

# JUNGE

## wissenschaft

JungforscherInnen publizieren  
online | **peer reviewed** | original

Verlag:  
Physikalisch-  
Technische  
Bundesanstalt



Technik

# Ein Flügel reicht

KONSTRUKTION, BAU UND ERPROBUNG EINES  
NURFLÜGELS AUF DER BASIS DER GLOCKEN-  
AUFTRIEBSVERTEILUNG

*Nurflügel bieten zwar eine deutliche Treibstoffeinsparung, sind hinsichtlich der Flugstabilität aber relativ kritisch. Gegenstand meines Projektes war das Umsetzen und Testfliegen eines Nurflügel-Modells auf der Basis der sogenannten Glockenauftriebsverteilung. Das Konzept habe ich sowohl theoretisch als auch praktisch mithilfe eines selbstkonstruierten und flugfähigen Modellflugzeug untersucht.*

## DER JUNGFORSCHER



**Ivo Zell (1998)**

Internatsschule  
Schloss Hansenberg  
65366 Geisenheim

**Eingang der Arbeit:**

22.6.2017

**Arbeit angenommen:**

17.11.2017



# Ein Flügel reicht

KONSTRUKTION, BAU UND ERPROBUNG EINES NURFLÜGELS AUF DER BASIS DER GLOCKENAUFTRIEBSVERTEILUNG

## 1. Einleitung

Seit mehreren Jahren beschäftige ich mich intensiv mit dem Modellflug. Da-

bei faszinierten mich schon immer unkonventionelle und nicht alltägliche Konstruktionen. Eine besondere Anziehungskraft üben dabei die Nurflügel

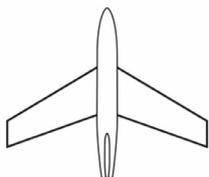
auf mich aus, da diese auf alle Elemente, die nicht zum Auftrieb beitragen, verzichten (siehe [Abb. 1](#)). Auch vor dem Hintergrund der rapide zunehmenden Umweltbelastung aufgrund des weltweiten Flugverkehrs versprechen Nurflügel ein enormes Potential. Allerdings wird in nahezu allen Quellen von meistens schlechten und kritischen Flugeigenschaften berichtet. Sogar der große US-amerikanische Flugzeughersteller *Northrop* hatte mit großen Schwierigkeiten zu kämpfen. Der bisher einzige in Serie gebaute Nurflügel *B-2 Spirit* gilt mit Stückpreisen über eine Milliarde US-Dollar als das mit Abstand teuerste Flugzeug und ist nur mithilfe leistungsstarker Rechner kontrollierbar. Um die aerodynamischen Hintergründe besser verstehen zu können, setzte ich mich mithilfe verschiedener Literatur zuerst mit der grundlegenden Aerodynamik [1, 2, 3] und unterschiedlichen bisherigen Konzepten [4, 5] auseinander.

Der zentrale Aspekt des Horten-Nurflügel ist die sogenannte Glockenauftriebsverteilung. Der Begriff Auftriebsverteilung bezeichnet die Verteilung der Auftriebskraft in Spannweitenrichtung. Die unter dem Aspekt des induzierten Luftwiderstandes optimale Auftriebsverteilung ist die elliptische. Bei dieser entspricht der Auftrieb, über der Spannweite aufgetragen, der Form einer  $\sin^1$ -Kurve (siehe [Abb. 2](#)). Die Glockenauftriebsverteilung nach Horten beschreibt dagegen Verteilungen, welche eine Sinus-Kurve mit Exponenten im Bereich von etwa 2,5 bis 4 bilden (bei meinem Nurflügel nutze ich  $\sin^3$ ). Bei kleinerem Exponenten nähert sich die Kurve stärker der elliptischen an und der induzierte Luftwiderstand wird besser, bei höherem verbessern sich die Flugeigenschaften.

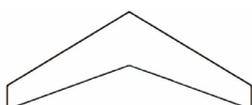
Der für die Flugeigenschaften wichtigste Unterschied zwischen elliptischer und glockenförmiger Auftriebsverteilung befindet sich am Tragflächenende. Bei  $\sin^1$  nähert sich die Kurve einer senkrechten Linie an (siehe [Abb. 2](#)). Da-



**Konventionelle Schwanzflugzeuge**  
mit Rumpf, Tragfläche und Leitwerk



**Schwanzlose**  
mit kleinerer Rumpf und lediglich senkrechtem Leitwerk



**Nurflügel**  
Nur Tragfläche (kein Rumpf oder Leitwerk)

Abb. 1: Unterschiede verschiedener Flugzeugkonfigurationen



gegen nähern sich die Graphen der Glockenauftriebsverteilungen der x-Achse horizontal an. Die einfachste Möglichkeit den Auftrieb am Randbogen gegen Null tendieren zu lassen, wäre die Tragflächentiefe gegen Null tendieren zu lassen. Da dabei aber der Auftriebsbeiwert sehr hoch bleiben würde, wäre die Gefahr eines Strömungsabrisses am Außenflügel am höchsten. Um sowohl die gewünschte Auftriebsverteilung als auch ein gutmütiges Abrissverhalten zu bekommen, wird die „Goldene Regel der Aerodynamik“ angewandt:

*„Was lokal an Anstellwinkel fehlt, kann dort durch eine Erhöhung der Flügeltiefe ausgeglichen werden – und umgekehrt.“*

Demnach muss nur der Winkel zwischen Tragfläche und anströmender Luft am Außenflügel geringer sein als

in der Tragflächenmitte (sogenannte geometrische Tragflächenschränkung). Unterstützend können längs der Spannweite noch unterschiedliche Tragflächenprofile mit entsprechenden Profilparametern eingesetzt werden (sogenannter Profilstrak). Unter Ausnutzung der Goldenen Regel ist es theoretisch möglich, (fast) jeden beliebigen Flügelgrundriss mit der Glockenauftriebsverteilung auszulegen.

Der zweite wichtige Aspekt ist die Rückfeilung des Horten-Nurflügels. Nur mit dieser ist es möglich, eine Stabilisierung um die Hochachse ohne vertikale Stabilisierungsflächen zu erreichen. Des Weiteren vereinfacht sie die Kontrolle der Nickmomente, da durch die Pfeilung der Abstand zwischen Schwerpunkt und Höhenruder größer wird.

Diese Vereinfachung auf zwei Punkte macht das Horten-Konzept besonders interessant. Es bleiben sehr große Spielräume vorhanden, welche (nahezu) gefahrlos genutzt werden können, um die Flugleistungen den Anforderungen entsprechend zu optimieren.

Mein Ziel war ein flugfähiges Modellflugzeug zu entwerfen (siehe [Abb. 3](#)), welches ohne langwierige Berechnungen mithilfe eines einfachen Computerprogrammes ausgelegt wird, um zu zeigen, dass diese zwei Bedingungen ausreichend sind. An diesem sollten die Flugeigenschaften daraufhin untersucht werden, ob sie in einem vergleichbaren Bereich zu denen von Schwanzflugzeugen liegen. Des Weiteren wollte ich betrachten, welche Vorteile vier anstatt nur zwei Ruderklappen in dem Spezialfall Nurflügel bieten können.

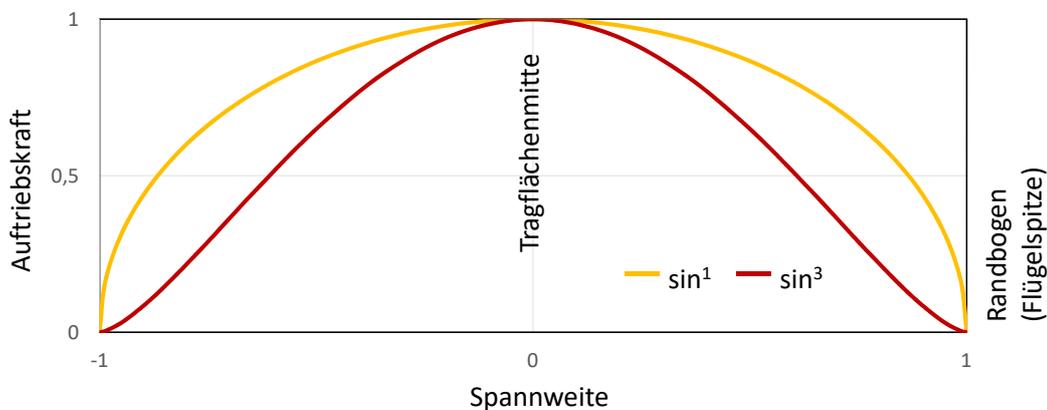


Abb. 2: Auftriebsverteilungen: Auftriebskräfte in Abhängigkeit der Spannweitenrichtung

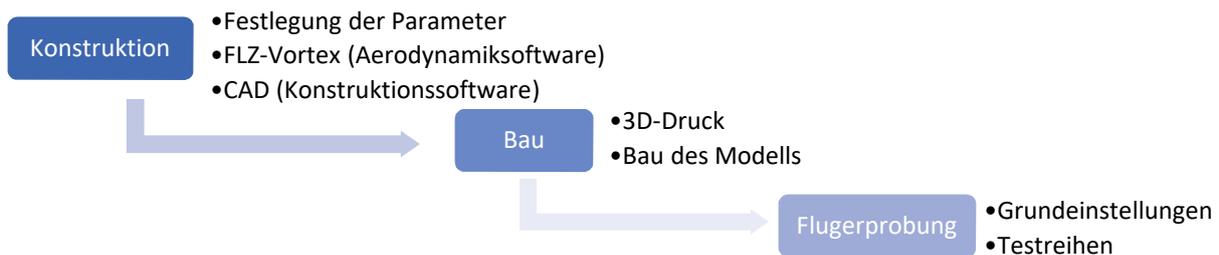


Abb. 3: Darstellung des Arbeitsprozesses



## 2. Konstruktion

### 2.1 Grundlegende Auslegung und Komponenten

Die grundlegenden Auslegungsparameter wurden relativ frei festgelegt, bzw. orientierten sich an den verwendeten Komponenten von Antrieb und Steuerung. Dies vereinfachte zum einen den Bau und zeigt zum anderen, dass eine praktisch beliebige Konstruktion nur mithilfe der Glockenauftriebsverteilung und einer Rückpfeilung stabile Flugeigenschaften besitzt.

Um ein Mittel einerseits zwischen ausreichender Größe zum Tragen der Messinstrumente und andererseits der Kosten zu finden, wurde die Spannweite auf 1,20 m und das Gewicht auf etwa 1,0 bis 1,5 kg festgelegt. Als Tragflächenprofil kommt ein Profilstrak von selbst modifizierten HM50 13% (prozentuale Angabe gibt die Profildicke im Verhältnis zur Flächentiefe an) in der Tragflächenmitte und HM50t 11% am Randbogen zum Einsatz. Die

Grundform orientiert sich hauptsächlich an der Erforderlichkeit, alle Komponenten unterbringen zu können. Der Winkel der Rückpfeilung wurde auf 30° gesetzt (aktuelle Verkehrsflugzeuge haben zwischen 25° und 35°). Obwohl zwei Ruderklappen prinzipiell ausreichend wären, wurden vier eingeplant, um mehr Variationsmöglichkeiten zu haben. So kann die Höhen- und Querruderwirkung verstärkt und alle vier Klappen können als Seitenruder und Bremsklappen genutzt werden. Um den Schwerpunkt einzuhalten, wurde der Motor (bürstenlos, spezifische Drehzahl: 1550 kv (Umdrehungen pro Minute pro Volt); Gewicht: 105 g, Leistung: 400 W; Leistungsgewicht: 360 W/kg; Schub-Gewicht-Verhältnis ca. 1:1) nach vorn gerückt und die Klappluftschraube (8" × 7" CAM-Carbon) über eine 5 mm starke Edelstahl-Fernwelle angetrieben. Das Fernsteuerungssystem ist eine Hitec Aurora 9 mit einem Optima-9-Empfänger mit Telemetrie-Rückkanal. Als Servos sind vier Stück MEX-81 HD mit 15 g Gewicht und 26 Ncm Stellkraft verbaut. Die Lithium-Polymer-Ak-

kus besitzen eine Nennspannung von 11,1 V und eine Kapazität von 3000 mAh. Empfänger und Servos werden über das interne BEC des 45 A Dualsky Motorreglers mit 5 V versorgt.

### 2.2 Computergestützte Auslegung

Zur genauen aerodynamischen Auslegung, insbesondere um die Glockenauftriebsverteilung zu erreichen, habe ich die kostenlose Vortex-Lattice-Software FLZ\_Vortex von Frank Ranis [6] in der Version 01.198 benutzt. Im Kern nutzt diese Software das sogenannte Wirbelgitterverfahren. Die Tragfläche wird dabei sowohl in Spannweiten- als auch in Tiefenrichtung in einzelne Elementarflügel zerlegt.

Jeder dieser Elementarflügel wird mit einem diskreten Hufeisenwirbel versehen, welcher mathematisch erfassbar ist. Durch dieses Vorgehen erhält man auch ohne aufwendige Berechnungsverfahren bereits eine sehr gute Näherung.

