# Untersuchung zur Wendigkeit der Fixed-Wing-Drohne mobula XS

Bachelorarbeit FS 2021

**Autor:** **Lukas Reitemeier**

Studiengang: Maschinentechnik | Innovation

Betreuung: Prof. Dr. Markus Henne, Tizian Steiger IWK


Abgegeben am: 18. Juni 2021

mobula

# Abstract

**Kontext** An der Ostschweizer Fachhochschule wird seit 2017 das mobula Projekt zur autonomen Bekämpfung von unbemannten Flugobjekten verfolgt. Dabei wurde eine maximal wendige Flächendrohne entwickelt, welche eine potenziell gefährliche Drohne abfängt und mit einer Netzkanone zu Boden bringen kann.

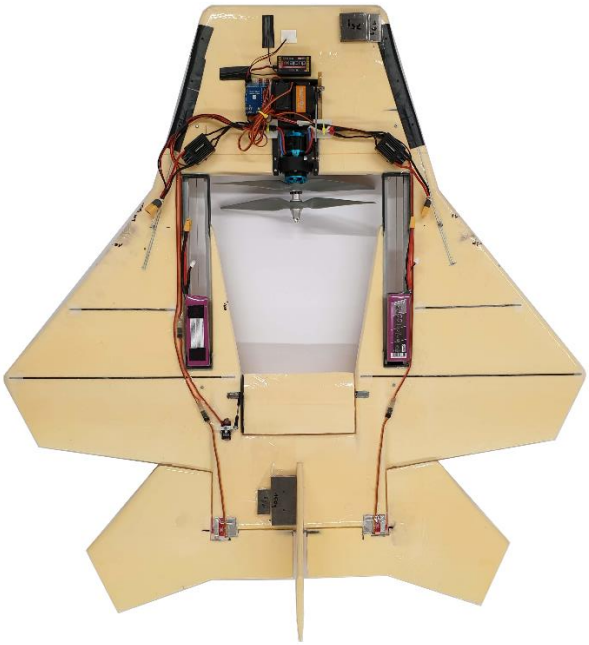
**Problem** Beim Verfolgen eines Flugobjektes ist die Wendigkeit zentral, was ein gewisses Mass an aerodynamischer Instabilität verlangt. Gleichzeitig ist es aber von Vorteil, wenn ein Flieger von sich aus stabil ist.

**Ziel** Am Beispiel der mobula XS soll die aerodynamische Instabilität von Flächenfliegern beleuchtet werden. Anhand dieser Erkenntnisse soll ein möglichst wendiger Prototyp konstruiert und getestet werden.

**Vorgehen** Basierend auf der Geometrie der mobula XS NT wurde eine Testdrohne mit folgenden Modifikationen ausgestattet: eine Schubvektorsteuerung in der Querachse, ein zusätzliches Höhenruder, welches von den Propellern angestrahlt wird, ein im Flug variabler Schwerpunkt und statische Canard-Flügel. Die Modifikationen zielen auf eine Erhöhung der Steuerwirkung oder auf eine Erhöhung der aerodynamischen Instabilität ab. Komplementär dazu wurden CFD-Simulationen durchgeführt.

**Ergebnisse** Die Simulationen zeigten, dass der Druckpunkt weiter hinten liegt als bisher angenommen. Mittels der Testflüge konnte dies bestätigt und die Effektivität der Modifikationen quantifiziert werden. Das Verschieben des Schwerpunkts und die Schub-Vektorsteuerung erwiesen sich als am effektivsten. Die Dauer für einen Looping konnte, mit allen Modifikationen kombiniert, von 5.5 Sekunden auf 0.9 Sekunden verringert werden.

**Fazit** Die Bewertung der Effektivität der Modifikationen ist eindeutig ausgefallen und das Ziel der Arbeit wurde erfüllt. Die genaue Bestimmung des Druckpunkts der mobula XS kann spätere Arbeiten unterstützen. Abschliessend kann gesagt werden, dass die mobula XS ein robustes Design ist, welches Modifikationen einfach zulässt und noch Potenzial zur Erhöhung der Wendigkeit aufweist.



**Schlüsselwörter** Drohne, Wendigkeit, Instabilität, Simulation, Experimentalflieger, Testflug

# Inhaltsverzeichnis

**1 Einleitung ... 7**
1.1 Ausgangslage ... 7
1.2 Ziel der Arbeit ... 8
**2 Grundlagen ... 9**
2.1 Projektorganisation ... 9
2.1.1 Projektablauf ... 9
2.1.2 Hilfsmittel ... 10
2.1.3 Dokumentation ... 10
2.2 mobula XS NT ... 11
**3 Stabilität ... 13**
3.1 Stabilität bei Flugzeugen ... 14
3.1.1 Stabilität um die Querachse (Längsstabilität) ... 15
3.2 Bewertung der statischen Längsstabilität ... 17
3.3 Beispiele von Flugzeugen ... 22
**4 Simulationen ... 25**
4.1 Aufbau ... 25
4.2 Netzstudie ... 26
4.2.1 Konvergenz ... 28
**5 Prototyp – mobula X ... 32**
5.1 Modifikationen basierend auf aerodynamischer Instabilität ... 33
5.1.1 Variabler Schwerpunkt ... 33
5.1.2 Canard-Flügel ... 34
5.2 Modifikationen basierend auf stärkeren Steuerwirkung ... 36
5.2.1 Schub-Vektorsteuerung ... 36
5.2.2 Zusätzliches Höhenruder ... 37
5.3 Datenerfassung ... 38
5.4 Entwicklungsprozess ... 38
**6 Resultate ... 41**
6.1 Zusammenfassung ... 41
6.2 Simulation bei 0° Anstellwinkel ... 42
6.3 Simulation bei 45° Anstellwinkel ... 43
6.4 Testflug 1 ... 45
6.5 Testflug 2.1 ... 48
6.6 Testflug 2.2 ... 51
6.7 Testflug 2.3 ... 54
6.8 Testflug 2.4 ... 56
6.9 Testflug 2.5 ... 58
**7 Interpretation der Ergebnisse ... 59**
7.1 Aussagekraft der Messdaten ... 59
7.2 Aussagekraft der Simulationen ... 60
7.3 Effektivität der Modifikationen ... 61

**8 Fazit ... 62**
8.1 Zufriedenheit ... 62
8.2 Ausblick ... 62
**9 Literaturverzeichnis ... 64**
**Anhang ... 66**
I Pflichtenheft ... 66
II Arbeitszeit & Fragenkatalog ... 66
III Berechnungs-Excel ... 66
IV Arbeits-Log ... 66
V Test-Daten (Log-Daten, Video und Auswertung) ... 66
VI Fotos & Videos ... 66
VII CAD-Daten ... 66
VIII Ansys-Daten ... 66
IX 3D-Druck-Daten ... 66

## Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1: Titelbild der Semesterarbeit von Samuel Eberhart [4] ... 11
Abbildung 2: Statische Stabilität [6] ... 13
Abbildung 3: Arten von dynamischen Stabilitäten [6] ... 13
Abbildung 4: Achsen eines Flugzeuges ... 14
Abbildung 5: Winkel für null Auftrieb [6] ... 15
Abbildung 6: Höhenruder im Vergleich zu Canard-Flügeln [6, p. 604] ... 16
Abbildung 7: Momenten-Anteile um den Schwerpunkt eines Flugzeugs [6, p. 498] ... 17
Abbildung 8: Schematische Darstellung der Reaktion auf Störgrössen [9, p. 10.3] ... 17
Abbildung 9: Momenten-Koeffizienten-Kurve [6, p. 7.13] ... 18
Abbildung 10: Beschriftung Flügelprofil-Geometrie [6, p. 606] ... 19
Abbildung 11: Einfluss der Schwerpunkts-Verschiebung auf die Längsstabilität [9] ... 19
Abbildung 12: Statische Reserve und damit verbundene Bemessungen [6] ... 20
Abbildung 13: Beschriftung einer gängigen Flügel-Leitwerk-Konfiguration [6, p. 610] ... 21
Abbildung 14: Grumman X-29 ... 22
Abbildung 15: Mirage IIIS Copyright by Goatworks.com (Peter Lewis) ... 23
Abbildung 16: VariEze von Burt Rutan ... 23
Abbildung 17: Blockschaltbild eines Fluglagereglers [9] ... 24
Abbildung 18: Vereinfachte Geometrie der mobula XS NT für die CFD-Simulation ... 25
Abbildung 19: Ansys Projektstruktur Vernetzung ... 25
Abbildung 20: Netzstudie 0° AOA ... 26
Abbildung 21: Vernetzung für Netzstudie 30 mm, 0° AOA ... 27
Abbildung 22: Vernetzungsgrössen Netzstudie 0° AOA ... 27
Abbildung 23: Netzstudie 45° AOA ... 27
Abbildung 24: Vernetzung für Netzstudie 5 mm und 45° AOA ... 28
Abbildung 25: Vernetzungsgrössen Netzstudie 45° AOA ... 28
Abbildung 26: Verlauf der Residuen bei 0° Strömungswinkel ... 29
Abbildung 27: Verlauf der Residuen bei 45° Strömungswinkel ... 29

Abbildung 28: Verlauf der Monitor-Punkte bei 0° Strömungswinkel ..... 30
Abbildung 29: Verlauf der Monitor-Punkte bei 45° Strömungswinkel ..... 31
Abbildung 30: mobula X – Draufsicht ..... 32
Abbildung 31: mobula X – Seitenansicht (mit vollem Steuer-Ausschlag) ..... 33
Abbildung 32: Unterseite der mobula X mit Seilumlauf-System und Schubvektorsteuerung ..... 33
Abbildung 33: Canard-Flügel, Schubvektorsteuerung und Elektronik ..... 35
Abbildung 34: 3D-gedrucker Canard-Flügel nach Belastungstest ..... 35
Abbildung 35: Schub-Vektor-Steuerung ..... 36
Abbildung 36: Voller Ausschlag Höhenruder und Elevons ..... 37
Abbildung 37: Höhenruder anstelle der Traverse ..... 37
Abbildung 38: F765-WIN von Mateksys ..... 38
Abbildung 39: Erste Skizze des verschiebbaren Schwerpunkts ..... 39
Abbildung 40: Erste Skizze der Schub-Vektorsteuerung und Höhenleitwerk ..... 39
Abbildung 41: Erste Skizzen der Lage der Canard-Flügel ..... 39
Abbildung 42: Druckverteilung um mobula bei 0° AOA ..... 42
Abbildung 43: Stromlinien und Druckverteilung auf Oberfläche bei 0° AOA (Farbcode des Drucks auf Oberfläche nicht indexiert) ..... 42
Abbildung 44: Verlängerung des Simulationsraums ..... 43
Abbildung 45: Druckverteilung um mobula bei 45° AOA (Farbcode der Strömungslinien nicht indexiert) ..... 43
Abbildung 46: Strömungsgeschwindigkeit um mobula bei 45° AOA (Farbcode des Drucks auf Oberfläche nicht indexiert) ..... 44
Abbildung 47: Testflug 1 – Drehraten um Y-Achse ..... 46
Abbildung 48: Testflug 1 – GPS-Geschwindigkeits-Verlauf ..... 46
Abbildung 49: Test 1 – unverändert ..... 47
Abbildung 50: Test 1 – Schubvektorsteuerung ..... 47
Abbildung 51: Test 1 – Modifikationen kombiniert und CG hinten ..... 47
Abbildung 52: Testflug 2.1 – Drehraten um Y-Achse ..... 49
Abbildung 53: Test 2.1 – ohne Modifikation ..... 49
Abbildung 54: Test 2.1 – Schubvektorsteuerung ..... 50
Abbildung 55: Test 2.1 – Modifikationen kombiniert und CG hinten ..... 50
Abbildung 56: Testflug 2.2 – Drehraten um Y-Achse ..... 52
Abbildung 57: Test 2.2 – Mit Canards und CG wie bei XS NT ..... 52
Abbildung 58: Test 2.2 – Schubvektorsteuerung ..... 53
Abbildung 59: Test 2.2 – Kombiniert ..... 53
Abbildung 60: Testflug 2.3 - Drehraten um Y-Achse ..... 55
Abbildung 61: Test 2.3 – Kobra-Manöver ..... 55
Abbildung 62: Testflug 2.4 - Drehraten um Y-Achse ..... 57
Abbildung 63: Test 2.4 – maximal erreichte Drehrate ..... 57
Abbildung 64: Testflug 2.5 – Nick-Winkel, Beschleunigung und Drehrate ..... 58

## Bild-Quellen

Abbildung 4: https://de.wikipedia.org/wiki/Roll-Nick-Gier-Winkel#/media/Datei:Roll_pitch_yaw_gravitation_center_de.png
Abbildung 14 https://www.nasa.gov/centers/armstrong/news/FactSheets/FS-008-DFRC.html
Abbildung 15 http://www.flplabt3.ch/chronikflpltur/flugzeugtypen/mirageiii/index.html

