht der Treibstoff einen großen Teil des Startgewichts aus. Mit zunehmender Länge der zurückgelegten Flugstrecke verringert sich allerdings dieser Anteil und die Tragflächen müssten grundsätzlich weniger Auftrieb liefern. Wenn man nun das Profil an den benötigten Auftrieb anpasst, kann auch der induzierte Luftwiderstand um 5 – 10 % verringert werden, wodurch einiges an Energie gespart werden kann. Ökonomisch heißt das, geringere Treibstoffkosten, ökologisch weniger CO₂ Ausstoß.

Sicherheitstechnisch sind drei Punkte festzuhalten, die ersten zwei positiv und der letzte negativ:

- die meisten beweglichen Teile liegen im Innern des Flügels und sind deshalb weniger den äußeren Einflüssen ausgesetzt,
 - die auftretenden Kräfte werden besser verteilt, wodurch einzelne Gelenke nicht zu stark belastet werden,
 - der Bewegungsmechanismus ist komplizierter als bei starren Klappen und dadurch störanfälliger.
- Unter anderem ist dieses Steuerungssystem auch auf Höhen- und Seitenleitwerke anwendbar, wobei hier noch Anpassungen nötig sind.

Aus den Daten ist außerdem das Abreißverhalten der Tragflächen ersichtlich. Das Abreißen der Strömung erfolgt bei der unveränderten Tragfläche bei einem Anstellwinkel von 17° ab. Die stufenweise Abnahme des Auftriebs in den entsprechenden Diagrammen lässt darauf schließen, dass erst die eine Seite der Tragfläche und dann die andere Seite zu turbulenter Strömung übergehen. Diese Unregelmäßigkeit erklärt auch die großen Ausschläge in den Rollmomentdiagrammen. Durch eine Verdickung des Profils kann der Abreißwinkel um 3° vergrößert werden, durch eine Verdünnung kann er um 1° verkleinert werden. Außerdem ist zu

beobachten, dass die Strömung bei beiden Hälften der neuen Tragflächen fast gleichzeitig abreißt. Diese ist wahrscheinlich auf eine glattere Oberfläche zurück zu führen. Bis das entwickelte System in manntragenden Flugzeugen zum Einsatz kommen kann, braucht es noch viele weitere Tests, Versuche und Messungen. Doch es würde sich lohnen, da so die Flugleistung gesteigert werden kann.

Danksagung

Auf das Thema dieser Arbeit bin ich im Vorfeld meiner Maturaarbeit gekommen. Während der Suche nach einer Thematik brachte mich ein Kollege aus der Modellfluggruppe Rätia Chur (MFGRC) auf die Idee, ein Flugzeug zu bauen, welches durch die Veränderung des Tragflächenprofils gesteuert wird. Nach weiteren Überlegungen wurde ersichtlich, dass dies mit etwas Aufwand und guter Planung durchaus machbar sein sollte. Als Betreuer war Rocco Ciorciaro der richtige Ansprechpartner, da er als Segel- und ehemaliger Modellflieger über gute Kenntnisse in diesem Bereich verfügt.

Da diese Maturaarbeit ohne eine gute Betreuung und gute Tipps nicht so erfolgreich und lehrreich gewesen wäre, möchte ich mich an dieser Stelle bei meinem Betreuer Ciorciaro bedanken, der mich auch bei der Weiterführung unterstützt hat. Weiterer Dank geht an Martin Barth, welcher mich nicht nur auf die Idee gebracht hat, sondern mir auch wertvolle Ratschläge zur Konstruktion des Modells gegeben hat, ebenso an meinen Cousin Steffen und an meinen Bruder Markus, welche mich bei langwierigen Arbeiten unterstützt haben und von denen auch so manche hilfreiche Idee kam. Und noch einen besonderen Dank an meine Eltern, die mir materiell und ideell zur Seite standen.

Durch meine Teilnahme bei Schweizer Jugend forscht konnte ich diese Arbeit noch um einige Kapitel ausbauen und verbessern. Für die Unterstützung und Tipps zur Ergänzung möchte ich mich bei meinem Experten Andreas Reinhard bedanken. Ein weiterer Dank geht an Professor Thomas Rösgen vom Institut für Fluidodynamik der ETH Zürich, welcher mir die Messungen im Windkanal ermöglicht hat und an Lukas Prochazka, der diese mit mir durchgeführt hat.

Literatur:

- [1] Brauer, Helmut. 2002. Motorflugmodelle selbst konstruiert: Der einfache erfolgreiche Weg. vth. Baden-Baden
- [2] Kassera, Winfried. 2007. Flug ohne Motor. Motorbuch Verlag. Stuttgart.
- [3] Nachtigall, Werner und Blüchel, Kurt. 2000. Das große Buch der Bionik. DAV. Stuttgart/München
- [4] Simons, Martin. 2006. Modellflug-ABC Grundlagen, Aerodynamik & Tipps. vth. Baden-Baden
- [5] Wöbbeking, Gerhard (2007). Ideen werden Flügel. Flugmodell und Technik FMT Die führende Fachzeitschrift (März 2007). S.124-127
- [6] (2003). Fliegen wie Vögel. http://www.aeroman.de/html/DE/fliegen_wie_vogel.html (27.11.2007)
- [7] (2004). Warum fliegt ein Flugzeug? <http://www.erklaert.de/warum/fliegen.htm> (26.07.2007)
- [8] (2007). Coandă-Effekt <http://de.wikipedia.org/wiki/Coand%C4%83-Effekt> (25.07.2007)
- [9] (2007). Depron. <http://de.wikipedia.org/wiki/Depron> (20.07.2007)
- [10] (2007). Tragfläche. <http://de.wikipedia.org/wiki/Tragfl%C3%A4che> (25.07.2007)
- [11] (2007). Wie Vögel die Ideallinie finden <http://www.spiegel.de/wissenschaft/natur/0,1518,479480,00.html> (03.09.2007)
- [12] Auftrieb. <http://www.wissen.swr.de/warum/fliegen/themenseiten/t4/s1.html> (27.07.2007)
- [13] Bork, Beatrice (2007). Sky Dive. http://www.natureartists.com/artists/artist_artwork.asp?ArtistID=426&ArtworkID=8321 (03.09.2007) (Abb. 1)
- [14] Einflüsse verschiedener Faktoren auf die Beiwerte c_a und c_w . http://www.mig-21-online.de/Aerodynamik/aerodynamik_3.htm (29.02.2008) (Abb. 5)
- [15] General Dynamics F-111 und ihre Versionen. <http://www.waffenhq.de/flugzeuge/f-111.html> (01.03.2008)
- [16] Grünewald, Ulrich (1999). Wie fliegen Flugzeuge? <http://www.quarks.de/fliegen2/02.htm> (26.07.2007)
- [17] http://www.aerospaceweb.org/aircraft/bomber/f111/f111_schem_01.gif (03.03.2008) (Abb.3)
- [18] <http://www.agw-bw.de/Hauptseite/Haupttext.htm> (03.09.2007) (Abb. 2)
- [19] Schnabel, Ulrich (2001). Hier irrt die Schulweisheit http://www.schule.de/bics/son/verkehr/presse/2001_1/v4301_45.htm (22.07.2007)
- [20] <http://www.thuro.at/aerodynamik2.htm> (04.07.2008) (Abb. 4)
- [21] <http://de.wikipedia.org/wiki/Reynolds-Zahl> (01.11.2008)
- [22] Patent DE 00 0002 907 912 A1
- [23] Patent DE 10 2004 062 998 A1
- [24] Patent DE 40 02 972 A1
- [25] Patent EP 0 851 829 B1