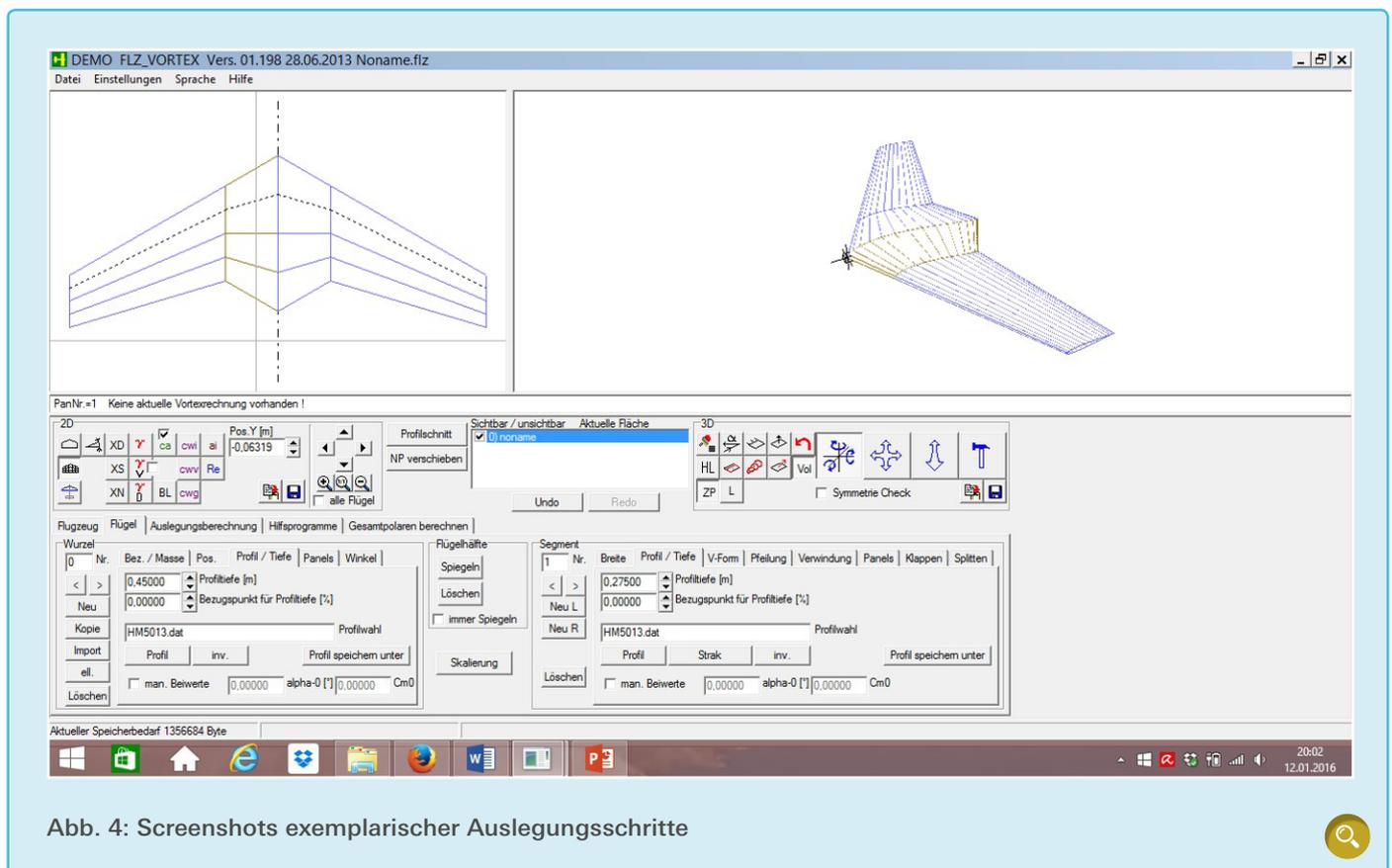


Abb. 4: Screenshots exemplarischer Auslegungsschritte

Mithilfe des grafischen User Interfaces und der geometrischen Parameter (vgl. [Abb. 4](#)) wurde zuerst der gesamte Tragflächenrundriss aus einzelnen Segmenten inklusive Ruderklappen erstellt. Über die Wahl geeigneter Profile und die geometrische Tragflächenverwindung habe ich Schritt für Schritt die Glockenauftriebsverteilung modelliert. Dazu wurde die Schwerpunktlage festgesetzt und immer wieder die Auftriebsverteilung berechnet, bis die berechnete Kurve mit der  $\sin^3$ -Vorgabe übereinstimmte.

Abschließend konnten noch die Flugleistungen und Flugeigenschaften überprüft werden. Von zentralem Interesse waren dabei zwei Punkte: das Abrissverhalten und das negative Wendemoment. Dazu wurden die Klappen entsprechend mit verschiedenen Ausschlägen versehen. Für das Abrissverhalten interessiert der Ort, an welchem die Strömung zuerst abreißt. Das negative Wendemoment konnte durch die Betrachtung der

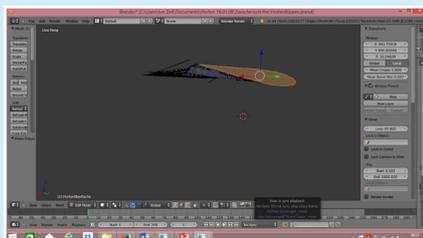
Drehmomente um die einzelnen Achsen ausgeschlossen werden. Sekundär waren die Werte für Fluggeschwindigkeit und Gleitzahl ebenfalls im Blick zu behalten. Nachdem der endgültige Nurflügel feststand sowie während der Flugerprobung, konnten mit der Auslegungsrechnung noch weitere Klappenkombinationen und deren Auswirkungen am realen Modell ausgetestet werden. In dem Fenster „Berechnete Werte“ finden sich zudem noch viele weitere interessante Werte. Auch wenn es nicht Hauptziel der Untersuchungen war, ein Flugzeug mit geringstmöglichem Luftwiderstand zu konstruieren, so konnte doch ein – im Vergleich zu konventionellen Konstruktionen – rund 25 % geringerer Luftwiderstand erreicht werden.

Ein besonderes Augenmerk habe ich auf die möglichst exakte Umsetzung der Verwindung der Tragfläche und damit der Auftriebsverteilung gelegt. Um die Genauigkeit zu erhöhen, wurde das Mo-

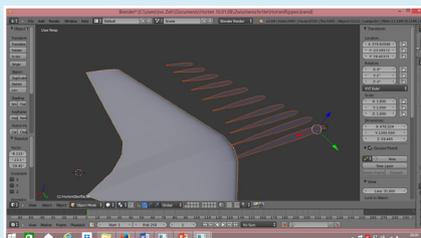
dell auf einem eigenen Helling aufgebaut. Die Rippen wurden dazu auf die Holme aufgefädelt und diese genau ausgerichtet. Um insbesondere die erforderlichen Holmausschnitte für die  $3 \times 3$  mm Kiefernleisten,  $5 \times 1$  mm CFK-Profile und  $3 \times 3$  mm Balsaleisten genau zu platzieren, wurden die Rippen im CAD erstellt und mit einem 3D-Drucker aus ABS-Kunststoff gedruckt. Als CAD-Software nutzte ich die zwei kostenlosen Programme Blender ([Abb. 5](#)) [7] und openSCAD ([Abb. 6](#)) [8], da kein einzelnes erschwingliches Programm den notwendigen Funktionsumfang zur Verfügung stellt. Die Rippen wurden als einzelne Bauteile im .STL-Format zum 3D-Druck exportiert.

### 2.3 Einstellwerte

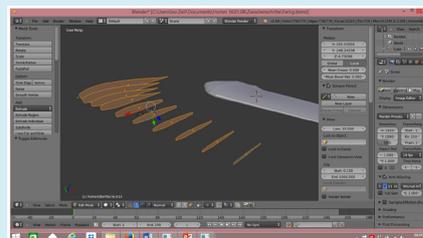
Die folgenden Einstellwerte stellen, sofern nicht extra ausgeführt, die Grundlage für die späteren Untersuchungen dar.



Extrahieren der einzelnen Rippengeometrien aus der Gesamtstruktur

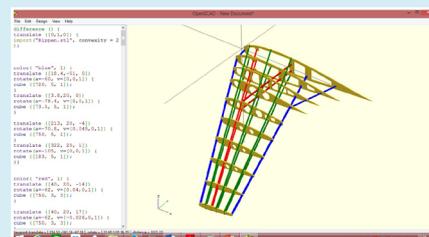


Alle Rippen als Flächen um durch Extrudieren Volumenkörper zu erzeugen

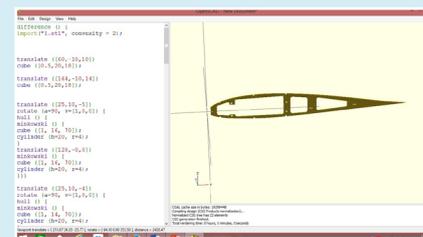
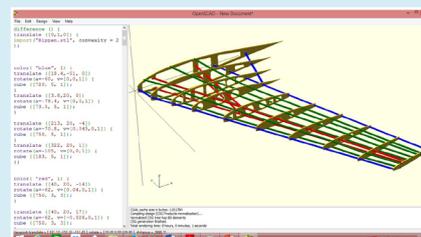


Die fertige Rippen, die im Bereich der Ruderklappen gekürzt sind.

Abb. 5: Screenshots exemplarischer Schritte in Blender



Die gesamte innere Struktur des Flügels. Gelb: 3D-gedruckte Teile Rot: Kiefernleisten Blau: CFK-Profile Grün: Balsaleisten



Bearbeitung einer einzelnen Rippe um Gewicht und Platz zu sparen

Abb. 6: Screenshots exemplarischer Schritte in openSCAD



Für den Erstflug wurde der Schwerpunkt gegenüber der Berechnung etwas nach vorne auf 163 mm hinter die Flügelspitze gelegt. Dafür waren ca. 250 g Blei notwendig. Nach mehreren Flügen veränderte ich die Schwerpunktposition auf 165 mm hinter die Flügelspitze, da dies für mich am angenehmsten zum Fliegen war. Die dafür notwendigen 220 g Blei habe ich fest in der Spitze verschraubt. Die [Tab. 1](#) zeigt die Klappenausschläge.

Da das „Seitenruder“ in dieser Form nicht von meiner Fernsteuerung (und auch von keiner mir sonst bekannten) unterstützt wird, habe ich die erforderlichen Mischer selbst programmiert.

Um die Belastung für die Fernwelle möglichst gering zu halten, wurde auf den Gaskanal eine Verzögerung von einer Sekunde programmiert.

### 3. Bau

#### 3.1 3D-Druck

Bei dem 3D-Drucker handelt es sich um einen fabbster der Firma Sintermask GmbH ([Abb. 7 links](#)), welcher ABS (Acrylnitril-Butadien-Styrol-Copolymer, thermoplastischer Kunststoff) als Druckmaterial nutzt. In dessen Software netfab [9] wurden die einzelnen Bauteile eingelesen. Für die rechte Tragflächenhälfte konnten die Rippen in diesem problemlos gespiegelt werden. Als Drucktyp wurde „Standard v2“ gewählt und mit Raft (mitgedruckte Gitterstruktur zwischen Druckplatte und eigentlichem Bauteil, um dieses spätere leichter lösen zu können) gedruckt. Nach dem Druckende wurden die Bauteile noch jeweils für etwa 30 Minuten auf der beheizten Platte belassen, um Verzüge durch zu schnelles Abkühlen

auszuschließen. Vor dem Bau des Flügels wurden alle Rippen von überstehenden Druckresten und dem Raft gesäubert ([Abb. 7 rechts](#)).

#### 3.2 Zusammenbau

Die Grundlage für den Bau war ein Helling ([Abb. 8a](#)), auf welchem die Holme ausgerichtet wurden ([Abb. 8b](#)). Der Aufbau des Nurflügels erfolgte über Kopf, um zuerst die Unterseite beplanken und anschließend von oben die Komponenten einbauen zu können. Die Rippen wurden auf alle Holme aufgefädelt, diese auf die entsprechenden Stützen gelegt und im passenden Pfeilwinkel durch Nägel fixiert. Dann wurde jede Rippe einzeln exakt ausgerichtet und verklebt ([Abb. 8 c-e](#)). Die Beplankung besteht aus 1 mm dickem Balsaholz und wurde Stück für Stück aufgeklebt. Sowohl vorne als auch hinten wurde sie etwas überstehen gelassen und später passend geschnitten und geschliffen. Während des Aushärtens des Klebers fixierten Stecknadeln und Wäscheklammern die Brettchen ([Abb. 8 f und g](#)). Anschließend wurde der Nurflügel herumgedreht und die Technik eingebaut ([Abb. 8 h und i](#)). Für die Fernwelle wurde extra ein eigener Wellentunnel gebaut ([Abb. 8 j](#)). Danach wurde die Oberseite analog zur Unterseite beplankt und Nasen- und Endleiste angeklebt ([Abb. 8 k und l](#)). Zuletzt wurden die Ruder aus dem Vollen geschliffen und angeschlagen ([Abb. 8 m](#)). Nach dem Einbau der restlichen Elektronik

Tab. 1: Klappenausschläge

	Klappe 1 und 4	Klappe 2 und 3
Höhenruder	18°/-28°	9°/-16°
Querruder	21°/-21°	11°/-11°
Seitenruder	0°/-23°	23°/0°
Bremsklappe	0°/-20°	15°/0°



Abb. 7: Dokumentation des Druckvorgangs (links) und der fertigen Rippen (rechts)

(Abb. 8 n) wurde die Tragfläche mit Oracover-Bügel folie bespannt (Abb. 8 o und p).

#### 4. Untersuchung der Flugeigenschaften

Ziel der Flugerprobung ist es, möglichst umfassend die Besonderheiten der Flugeigenschaften herauszuarbeiten. Dazu wird das Verhalten des Modells in verschiedenen Fluglagen näher betrachtet. Da Theorie und Praxis bei den verschiedenen Aspekten sehr eng miteinander verbunden sind, werden immer die zugehörigen physikalischen Hintergründe, Vorgehensweisen und Ergebnisse hintereinander beschrieben. Für alle folgenden Versuche habe ich immer mindestens einen Stichprobenumfang von  $n = 10$  genutzt. Da die einzelnen Flüge bei verschiedenen Wetterlagen durchgeführt wurden, können die

daraus gewonnenen Erkenntnisse für einen relativ großen Anteil an Situationen verallgemeinert werden. Um diese Überprüfung auf eine möglichst quantitative Grundlage stellen zu können, habe ich verschiedene Quellen und Methoden für das Erfassen von Messwerten genutzt.

Bei allen Messverfahren war das KISS-Prinzip (*keep it simple and stupid*; Clarence „Kelly“ Johnson; ehemaliger Lockheed chief engineer) aus mehreren Gründen von zentraler Bedeutung.

Zum einen ist die Auslegung als Flugmodell größentechnisch ein maßgebender Faktor. Die zu tragenden Messinstrumente müssen zum einen möglichst klein und leicht sein und zum anderen die Aerodynamik in möglichst geringem Maße beeinflussen. Gleichzeitig stellt die freie dreidimensionale Beweg-

lichkeit im Raum besondere Herausforderungen an die Vorgehensweise, da kein statisches Bezugssystem für die Messungen existiert.