# Begriffe und Definitionen

| | |
|---|---|
| **mobula XS NT** | Die aktuelle mittelgrosse Variante des mobula Projekts. "NT" steht für neue Technologie, was im Vergleich zur mobula XS eine Gewichtsoptimierung, eine verbesserte Rumpfform und neue elektronische Ausrüstung miteinbezieht. |
| **mobula X** | Benennung des Test-Fliegers, welcher alle Modifikationen dieser Arbeit beinhaltet und an der Geometrie der mobula XS NT orientiert ist. |
| **Elevons** | Eine Wort-Kombination aus Querruder (engl. Ailerons) und Höhenruder (engl. Elevator). |
| **Induzierter Widerstand** | Widerstand, der nicht direkt am Flieger entsteht, beispielsweise durch Reibung zwischen den Oberflächen und Luft, sondern indirekt durch zum Beispiel Randwirbel an den Flügelspitzen. |
| **Positiver Anstellwinkel** | In der Aviatik wird das Steigen eines Flugzeugs mit einem positiven Anstellwinkel beschrieben. Dementsprechend werden auch Momente, welche die Nase eines Flugzeuges nach oben richten, als positiv gewertet, also entgegengesetzt der "Rechten Hand Regel". |
| **Canard** | Bezeichnet eigentlich ein Flugzeug, welches kein Höhenruder im hinteren Flugzeugteil hat, sondern einen Vorflügel vor dem Haupttragflügel. Der Name "canard" kommt vom französischen Wort für "Ente". [1] Im Kontext dieser Arbeit wir der Begriff "canard" gebraucht, um auf die Vorflügel zu referenzieren und nicht auf das gesamte Aerodynamische Konzept. |
| **Aerodynamisches Zentrum oder Neutralpunkt** | Der Punkt an einem Flügelprofil oder Flugzeug, für welchen das Moment näherungsweise konstant bleibt bei Variation des Anstellwinkels zur Strömung. Für die meisten Flügelprofile liegt dieser bei ca. 25 % der Profiltiefe. [2] |
| **Druckpunkt** *(engl. CP = center of pressure)* | Ist der Punkt an einem Objekt in einem Fluid, an dem alle Kräfte angreifen und somit kein Moment auftritt. Dieser ist von der Strömungsrichtung, Strömungsgeschwindigkeit und dem Umgebungsdruck abhängig. [3] |
| **CFD-Strömungs-volumen** | Für die Simulation in Ansys CFX kann ein Körper von der zu simulierenden Umgebung abgezogen werden, was in einem Negativ, dem sogenannten Strömungsvolumen resultiert. Also der Raum, den das Fluid durchströmen kann. |

# 1 Einleitung

## 1.1 Ausgangslage

**Projekt mobula**

Mit dem mobula Projekt entwickelt die OST ein "Unmanned Aerial Vehicle" (UAV), welches unter anderem zur Drohnenabwehr eingesetzt werden soll. Es handelt sich dabei um einen Flächenflieger, welcher autonom fliegen kann und eine aussergewöhnliche Wendigkeit aufweist. Das Fluggerät ist modular aufgebaut und soll für folgende Aufgaben eingesetzt werden:

- Anfliegen und autonome Verfolgung von anderen Drohnen
- Bekämpfen von anderen Drohnen mit einer Netzkanone
- Abfliegen von vorgegebenen Flugrouten zur Erfassung von Bildmaterial (optisch oder thermisch) oder anderweitiger Messdaten.

**Entwicklungsstand**

Bisher wurde das Projekt in über 30 Semester- und Bachelorarbeiten entwickelt. Die mobula XS NT ist die mittelgrosse Version des Drohnenjägers, welche günstig in Massen zu produzieren sein soll. Sie beinhaltet Technologien, wie ein Lidar, eine Netzkanone und kann weitere Erweiterungen tragen.

Das Projekt ist unter www.mobula.ch dokumentiert.

**Wendigkeit**

Eines der Hauptdesignkriterien bei allen gebauten Drohnen ist die Wendigkeit. Speziell um die Querachse des Fliegers, da diese beim Verfolgen einer Drohne besonders entscheidend ist. Mitunter deshalb ist bei den meisten Designs das Höhenruder mit den Querrudern kombiniert und liegt im Schubstrahl des Antriebs, wodurch die Steuerwirkung verstärkt wird.

## 1.2 Ziel der Arbeit

**Literatur**

Am Beispiel der mobula XS soll die aerodynamische Instabilität von Flächenfliegern beleuchtet werden. Dazu soll passende Literatur zum Thema gefunden werden, wobei die Entwicklung moderner Kampfjets auch miteinbezogen werden soll.

**Simulation**

Zentral ist die Lage des Schwerpunktes zum Druckpunkt. Darum soll eine Simulation zum Ermitteln der Lage des Druckpunkts durchgeführt werden.

**Experimental-Flieger**

Anhand der Erkenntnisse sollen verschiedene Modifikationen zur Erhöhung der Wendigkeit erarbeitet werden. Das Ziel ist es, die Querachse temporär aerodynamisch instabil und somit den Flieger wendiger zu machen oder die Steuerwirkung zu erhöhen und somit höhere Drehraten erzielen zu können. Möglichst einfach soll dies in zwei Experimentalfliegern realisiert werden, falls einer abstürzen sollte. Dabei gilt es zu beachten, dass Vereinfachungen der mobula XS NT in einem sinnvollen Rahmen liegen, sodass die Ergebnisse dennoch ihre Aussagekraft über das Flugverhalten der mobula XS NT, wie sie von Herrn Samuel Eberhardt konstruiert wurde, bewahren.

**Testflüge**

Mittels mindestens einem Testflug sollen die Modifikationen erprobt und dokumentiert werden. Tizian Steiner steht dabei als erfahrener Test-Pilot zur Verfügung. Ein permanent instabiler Flugzustand ist dabei nicht gefordert, da dies eines eigenen Regler bedürfte, was nicht Gegenstand dieser Arbeit ist und den Rahmen dieser Arbeit sprengen würde.

**Messsystem**

Die Auswirkungen der Modifikationen sollen gemessen und ausgewertet werden. Dabei ist die Quantifizierung über den gemessenen Drehwinkel pro Zeit denkbar, wobei weitere Parameter auch von Interesse sein können.

**Interpretation & Empfehlungen**

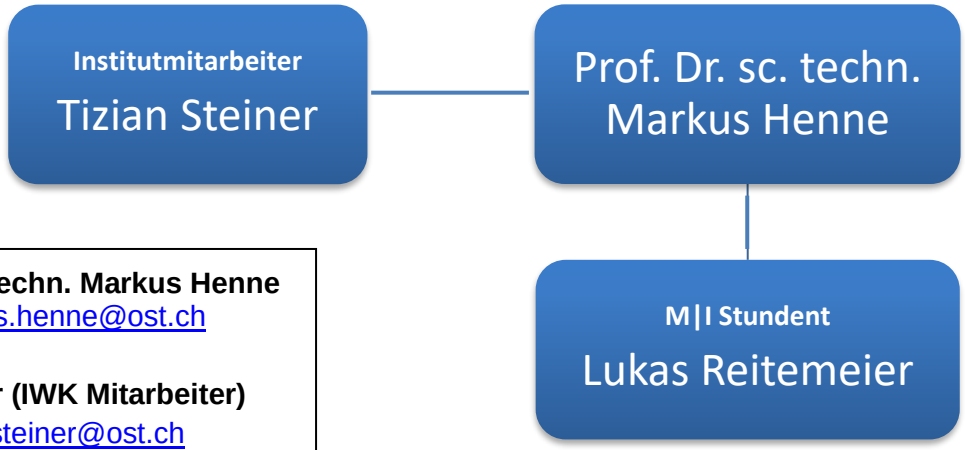
Die Ergebnisse sollen interpretiert und daraus Erkenntnisse abgeleitet werden, welche für weitere Versionen der mobula nützlich sein können. Insbesondere welche Modifikationen die Drehrate effektiv verbessern, ist von Interesse.

**Erwartungen**

- Es wird erwartet, dass der Druckpunkt weiter hinter dem Schwerpunkt liegt als bisher angenommen. Dies weil aufgrund der Pfeilung des Seitenleitwerks und den Elevons der grösste Teil der Oberfläche der mobula XS NT im hinteren Teil des Fliegers zu finden ist. Dementsprechend greifen dort auch mehr Kräfte an.
- Weiter wird erwartet, dass sich der Druckpunkt bei hohen Anstellwinkeln zur Strömung, also extremen Manövern um die Querachse, nach hinten verschiebt und so die Kursänderung behindert.
- Es wird erwartet, dass durch eine stärkere Steuerwirkung die Wendigkeit verbessert werden kann.
- Es wird erwartet, dass, gemäss Theorie, der Flieger wendiger ist, wenn dieser aerodynamisch instabiler ist, also der Schwerpunkt in Bezug zum Druckpunkt weiter hinten liegt.

# 2 Grundlagen

## 2.1 Projektorganisation




**Prof. Dr. sc. techn. Markus Henne**
E-Mail: markus.henne@ost.ch

**Tizian Steiner (IWK Mitarbeiter)**
E-Mail: tizian.steiner@ost.ch

**Lukas Reitemeier**
Tel: +41 79 310 61 81
E-Mail: lukas@reitemeier.ch

### 2.1.1 Projektablauf

Mittels Meilensteine wurde die Arbeit geplant. Die Planung liess genügend Freiraum, um dem agilen Charakter einer Untersuchung gerecht zu werden, wobei der Fortschritt des Projekts dennoch kontrolliert und eingehalten werden konnte.

| Von | Bis | Zeit | Meilenstein |
|---|---|---|---|
| **Kickoff** | 11.03.2021 | 2W | Einlesen fertig und Pflichtenheft abgegeben |
| | 18.03.2021 | 1W | Zwei realisierbare Konzepte für die Modifikation |
| | 01.04.2021 | 2W | Konkrete Pläne fertig ausgearbeitet |
| | 05.05.2021 | 4W | Konzepte fertig realisiert |
| **11.03.2021** | 17.05.2021 | 9W | Testkonzept inkl. Mess-System fertig |
| | 18.05.2021 | | Testflug 1 |
| | 27.05.2021 | | Testflug 2 |
| **18.05.2021** | 18.06.2021 | 4W | Abgabe inkl. Auswertung und Interpretation der Ergebnisse |

### 2.1.2 Hilfsmittel

**CAD: Siemens NX**
Eine vereinfachte Version der mobula XS NT wurde mittels Siemens NX nachmodelliert. Das Model wurde für die Simulation und das Planen der Modifikationen benötigt.

**3D-Drucker: Prusa i3 MK3**
Ein Grossteil der Teile für die Modifikationen wurde additiv gedruckt. Verwendet wurde dazu ein Prusa i3 MK3 mit der eigenen Slicer-Software zur Erzeugung des G-Code.

**CFD-Simulation: AnSys R1**
In Ansys CFX wurde eine Simulation zur Bestimmung des Druckpunktes aufgesetzt.

**Flugkontroller: Ardupilot**
Der Flugkontroller, über den die Signale des Empfängers an den Servo-Motoren ausgegeben wird, wurde mittels Ardupilot konfiguriert. Weiter können so die aufgezeichneten Log-Daten ausgelesen und die .bin Datei in eine .mat Datei für die Auswertung in MATLAB konvertiert werden.

**Auswertung: MATLAB**
In MATLAB wurden die Messdaten mit einem eigens dafür geschriebenen Skript ausgewertet und dargestellt.

### 2.1.3 Dokumentation

Alle relevanten, in dieser Arbeit erzeugten, Daten sind im Anhang zu finden:

| Datei-Name | Zweck |
|---|---|
| *"Arbeits-Log.pdf"* | Sitzungsprotokolle, Einträge zu Meilensteinen, Testflüge und allgemeine Erfahrungen |
| *"Fragenkatalog&Arbeitszeit_BA.xlsx"* | Zeiterfassung und Fragen in den Phasen Klären & Konzipieren |
| *" Pflichtenheft_BA_instabiles-Flugverhalten_Lukas-Reitemeier.pdf"* | Grundlage für die Arbeit. Beschreibt, was am Abgabetermin von der vorliegenden Bachelorarbeit erwartet wird. |
| *"Berechnungen_BA.xlsx"* | Alle Berechnungen, welche im Projektverlauf angefallen sind. |
| *"Auswertung_Testflug_X.X.mlx"* | Skripte zum einlesen und Auswerten der Logdaten. |
| *"logdaten_testflug_X.X.mat"* | Aus .bin Datei umgewandelte Rohdaten<br>(in Ardupilot-Software ausgelesen und konvertiert) |

Weiter befinden sich im Anhang Fotos, Videos, 3D-Druckdaten, alle Simulations-Daten, Datenblätter, Skizzen und verwendete Literatur.

## 2.2 mobula XS NT

Die mobula XS NT stellt den aktuellen Entwicklungsstand der mittelgrossen Variante dar. Sie übernimmt die Geometrie der mobula 2.5 und die elektronischen Komponenten der vorherigen mobula XS. Sie soll sich zur Herstellung einer Kleinserie eignen [4].

| Eigenschaft | Wert | Einheit | Kommentar |
|---|---|---|---|
| Gewicht | 2.1 | Kg | Mit Lidar und Latte Panda (Computer) |
| Schwerpunkt | 300 | mm | Von der Nase gemessen |
| Druckpunkt | ca. 330 | mm | Gemäss MATLAB-Skript [5] |

**Abbildung 1: Titelbild der Semesterarbeit von Samuel Eberhart [4]**

**Schwerpunkt**

Gemäss eigener Messung liegt der Schwerpunkt bei 300 mm (von der Nase aus gemessen). Dies mit Lidar (428 g) und Latte Panda (125 g), welche auf der Nase verbaut sind. Diese sind massgeblich dafür verantwortlich, dass der Schwerpunkt weit vorne liegt, mit einem Anteil von 26.3 % am Gesamtgewicht.

**Druckpunkt**

Der Druckpunkt wurde zuvor mit einem MATLAB-Skript aus der Semesterarbeit von Patrick Lange und Luca Müller bestimmt [5]. Der angegebene Wert bezieht sich dabei auf die Geometrie der mobula XS. Für die leicht veränderte Geometrie der mobula XS NT wurde dieser nicht mit dem Skript berechnet.