Die Daten verschiedener Sensoren werden per Telemetrie an die Fernsteuerung gesendet. Dazu wird an den Empfänger eine Sensor-Box angeschlossen, in welcher die Signale aller Sensoren gebündelt werden. Über den Rückkanal des Empfängers werden alle Werte in Echtzeit an die Fernsteuerung übermittelt. An dem Ausgang des Sendermoduls können die Daten von einem Laptop mitgelesen werden [11]. Gespeichert werden sie als .txt-Datei (Textdatei) und im KML-Format (Auszeichnungssprache für Geodaten; u. a. Google Earth). Die Textdateien habe ich mir angeschaut, um deren Format zu entschlüsseln. Anschließend konnte ich diese mithilfe von Excel [12] entsprechend

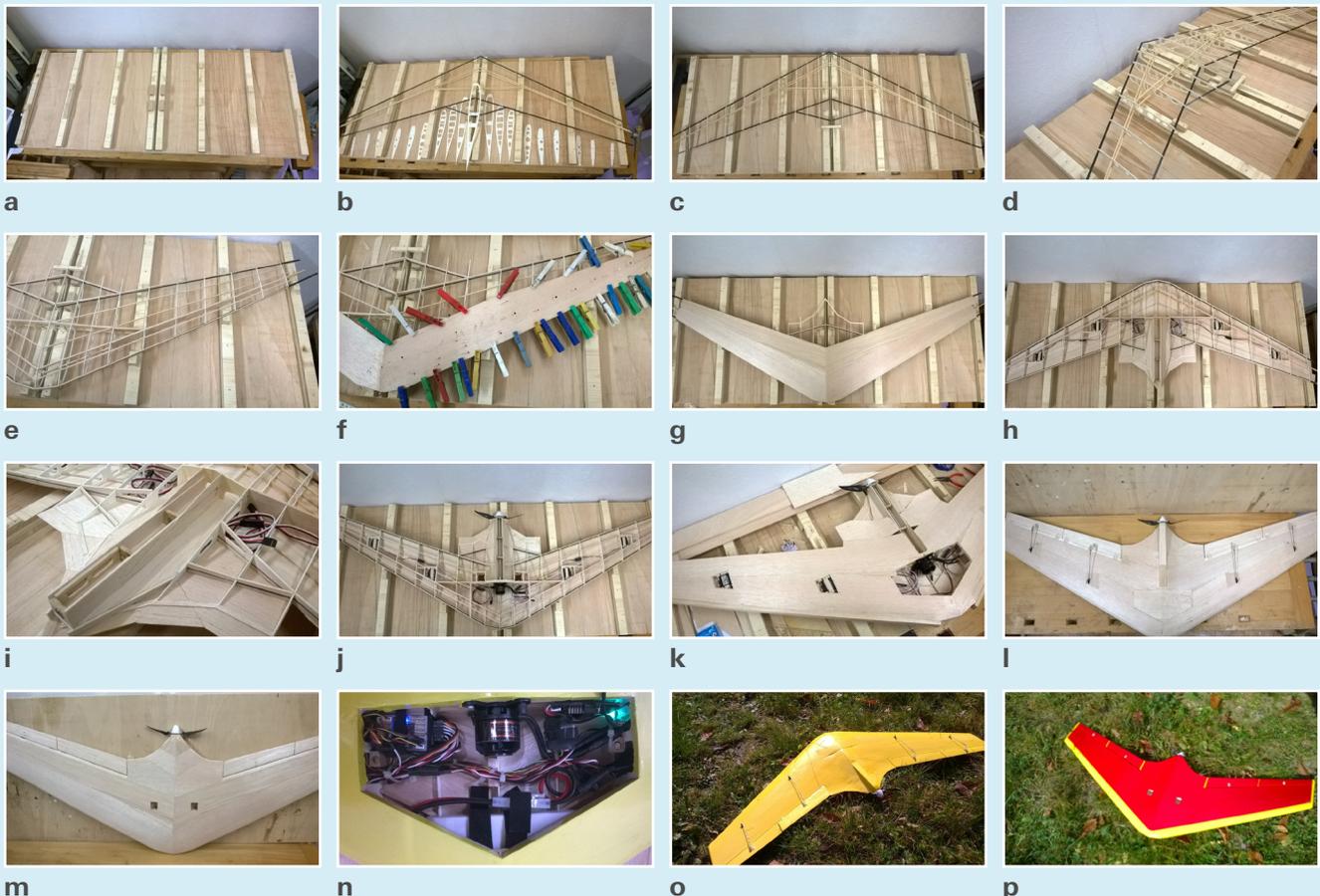


Abb. 8: Der Bau des Nurflügels



öffnen. Beim Import musste dazu bei jedem „/“ in der Textdatei von der Importfunktion in Excel eine neue Spalte erzeugt werden. Dann stellt jede Zeile alle Daten etwa einer halben Sekunde und jede Spalte alle Werte eines Sensors dar. Diese Werte können dann mit Standardstatistik-Software oder Tabellenkalkulationen analysiert und grafisch veranschaulicht werden.

Des Weiteren habe ich eine kleine Videokamera am Modell montiert. Die *Fly Cam One Full HD eco* wirkt sich mit ihren 20 g Gewicht praktisch nicht auf die Flugeigenschaften aus. Über einen eigenen Kanal am Empfänger wird sie mit Strom versorgt und die Aufnahmen gestartet.

## 5. Flugstabilität

Unter dem Begriff der Stabilität oder auch Eigenstabilität eines Flugzeuges wird allgemein dessen Fähigkeit bezeichnet, seine Flugbahn beizubehalten. Entscheidend hierbei ist, wie stark das Flugzeug durch äußere Störung (z. B. Böen) von seiner Richtung abgelenkt werden kann und in wie fern es anschließend wieder selbstständig,

ohne korrigierende Eingriffe des Piloten oder eines Flugcomputers, in seine Ausgangslage zurückkehrt.

Typischerweise wird die Orientierung und Bewegung eines Flugzeuges im Raum mithilfe von Euler'schen Winkeln beschrieben. Man spricht hierbei von den sogenannten Roll-Nick-Gier-Winkeln (*roll-pitch-yaw angle*). Es handelt sich dabei um ein kartesisches Koordinatensystem, dessen Ursprung im Massemittelpunkt/Schwerpunkt SP (*Center of Gravity, CG* oder *C.G.*) des Flugzeuges liegt (siehe [Abb. 9](#)). Rotationsbewegungen werden immer in Teildrehungen um die Koordinatenachsen zerlegt, die Bewegungsrichtungen werden in Bewegungen längs der Koordinatenachsen zerlegt (6 Freiheitsgrade).

Bei herkömmlichen Schwanzflugzeugen wird (in der Regel) jede Rotationsachse über eine eigene Fläche stabilisiert und gesteuert. Dagegen muss bei einem reinen Nurlügel die Kontrolle der drei Achsen allein von einer Tragfläche übernommen werden. Dies ist einer der Gründe, warum bei Schwanzlosen die Flugstabilität im Vergleich zu Schwanzflugzeugen als kritischer gilt.

## 5.1 Stabilität um die Querachse

### 5.1.1 Theoretischer Hintergrund

Die Stabilität um die Querachse, auch Längsstabilität genannt, bewirkt, dass das Flugzeug eine gleichmäßige Nicklage (Winkel zwischen der anströmenden Luft und der Tragfläche; genannt Anstellwinkel  $\alpha$ ) einhält. Da die Auftriebskraft  $F_A$  näherungsweise linear zu  $\alpha$  ist, würde eine Instabilität um die Querachse daher zu einem wellenförmigen Flug führen, bei welchem die Höhe nicht genau kontrolliert werden könnte.

Der wichtigste Parameter für die Längsstabilität ist die sogenannte Schwerpunktvorlage  $X_{NP}-X_{SP}$  des Massenmittelpunktes SP vor dem Neutralpunkt NP. Im NP bleibt für beliebige Rotationswinkel das Drehmoment um die Querachse annähernd konstant. Je weiter der SP vor dem NP liegt, umso stabiler ist die Fluglage, da sich das Flugzeug ähnlich wie eine Wetterfahne im Wind ausrichtet. Die Vorlage wird als dimensionslose Größe in Prozent der mittleren Flügeltiefe als Stabilitätsmaß  $\sigma$  angegeben. Somit ist es theoretisch möglich, mit einem Nurlügel die gleiche Längsstabilität wie bei normalen Flugzeugen zu erreichen. Der Grund für das häufig kritischere Verhalten ist in den Momenten um die Querachse zu suchen.

Für einen stabilen Flugzustand müssen sich die Drehmomente gemäß folgender Formel im Allgemeinen aufheben

$$M_p + M_\sigma + M_H = 0 \quad (1)$$

Das erste Drehmoment ist das Tragflächenprofilmoment  $M_p$ . Es ist profilspezifisch und in der Regel negativ. Negative Werte bedeuten ein kopflastiges Moment, d. h. die Nase des Flugzeuges wird nach unten gedrückt.  $M_\sigma$  ist das ebenfalls negative Moment der Schwerpunktvorlage mit

$$M_\sigma = (X_{NP} - X_{SP}) \cdot F_A \quad (2)$$

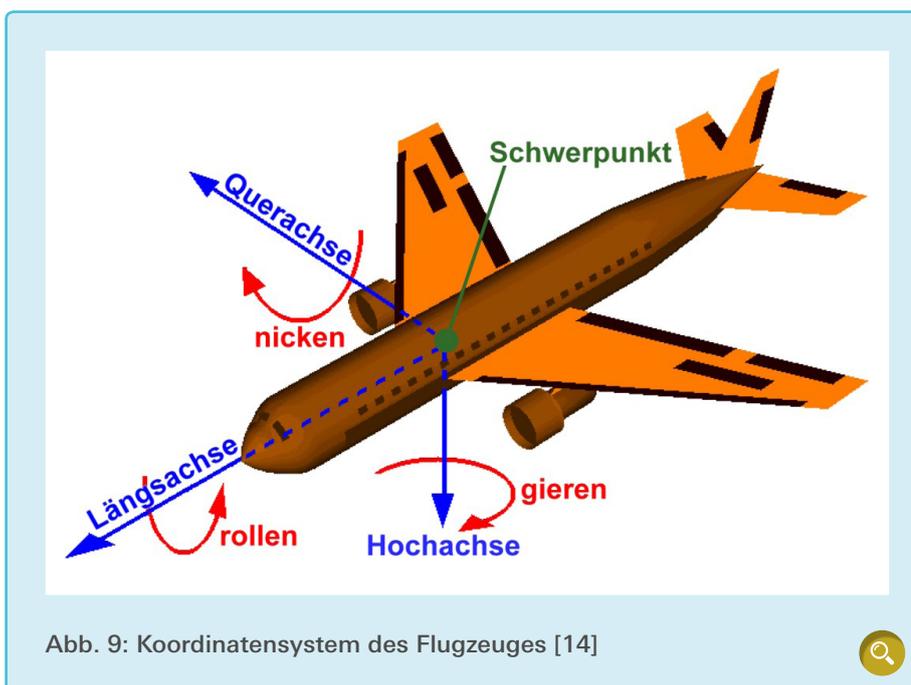


Abb. 9: Koordinatensystem des Flugzeuges [14]

Das letzte Moment ist das Moment des Höhenleitwerkes HLW

**Formel (3)**

mit dem Neutralpunkt des Höhenleitwerkes  $X_{NH}$ . Der zweite Term ist die Auftriebs- bzw. Abtriebskraft.

Wenn auf das Höhenleitwerk verzichtet werden soll, muss versucht werden, ein positives  $M_p$  zu erhalten oder ein  $M_H$ -ähnliches Moment zu erzeugen. Tragflächenprofile mit positivem  $M_p$  weisen eine deutlich schlechtere Aerodynamik auf und sollten deshalb möglichst vermieden werden. Bei rückwärts gepfeilten Nurflügeln kann jedoch der Außenflügel die Funktion des Höhenleitwerkes übernehmen. Bildlich kann man sich das ungefähr wie [Abb. 10](#) vorstellen.

Um die Glockenauftriebsverteilung zu erreichen, muss ohnehin die „Goldene Regel der Aerodynamik“ angewendet werden. Dadurch wird bereits eine deutliche Schränkung des Außenflügels erzeugt. Die spezielle Auftriebsverteilung, welche primär das negative Wendemoment (siehe hierzu Abschnitt 6.2.1) bekämpfen soll, sorgt damit gleichzeitig auch für einen Abtrieb am Außenflügel. In Verbindung mit der Rückpfeilung wird dieser Abtrieb deutlich hinter dem Schwerpunkt erzeugt und damit ein ausreichend großes positives Nickmoment generiert, um durch eine größere Schwerpunktvorlage eine bessere Längsstabilität erreichen zu können.

Wegen leichter Leistungseinbußen werden häufig jedoch weder größere Rückpfeilungen noch stärkere Schränkungen eingebaut. Dadurch wird dann allerdings nur ein kleines positives Moment erzeugt. Ein statischer Flugzustand kann dann nur erreicht werden, wenn das negative Moment  $M_o$  möglichst klein ist. Dies ist jedoch nur über eine geringere Schwerpunktvorlage möglich. Deshalb fliegen viele Nurflügel mit verhältnismäßig kleinen Stabilitätsmaßen und besitzen eine entsprechend schlechte Längsstabilität. Das

Horten-Konzept dagegen nimmt den geringfügig schlechteren induzierten Luftwiderstand bewusst in Kauf um gute Flugeigenschaften zu erreichen.

**5.1.2 Analyse am Modell**

Wie bereits angedeutet, lässt sich eine deutliche Instabilität um die Querachse leicht an einer ständigen Auf- und Abbewegung erkennen. Da beim Modell kein solcher wellenförmiger Flug beobachtet werden konnte, ist dies ein gutes Indiz dafür, dass der Anstellwinkel  $\alpha$  sehr stabil gehalten wird. Diese sehr gute Längsstabilität wird ebenso auch bei stärkerem Wind und unruhigem Wetter ohne korrigierende Eingriffe beibehalten. Dieses Verhalten ist direkt auf das große Stabilitätsmaß, welches durch die ein entgegengesetztes Drehmoment erzeugende Auftriebsverteilung ermöglicht wird, zurückzuführen.