Es werden alle Eckpunkte der mobula als Koordinatenpunkte dem Skript übergeben, der Druckpunkt der einzelnen Teil-Flächen der mobula bestimmt und zuletzt der gesamte Druckpunkt gemäss Flächen-Anteilen berechnet. Die Bestimmung des Druckpunkts basiert dabei auf der Vereinfachung, dass alle Teil-Flächen in kleine Rechtecke aufgeteilt werden, bei welchen gemäss Theorie der Druckpunkt bei ¼ der Profiltiefe liegt. Da die Genauigkeit diese Methode nicht zureichend eingeschätzt werden kann und die Geometrie der mobula XS NT leicht verändert ist, wurde eine eigene Simulation in Ansys CFX durchgeführt.

**Steuerflächen, Elektronik und Antrieb**

Als Steuerflächen stehen zwei Elevons und ein Seitenruder zur Verfrühung. Es kommt ein doppelläufiger Antrieb aus zwei Elektromotoren mit 2 Propellern zum Einsatz. Dies bringt den Vorteil, dass Deviationsmomente, wie auch das verursachte Roll-Moment aufgehoben werden und der Flieger so weniger ungewollten Einflüssen unterliegt. Die Signale der Fernsteuerung werden von einem Empfänger an einen mit Ardupilot kompatiblen Flugkontroller weitergeleitet. Dieser steuert dann die Servo-Motoren und die beiden ESC[1] der Elektromotoren.

[1] Elektronik zur Ansteuerung eines Elektromotors (*engl. electronic speed controller)*

# 3 Stabilität

Grundsätzlich werden 2 Typen von Stabilität unterschieden: statische Stabilität und dynamische Stabilität. Die statische Stabilität kann in 3 Klassen unterteilt werden:

Reagiert das System auf eine Auslenkung mit einer entgegengerichteten Kraft, ist es statisch stabil. Verstärkt das System nach einer Auslenkung die Störung, ist es statisch instabil. Verharrt das System ohne weitere äussere Störung in der ausgelenkten Position, wird es als statisch neutral betrachtet. [6]

**Statisch positive Stabilität (a)** Kräfte und Momente wirken einer Auslenkung aus der Gleichgewichtslage entgegen.

**Statisch negative Stabilität (b)** Kräfte und Momente verstärken eine Auslenkung aus der Gleichgewichtslage.

**Statisch neutrale Stabilität (c)** statisch indifferent Kräfte und Momente bleiben ungeachtet von der Auslenkung gleich.

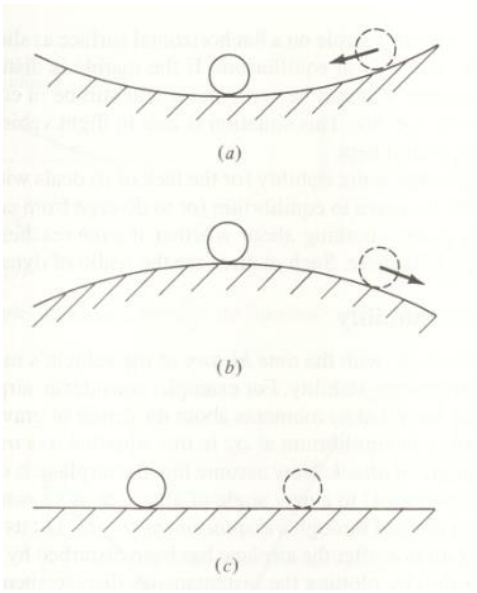



**Abbildung 2: Statische Stabilität [6]**

Dynamische Stabilität bezieht sich auf das zeitliche Verhalten eines Systems, welches durch eine Störung aus seinem stationären Zustand bewegt wurde. Baut das System Amplituden durch Störungen selbständig gegen Null ab, ist das System dynamisch stabil. [6]

**Aperiodische dynamische Stabilität (a)** Erreicht ein System nach einer Auslenkung monoton wieder den Ausgangszustand, gilt es als aperiodisch dynamisch stabil.

**Gedämpfte Dynamische Stabilität (b)** Überschiesst das System nach einer Auslenkung den Ausgangszustand und muss sich erst einpendeln, gilt es als gedämpft dynamisch stabil.

**Dynamische Instabilität (c)** Erreicht ein System nach einmaliger Auslenkung keinen stationären Zustand mehr, ist es dynamisch instabil.

Da die dynamische Stabilität mit der statischen Stabilität überlagert ist, folgt einer dynamischen Stabilität immer auch, dass das System statisch stabil ist. [7]

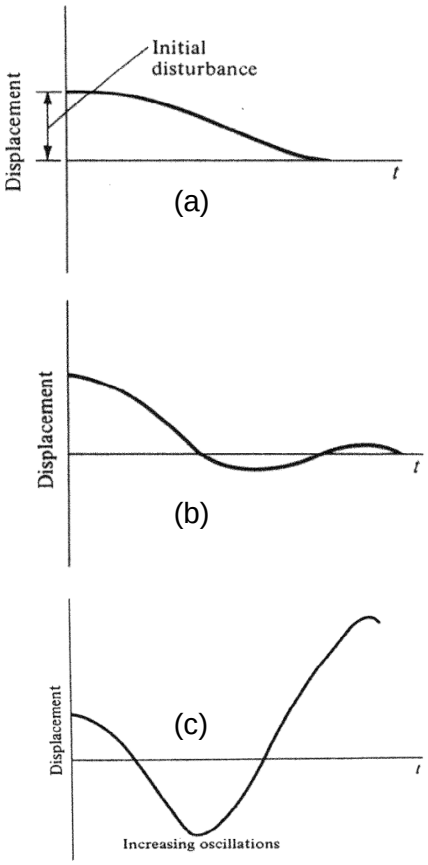



**Abbildung 3: Arten von dynamischen Stabilitäten [6]**

## 3.1 Stabilität bei Flugzeugen

In der Aviatik ist die Stabilität immer ein Kompromiss. Ist das Flugzeug zu stabil, reagiert es schlecht auf Steuerimpulse des Piloten. Ist es zu instabil, kann es in einen vom Piloten nicht mehr kontrollierbaren Flugzustand kommen. Die meisten Flugzeuge werden grundsätzlich eher stabil ausgelegt, um eine gewisse Robustheit gegenüber äusseren Störungen wie Winden und Turbulenzen aufzuweisen.

Das Verhalten bezüglich der Stabilität kann auf die verschiedenen Achsen des Flugzeuges aufgeteilt werden: Der Gier-Achse (gesteuert durch das Seitenruder), der Roll-Achse (gesteuert über die Querruder) und der Nick-Achse (gesteuert über das Höhenruder). Die Drehachsen verlaufen jeweils durch den Schwerpunkt [8].

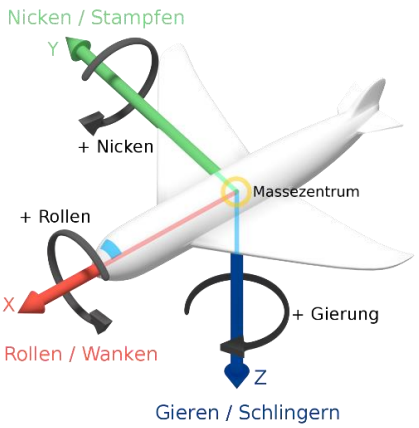



**Abbildung 4: Achsen eines Flugzeuges**

Bei stabilen Flugzeugen entsteht durch Auslenkung um eine Achse ein rückstellendes Moment. Gerät ein Flugzeug nach einer Auslenkung in eine anhaltende Schwingung, gilt es als instabil. Verstärkt sich diese Schwingung oder weicht das Flugzeug immer stärker vom Kurs ab, gilt das Flugzeug als instabil [9].

Je niedriger die Fluggeschwindigkeit ist und je dichte die umgebende Luft ist, desto länger dauert ein ausgelöstes Schwingen oder Pendeln [8]. Dies ist zu vergleichen mit dem Einfluss der Federkonstanten auf die Periodendauer einer Schwingung oder die Pendellänge auf die Pendeldauer.

**Aerodynamische Instabilität**

Aerodynamische Instabilität beschreibt im Kontext dieser Arbeit ein umströmtes Objekt in einem Fluid, bei welchem der Druckpunkt vor dem Schwerpunkt liegt. Ist der Schwerpunkt davor, wie zum Beispiel bei einem Dartpfeil, fliegt das Objekt stabil – das Objekt kehrt bei Störung eigenständig in ein Gleichgewichtszustand zurück. Liegt der Druckpunkt vor dem Schwerpunkt, fliegt das Objekt von sich aus nicht stabil und reagiert empfindlich auf äussere Einflüsse – wie ein rückwärts geworfener Dartpfeil.

Folgend werden Mechanismen dargelegt, welche bei konventionellen Flugzeugen zur Stabilität beitragen:

**Längs-Achse (Rollstabil)**

Viele Flieger weisen eine leichte-V-Form auf, wenn man die Haupttragflügel von vorne betrachtet. Dies hat zur Folge, dass bei einer Störung um die Roll-Achse der tiefer liegende Flügel eine grössere vertikal wirkende Auftriebs-Komponente hat und so das Flugzeug aufrichtet. Hochdecker und Schulterdecker, bei welchen der Hauptflügel oberhalb des Schwerpunktes liegt, verhalten sich wie ein Pendel und kehren automatisch in ihren stabilen Zustand zurück. [6]

**Gier-Achse (Richtungsstabil)**

Wenn der Flug um die Gier-Achse gestört wird, resultiert dies in einer seitlichen Anströmung des Seitenleitwerkes, was speziell am Seitenleitwerk einen grösseren Strömungswiderstand zur Folge hat. Da dessen Kraft nahezu in Strömungsrichtung zeigt, richtet sich das Flugzeug von selbst wieder nach der Strömungsrichtung aus. Weiter wirkt der Tragflügel auch rückstellend. Die nach vorne drehende Flügelhälfte wird schneller angeströmt, was den Widerstand erhöht, insbesondere den induzierten Widerstand. [6]

### 3.1.1 Stabilität um die Querachse (Längsstabilität)

Dies ist die kritische Achse, welche es zu stabilisieren gilt – sonst kann die Flughöhe nicht gehalten werden, was ein Fliegen verunmöglicht. Die Betrachtung der Stabilitäts-Verhältnisse und die Auslegung ist komplexer als die Gier-Achse und die Roll-Achse, da mehr Faktoren Einfluss nehmen.

**Rolle des Höhenruders**

Die meisten Flugzeuge stabilisieren die Nick-Achse, indem mit dem Höhenleitwerk Abtrieb erzeugt wird. Was zunächst nicht intuitiv erscheint, macht genauer betrachtet Sinn. Dies erlaubt es nicht nur den Schwerpunkt weiter nach vorne zu verlagern, sondern hat noch weitere aerodynamische Gründe. [6]

**Einfluss des Schwerpunkts**

Wenn alle Kräfte genau am Schwerpunkt angreifen (Druckpunkt entspricht dem Schwerpunkt), entstehen erst gar keine Momente um den Schwerpunkt und ein Flugzeug bleibt auf Kurs. So ist das Flugzeug aber wie auf einer Spitze balanciert, da äussere Einflüsse direkt ein Moment um den Schwerpunkt bewirken und es kommt zu einer Veränderung der Fluglage – dies ist schwer kontrolliert zu fliegen [8]. Deshalb platziert man den Schwerpunkt absichtlich vor dem Druckpunkt, sodass der hinten liegende Druckpunkt, wie bei einem Dartpfeil die Finnen, stabilisiert. [6]

Der nach vorne verlagerte Schwerpunkt erzeugt ein negatives Moment um die Querachse *("nose down Moment"*), welches das Höhenleitwerk mittels Abtrieb neutralisieren muss – so ist das Flugzeug wie zwischen zwei Momenten stabil eingeklemmt. [9]

**Stabilisierung & Dämpfung des Höhenruders**

Wird der Anstellwinkel durch eine Störung erhöht, erzeugt das Höhenruder weniger Abtrieb oder sogar Auftrieb, wodurch der Momenten-Anteil des nach vorne verlagerten Schwerpunkts überwiegt und so das Flugzeug der Störung entgegenwirkt. Umgekehrt gilt dieses rückstellende Moment ebenso. Wie bei der Gier-Achse das Seitenleitwerk, besitzt das Höhenleitwerk auch eine dämpfende Eigenschaft, welche Störungen entgegenwirkt, je stärker diese sind. So dämpft das rückstellende Moment und baut Auslenkungen ab.

**Strömungsabriss**

Speziell wichtig ist der vorne liegende Schwerpunkt für das Verhalten bei einem Strömungsabriss. Der Momenten-Beitrag des Höhenruders wird kleiner, gleich wie der Auftrieb des Haupttragflügels, wodurch der Momenten-Beitrag des vorne liegenden Schwerpunktes überwiegen sollte. Dies führt dazu, dass die Nase des Flugzeuges nach unten zeigt und Geschwindigkeit wieder aufgenommen wird, bis der Momenten-Beitrag des Höhenruders so gross ist, dass eine horizontale Fluglage möglich ist.

**Einfluss des Flügelprofils**

Betrachtet man den Winkel, bei welchem ein konventioneller Flügel (nach oben gekrümmt) keinen Auftrieb erzeugt (siehe Abbildung 5), fällt auf, dass die Profilsehne[2] nach unten zeigt und so den Winkel $\alpha_{L=0}$ zur Strömungsrichtung aufspannt.

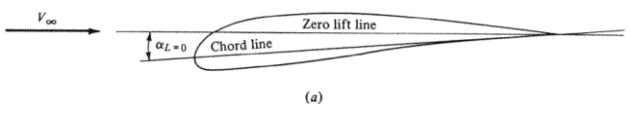



**Abbildung 5: Winkel für null Auftrieb [6]**

[2] Die Verbindungslinie zwischen der Profilnase und der Profil-Hinterkante (engl. chord).

In diesem Zustand wirkt aufgrund der Druckverteilung üblicherweise ein negatives Moment um das aerodynamische Zentrum [6, p. 603]. Um dieses Moment auszugleichen, muss das Höhenleitwerk ebenfalls Abtrieb erzeugen. So neutralisiert das positive Moment, um den Schwerpunkt, die Tendenz des Flügels nach vorne zu kippen. [6, p. 603]

**Zusammengefasst**

Die wichtigsten Kriterien sind also, dass der Druckpunkt hinter dem Schwerpunkt liegt und dass eine genügend grosse dämpfende Wirkung vorhanden ist, sodass es zu keiner Schwingung kommt (beispielsweise die dämpfende Wirkung des Seitenleitwerks und Höhenleitwerks). [8]

**Ineffizienz**

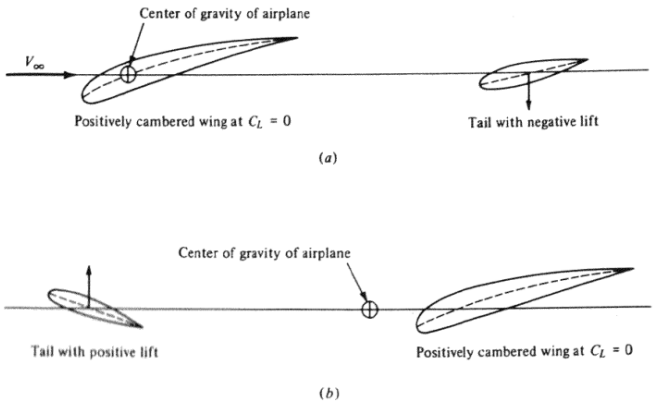
Der Abtrieb des Höhenruders macht das Flugzeug stabil, erzeugt aber auch zusätzlichen Widerstand und verringert den resultierenden Gesamtauftrieb. Mitunter deshalb müssen Tragflügel immer grösser ausgelegt werden als für das Flugzeug theoretisch nötig.

**Gewollte Instabilität**

Es gibt auch Flugobjekte, wie zum Beispiel Kampfjets, welche absichtlich instabil ausgelegt werden, um zum Beispiel in einem "Dogfight" den Gegner ausmanövrieren zu können. Dazu muss allerdings ein Flugcomputer die Steuerflächen ständig regeln und den Piloten auch davor bewahren, den Jet über seine Grenzen zu belasten.

**Canard Flügel**

Eine andere aerodynamische Konfiguration erzeugt das positive Moment um den Schwerpunkt mit einer Art Höhenruder vor dem Schwerpunkt – sogenannten Canard- oder Enten-Flügel. Der Nachteil ist, dass nicht dieselbe stabilisierende Wirkung erzielt werden kann, wie in Abschnitt 3.1.1 beschrieben, und darum diese Konfiguration instabiler ist. Dies ist mitunter ein Grund, warum man Canard-Flügel meist nur bei Kampfjets und dergleichen antrifft, welche einen Fluglagecomputer zur Regelung der Fluglage besitzen.




*a)* Konventionelle Flügel-Leitwerks-Anordnung
*b)* Entenkonfiguration

**Abbildung 6: Höhenruder im Vergleich zu Canard-Flügeln [6, p. 604]**

## 3.2 Bewertung der statischen Längsstabilität

Um die Stabilität eines Flügels oder ganzen Flugzeuges bewerten zu können, gibt es verschiedene Methoden. Dieses Kapitel beschränkt sich auf die Längsstabilität, da diese die zentralste ist [6, p. 600] und der Fokus dieser Arbeit ebenfalls auf dieser liegt.

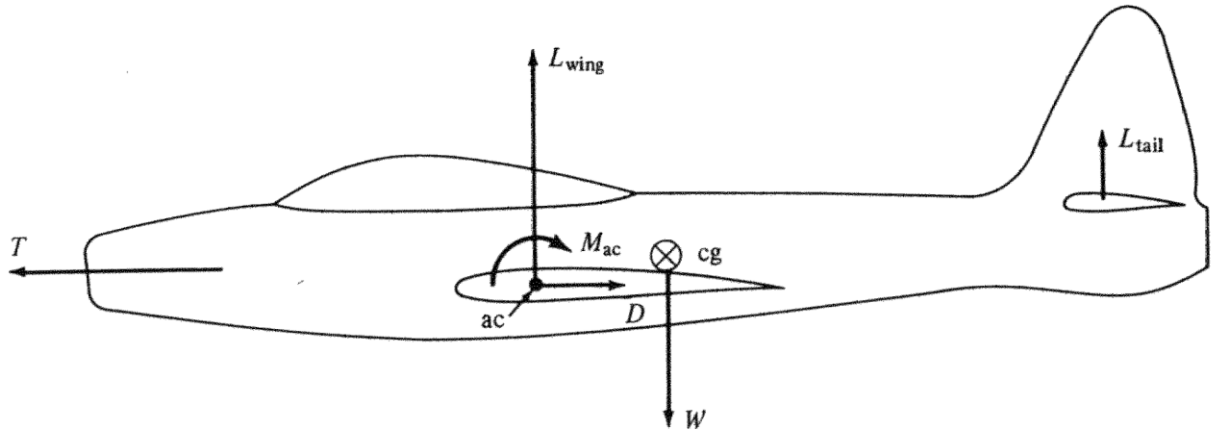



**Abbildung 7: Momenten-Anteile um den Schwerpunkt eines Flugzeugs [6, p. 498]**

**Ableitung bezüglich Störgrösse**

Bei der Störung des statischen Flugzustandes reagiert ein Flugzeug mit resultierenden Kräften und Momenten. Leitet man die Reaktionsgrösse nach Störgrössen ab, erhält man einen lokalen Gradienten, der das Stabilitätsverhalten auf die entsprechende Störung beschreibt. [9, p. 10.2]

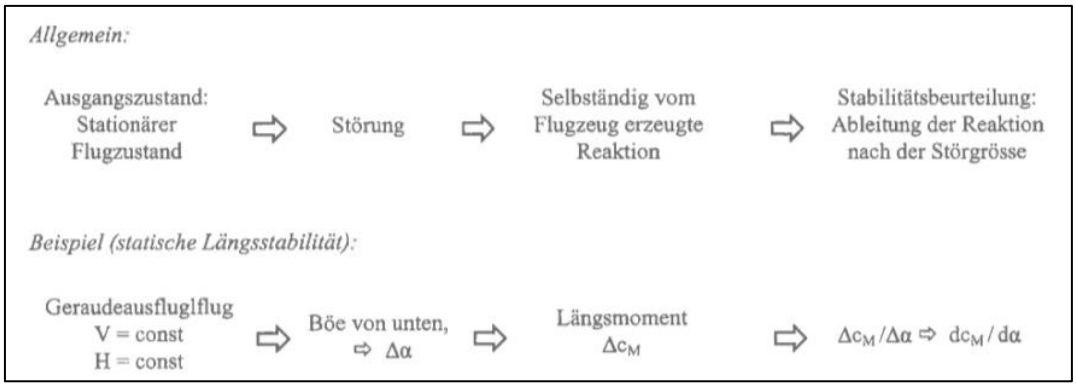



**Abbildung 8: Schematische Darstellung der Reaktion auf Störgrössen [9, p. 10.3]**

Will man verschiedene Flugzeuge bezüglich einer Störgrösse vergleichen, müssen diese Gradienten grössenunabhängig gemacht werden (siehe folgender Abschnitt).

Eine genauere analytische Betrachtung solcher Zusammenhänge für alle 3 Raumachsen, findet man im Flugtechnik-Skript von Dr. Jürg Wildi im Abschnitt 10.3 und eine Zusammenstellung aller Zusammenhänge findet man in Tabelle 10.1. [9]

**Dimensionslosigkeit**

Damit eine allgemeine quantitative Aussage über die Stabilität eines Flugzeuges gemacht werden kann, muss der Einfluss der Grösse eliminiert werden. Dies wird in der

angewandten Aerodynamik häufig gemacht und ist fundamental in den wichtigsten Kenngrössen verankert. [6, p. 299]

So wird beispielsweise für den Auftriebskoeffizient $c_L$ die Auftriebskraft $L$ durch den dynamischen Druck $q_\infty$ und die projezierte Flügelfläche $S$ geteilt. Gleich beim Widerstandskoeffizient mit der gemessenen Widerstandskraft. [6, p. 297]

$$C_L = \frac{L}{q_\infty S}$$

Dies folgt auch direkt aus der bekannten Auftriebs-Gleichung:

$$L = q_\infty * S * c_L$$

**Gleichung 1: Auftriebs-Gleichung [6]**

Eine weitere Methode ist es, Grössen durch die Länge der Profilsehne $c$ und der projezierten Fläche $S$ zu teilen. Dies wird für den sogenannten Momenten-Koeffizient um den Schwerpunkt gemacht. [6, p. 598]

$$C_{M,CG} = \frac{M_{CG}}{q_\infty S c}$$

**Gleichung 2: Momenten-Koeffizient [6]**

So wird das resultierende Moment um den Schwerpunkt eines Fliegers grössenunabhängig und kann für Stabilitäts-Beurteilungen dienen. Wichtig dabei ist es, zu erwähnen, dass ein Moment in positive Nick-Auslenkung als positiv gewertet wird, also entgegengesetzt der "Rechten Hand Regel".

**Kriterium für statische Längsstabilität**

Wird das Moment um den Schwerpunkt bei verschieden Anstellwinkeln ausgewertet, kann folgende Grafik erstellt werden. Diese Kurve kann analytisch, numerisch oder über Windkanaltests generiert werden, indem man den Momenten-Koeffizient nach dem Anstellwinkel ableitet. Zu beachten ist, dass $a_a$ den Anstellwinkel zur "Zero-lift-line" meint, also dem Winkel, bei dem kein Auftrieb generiert wird und nicht zum Winkel $a$, der sich auf die Profilsehne und die Strömungsrichtung bezieht.

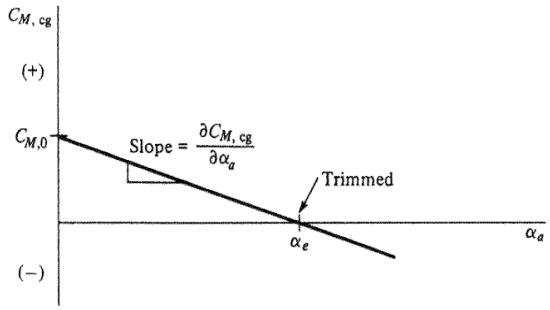



**Abbildung 9: Momenten-Koeffizienten-Kurve [6, p. 7.13]**

Für die meisten Flugzeuge ist die Beziehung für kleine Winkel nahezu linear [6, p. 600]. $C_{M,0}$ ist dabei der Punkt, bei dem das Flugzeug keinen Auftrieb produziert und am Punkt $C_{M,cg} = 0$ gilt das Flugzeug als getrimmt, da kein Moment um den Schwerpunkt wirkt und das Flugzeug somit unverändert geradeaus fliegt. Wertet man nun die Steigung aus, kann

gesagt werden, dass ein Flugzeug mit negativer Steigung statisch stabil ist, da es bei Auslenkung mit einem entgegengesetzten Moment reagiert.

**Einfluss des Schwerpunkts**

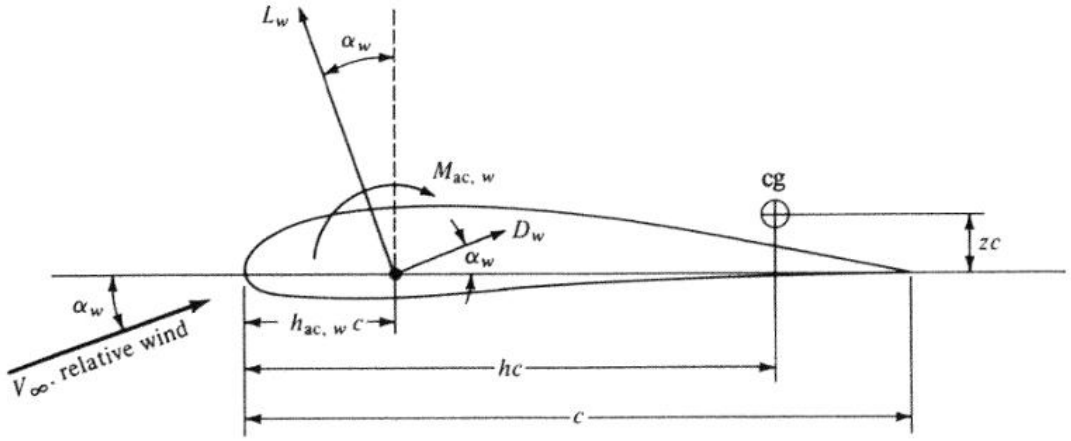



**Abbildung 10: Beschriftung Flügelprofil-Geometrie [6, p. 606]**

Platziert man den Schwerpunkt weiter vorne, so muss das Höhenleitwerk mehr Abtrieb erzeugen, um das Moment um den Schwerpunkt für einen stationären Flug bei null zu halten. Dies verstärkt die stabilisierende Wirkung, wie man auch aus der Gleichung 3 erkennen kann. Dabei beschreibt die Strecke $h$ die Lage des Schwerpunkts und $hc$ die Lage des Schwerpunkts bezüglich der Profil-Nase. $h_{ac,w}$ beschreibt die Distanz zwischen Profilnase und dem aerodynamischen Zentrum des gesamten Flugzeuges, also Flügel und Rumpf (*engl. wb: wing body*)

$$\frac{\partial C_{M,cg}}{\partial \alpha_a} = a\left[h - h_{ac_{wb}} - V_H \frac{a_t}{a}\left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right)\right]$$

**Gleichung 3: Differenzierter Momenten-Koeffizient [6]**

Verschiebt man den Schwerpunkt nach vorne oder nach hinten, entspricht dies näherungsweise einer Rotation der Stabilitäts-Kurve um den Punkt, an dem kein Auftrieb generiert wird, also $a_a = 0$ oder im Fall der Abbildung 1 $a_a = 0;\ c_A = 0$.