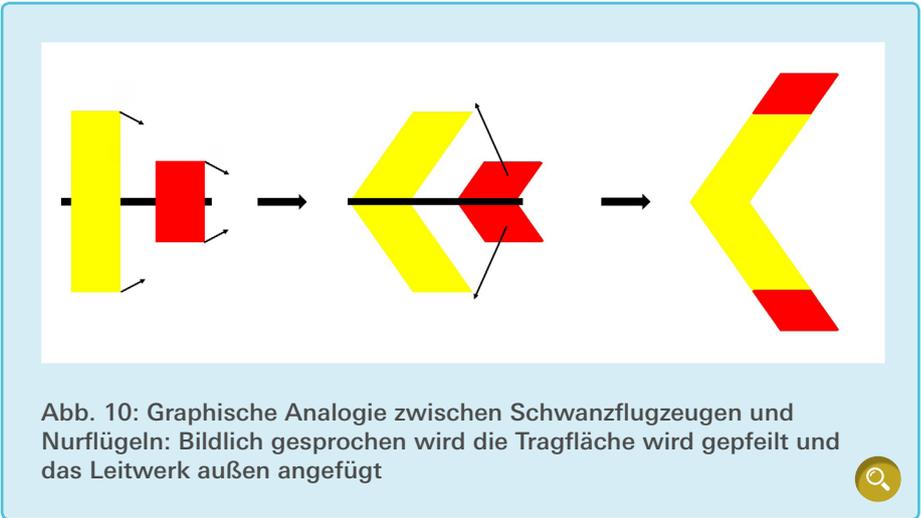
Ein anderes interessantes Phänomen, die sogenannten alpha-Schwingungen, wurde nur auf den ersten Videoaufnahmen vom Modell aus festgestellt, da diese so gering sind, dass sie vom Boden aus meistens nicht gesehen werden. Da das

Modell in dieser Aufnahme nur zweimal für einen kurzen Moment um die Querachse wackelte, stellte sich die Frage, ob dieses Verhalten von bestimmten Flugzuständen (Geschwindigkeit, Motorleistung, Rudereingaben, usw.) oder nur zufällig von äußeren Einflüssen wie Windböen abhängt. Um Antworten zu bekommen, habe ich zwei verschiedene Ansätze verfolgt:

Die erste Idee war, das Wippen über den Anstellwinkel zu erfassen. Da ich bisher noch keinen genügend kleinen Anstellwinkelsensor gesehen habe, baute ich selbst einen. Um möglichst einfache Werte zu erfassen, habe ich einen Eingang für einen Temperatursensor der Telemetrie zweckentfremdet. Da diese Sensoren einfach nur Widerstände darstellen, ist es kein Problem stattdessen ein Potentiometer anzuschließen. Auf einem kleinen Sperrholzausleger habe ich einfach ein Potentiometer von einem kaputten Servo mit einem simplen Flügelchen befestigt. Messungen ergaben, dass er korrekt funktioniert, aber zu träge war, um die schnellen alpha-Schwingungen anzeigen zu können.

$$M_H = (X_{NH} - X_{SP}) \cdot [c_{AH\alpha} \cdot (\alpha + \Delta\alpha_p) + c_{AH0}] \frac{\rho}{2} v^2 A_H$$

Formel (3)



Deshalb habe ich versucht, über Videoanalyse die Schwingungen zu beobachten. Vor der Kamera wird dazu ein Kreuz aus Draht befestigt. Das Video wird anschließend mithilfe des *Windows Movie Makers* [12] stabilisiert. Das Programm versucht, die größte Fläche des Bildes ruhig zu halten. Da das Kreuz die kleinere Fläche darstellt, bewegt sich dieses anschließend zum Ausgleich. Sowohl Gewicht als auch Luftwiderstand fallen durch das reine Aufzeichnen von Daten sehr gering aus. Trotz des einfachen Aufbaus können so die Bewegungen mit einer sehr hohen Genauigkeit beobachtet werden (siehe [Abb. 11](#)).

Über den Abstand der Kameralinse zu dem Kreuz und dem Kreuz als Maßstab konnte mithilfe des Tangens quantitativ auch der Ausschlag der Pendelbewe-

gung bestimmt werden. Dieser liegt bei etwa  $2,5^\circ$  bis  $3,0^\circ$ .

Bei mehreren Flügen in dieser Konfiguration konnte allerdings kein Zusammenhang zu bestimmten Flugzuständen festgestellt werden. Vermutlich fängt das Modell nur durch Böen an zu wippen und stabilisiert sich dann wieder selbstständig. Da das Modell ansonsten durch die Kombination von Schwerpunktvorlage und Auftriebsverteilung eine gute Längsstabilität zeigt, ist das Pendelverhalten eher in einer geringen Nickdämpfung durch das Fehlen eines Höhenleitwerkes mit großem Hebelarm zu suchen. Durch die geringen Ausschläge und das selbstständige Abklingen ist dieses Verhalten als ungefährlich einzustufen.

## 5.2 Stabilität um die Längsachse

### 5.2.1 Theoretischer Hintergrund

Die Stabilität um die Längsachse, auch Querstabilität genannt, sorgt für die Beibehaltung einer gleichmäßigen Querneigung, d.h. eine Änderung der Querneigung durch eine Störung (z. B. Böen) wird selbstständig, ohne eingreifende Ruderausschläge, wieder ausgeglichen.

Im Gegensatz zur Nicklage ändern reine Drehungen um die Längsachse nichts am Anströmvektor, sodass kein direktes Gegenmoment erzeugt werden kann. Erst ein durch das Rollen induziertes Schieben kann zu einer Gegenkraft führen. Wird die Tragfläche durch eine Störung rotiert, entsteht aus dem Kräftegleichgewicht von Auftriebskraft  $F_A$  und der Gewichtskraft  $F_G$  ein Kräfteparallelogramm mit einer seitlich gerichteten Kraft  $F_Y$  und somit zu einer seitwärts gerichteten Bewegungskomponente (siehe [Abb. 12](#)). Dadurch ist die Bewegung des Flugzeuges in der Luft nicht mehr parallel zur Längsachse, sondern leicht schräg zu dieser. Dieser Zustand wird als Schieben bezeichnet. Der Winkel zwischen Flugzeuglängsachse und anströmender Luft wird mit  $\beta$  gekennzeichnet.

Aus dieser seitlichen Bewegungskomponente resultieren verschiedene Momente. Das für die Querstabilität wichtige ist das sogenannte Schieberollmoment  $C_{L\beta}$ . Dieses ist positiv, wenn es

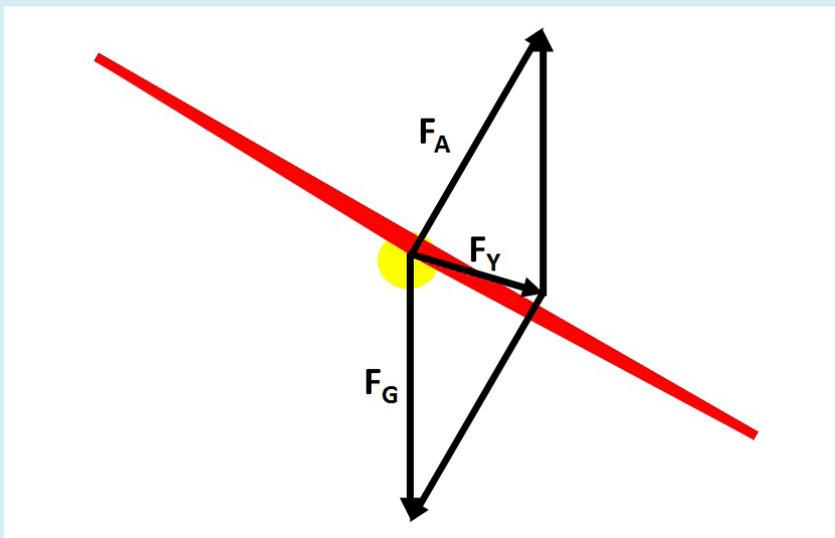


Abb. 12: Kräfteparallelogramm bei Querneigung



Abb. 11: Analyse der alpha-Schwingung: Ein Drahtkreuz wird mit einer Videokamera gefilmt und die Bilder für die Auswertung stabilisiert

der Störung entgegenwirkt. Ein solches Moment lässt sich konstruktiv durch eine positive V-Form (Flügel nach oben geknickt) der Tragfläche, Anordnung des Rumpfes unter der Tragfläche (induzierte V-Form) und durch eine Rückpfeilung der Tragfläche erreichen. Bei Horten-Nurflügeln wird nur der Einfluss der Rückpfeilung genutzt. Diese ist ohnehin sowohl für die Richtungsstabilität als auch für den Momentenausgleich um die Querachse durch die Vergrößerung der Hebelwirkung erforderlich. Der Effekt der induzierten V-Form kann aufgrund des fehlenden Rumpfes nicht genutzt werden. Eine konstruktive V-Form würde zusammen mit der Pfeilung zu einer Überstabilität und damit leichter zum Taumeln (*Dutch Roll*) führen. Dieses bezeichnet ein starkes Pendeln um Längs- und Hochachse.

Die Veränderung der Verteilung des Auftriebsbeiwertes in Spannweitenrichtung eines Tragflügels bei unterschiedlichen Schiebewinkeln durch eine Pfeilung sorgt für das Schieberollmoment. Bei einer Rückpfeilung ist der Pfeilwinkel  $\varphi$  positiv, bei einer Vorpfeilung negativ.

Ein Schieberollmoment entsteht dadurch, dass die Tragflächenhälften im

Schiebezustand in unterschiedlichen Winkeln zum Luftstrom stehen und infolgedessen asymmetrisch Auftrieb liefern. Für jede Seite gilt vereinfacht

Formel (4)

Wobei die ersten beiden Terme den Auftriebsbeiwert darstellen.

Je größer der Pfeilwinkel  $\varphi$  ist, umso stärker wirken sich unterschiedliche Schiebewinkel auf den Auftrieb aus und umso größer ist das Schieberollmoment.

Bei positivem  $\varphi$  (Rückpfeilung) wird der Auftrieb auf der Seite, welche durch die äußere Störung nach unten gerollt ist größer und auf der angehobenen Seite kleiner (siehe [Abb. 13](#)). Diese asymmetrische Auftriebsverteilung erzeugt eine Gegenkraft zur Störung und richtet das Flugzeug wieder auf.

**5.2.2 Analyse am Modell**

Da bei Schwanzflugzeugen ebenfalls hauptsächlich die Tragflächen auf die gleiche Weise für die Stabilisierung um die Längsachse verantwortlich sind, waren keine großen Unterschiede zu erwarten. Diese Annahme wurde durch die Flugversuche bestätigt, bei denen auch bei Wind die Querneigung sehr gleichmäßig gehalten wurde. Selbst auf den Onboard-Videos konnten keine Unterschiede zu Schwanzflugzeugen ausgemacht werden.

**5.3 Stabilität um die Hochachse**

**5.3.1 Theoretischer Hintergrund**

Die Stabilität um die Hochachse, auch Richtungsstabilität oder Windfahnenstabilität genannt, sorgt für einen konstanten Winkel zwischen der Flugzeug-

$$F_A(\beta) = (c_{A\alpha} \cdot \alpha + c_{A0}) \cdot \cos(\varphi \pm \beta) \cdot \frac{\rho}{2} v^2 A$$

Formel (4)

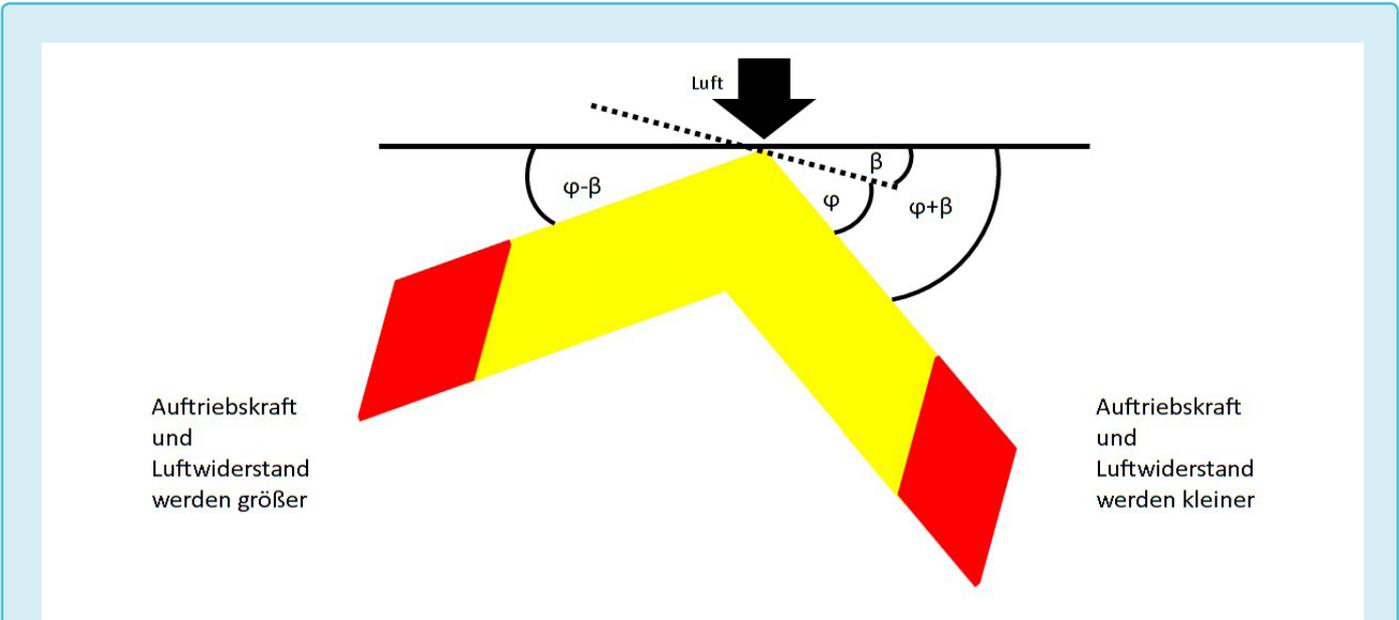


Abb. 13: Grafische Darstellung der Veränderung der Auftriebsverteilung im Schiebeflug



längsachse und dem Anströmvektor des umgebenden Mediums. Der Winkel ist der bereits aus Abschnitt 5.2.1 bekannte Schiebewinkel  $\beta$ . Diese Achse ist bei „echten“ Nurflügeln von besonderer Bedeutung, da diese vollständig auf vertikale Flächen verzichten.