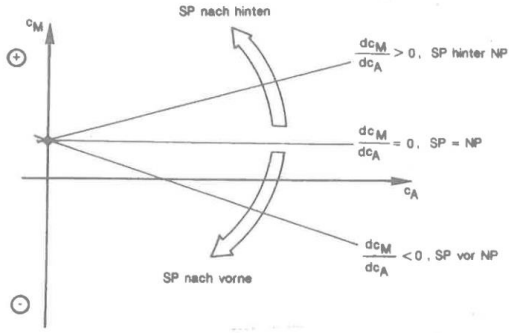



**Abbildung 11: Einfluss der Schwerpunkts-Verschiebung auf die Längsstabilität [9]**

**Statische Reserve**
*Static Margin*

Die statische Reserve ist ein direktes Mass für die Längsstabilität. Ist die statische Reserve positiv, ist das Flugzeug stabil und das Höhenruder erzeugt Abtrieb, um das resultierende Moment durch den vor dem Neutralpunkt liegenden Schwerpunkt auszugleichen. Die Erhöhung des Wertes resultiert in mehr Stabilität, wobei die Steuerbarkeit bei extremen Werten beeinträchtigt ist. [6, p. 618]

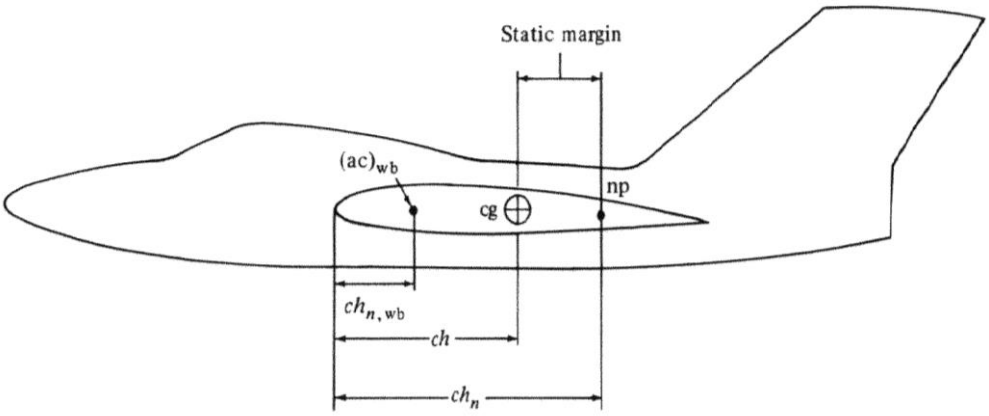



**Abbildung 12: Statische Reserve und damit verbundene Bemessungen [6]**

$$h_n = h_{ac_{wb}} + V_H \frac{a_t}{a}\left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right)$$

**Gleichung 4: Lage des Neutralpunktes [6]**

Sie beschreibt die Stabilität mit einem dimensionslosen Wert, der dem relativen Abstand Schwerpunkt und Neutralpunkt entspricht. Dieser Wert kann aus der Gleichung 4 für $h_n$ (Abstand Flügelvorderkante bis Neutralpunkt) abgeleitet werden.

$$h_{ac_{wb}} = h_n - V_H \frac{a_t}{a}\left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right)$$

**Gleichung 5: Gleichung für den Neutralpunkt umgestellt [6]**

Stellt man die Gleichung 4 nach $h_{ac_{wb}}$ um und setzt sie in Gleichung 3 ein, streicht sich der Ausdruck $-V_H \frac{a_t}{a}\left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right)$ weg. Was verbleibt, ist ein einfacher Ausdruck, der die Steigung der Momenten-Koeffizienten-Kurve mit einer Differenz ausdrückt, wie in Gleichung 6 zu sehen ist.

$$\frac{\partial C_{M,cg}}{\partial \alpha_a} = a(h - h_N) = -a(h_N - h)$$

**Gleichung 6 [6]**

Die Subtraktion zwischen $h_N$ (dem relativen Abstand von der Profilnase zum Neutralpunkt) und $h$ (dem relative Abstand von der Profilnase zum Schwerpunkt), ergibt die sogenannte Statische Reserve.

$$Statische\ Reserve = h_n - h = \frac{\partial C_{M,cg}}{\partial \alpha_a\,(-a)}$$

**EWD**

Eine pragmatischere und simplere Betrachtungsweise ist speziell im Modellbau verbreitet, die Einstellwinkeldifferenz (EWD). Diese ist jedoch in Fachkreisen kontrovers und soll im Folgenden nur erwähnt sein.

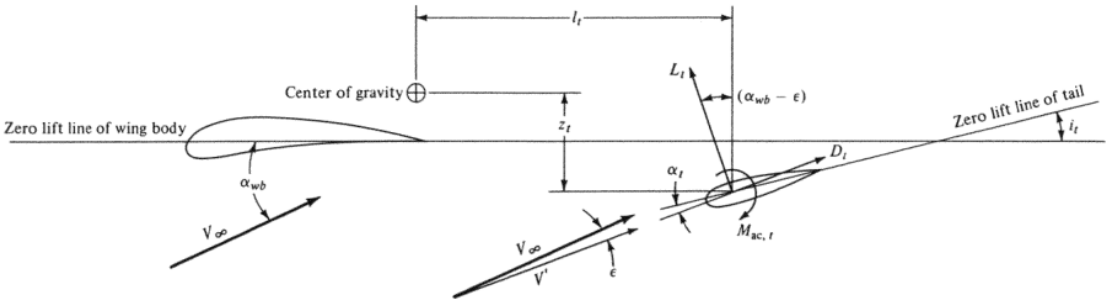



**Abbildung 13: Beschriftung einer gängigen Flügel-Leitwerk-Konfiguration [6, p. 610]**

Die Einstellwinkeldifferenz kann als Mass für die Stabilität angesehen werden und entspricht dem Winkel $i_t$ in der Abbildung 13. Je grösser der Winkel $i_t$ ist, desto mehr Abtrieb erzeugt das Höhenleitwerk und desto stabiler ist das Flugzeug in der Längsachse. [10]

## 3.3 Beispiele von Flugzeugen

In modernen Flugzeugen wird der Pilot beim Steuern massgeblich von Reglern unterstützt. So können die Grenzen der Leistungsfähigkeit eines Flugzeuges besser ausgeschöpft werden. Diese Entwicklung zeichnet sich seit ungefähr 1980 ab und begann bei Militärflugzeugen zur Verbesserung der Manövrierbarkeit. Heutzutage findet man Regler aber auch in Zivilflugzeugen zur Unterstützung des Piloten und ebenfalls zur Steigerung der Flugleistungen. [9]

**Grumman X-29**

Mit der Grumman X-29 erprobte die NASA 1984 bis 1992 eines ihrer ungewöhnlichsten Experimentalflugzeuge. Markant sind die verkehrt angebrachten "forward-swept wings" in Kombination mit grossen Canard-Flügeln, anstatt einem Höhenleitwerk.

**Abbildung 14: Grumman X-29**

Es kamen neuartige Komposit-Werkstoffe zum Einsatz und die Steuerflächen wurden erstmals komplett "fly-by-wire"[3] von 3 Flugcomputern gesteuert. Dies war auch nötig, da der Jet inhärent instabil ausgelegt worden ist, was ihn extrem manövrierfähig macht. Bei Ausfall aller 3 Computer wäre das Flugzeug von einem menschlichen Piloten allein aufgrund der Reaktionszeit nicht mehr zu steuern und der Pilot müsste über den Schleudersitz aussteigen. Weiter verfügte die X-29 über ein "vortex flow control"-System. Diese schiesst bei hohen Anstellwinkeln komprimierten Stickstoff über 2 Düsen an der Nase in die sich bildenden Wirbel an den Steuerflächen. So konnte die Wirbelbildung und somit die Flugrichtung auch bei einem hohen Anstellwinkel noch gut kontrolliert werden. [11]

**Mirage III**

Im Sinne einer Kampfwertsteigerung unternahm Dassault und die F+ E Ende der Sechzigerjahre eine Weiterentwicklung der Mirage. Es sollte die Mirage Milan mit beweglichen Vorflügeln entstehen, so wurden mit der damals noch neuen Canard-Technik Grundlagen für spätere Flugzeuge geschaffen. Teile dieser Entwicklung fanden sich in der Mirage IIIS und der Mirage 2000 wieder. [12, p. 3] Durch die Canards verbesserte sich die Wendigkeit im unteren Geschwindigkeitsbereich und die möglichen Steigraten [13].

[3] Die Steuerung erfolgt indirekt über einen Computer (*engl. wire = Kabel*)

**Abbildung 15: Mirage IIIS Copyright by Goatworks.com (Peter Lewis)**

**VariEze**

Burth Rutan machte das Canard-Design für private Flugzeugbauer verfügbar, indem er ab 1976 Pläne für die VariEze verkaufte. Es gab bereits Pläne für Canard-Designs auf dem Markt, jedoch war die VariEze einfacher zu bauen und günstig im Unterhalt. Weiter wies sie bessere Spezifikationen auf als die Konkurrenz von Cessna, Beechcraft oder Piper. Das exotische Design war nicht nur seiner Zeit voraus, sondern trug zu einem sehr ökonomischen Fliegen bei. Dass der Bau und Unterhalt einer VariEze so günstig ist, liegt nicht zuletzt am Canard-Design. So sind zum Beispiel die Steuerstangen für einen Zweisitzer vergleichsweise sehr kurz, da das Höhenruder direkt beim Cockpit ist. [14]

**Abbildung 16: VariEze von Burt Rutan**

Laut Rutan ist die VariEze aufgrund ihres Designs nicht so einfach ausser Kontrolle zu bringen. Als Steuerflächen verfügt die über Elevons am Hauptflügel und ein Höhenruder, welches sich vor dem Hauptflügel befindet. Weiter kamen bei der VariEze Winglets zum Einsatz. Dies hat Richard Whitcomb persönlich für das Design von Burt Rutan empfohlen. Er entwickelte diese Technologie in den 1950er Jahren bei der NASA. Winglets verringern den induzierten Widerstand und verhelfen der VariEze zu hohen Steigraten, wie auch zu

einer hohen Reisegeschwindigkeit. Weiter dienen sie als Seitenleitwerk und stabilisieren die Gier-Achse. Bis 1979 wurden 4'500 Pläne der VariEze verkauft. [14]

**Grenze des Piloten**

Ein menschlicher Pilot kann mit einem gewissen Mass an Instabilität zurechtkommen, solange dies seine Reaktionsfähigkeit nicht übersteigt. Reagiert ein Flugzeug auf eine Störung oder Steuerimpuls mit einer sich schnell aufbauenden Änderung der Bewegungsrichtung, welche der Pilot in seiner Reaktionszeit nicht zu korrigieren im Stande ist, muss das Flugzeug so ausgelegt sein, dass es eine solche Störung des Flugzustandes selbständig wieder abbaut. Ist dies nicht der Fall, sind zwingend redundante Fluglageregler von Nöten. Mit einem Fluglageregler dürfen Flugzustände auch instabil sein, solange der Pilot nur mit dem Eindruck eines stabilen Flugverhaltens konfrontiert wird. [9, p. 9.5]

**Fluglageregler**

In folgendem Blockschaltbild ist dargestellt, wie eine Regelung eingreift und den Piloten unterstützt. Dabei kann ein Fluglageregler Störgrössen wie Turbulenzen, Wind und Böen ausregeln, aber auch den Piloten davor bewahren, die Leistungsgrenzen eines Flugzeugs zu übersteigen und es so zu beschädigen.

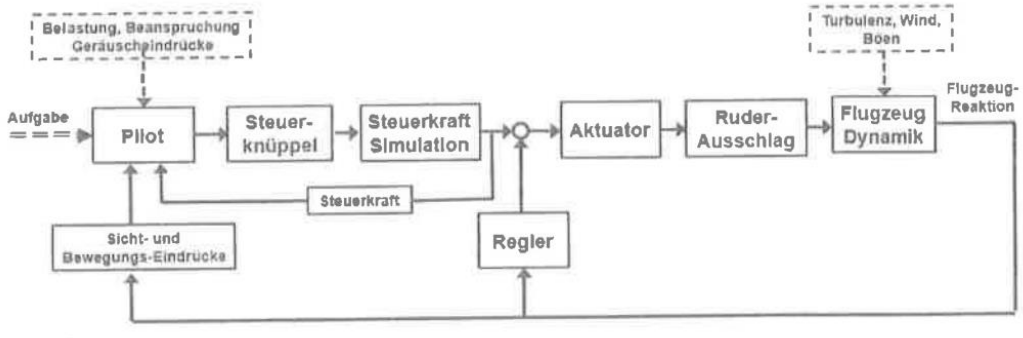



**Abbildung 17: Blockschaltbild eines Fluglagereglers [9]**

# 4 Simulationen

Von Interesse ist die Lage des Druckpunkts im Horizontalflug und wie sich der Druckpunkt bei einem hohen Anstellwinkel zur Strömung verändert – also einem engen Kurvenflug oder einem Looping. Dazu wurde eine statische CFD Simulation in Ansys CFX durchgeführt.