Ein Drehmoment, welches einem Schieben entgegenwirkt, wird als positives Schiebegermoment  $C_{N\beta}$  bezeichnet. Ein solches kann über senkrechte Seitenflächen hinter dem Schwerpunkt oder über eine Rückpfeilung der Tragfläche erreicht werden. Da die Horten-Nurflügel konsequent auf jegliche vertikalen Flächen verzichten, wird die Richtungsstabilität ausschließlich über die Rückpfeilung der Tragflächen erzeugt. Grundlage für eine Gegenkraft ist wiederum der unterschiedliche Anströmwinkel  $\varphi$  der Tragflächenhälften. Während asymmetrischer Auftrieb für das Schieberollmoment verantwortlich ist, sorgt ein asymmetrischer induzierter Luftwiderstand für das Schiebegermoment. Für die Komponente des induzierten Widerstandes  $C_{wi}$  gilt:

Formel (5)

Da der induzierte Widerstand proportional zum Quadrat des Auftriebsbeiwertes ist, wird zusammen mit der Auftriebsbeiwertsverteilung auch die

$$C_{wi}(\beta) = \frac{[(c_{A\alpha} \cdot \alpha + c_{A0}) \cdot \cos(\varphi \pm \beta)]^2}{\pi \frac{b^2}{A}}$$

Formel (5)

Widerstandsverteilung verändert. Da gemäß der Formel (4) am voreilenden Flügel der Auftrieb größer wird, nimmt auch der Luftwiderstand an diesem zu. An dem rückeilenden Flügel werden beide Werte kleiner. Aus dieser asymmetrischen Verteilung entsteht das ausrichtende Drehmoment um die Hochachse. Während die Dämpfungen der Rotationsbewegungen bei der Quer- und Längsachse eine eher untergeordnete Rolle spielen, müssen dieser bei der Hochachse besondere Beachtung geschenkt werden. Bei ersteren wird jeweils die gesamte Flügelfläche  $A$  rotiert. Die dabei entstehenden Luftwiderstände dämpfen die Rotationsbewegung. Die senkrechten Flächen des Nurflügels sind im Verhältnis dazu sehr klein und dämpfen daher kaum. Bei Schwanzflugzeugen tragen hauptsächlich das weit hinter dem Schwerpunkt liegende Seitenleitwerk und der Rumpf zur Dämpfung bei. Eine zu geringe Gierdämpfung in Verbindung mit großen Schieberoll- und Schiebegermomenten kann zu dem bereits genannten Taumeln (*Dutch Roll*) führen. Dabei führt die rückdrehende Kraft das Flugzeug zu einem ständigen „Überschwingen“ über den Ruhepunkt und damit zu einer Pendelbewegung um die Hochachse. Wenn dieses nicht richtig erkannt wird, kann ein Gegensteuern gegen die aktuelle Bewegungsrichtung vergleichbar mit dem Schiebegermoment das Taumeln sogar noch verstärken (PIO: *Pilot Induced Oscillations*). Ein zu starkes Pendeln kann bis hin zu unkontrollierbaren Flugzuständen oder strukturellem Versagen führen. Die Neigung zur *Dutch Roll* kann konstruktiv weitestgehend eliminiert

werden. Dazu wird die V-Form, teilweise bis in den negativen Bereich, verringert. Auch bei Horten-Nurflügeln wird wegen ihrer Taumelneigung aufgrund der geringen Gierdämpfung auf V-Stellung der Tragflächen verzichtet, welche in Abschnitt 5.2.1 daher auch nicht weiter behandelt wurde.

5.3.2 Analyse am Modell

Das Modell zeigte bei den Flügeln ein ständiges leichtes Pendeln um die Hochachse. Dieses ist im Gegensatz zur  $\alpha$ -Schwingung manchmal auch vom Boden aus beobachtbar, wenn das Modell nicht zu weit entfernt ist. Zur genaueren Erfassung dieser Dutch-Roll-Bewegungen wurde ebenfalls die Videoauswertung genutzt (siehe [Abb. 14](#)):

Quantitativ schwingt das Modell um etwa  $3^\circ$  bis  $6^\circ$  hin und her. Da die Amplitude der Oszillation eher gering ausfällt, ist auch sie ungefährlich und stört kaum bis überhaupt nicht.

Eine Besonderheit stellen die PIO (*Pilot Induced Oscillation*) dar. Durch schnelle Richtungswechsel oder absichtliche Seitenruderausschläge kann die Amplitude der *Dutch Roll* deutlich vergrößert werden. Testweise habe ich mit gezieltem großem Seitenrudereinsatz immer in die Richtung der aktuellen Bewegung das Pendeln künstlich angeregt. Die Bildstabilisierung unterstützt so große Abweichungen allerdings nicht mehr. Bei Winkeln von geschätzt  $20^\circ$  bis  $25^\circ$  führt dieses dann auch langsam zu Instabilitäten um die Quer- und



Abb. 14: Analyse der Dutch Roll Bewegungen: Ein Drahtkreuz wird mit einer Videokamera gefilmt und die Bilder für die Auswertung stabilisiert



Längsachse. Um keinen Kontrollverlust zu riskieren, habe ich das Taumeln daher in keinem stärkeren Maße ange-regt. Nachdem die Ruder neutral ge-nommen wurden, klang das Taumeln immer nach durchschnittlich 6 bis 8 Pendelbewegungen ab. Die Hauptur-sache ist wohl in der fehlenden Dämp-fung durch mangelnde senkrechte Flä-chen zu suchen. Wenn das Verhalten bekannt und damit richtig erkannt wer-den kann, ist eine manuelle Dämpfung ebenfalls möglich.

## 6. Steuerung

Im vorangegangenen Kapitel wurde un-tersucht, wie ein Flugzeug um alle drei Achsen stabil fliegt. Im Folgenden soll nun gewissermaßen das Gegenteil be-leuchtet werden. Nämlich wie gezielt von einer Fluglage in eine andere und damit in jede beliebige Richtung gesteu-ert werden kann. Die gewünschten Be-wegungen werden wiederum in die drei kartesischen Raumachsen unterteilt. Jede Bewegung erfordert ein Drehmo-ment um die entsprechende Achse, wel-ches von der Steuerung erzeugt werden muss. Hier sollen nun verschiedene ae-rodynamische Möglichkeiten der Steu-erung betrachtet und am Modell analy-siert werden.

### 6.1 Steuerung um die Querachse

#### 6.1.1 Theoretischer Hintergrund

Um eine Rotationsbewegung um die Querachse zu erreichen, muss ein Dreh-moment um diese wirken. In Abschnitt 5.1.1 wurden bereits die angreifenden Momente benannt und die Bedingung, dass diese sich gegenseitig aufheben müssen, für den stationären Flugzu-stand aufgestellt. Für eine Drehbewe-gung wird ein Momentungleichgewicht benötigt.

$$M_{\sigma} + M_p + M_H \neq 0 \quad (6)$$

Es reicht, wenn der Wert einer der Va-riablen der Ungleichung größer bzw.

kleiner wird. Eine Veränderung von  $M_{\sigma}$  über die Verschiebung einer Mas-se des Flugzeuges und damit einer Ver-lagerung des Schwerpunktes scheidet wegen der erforderlichen großen Mas-sen und kleinen Reaktionszeiten aus. Für die Steuerung eines Nurflügels wie zu Beginn skizziert sind vor allem die Werte  $M_p$  und  $M_H$  (vgl. Formeln (1) und (3)) wichtig. Im Folgenden soll das ge-zogene Höhenruder (Klappen schla-gen nach oben aus) beleuchtet wer-den, da dieser Flugzustand aufgrund der Nutzung für den Langsamflug we-sentlich wichtiger als der mit gedrückt-em Höhenruder ist. Das negative Pro-filmoment  $M_p$  verschiebt sich dabei in Richtung des positiven Bereiches. Durch den Klappenausschlag wird je-doch nicht nur die Profilschne in ihrer Form geändert, sondern auch der loka-le Anstellwinkel auf der Breite der Ru-derklappe verändert. Die Bewegung der Klappe nach oben führt dabei zu einem kleineren bis negativen  $\alpha$ . Da die Auftriebskraft linear vom Anstell-winkel abhängig ist, wird der Auftrieb im Bereich des Höhenruders vermin-dert. Weil der Bereich mit der Höhen-ruderklappe hinter dem Schwerpunkt liegt, ist das dritte Moment  $M_H$  genau von dieser Auftriebsveränderung pro-portional abhängig. Mit zunehmender Rückpfeilung wird der Einfluss ei-ner Veränderung von  $F_{AH}$  größer, sofern die Ruderklappen ganz außen und so-mit ganz hinten angebracht sind. Ein weiterer Grund für diese Anordnung ist die Verbesserung des Abreißverhaltens. Wichtig ist dieses insbesondere bei ge-ringen Fluggeschwindigkeiten wie sie für die Landung notwendig sind. Um bei geringer Anströmgeschwindigkeit weiterhin genügend Auftrieb zu erhal-ten, muss der Anstellwinkel vergrößert werden. Dazu wird das Höhenruder immer weiter negativ ausgeschlagen. Die Position, an welcher die Strömung in diesem Zustand zuerst abreißt, ist für die Reaktion des Fliegers der entschei-dende Faktor.

In Spannweitenrichtung gesehen sollte sich die Strömung zuerst möglichst weit

in der Tragflächenmitte ablösen. Wird der maximale Anstellwinkel zuerst am Außenflügel erreicht, so kippt das Flug-zeug in der Regel seitlich ab, da die Strö-mung selten symmetrisch abreißt. Ein solches Abkippen führt zwar selten zum Trudeln, der große Verlust an Höhe ist jedoch insbesondere kurz vor der Lan-dung gefährlich. Beginnt die Ablösung der Strömung dagegen in der Tragflä-chenmitte, so senkt das Flugzeug durch fehlenden Auftrieb lediglich die Nase, um wieder Geschwindigkeit aufzuba-uen. Für ein solches harmloses Verhalten ist jedoch noch der zweite Punkt von Bedeutung.

Neben einem Strömungsabriss am Au-ßenflügel sollte zudem ein Auftriebsein-bruch hinter dem Schwerpunkt vermie-den werden. Bei einem solchen würde der Flieger hinten absacken und sich der Anstellwinkel noch weiter erhöhen. Der Bereich der abgelösten Strömung wür-de sich dadurch auf die gesamte Tragflä-che ausbreiten. Neben einem sehr gro-ßen Höhenverlust durch einen unter Umständen völlig zusammengebroche-nen Auftrieb kann auch die Steuerbar-keit verloren gehen. Im Bereich abge-löster Strömung haben Ruder durch die verwirbelte Luft kaum bis keine Wirk-samkeit. In einem solchen Fall kann nur gehofft werden, dass das Flugzeug selbstständig die Nase senkt und Ge-schwindigkeit aufbaut.

Die Schränkung des Flügels durch die Glockenauftriebsverteilung wirkt sich positiv auf beide Bedingungen aus. Durch den deutlich geringeren lokalen Anstellwinkel des Außenflügels reißt an diesem die Strömung zuletzt ab. Durch die Rückpfeilung liegt die Position der Strömungsablösung nicht nur Spann-weitenrichtung günstig, sondern in der Regel auch vor dem Schwerpunkt. Auch damit lässt sich die Anordnung der Ru-derklappen möglichst weit außen be-gründen. Ein negativer Höhenruder-ausschlag führt in diesem Fall zu einer noch stärkeren Schränkung im Bereich des Außenflügels und verhindert dort einen Strömungsabriss.

### 6.1.2 Höhenruderwirkung

Das Höhenruder zeigte in allen Geschwindigkeitsbereichen eine gute Wirkung. Im normalen Flug sowie bei höheren Geschwindigkeiten konnte kein Unterschied zu Schwanzflugzeugen festgestellt werden. Im Langsamflug zeigten sich jedoch die Besonderheiten. Die Wirkung, um den Flieger möglichst weit abzubremsen, ist deutlich begrenzter als bei der Nutzung eines normalen Höhenleitwerkes. Selbst mit großen Ruderausschlägen kann der Anstellwinkel nicht mehr viel stärker erhöht und die Geschwindigkeit gesenkt werden. Dies ist wohl insbesondere auf die konstruktive Auslegung zurückzuführen. Die Hebelwirkung der Ruder gegenüber denen an einem Leitwerk ist geringer. Zu-

dem erzeugt ein Ruderausschlag nach oben Abtrieb und wirkt damit dem Ziel einer Auftriebserhöhung teilweise entgegen.

Bei den ersten Flügen hatten die Klappen eins und vier jeweils  $18^\circ$  bzw.  $-18^\circ$  Ausschlag und zwei und drei jeweils  $9^\circ$  bzw.  $-9^\circ$ . Da sich allerdings auch bei größeren Ruderausschlägen keine Verschlechterung des Abrissverhaltens zeigte, wurden sie schrittweise auf die jetzigen Werte (siehe Abschnitt 2.3) erhöht. Da die Fluggeschwindigkeit damit zum Landen ausreichend gesenkt werden kann und selbst noch größere Ausschläge keine merkliche Senkung brachten, wurden sie nicht weiter erhöht.

### 6.1.3 Verhalten bei Strömungsabriss

Um das Verhalten der Strömung genauer betrachten zu können, habe ich Wollfädenversuche durchgeführt. Dazu habe ich auf eine Tragflächenhälfte ca. 5 cm lange Fäden mit Klebeband fixiert und gefilmt. Dieses Verfahren mutet zwar extrem primitiv an, ist aber die beste Methode, die Strömungsverhältnisse sichtbar zu machen. Es gibt selbst im manntragenden Bereich keine Sensorensysteme, welche gleichwertige oder gar bessere Ergebnisse liefern könnten, sodass sogar die NASA diese Art der „flow visualization“ nutzt (siehe z.B. F/A-18 HARV).

Um möglichst viel Zeit zum Abfangen zu haben, falls das Modell heftig auf ei-

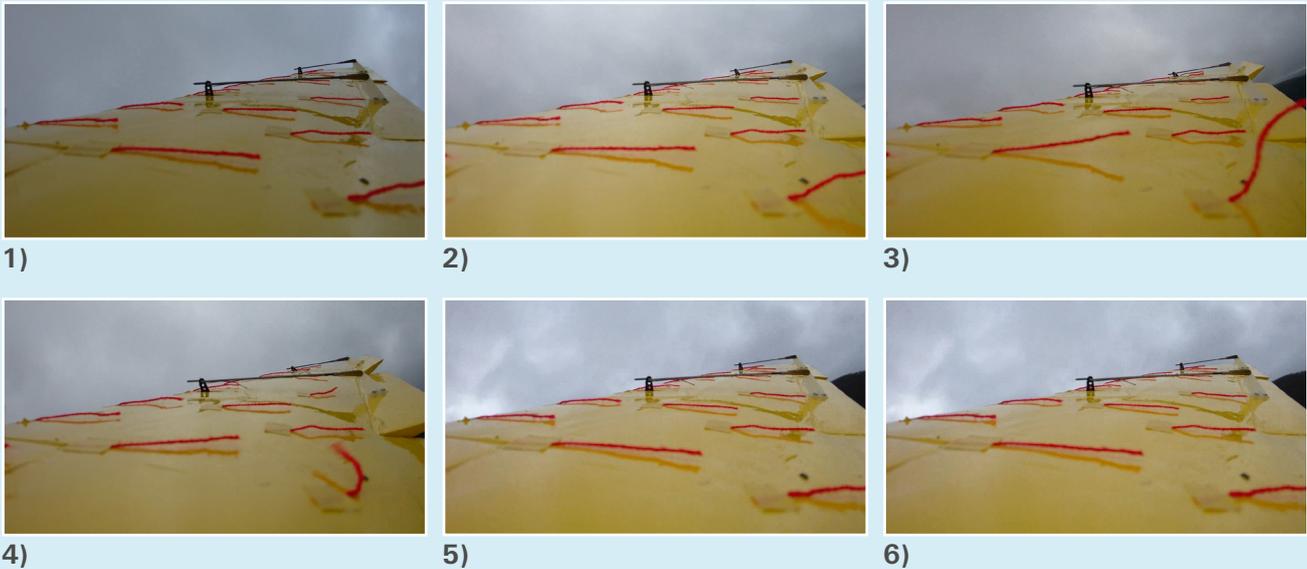


Abb. 15: Analyse der Strömungsverhältnisse mithilfe von Wollfäden

- 1) Die Ruder stehen neutral; die Strömung liegt vollständig an.
- 2) Das Höhenruder ist leicht gezogen; in der Tragflächenmitte beginnt sich die Strömung langsam abzulösen.
- 3) Das Höhenruder ist stärker gezogen; der Bereich der abgelösten Strömung breitet sich nach außen hin aus; dadurch, dass die Strömung zuerst in der Tragflächenmitte einsetzt, verliert der Flieger an Auftrieb und baut wieder etwas Geschwindigkeit auf.
- 4) Bei etwa drei viertel des Ausschlages schüttelt sich der gesamte Flieger kurz (im Video erkennt man es besser; im Standbild nur an der Unschärfe); die Ursache ist vermutlich der Umschlag der laminaren Strömung hin zur turbulenten.
- 5) Das Höhenruder ist vollständig gezogen; neben der abgelösten Strömung in der Tragflächenmitte erkennt man vor der äußeren Ruderklappe ebenfalls Verwirbelungen. Bei diesen handelt es sich allerdings um keinen klassischen Strömungsabriss wie in der Mitte des Flügels. Da durch den Ruderausschlag nach oben der lokale Anstellwinkel negativ wird, wird ohnehin kein Auftrieb mehr erzeugt und die Ablösungen verursachen keinen Auftriebsverlust mit Abkippen. Die gefilmte Seite zeigt am Tragflächenende praktisch die Rückströmungen einer Profilunterseite.
- 6) Sobald die Ruder wieder neutral gestellt werden, liegt die Strömung direkt wieder an.



nen Strömungsabriss reagieren sollte, habe ich alle Tests in möglichst großer Höhe begonnen. Da viele Flugzeuge je nach Fluglage ein völlig anderes Abrissverhalten zeigen, bin ich vier verschiedene Manöver geflogen.

### Manöver 1: Ohne Motorleistung

Hierbei wird zuerst langsam der Motor abgeschaltet, dann das Höhenruder langsam vollständig gezogen und das Verhalten beobachtet. Dies ist das normale Vorgehen, um den Flieger möglichst weit abzubremsen. Das Modell verringert die Geschwindigkeit dabei auf etwa 35 km/h (laut GPS). Auch nach längerer Zeit in diesem Zustand zeigt der Flieger keine Tendenz seitlich abzukippen (Abb. 15). Das ändert sich auch bei Wind nicht. Die Wirkung von Quer- und Seitenruder ist deutlich gedämpft, was aber vermutlich hauptsächlich auf die geringere Anströmgeschwindigkeit der Ruder zurückzuführen ist. Die Sinkgeschwindigkeit nimmt deutlich zu. Die Versuche, in diesem Zustand zu landen, habe ich deshalb nach mehreren Landungen beendet. Vor dem Aufsetzen kann nicht weiter abgefangen werden, sodass mit relativ hoher Vertikalgeschwindigkeit die Landungen eher hart ausfielen.

### Manöver 2: Mit Motorleistung

Anstatt den Motor vollständig abzuschalten, kann auch unterschiedlich

viel Leistung stehen gelassen werden. Ich habe bei immer höherer Motordrehzahl das Höhenruder vollständig gezogen. Das Modell hat sich allerdings immer genau wie ohne Antrieb verhalten und keine Abkipptendenz gezeigt. Auch der Wollfadenversuch verlief ohne Unterschied. Mit dem Motor konnte die Steig- bzw. Sinkgeschwindigkeit reguliert werden. Zum Landen ist es dennoch nicht geeignet, da der Flieger in diesem Zustand sehr träge auf Leistungserhöhungen reagiert und somit auch kaum abgefangen werden kann.

### Manöver 3: Versuch, mit dem Querruder ein Abkippen zu erzwingen

Da insbesondere im Landeanflug mit hohem Anstellwinkel mitunter auch enge Kurven geflogen werden, ist auch die Reaktion auf starke Quer- und Seitenruderausschläge von Interesse. Daher habe ich mehrmals versucht, bei voll gezogenem Höhenruder mit vollem Querruderausschlag ein Abkippen zu erzwingen. Ein zusätzlicher Seitenruderausschlag in die gleiche Richtung brachte keine Veränderungen. Die Wollfäden zeigten das in Abb. 16 dargestellte Verhalten.

### Manöver 4: Strömungsablösungen nach starkem Hochziehen

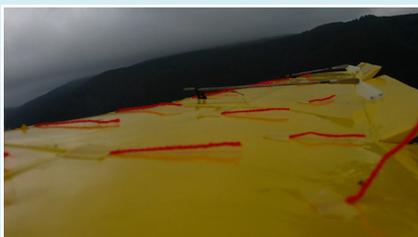
Weil das Modell bei all diesen Versuchen keine kritischen Abkipptenden-

zen zeigte und die Strömung sich immer nur sehr langsam ablöste, habe ich versucht, einen heftigeren Strömungsabriss zu provozieren. Dafür habe ich den Nurflügel aus etwa 60 km/h heraus ohne Motor in einen möglichst steilen Steigflug gezogen. Die Geschwindigkeit reduziert sich dadurch bis zum Abriss bei gleichzeitig höheren Anstellwinkeln. Das Modell nimmt dabei die Nase zwar stärker nach unten, um wieder Geschwindigkeit aufzubauen, kippt aber ebenfalls nicht ab. Auch auf den Videoaufnahmen sieht man keinen wesentlichen Unterschied; die einzelnen Phasen folgen lediglich schneller aufeinander.

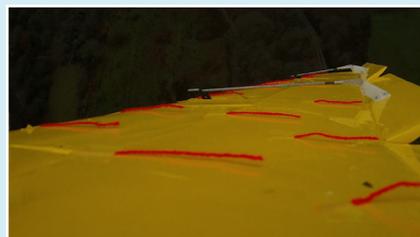
## 6.2 Steuerung um die Längsachse

### 6.2.1 Theoretischer Hintergrund

Um ein Flugzeug um die Längsachse rollen zu lassen, ist ein entsprechendes Rollmoment notwendig. Ein solches lässt sich einfach über eine gezielte Änderung der Auftriebsverteilung erreichen. Wie an Schwanzflugzeugen auch werden an den Tragflächen die Querruderklappen möglichst weit außen angeordnet, um eine größtmögliche Hebelwirkung zu erreichen. Da sowohl die Größe der Fläche als auch die Massen vergleichbar mit normalen Flugzeugen sind, sind die Unterschiede bezüglich der erreichbaren Drehmomente durch die Querruder minimal.



1)



2)



3)

Abb. 16: Analyse der Strömungsverhältnisse mithilfe von Wollfäden

1) Das Höhenruder ist vollständig gezogen; die Strömung in weiten Teilen abgelöst.

2 und 3) Bei vollem Querruderausschlag rollt der Flieger nur träge in die entsprechende Richtung, das Modell kippt jedoch nicht plötzlich ab; an der Strömung ändert sich nichts; erst bei etwa 45° Schräglage nimmt das Modell durch den nachlassenden Auftrieb langsam die Nase herunter und baut Geschwindigkeit auf.



Ein Problem stellt jedoch, insbesondere bei Schwanzlosen ohne vertikale Stabilisierungsflächen, das sogenannte negative Wendemoment dar. Das negative Wendemoment, auch *Adverse Yaw* genannt, beschreibt ein Giermoment infolge eines Querruderausschlags, welches einem gewünschten Drehmoment um die Querachse entgegengesetzt wirkt. Es resultiert aus der asymmetrischen Veränderung des induzierten Widerstandes bei einem Querruderausschlag. Zu einem beabsichtigten Rollen nach rechts wird das rechte Querruder nach oben/negativ und das linke nach unten/positiv ausgeschlagen. Auf der rechten Seite werden damit der lokale Anstellwinkel und damit der lokale Auftrieb reduziert. Dieser Effekt wird durch die Abwärtsbewegung der Tragfläche zwar etwas reduziert, aber nicht vollständig aufgehoben. Damit reduziert sich auch der induzierte Widerstand. Dagegen erhöhen sich auf der linken Seite sowohl Anstellwinkel und Auftrieb als auch der induzierte Widerstand. Während die Veränderungen des Auftriebes zu einem Rollen um die Längsachse nach rechts führen, verursacht die Änderung der induzierten Widerstände ein Gieren um die Hochachse nach links. Durch die Auf- und Abwärtsbewegung der Tragflächenhälften werden deren Auftriebsvektoren gekippt, was die Gierbewegung noch zusätzlich unterstützt. Je geringer die Stabilität um die Hochachse, umso stärker schiebt das Flugzeug durch die Kurve.

Die für die Flugstabilität notwendige Rückpfeilung führt jedoch, wie bereits beschrieben, zu einem starken Schiebe-

rollmoment. Unter Umständen kann es nun sein, dass das Schieberollmoment durch das Gieren in die falsche Richtung genauso stark ist wie der gegebene Querruderausschlag und diesen wieder aufhebt. Das Querruder ist wirkungslos. Bei Schwanzflugzeugen spielt dieser Effekt aus mehreren Gründen keine so große Rolle. Zum einen ist die Windfahnenstabilität durch die großen vertikalen Flächen höher, sodass keine so großen Schiebewinkel entstehen. Zudem kann in der Regel eine sogenannte Querruderdifferenzierung genutzt werden. Bei dieser schlagen die Querruder weiter nach oben als nach unten aus, um der ungleichen Erhöhung des induzierten Luftwiderstandes entgegenzuwirken. Das dadurch verursachte Nickmoment wird durch das Höhenruder ausgeglichen. Beim Nurflügel, wo Querruder und Höhenruder kombiniert sind, ist das nicht möglich.

Die Glockenauftriebsverteilung verhindert die Entstehung solcher Giermomente durch den geringen bis negativen Auftrieb am Außenflügel im Bereich der Querruder. Ein Ausschlag nach oben reduziert in diesem Fall nicht nur den Auftrieb und damit den induzierten Widerstand, sondern erzeugt Abtrieb. Der induzierte Widerstand steigt in diesem Fall ebenso an, da er von der erzeugten Kraft abhängig ist.

### 6.2.2 Analyse am Modell

Am Modell hat sich dieser Ansatz bestätigt, da bei Querruderausschlägen kein entgegengesetztes Gieren um die

Hochachse beobachtet werden konnte. Die Wirkung ist durch die beinahe vollständige Änderung der Auftriebsverteilung sehr gut und erlaubt Rollraten von bis zu 360 °/s.

## 6.3 Steuerung um die Hochachse

### 6.3.1 Theoretischer Hintergrund

Um ein Flugzeug um die Hochachse gieren zu lassen, nutzen nahezu alle Flugzeuge Seitenruder, welche an vertikalen Stabilisierungsflächen hinter dem Schwerpunkt angeordnet sind. Werden diese ausgeschlagen, erzeugen sie analog zu einer Tragfläche eine seitwärts gerichtete Kraft. Durch den Hebelarm entsteht ein Drehmoment um die Hochachse. Auch die meisten Schwanzlosen nutzen diese Art der Steuerung. Das Leitwerk ist dabei entweder als einzelnes an einem kleinen Rumpf oder als Paar irgendwo an der Tragflächenhinterkante angeordnet. Da bei reinen Nurflüglern vollständig auf senkrechte Flächen verzichtet wird, entfallen diese zur Anbringung von Seitenrudern.