## 4.1 Aufbau

**Geometrie**

Für die Simulation wurde die Geometrie der mobula XS NT vereinfacht. Spalten zwischen den Steuerflächen wurden gefüllt und kleine Features weggelassen, falls nicht erwartet werden kann, dass diese die Ergebnisse merklich beeinflussen. Der Impulsstrom des Propellers wurde bei der Modellierung nicht berücksichtigt, da dieser die Lage des Druckpunkts beeinflusst und nur die reine aerodynamische Stabilität des Rumpfes (inklusive Steuerflächen) interessiert – der Schub wird ständig variiert und es kann ein Manöver auch nur mit aufgebauter kinetischer Energie geflogen werden.

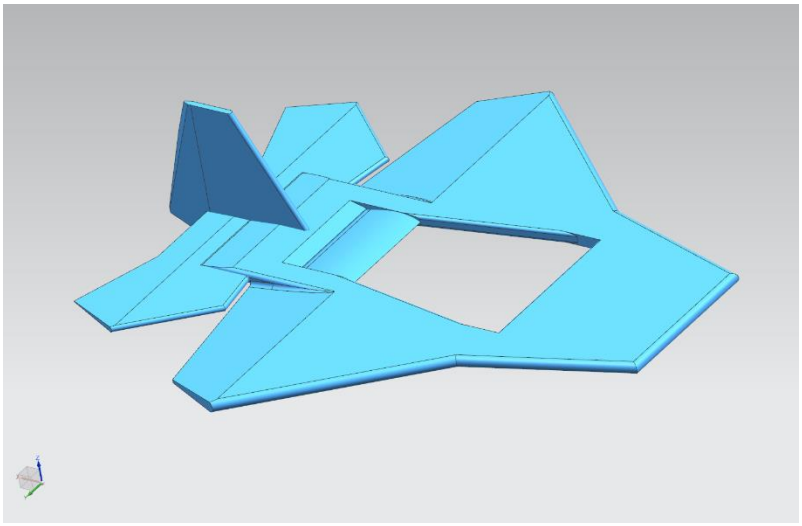


**Abbildung 18: Vereinfachte Geometrie der mobula XS NT für die CFD-Simulation**

**Vernetzung**

Die Vernetzung wurde mit einer generellen Elementgrösse im Strömungsvolumen, einer definierten Elementgrösse auf den Flächen der mobula und sogenannten Prismen-Schichten[4] definiert.

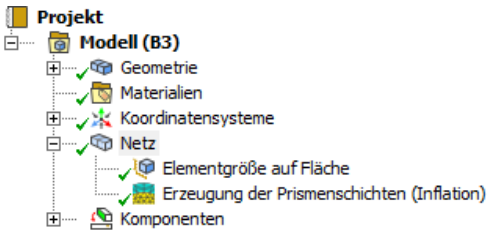



**Abbildung 19: Ansys Projektstruktur Vernetzung**

[4] Wachstumsbedingung für die Elementgrösse in einem Einflussbereich mit kontinuierlichem Wachstum im Bereich einer definierten Dicke (*engl. Inflation Layers*).

## 4.2 Netzstudie

Um sicher zu stellen, dass die Ergebnisse der Simulation nicht mehr massgeblich von der Netzfeinheit geprägt sind, muss eine Netzstudie durchgeführt werden. Bei dieser wird das Netz kontinuierlich verfeinert, wobei die Simulation immer wieder ausgewertet wird. So kann beurteilt werden, ab welcher Netzgrösse die Netzfeinheit als Einflussfaktor vernachlässigt werden kann.

**Elementgrössen**

Getestet wurden folgende Grössen: 30 mm, 20 mm, 10 mm, 5 mm, 3 mm und 2 mm. Diese Einteilung basiert neben eigener Einschätzung auch auf der Arbeit "CFD-Untersuchung einer Fixed Wing Drohne" im FS18 von Herrn Luca Müller. Weiter entstehen ab einer Netzfeinheit von 2 mm und darunter so viele Elemente, dass die Simulation zu komplex wird für diesen Anwendungsfall. Die Prismen-Schichten haben einen Wachstums-Faktor von 1.2 und weisen eine Gesamtdicke von 30 mm auf.

Für die Simulation bei 45° AOA[5] wurde das Netz nur bis auf 5 mm verfeinert, da mit der OST-Lizenz nicht mehr als 512'000 Knotenpunkte erlaubt sind. Der Simulationsraum musste für diese Simulation zum *Outlet*[6] hin vergrössert werden, was in zu vielen Elementen resultierte. Die Verlängerung sorgt dafür, dass sich die Strömung nach der mobula wieder "erholen" kann und Wirbel keinen Rückstrom an den *Outlets* des Strömungsvolumens verursachen können. Ansys CFX ersetzt sonst automatisch diese Regionen mit einer fixen Wand, was das Resultat möglicherweise verfälscht.

**0° AOA**

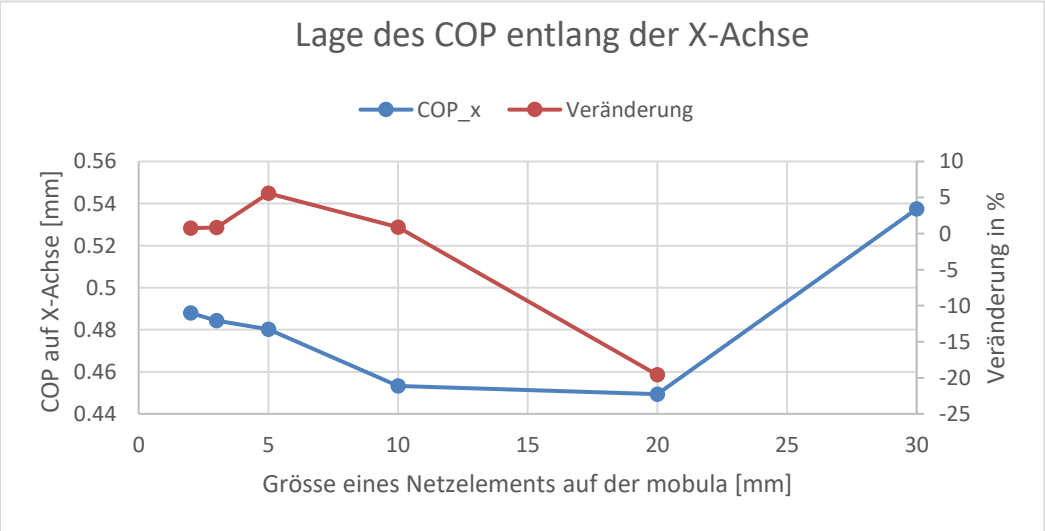



**Abbildung 20: Netzstudie 0° AOA**

Der Verlauf der errechneten Werte für die Lage des COP zeigt bei der Verfeinerung von 30 mm auf 20 mm eine Veränderung von -19.6 %. Bei der nächsten Verfeinerung auf 10 mm hat sich der COP nur noch um 0.87 % verschoben und auf 5 mm um 5.6 %. Dieser erneute Anstieg der Veränderung kann damit erklärt werden, dass für Oberflächenelemente der Grösse 5 mm und kleiner, die Netzfeinheit abseits der Prismenschichten von 30 mm auf 20 mm verfeinert wurde. Dies wurde gemacht, um den Unterschied der Netzfeinheit zischen oberflächennahen Elementen und der Umgebung klein zu halten.

[5] AOA: Anstellwinkel (*engl. angle of attack*)

[6] Fläche, an der die Strömung aus dem Simulationsraum austritt, gemäss definierten Nebenbedingungen.

Weil sich nach dieser Anpassung die Werte für kleinere Elemente nur noch um 0.86 % und 0.75 % verändern, werden Resultate bei Elementgrösse 5mm als aussagekräftig erachtet.

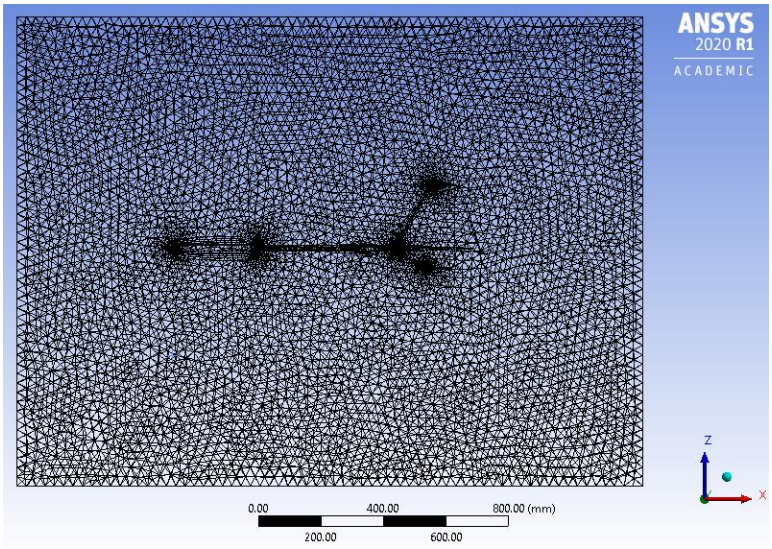



**Abbildung 21: Vernetzung für Netzstudie 30 mm, 0° AOA**

| Netzfeinheit Oberfläche | Netzfeinheit Strömungsvolumen | Anzahl Prismen-Schichten |
|---|---|---|
| **30** | 30 | 5 |
| **20** | 30 | 5 |
| **10** | 30 | 7 |
| **5** | 20 | 10 |
| **3** | 20 | 10 |
| **2** | 20 | 15 |

**Abbildung 22: Vernetzungsgrössen Netzstudie 0° AOA**

**45° AOA**

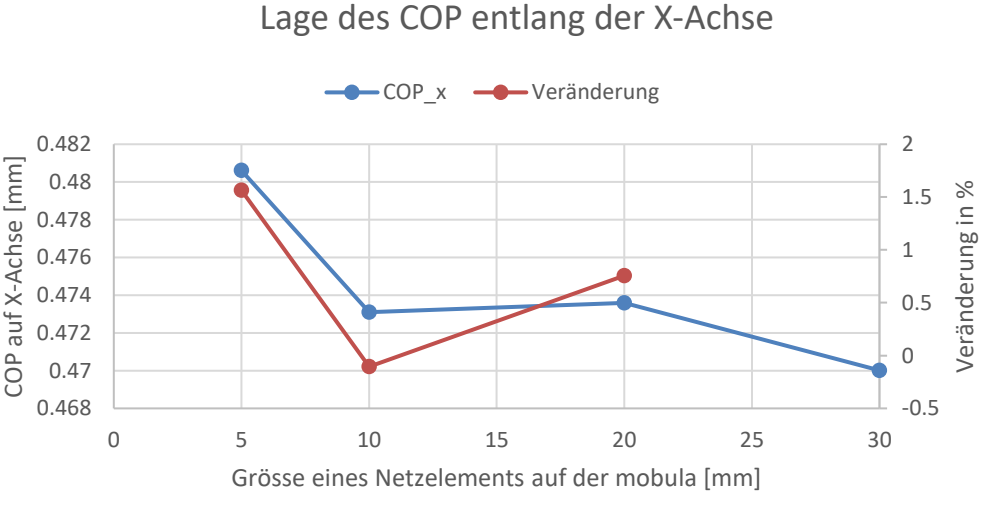



**Abbildung 23: Netzstudie 45° AOA**

Da die Simulation nicht feiner als 5 mm aufgelöst werden konnte, kann mit dem Verlauf in Abbildung 23 nicht abschliessend die Aussagekraft der Ergebnisse beurteilt werden. Eine genauere Interpretation der Resultate ist im Abschnitt 7 zu finden.