Daher besitzen Schwanzlose in der Regel entweder gar kein Seitenruder (insbesondere im Modellflug) oder verwenden stattdessen sogenannte Widerstandsseitenruder (siehe [Abb. 17](#)). Bei diesen wird gezielt einseitig der Luftwiderstand erhöht. Dafür gibt es grundsätzlich zwei mögliche Klappentypen. Eine ist die Nutzung von Bremsklappen auf der Tragflächenoberseite und -unterseite. Hierbei werden auf der Tragflächenaußenhaut Klappen entweder herausgeklappt oder herausgefahren. Diese Klappenanordnung wurde auch bei einigen Horten-Nurflüglern genutzt. Der Nachteil ist, dass die Luft hinter den Bremsklappen verwirbelt ist und Ruderklappen in diesem Bereich wirkungslos werden. Als zweite Variante gibt es die sogenannten Spreizklappen. Bei diesen bestehen die normalen Ruderklappen an der Tragflächenhinterkante aus zwei Teilen. Um Widerstand zu erzeugen, werden diese zwei Hälften auseinander-

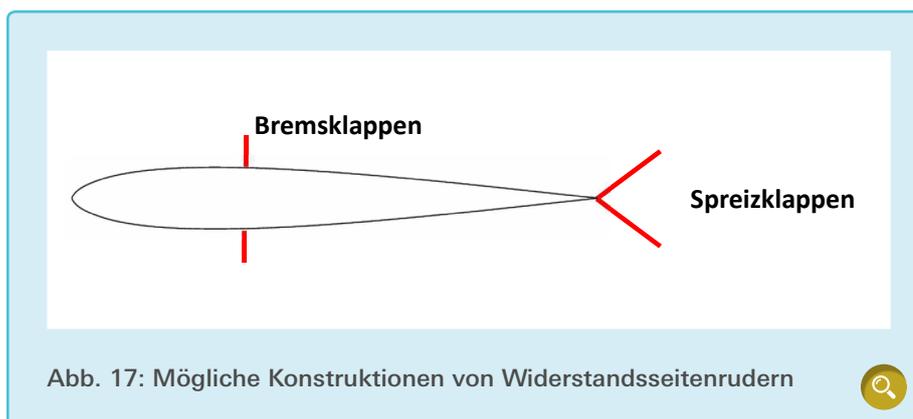


Abb. 17: Mögliche Konstruktionen von Widerstandsseitenrudern



gefahren. Auch im ausgefahrenen Zustand sind sie weiterhin gekoppelt und dienen als Höhen- bzw. Querruder. Northrops B-2 nutzen dieses Verfahren. Deren Nachteil liegt in dem höheren konstruktiven Aufwand und der Gefahr von Schwingungen durch die großen Verwirbelungen hinter den Klappen.

Für die Aerodynamik sind die Widerstandsseitenruder weniger nachteilig als ihr Name suggeriert. Der Luftwiderstand wird durch einen Seitenruderausschlag zwar deutlich erhöht, was bei regulären Seitenleitwerkskonstruktionen jedoch ebenfalls der Fall ist. Bei diesen entsteht insbesondere induzierter Luftwiderstand durch die Erzeugung einer seitlichen Kraft. Hinzu kommt der Widerstand des Leitwerkes, selbst wenn das Ruder nicht genutzt wird. Letzter entfällt bei Widerstandsseitenrudern vollständig. Da die meisten Flugzeuge im normalen Flug das Seitenruder nicht nutzen, aber dennoch das Leitwerk mit sich herumtragen, ist dieser Vorteil umso wichtiger. Für den Kurvenflug ist insbesondere die Positionierung der Widerstandsklappen wichtig. Auch diese sollten wieder möglichst weit außen angeordnet werden, um eine größtmögliche Hebelwirkung zu erzielen. Der Abstand der halben Spannweite (bei einer Anordnung am Randbogen) ist bei den meisten Flugzeugen vergleichbar mit dem Abstand durch einen Leitwerksausleger. Die aufzubringende Kraft ist damit ebenfalls ungefähr gleich, sodass auch im Kurvenflug ein Widerstandsseitenruder die Aerodynamik nicht wesentlich mehr verschlechtert.

An meinem Modell verfolgte ich dagegen das Konzept, die zwei Ruder einer Tragflächenhälfte gegenläufig ausschlagen zu lassen, während die der anderen Seite neutral stehen bleiben, um damit ein Drehmoment um die Hochachse zu erzeugen. Dieser in der Luftfahrt vermutlich völlig neue Ansatz erhöht genau wie eine Spreizklappe einseitig den Luftwiderstand. Wie bei dieser werden die Strömungsverhältnisse über der Tragfläche und die Wirksamkeit von Höhen-

und Querruder kaum beeinflusst. Der große Vorteil liegt jedoch in der deutlich einfacheren Konstruktion, was hilft, Gewicht einzusparen und die Komplexität zu reduzieren.

### 6.3.2 Analyse am Modell

Auf die Wirkung des Seitenruders war ich besonders gespannt, da keine mir bekannte Konstruktion ein Ruder in dieser Ausführung bisher genutzt hat.

Ein Betätigen des Seitenruders führt zu einer deutlichen Drehung um die Hochachse. Damit kann das Querruder unterstützt werden, sodass Kurven mit geringerer Querneigung und somit geringerem Auftriebsverlust geflogen werden können. Auch um den Nurflügel in einen Schiebezustand mit bis zu  $15^\circ$  zu bringen, ist es gut geeignet. Ein solcher Flugzustand mit einer seitlichen Bewegungskomponente wird insbesondere für Seitenwindlandungen benötigt, um den Flieger effektiv mit der Nase in den Wind drehen zu können.

### 6.4 Bremsklappe

Das Vorgehen, die Ruderklappen gegensinnig ausschlagen zu lassen, wird häufig bei allen Arten von Flugzeugen angewandt und wird als Butterfly-Stellung bezeichnet. Ziel ist es, den Luftwiderstand zu erhöhen, um steilere Landeanflüge zu ermöglichen. Durch die Wirbelgitter-Software kann dieser Widerstandszuwachs im konkreten Fall einfach berechnet werden. Für die angegebenen Ausschläge erhöht sich der  $CW_{ges}$  auf 0,05312 und damit auf etwa das Dreifache des normalen Wertes. Dieses Ergebnis spiegelte sich auch in der Realität in einem deutlich steilerem Landeanflug wieder. Die Flugeigenschaften veränderten sich dabei nicht merklich.

## 7. Weitere Flugsituationen

### 7.1 Langsamflug

Aus den Erfahrungen der Strömungsabrisstests kann man sehr gut auf das

Verhalten im Langsamflug im Allgemeinen schließen. Da das Verhalten bei Strömungsabriss unproblematisch ist, ist der Langsamflug ohne Risiko möglich. Das Höhenruder muss entsprechend gezogen bzw. getrimmt werden. Die Geschwindigkeit hierbei liegt bei etwa 35 km/h bis 40 km/h (laut GPS-Daten).

### 7.2 Verschiebungen des Schwerpunktes

Neben den bisherigen Veränderungen der Nutzung der Klappensysteme am Flugzeug spielt als weiterer Punkt die Schwerpunktlage eine wichtige Rolle. Dieser kommt bei mantragenden Flugzeugen, wo Passagiere, Beladung und Treibstoff ständig die Gewichtsverteilung ändern, allerdings eine wesentlich größere Bedeutung zu. Bei Flugmodellen ist der Schwerpunkt dagegen konstruktiv festgelegt und ändert sich in der Regel nicht weiter. Da der Momentenhaushalt (siehe Formel (1)) durch das Weglassen des Höhenleitwerks ohnehin etwas kritischer ist (vgl. Abschnitt 5.1.1), ist es umso interessanter, wie der Nurflügel auf Änderungen der Schwerpunktlage reagiert.

An dem Modell ließ sich der Schwerpunkt sehr einfach über die Veränderung der Bleimenge verschieben. Auf diese Weise habe ich durch langsame Zurückverlegung zuerst die für mich zum Fliegen angenehmste Schwerpunktlage von 165 mm (Stabilitätsmaß: 13 %) hinter der Nasenleiste erfliegen. Um den Einfluss der Position auf das Flugverhalten beurteilen zu können, habe ich später den Schwerpunkt in weiteren Bereichen verschoben.

#### 7.2.1 Verhalten bei Schwerpunkt-Vorlage

Den Schwerpunkt habe ich dazu in mehreren Schritten bis auf 158 mm (Stabilitätsmaß: 16 %) hinter die Nasenleiste gelegt. Die Flugstabilität nimmt insbesondere um die Quer- und Längsachse ein wenig zu. Das Verhalten der

alpha-Schwingung ändert sich nicht messbar. Das Pendeln sowie die Neigung zum Taumeln werden allerdings nicht merklich vermindert. Die Ruderreaktionen werden deutlich träger und die normale Fluggeschwindigkeit nimmt zu. Um die Geschwindigkeit weiter zu reduzieren, sind größere Höhenruderausschläge als vorher notwendig. Die Wirkung ist jedoch nicht ausreichend, um das Modell auf die gleiche Landegeschwindigkeit abbremsen zu können. Diese erhöht sich von etwa 35 km/h auf knapp über 40 km/h. Eine Schwerpunktvorlage ist relativ gefahrlos möglich, wegen den geringen Verbesserungen der Flugstabilität gegenüber der höheren Landegeschwindigkeit jedoch wenig sinnvoll.

### 7.2.2 Verhalten bei Schwerpunkt-Rücklage

Hierzu habe ich den Schwerpunkt bis auf 169 mm (Stabilitätsmaß: 12 %) nach hinten verschoben. Die Stabilität um die Quer- und Hochachse wird etwas schlechter. Die Pendelbewegungen nehmen in ihrer Amplitude auf etwa 5° bis 8° zu und die Dutch Roll klingen deutlich langsamer ab. Das Fliegen ist dadurch sehr unangenehm. Die Fluggeschwindigkeit lässt sich durch die Rücklage mit dem Höhenruder noch weiter reduzieren. Für die Landungen konnte ich diesen Vorteil aber nicht nutzen, da mir die trägeren Ruderreaktionen in Verbindung mit dem starken Pendeln zu unsicher waren.

### 7.3 Strömungsverhalten am Randbogen der Tragfläche

Der Druckausgleich um den Randbogen herum (siehe [Abb. 18](#)) führt zu Verwirbelungen (Wirbelschleppe), welche den Luftwiderstand erhöhen. Erkennbar ist dieses Phänomen an einer seitlichen Bewegungskomponente der Luftströmung im Außenbereich der Tragfläche.

Durch die Glockenauftriebsverteilung und die Auftriebsreduzierung am Außenflügel sollte bei dem Modell kein solcher Druckausgleich stattfinden. Zur Analyse wurden wieder Wollfäden zum Erkennen möglicher Querströmungen eingesetzt. Da die Kamera dafür recht weit außen platziert werden musste, verwendete ich anstatt der *Fly Cam Eco* eine deutlich kleinere und leichtere sogenannte *Key Cam* (Hyundai MC1010). Zum Ausgleich der asymmetrischen Erhöhung des Gewichts und Luftwiderstandes wurde auf der anderen Tragflächenseite ein in Form und Gewicht nahezu gleicher selbstgebauter Dummy in gleicher Position befestigt.

Im Video (siehe [Abb. 19](#)) kann man sehr gut erkennen, dass die Wollfäden alle parallel zueinander und zum Randbogen ausgerichtet sind. Das heißt, es gibt keine seitlichen Strömungen, welche die Fäden zur Tragflächenmitte hin ablenken würden. Aus dieser Beobachtung kann geschlossen werden, dass keine bis kaum Strömungen um den Randbogen herum existieren. Die nicht vorhandene bis geringe Wirbelschleppe wirkt sich deutlich auf den gesamten Luftwiderstand aus.

Somit bietet dieses Nurflügelkonzept neben den aerodynamischen Vorteilen durch das Fehlen von Rumpf und Leitwerk auch im Hinblick auf die Randbogenwirbel Vorteile. Mittlerweile kann der Druckausgleich bei normalen Flugzeugen zwar durch Winglets ebenfalls weitestgehend verhindert werden, die Winglets selbst erhöhen jedoch sowohl das Gewicht als auch den Luftwiderstand.

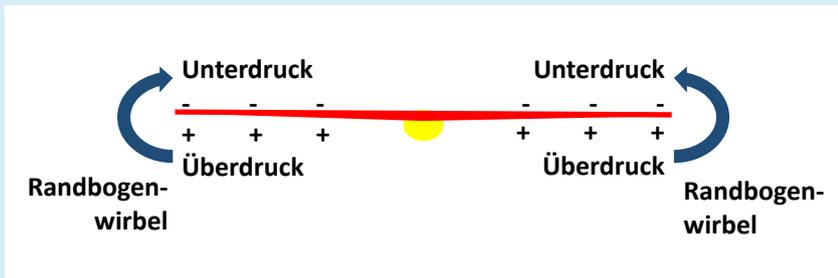


Abb. 18: Darstellung der Entstehung von Randwirbeln durch Druckausgleich zwischen Tragflächenober- und Unterseite



Abb. 19: Analyse der Strömungsverhältnisse am Außenflügel mithilfe von Wollfäden

## 7.4 Flugleistungen

Auch wenn diese nicht zentraler Gegenstand der Erprobung waren, lassen sich doch einige interessante Beobachtungen machen. Durch die GPS-Daten konnte eine maximale Fluggeschwindigkeit von etwa  $160 \pm 20$  km/h (je nach Akkuqualität) ermittelt werden, welche für 350 W Leistung einen sehr guten Wert darstellt. Die Flugzeit liegt mit 15 bis 20 min deutlich über den 10 min, welche ich mit normalen Modellflugzeugen mit ähnlichen Daten (Größe, Gewicht, Leistung) ansonsten erreiche. Die im Vergleich relativ guten Flugleistungen lassen sich vermutlich hauptsächlich auf den geringen Luftwiderstand zurückführen.

## 8. Ergebnisdiskussion

Die Ergebnisse zeigen, dass die häufig anzutreffende Auffassung, Nurflügel seien kompliziert in der Auslegung und hätten kritische Flugeigenschaften, nicht so pauschal vertreten werden kann. Die Konstruktion auf der Grundlage der Glockenauftriebsverteilung nur mithilfe einer einfachen Auftriebsverteilungsrechnung hat sich als effektiv und praxistauglich erwiesen. Die Flugeigenschaften sind vergleichbar mit Schwanzflugzeugen und die kleineren Probleme ohne Schwierigkeiten beherrschbar. Eine Gewichtsreduktion würde das Verhalten vermutlich noch weiter verbessern.