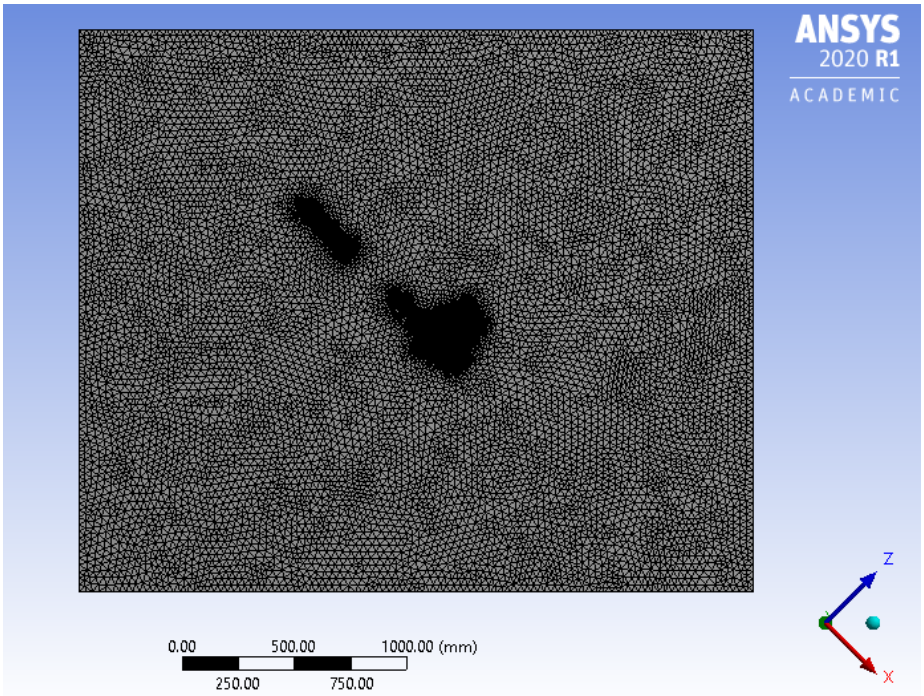



**Abbildung 24: Vernetzung für Netzstudie 5 mm und 45° AOA**

| Netzfeinheit Oberfläche | Netzfeinheit Strömungsvolumen | Anzahl Prismen-Schichten |
|---|---|---|
| **30** | 30 | 5 |
| **20** | 30 | 5 |
| **10** | 20 | 7 |
| **5** | 20 | 10 |

**Abbildung 25: Vernetzungsgrössen Netzstudie 45° AOA**

### 4.2.1 Konvergenz

Ob die Lösung des iterativen Lösungsprozesses bereits konvergiert hat, also mit zusätzlichen Lösungs-Iterationen nicht mehr genauer wird, kann anhand der Momenten- und Masse-Residuen-Kurven[7] und eigenen Monitor-Punkten[8] beurteilt werden. Gehen diese beim Lösen in einen horizontalen Verlauf über, wird die Lösung als konvergiert erachtet. Form und Werte der Kurve können weitere Anhaltspunkte über die Aussagekraft der Simulation geben.

**Kriterium** Als ausreichend wurde erachtet, wenn die Residuen-Kurven ab einem Wert von $10^{-5}$ in einen horizontalen Verlauf übergingen und auch die Monitor-Punkte konvergiert haben.

[7] Fehler, der beim iterativen Lösungsprozess übrigbleibt, also eine Mass für die Stimmigkeit der Gleichungen. [19]
[8] Ergebnisse einer Simulation, welche nach jeder Iteration ausgegeben werden. [19]

**Residuen**

Die Standard-Einstellung des Solvers bricht die Berechnung bei Residuen von $10^{-6}$ oder tiefer ab. Dies wurde auf $10^{-9}$ angepasst – der Lösevorgang soll nicht vorzeitig abgebrochen werden, solange die Lösung noch genauer wird. Weiter gibt die Gestalt der Residuen-Kurven Aufschluss darüber, wie das Lösen fortschreitet. Grundsätzlich flacht die Kurve je langsamer ab, desto mehr Elemente berechnet werden müssen. Es kann sein, dass tiefe Residuen nie erreicht werden, weil die Lösung in ein Schwingen kommt oder einfach auf einem zu hohen Niveau stagnieren. Dann rechnet der Solver "an Ort und Stelle", bis die maximale Anzahl Iterationen erreicht wurde.

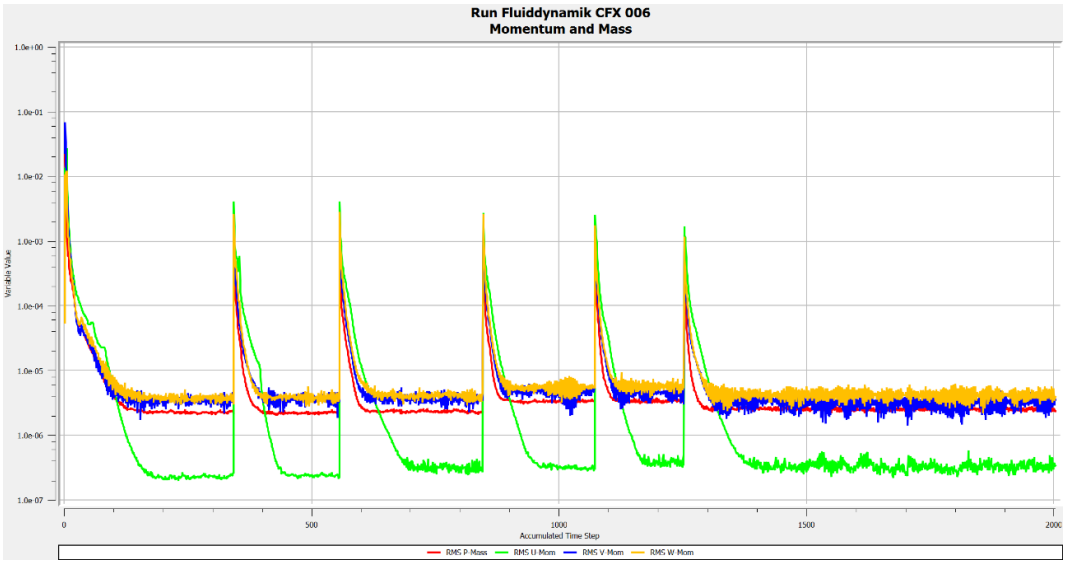



**Abbildung 26: Verlauf der Residuen bei 0° Strömungswinkel**

Die Residuen-Kurven für 45° AOA sehen trotz Verfeinerung vergleichbar aus und erfüllen die genannten Kriterien.

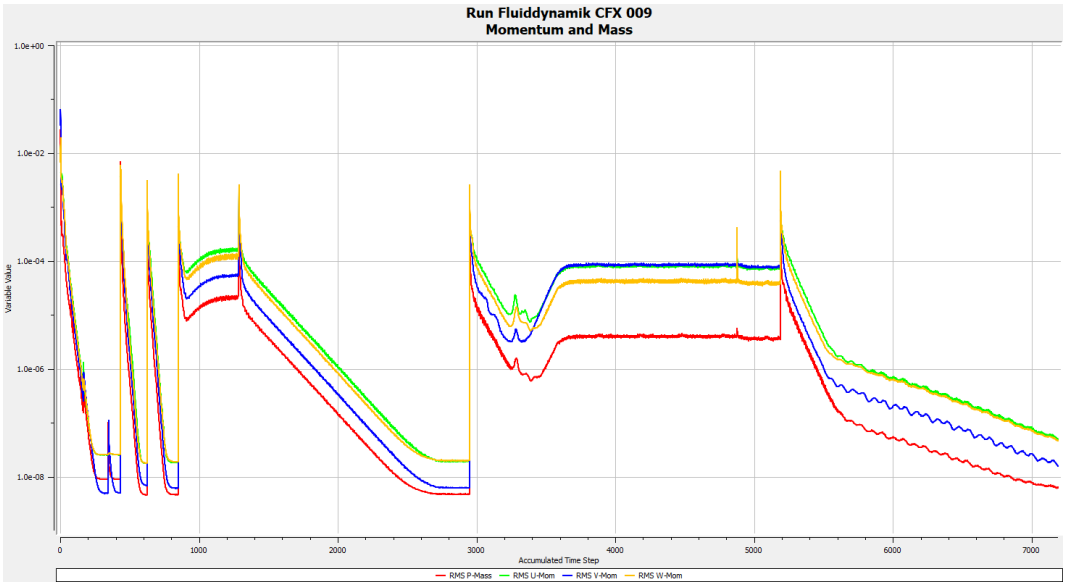



**Abbildung 27: Verlauf der Residuen bei 45° Strömungswinkel**

Die Residuen der Netzstudie bei AOA 45° geben ein nicht so konstantes Bild ab, wie die Kurven bei 0° AOA. Dies, weil die Lösungen zum Teil nicht konvergiert haben und zum

Teil auf Grund von Error-Meldungen erst gar nicht lösbar waren. So waren jeweils mehrere Versuche nötig, damit überhaupt eine Lösung berechnet werden konnte. Die Probleme und eine Interpretation dieser ist im Kapitel 7 zu finden.

**Monitor-Punkte**

Mit sogenannten Monitor-Punkte können charakteristische Werte für die zu berechnende Grösse bei jeder Iteration ausgegeben werden oder Grössen, welche als Merkmale für das Lösungsverhalten dienen können.

Folgende Werte wurden während des Lösens fortlaufend mit der Lösung berechnet:

- Die Strömungsgeschwindigkeit hinter der Drohne
- Das gesamte Moment an der Drohne um die Y-Achse
- Die angreifende Kraft an der Drohne in Z-Richtung

Weiter wurde der COP provisorisch ausgewertet (Moment um Y-Achse geteilt durch die Kraft in Z-Richtung). Dazu diente das Koordinatensystem aus dem CAD, welches an der Nase des Fliegers seinen Ursprung hat.

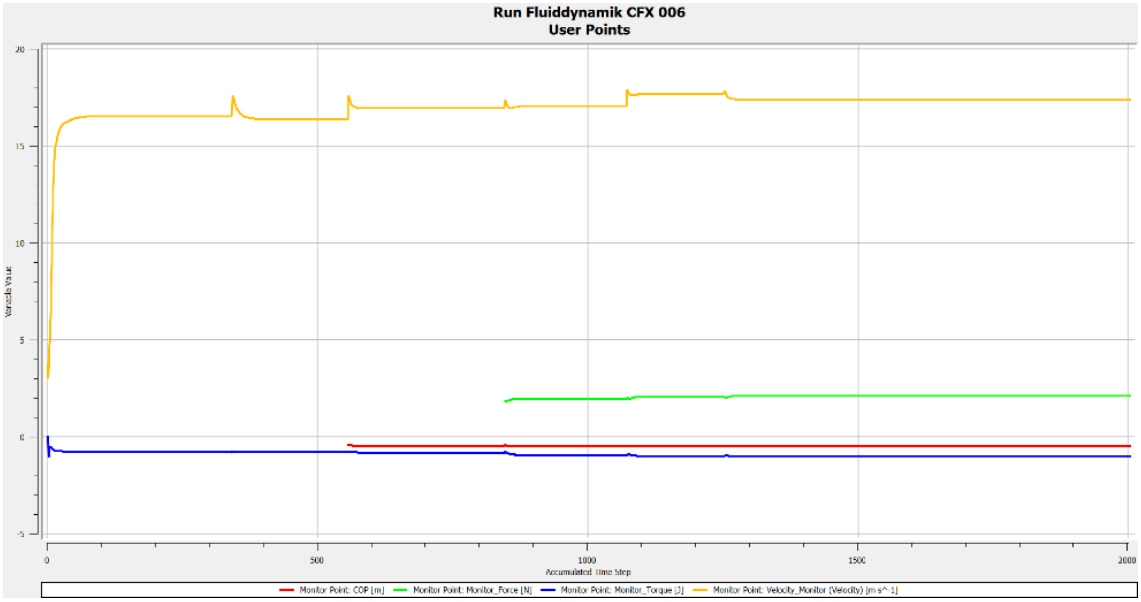



**Abbildung 28: Verlauf der Monitor-Punkte bei 0° Strömungswinkel**

Man kann erkennen, dass die Werte der Monitor-Punkte jeweils deutlich vor Abbruch des Lösungsprozesses konvergieren. Weiter veränderten sich die Werte bei Verfeinerung des Netzes nicht gross. Dies spricht dafür, dass errechnete Werte aus den Grössen aussagekräftig sind.

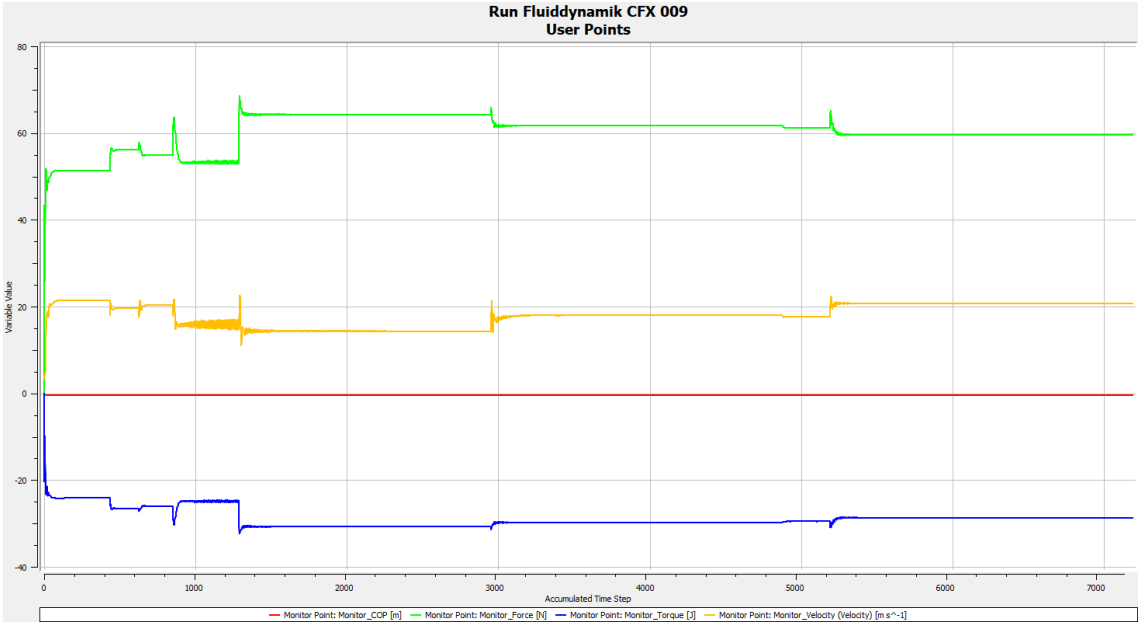



**Abbildung 29: Verlauf der Monitor-Punkte bei 45° Strömungswinkel**

Bei 45° AOA kann man erkennen, dass die Werte der Monitor-Punkte sich jeweils einpendeln. Dieses Schwingen der Lösung könnte auf den steilen Anstellwinkel und sich so bildende Wirbel zurückgeführt werden. Dennoch konvergierten die Monitor Points deutlich vor Ende der Simulation, was für die Aussagekraft der Lösungen spricht. Die Werte der Monitor-Punkte veränderten sich jedoch im Vergleich zur Studie bei 0° AOA stärker zwischen Verfeinerungsschritten, was die Aussagekraft zwar schwächt, wobei deren Veränderungen aber geringfügig sind.