Die Schwerpunktlage ist im Vergleich zu anderen Flugzeugtypen als kritischer einzustufen. Da diese aber am Boden eingestellt werden kann, kann auch dieser Nachteil weitestgehend umgangen werden.

Des Weiteren ist das leichte Taumeln ein interessantes Thema. Hier könnte an der Vermutung, dass die geringen Oszillationen elektronisch eliminiert werden können, angeknüpft und der Einsatz von Flugstabilisierungssystemen untersucht werden. Darüber hinausgehend könnten die aerodynami-

schen Vorteile tiefergehend analysiert werden. Da die Flugleistungen um ein vielfaches schwieriger quantitativ zu ermitteln sind und deutlich mehr Messreihen erfordern, konnte darauf nicht weiter eingegangen werden.

Da Nurflügel ein beachtliches Potential bezüglich der Verringerung des Kraftstoffverbrauchs besitzen, wie auch der laut der Software sehr gute Widerstandsbeiwert des Modells zeigt, bieten sie viele Vorteile für den zivilen Luftverkehr. Das häufig vorgetragene Argument der schlechten Flugeigenschaften kann, wie gezeigt wurde, vollständig gelöst werden. Durch die größere Massenträgheit mannttragender Flugzeuge würden sich die Flugeigenschaften vermutlich noch weiter verbessern, dies bedürfte jedoch weiterer Untersuchungen.

## 9. Zusammenfassung

Wie beabsichtigt war es möglich, nur mithilfe eines relativ einfachen Computerprogrammes und der zwei grundlegenden Bedingungen Auftriebsverteilung und der Rückpfeilung, ein flugfähiges Modell zu bauen und zu testen. Die Tatsache, dass dieses auf Anhieb problemlos flog und trotz etlicher Tests bisher „überlebt“ hat, unterstreicht die guten Flugeigenschaften. Somit konnte gezeigt werden, dass ein Nurflügel auch völlig ohne elektronische Stabilisierungssysteme stabil fliegen kann. Am Modell konnten sehr differenziert einzelne Aspekte der Flugeigenschaften analysiert und die These, dass die verwendete Glockenauftriebsverteilung zu einem unkritischen Verhalten des Nurflügels führt, insgesamt bestätigt werden. Lediglich einige Probleme konnten identifiziert werden, welche jedoch keine gravierenden Nachteile darstellen. Der völlig neue Ansatz, die normalen Ruderklappen als Widerstandsseitenruder zu nutzen, hat sich als praktikable Alternative zu anderen Ruderformen erwiesen. Das Konzept verspricht meines Erachtens ein großes Potential für den Luftverkehr.

## Danksagung

Ich bedanke mich bei meinem Betreuer Dr. Michael Ostertag für dessen hilfreiche Anregungen und konstruktive Kritik sowie bei meinen Eltern, welche mir dieses Hobby erst ermöglicht und mich immer unterstützt haben.

## Literaturverzeichnis

- [1] Karl Nickel, Michael Wohlfahrt: „Schwanzlose Flugzeuge. Ihre Auslegung und Eigenschaften“, Basel, Boston, Berlin 1990
- [2] <http://www.princeton.edu/~stengel/MAE-331Lectures.html>, 20.10.2015, Princeton University, Vorlesungsskript
- [3] Vorlesungsskript: „Aerodynamik des Flugzeuges II – Konfigurationen –I“, Prof. Dr.-Ing. Christian Breitsamter, Lehrstuhl für Aerodynamik und Strömungsmechanik, Technische Universität München
- [4] Graham M. Simons: „Northrop Flying Wings“, Barnsley 2013
- [5] Reimar Horten, Peter F. Selinger: „Nurflügel. Die Geschichte der Horten-Flugzeuge 1933-1960“, Gnas 1983
- [6] <http://www.flz-vortex.de>, 17.05.2015, Frank Ranis, Vortex-Lattice-(Wirbelgitter) Software
- [7] <https://www.blender.org>, 17.07.2014, Blender Foundation, 3D-Software
- [8] <http://www.openscad.org>, 10.04.2015, Marius Kintel, CAD-Programm
- [9] <http://www.netfabb.com/basic.php>, Im Lieferumfang des fabbster, netfabb GmbH, 3D-Drucker Software
- [10] <http://www.ecalc.ch>, 12.09.2015, Markus Müller, Antriebskalkulator
- [11] [http://hitecrd.co.kr/tester/hpp\\_22.htm](http://hitecrd.co.kr/tester/hpp_22.htm), 27.12.2013, HitecRCD Inc, Telemetrie-Software
- [12] <http://windows.microsoft.com/de-de/windows/movie-maker>, 20.10.2014, Microsoft Corporation, Videobearbeitungsprogramm
- [13] <https://products.office.com/de-de/excel>, 28.09.2014, Microsoft Corporation, Tabellenkalkulationsprogramm
- [14] [https://de.wikipedia.org/wiki/Gierachse#/media/File:Rollpitchyawplain\\_deutsch.png](https://de.wikipedia.org/wiki/Gierachse#/media/File:Rollpitchyawplain_deutsch.png)

# Publiziere auch Du hier!

FORSCHUNGSARBEITEN VON  
SCHÜLER/INNE/N UND STUDENT/INN/EN

In der Jungen Wissenschaft werden Forschungsarbeiten von SchülerInnen, die selbstständig, z. B. in einer Schule oder einem Schülerforschungszentrum, durchgeführt wurden, veröffentlicht. Die Arbeiten können auf Deutsch oder Englisch geschrieben sein.

## Wer kann einreichen?

SchülerInnen, AbiturientInnen und Studierende ohne Abschluss, die nicht älter als 23 Jahre sind.

## Was musst Du beim Einreichen beachten?

Lies die [Richtlinien für Beiträge](#). Sie enthalten Hinweise, wie Deine Arbeit aufgebaut sein soll, wie lang sie sein darf, wie die Bilder einzureichen sind und welche weiteren Informationen wir benötigen. Solltest Du Fragen haben, dann wende Dich gern schon vor dem Einreichen an die Chefredakteurin Sabine Walter.

Lade die [Erstveröffentlichungserklärung](#) herunter, drucke und fülle sie aus und unterschreibe sie.

Dann sende Deine Arbeit und die Erstveröffentlichungserklärung per Post an:

### Chefredaktion Junge Wissenschaft

Dr.-Ing. Sabine Walter  
Paul-Ducros-Straße 7  
30952 Ronnenberg  
Tel: 05109 / 561508  
Mail: [sabine.walter@verlag-jungewissenschaft.de](mailto:sabine.walter@verlag-jungewissenschaft.de)

## Wie geht es nach dem Einreichen weiter?

Die Chefredakteurin sucht einen geeigneten Fachgutachter, der die inhaltliche Richtigkeit der eingereichten Arbeit überprüft und eine Empfehlung ausspricht, ob sie veröffentlicht werden kann (Peer-Review-Verfahren). Das Gutachten wird den Euch, den AutorInnen zugeschickt und Du erhältst gegebenenfalls die Möglichkeit, Hinweise des Fachgutachters einzuarbeiten.

Die Erfahrung zeigt, dass Arbeiten, die z. B. im Rahmen eines Wettbewerbs wie **Jugend forscht** die Endrunde erreicht haben, die besten Chancen haben, dieses Peer-Review-Verfahren zu bestehen.

Schließlich kommt die Arbeit in die Redaktion, wird für das Layout vorbereitet und als Open-Access-Beitrag veröffentlicht.

## Was ist Dein Benefit?

Deine Forschungsarbeit ist nun in einer Gutachterzeitschrift (Peer-Review-Journal) veröffentlicht worden, d. h. Du kannst die Veröffentlichung in Deine wissenschaftliche Literaturliste aufnehmen. Deine Arbeit erhält als Open-Access-Veröffentlichung einen DOI (Data Object Identifier) und kann von entsprechenden Suchmaschinen (z. B. BASE) gefunden werden.

Die Junge Wissenschaft wird zusätzlich in wissenschaftlichen Datenbanken gelistet, d. h. Deine Arbeit kann von Experten gefunden und sogar zitiert werden. Die Junge Wissenschaft wird Dich durch den Gesamtprozess des Erstellens einer wissenschaftlichen Arbeit begleiten – als gute Vorbereitung auf das, was Du im Studium benötigst.



# Richtlinien für Beiträge

FÜR DIE MEISTEN AUTOR/INN/EN IST DIES DIE ERSTE WISSENSCHAFTLICHE VERÖFFENTLICHUNG. DIE EINHALTUNG DER FOLGENDEN RICHTLINIEN HILFT ALLEN – DEN AUTOR/INNEN/EN UND DEM REDAKTIONSTEAM

Die Junge Wissenschaft veröffentlicht Originalbeiträge junger AutorInnen bis zum Alter von 23 Jahren.

- Die Beiträge können auf Deutsch oder Englisch verfasst sein und sollten nicht länger als 15 Seiten mit je 35 Zeilen sein. Hierbei sind Bilder, Grafiken und Tabellen mitgezählt. Anhänge werden nicht veröffentlicht. Deckblatt und Inhaltsverzeichnis zählen nicht mit.
- Formulieren Sie eine eingängige Überschrift, um bei der Leserschaft Interesse für Ihre Arbeit zu wecken, sowie eine wissenschaftliche Überschrift.
- Formulieren Sie eine kurze, leicht verständliche Zusammenfassung (maximal 400 Zeichen).
- Die Beiträge sollen in der üblichen Form gegliedert sein, d. h. Einleitung, Erläuterungen zur Durchführung der Arbeit sowie evtl. Überwindung von Schwierigkeiten, Ergebnisse, Schlussfolgerungen, Diskussion, Liste der zitierten Literatur. In der Einleitung sollte die Idee zu der Arbeit beschrieben und die Aufgabenstellung definiert werden. Außerdem sollte sie eine kurze Darstellung schon bekannter, ähnlicher Lösungsversuche enthalten (Stand der Literatur). Am Schluss des Beitrages kann ein Dank an Förderer der Arbeit, z. B. Lehrer und Sponsoren, mit vollständigem Namen angefügt werden. Für die Leser kann ein Glossar mit den wichtigsten Fachausdrücken hilfreich sein.
- Bitte reichen Sie alle Bilder, Grafiken und Tabellen nummeriert und zusätzlich als eigene Dateien ein. Bitte geben Sie bei nicht selbst erstellten Bildern, Tabellen, Zeichnungen, Grafiken etc. die genauen und korrekten Quellenangaben an (siehe auch [Erstveröffentlichungserklärung](#)). Senden Sie Ihre Bilder als Originaldateien oder mit einer Auflösung von mindestens 300 dpi bei einer Größe von 10 · 15 cm! Bei Grafiken, die mit Excel erstellt wurden, reichen Sie bitte ebenfalls die Originaldatei mit ein.
- Vermeiden Sie aufwendige und lange Zahlentabellen.
- Formelzeichen nach DIN, ggf. IUPAC oder IUPAP verwenden. Gleichungen sind stets als Größengleichungen zu schreiben.
- Die Literaturliste steht am Ende der Arbeit. Alle Stellen erhalten eine Nummer und werden in eckigen Klammern zitiert (Beispiel: Wie in [12] dargestellt ...). Fußnoten sieht das Layout nicht vor.
- Reichen Sie Ihren Beitrag sowohl in ausgedruckter Form als auch als PDF

ein. Für die weitere Bearbeitung und die Umsetzung in das Layout der Jungen Wissenschaft ist ein Word-Dokument mit möglichst wenig Formatierung erforderlich. (Sollte dies Schwierigkeiten bereiten, setzen Sie sich bitte mit uns in Verbindung, damit wir gemeinsam eine Lösung finden können.)

- Senden Sie mit dem Beitrag die [Erstveröffentlichungserklärung](#) ein. Diese beinhaltet im Wesentlichen, dass der Beitrag von dem/der angegebenen AutorIn stammt, keine Rechte Dritter verletzt werden und noch nicht an anderer Stelle veröffentlicht wurde (außer im Zusammenhang mit **Jugend forscht** oder einem vergleichbaren Wettbewerb). Ebenfalls ist zu versichern, dass alle von Ihnen verwendeten Bilder, Tabellen, Zeichnungen, Grafiken etc. von Ihnen veröffentlicht werden dürfen, also keine Rechte Dritter durch die Verwendung und Veröffentlichung verletzt werden. Entsprechendes [Formular](#) ist von der Homepage [www.junge-wissenschaft.ptb.de](http://www.junge-wissenschaft.ptb.de) herunterzuladen, auszudrucken, auszufüllen und dem gedruckten Beitrag unterschrieben beizulegen.
- Schließlich sind die genauen Anschriften der AutorInnen mit Telefonnummer und E-Mail-Adresse sowie Geburtsdaten und Fotografien (Auflösung 300 dpi bei einer Bildgröße von mindestens 10 · 15 cm) erforderlich.
- Neulingen im Publizieren werden als Vorbilder andere Publikationen, z. B. hier in der Jungen Wissenschaft, empfohlen.

# Impressum

[JUNGE]  
wissenschaft



## Junge Wissenschaft

c/o Physikalisch-Technische  
Bundesanstalt (PTB)  
[www.junge-wissenschaft.ptb.de](http://www.junge-wissenschaft.ptb.de)

## Redaktion

Dr. Sabine Walter, Chefredaktion  
Junge Wissenschaft  
Paul-Ducros-Str. 7  
30952 Ronnenberg  
E-Mail: [sabine.walter@verlag-jungewissenschaft.de](mailto:sabine.walter@verlag-jungewissenschaft.de)  
Tel.: 05109 / 561 508

## Verlag

Dr. Dr. Jens Simon,  
Pressesprecher der PTB  
Bundesallee 100  
38116 Braunschweig  
E-Mail: [jens.simon@ptb.de](mailto:jens.simon@ptb.de)  
Tel.: 0531 / 592 3006  
(Sekretariat der PTB-Pressestelle)

## Design & Satz

Sabine Siems  
Agentur „provieler werbung“  
E-Mail: [info@provieler-werbung.de](mailto:info@provieler-werbung.de)  
Tel.: 05307 / 939 3350