# 5 Prototyp – mobula X

Nach dem Vorbild der Bell X-1 (erster bemannter, horizontaler Überschallflug), der North America X-15 (Geschwindigkeitsrekord von 7274 Km/h) oder der Grumman X-29 (aerodynamisch sehr instabiles Experimentalflugzeug mit negativ gefeilten Flügeln) [15] wurde der experimentellen Version der mobula ein X zum Namen verliehen – vielleicht ein bisschen hoch gegriffen, aber passend.

Die Geometrie der mobula X wurde von der mobula XS NT übernommen. Auch der Antrieb und Aufbau der Elektronik wurde weitgehend übernommen. Vier ausgewählte Modifikationen sollen die mobula X wendiger machen. Die Wirkungsprinzipien der Modifikationen basieren auf zwei Prinzipien: der Erhöhung der aerodynamischen Instabilität und auf der Erhöhung der Steuerwirkung.

| Eigenschaft | Wert | Einheit | Kommentar |
|---|---|---|---|
| Gewicht | 1.836 | kg | ohne Canards |
| Länge | 982 | mm | Nase bis Ende des Seitenleitwerks |
| Breite | 942 | mm | Spitze linke bis rechte Tragfläche |
| Schwerpunkt | 320 – 430 | mm | je nach zusätzlichen Gewichten und Lage des Schlitten-Systems |
| Druckpunkt | ca. 484 | mm | gemäss eigener Simulation |

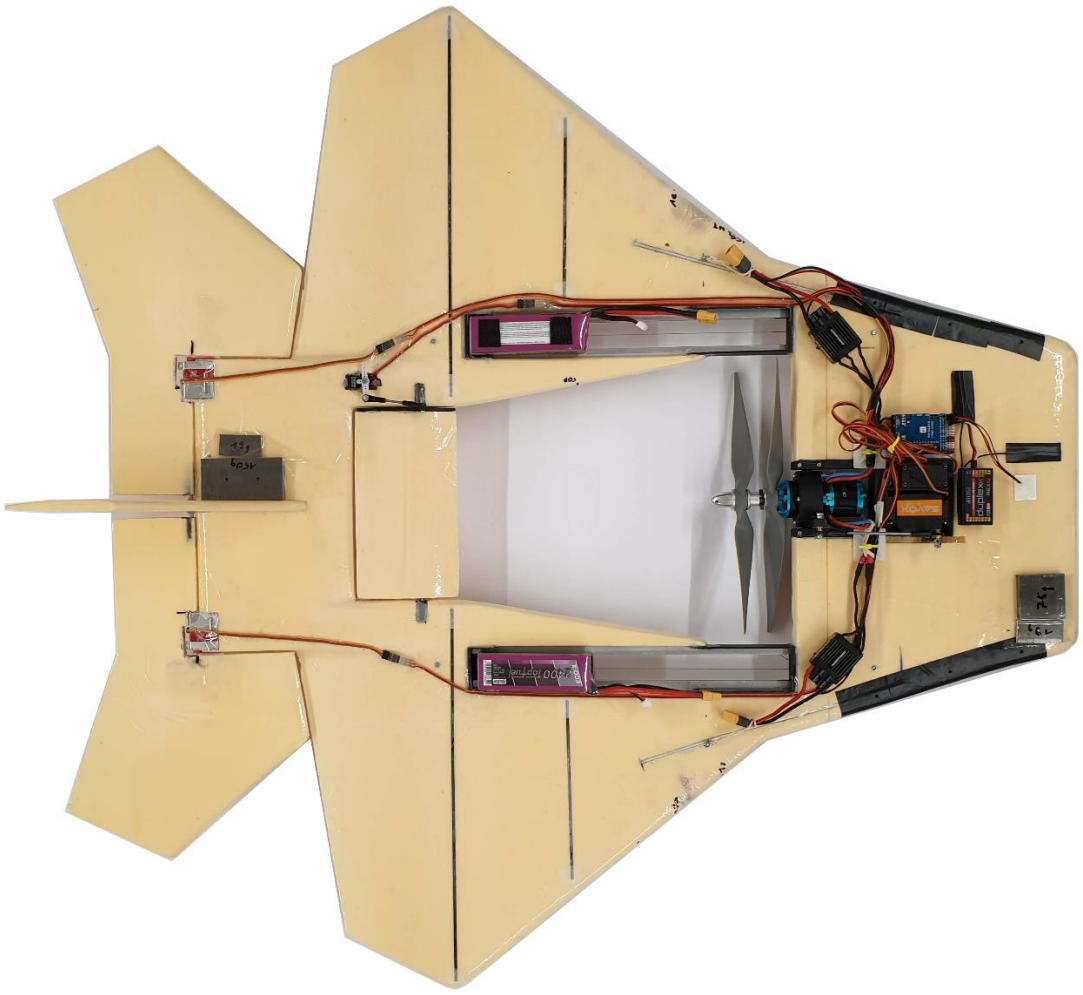


**Abbildung 30: mobula X – Draufsicht**

**Abbildung 31: mobula X – Seitenansicht (mit vollem Steuer-Ausschlag)**

## 5.1 Modifikationen basierend auf aerodynamischer Instabilität

Diese Modifikationen zielen darauf ab, den Schwerpunkt nach hinten zu verschieben oder den Druckpunkt nach vorne, wobei der Schwerpunkt von Masse und der Druckpunkt von Fläche und deren Anordnung abhängig ist.

### 5.1.1 Variabler Schwerpunkt

Um nahe bei der Theorie zu bleiben, soll der Schwerpunkt temporär nach hinten zu verlegt werden. Dazu bietet es sich an, die anteilsmässig schweren Batterien auf einem Schienensystem zu verschieben.

**Abbildung 32: Unterseite der mobula X mit Seilumlauf-System und Schubvektorsteuerung**

**Wirkung**

Die Batterien machen mit 18.7 % der Gesamtmasse (172 g pro Batterie) einen grossen Teil des Gewichtes aus. Die mögliche Länge der Schienen von 293 mm ist durch die Flügelgeometrie gegeben, wobei der mögliche Verfahrensweg 193 mm beträgt (Länge des Schlittens und der Endanschläge). Das Verschieben der Batterien kann so den Schwerpunkt um ca. 40 mm im Flug verschieben, je nachdem wie viele Zusatzgewichte wo angebracht wurden.

**Seilumlaufsystem**

Ein Seilumlaufsystem bietet sich an, weil dieses am wenigsten Gewicht mit sich bringt. Weitere Ideen waren: ein Servo-Motor auf dem Schlitten mit einer Zahnschiene oder ein Spindel-System. Diese wurden wegen ihrer Komplexität, Trägheit oder ihres Gewichts verworfen.

**Antrieb**

Mit einem Gewicht von 62.5 g ist der Servo-Motor (Modelcraft RS-10) eine gute, leichte Lösung, wobei das Gewicht der Rollen und des Fadens vernachlässigt werden kann. Das Ansteuern ist einfach und es können gleich beide Schienen über eine doppelläufige Rolle bedient werden. Der Servo-Motor kann direkt vom FC mit Strom versorgt werden und ist über einen Drehknopf an der Fernsteuerung bedient.

**Sicherheit**

Die Verlässlichkeit des Systems war die grösste Herausforderung. Es besteht die Gefahr, dass das Seil von einer Rolle springt, reisst oder am Antriebsrad vorbeirutscht und so der Schwerpunkt ungewollt zu liegen kommt. Damit das Seil nicht verrutscht, wurde es pro Seite mit zwei Gummis (falls einer reisst) gespannt und mit 5 ganzen Umdrehungen um die Rolle gelegt. Dies lieferte genügend Reibung, sodass eine genaue Positionierung garantiert ist. Der exponentielle Zusammenhang der Haltekraft eines Seils, welches um eine Rolle gewickelt ist, ist in folgenden Formeln dargestellt. $F_Z$ entspricht der möglichen Zugkraft, $F_H$ der entgegenzusetzenden Haltekraft, $\mu_H$dem Haftreibungskoeffizient zwischen Seil und Rolle und $n$ der Anzahl Wicklungen.

$$F_Z = F_H * e^{u_H * n}$$

**Gleichung 7: Seil-Haftreibkraft an Rolle**

Für den Fall, dass das Seil von einer der Rollen springen sollte, wird es zusätzlich durch kleine Ösen geführt. Diese begrenzen das resultierende Spiel bei einem Versagen des Systems, wodurch die Schlitten nicht komplett unkontrolliert verrutschen können. Falls das Nylonseil reissen sollte, ist die Lage der Batterien lediglich durch die Endlagen begrenzt. Dies wird jedoch nicht erwartet, zumal das Seil nur mit Rollen in Kontakt ist und die angegebene Traglast 20 kg beträgt und keine solchen Belastungen erwartet werde.

### 5.1.2 Canard-Flügel

Erst kurz vor dem ersten Testflug kam die Idee eines starren Canard-Flügels auf. Obwohl dies ursprünglich nicht geplant war, wurden zwei Paar 3D-gedruckt, sodass diese am Ende der Tests auf Ihren Einfluss geprüft werden können.

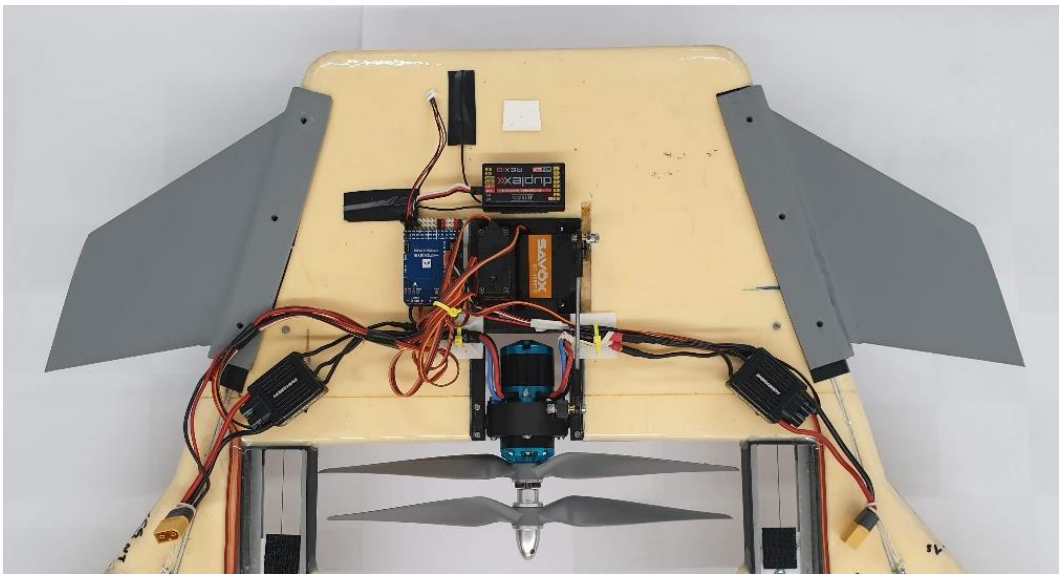


**Abbildung 33: Canard-Flügel, Schubvektorsteuerung und Elektronik**

**Wirkung**

Erwartet ist, dass bei hohen AOA, also einer queren Ausrichtung zur Strömung die zusätzliche Fläche im vorderen Bereich den Druckpunkt so beeinflusst, dass dieser weiter vorne ist und so ein Looping schneller abläuft.

**Grösse und Positionierung**

Die projizierte Fläche der Canard-Flügel beläuft sich auf je 12'685 $mm^2$. Die Positionierung und Grösse der Canard-Flügel ist nicht Teil der Auslegung. Diese wurden nach Gefühl designt und sollten lediglich als gewagter Flugversuch zum Ende hin der Tests dienen.

**Bau**

Mittels eines 3D-Druckers konnten die Canards aus dem neuartigen schäumenden PLA von colorfab gedruckt werden. Lediglich mit 3 Schrauben musste man diese dann am Rumpf befestigen. Das schäumende PLA besitzt nur noch 40 % der ursprünglichen Dichte. Ein Treibmittel ist im Filament eingeschlossen, welches abhängig von der Temperatur unterschiedlich stark schäumt. Die minimale Dichte, welche verlässlich gedruckt werden konnte, ist 40 % bei 240 °C. Die Innenstruktur der Canards ist zu 3 % mit einem rechteckigen Muster gefüllt, wie auf Abbildung 34 zu sehen ist.

**Abbildung 34: 3D-gedrucker Canard-Flügel nach Belastungstest**

## 5.2 Modifikationen basierend auf stärkeren Steuerwirkung

Eine stärkere Steuerwirkung resultiert direkt in einer stärkeren Änderung der Flugbahn. Demnach ist es naheliegend, die Steuerkraft zu verstärken. Dies soll mittels einer Schubvektorsteuerung, welche vor dem Schwerpunkt wirkt, und einem zusätzlichen Höhenruder, welches hinter dem Schwerpunkt wirkt, erreicht werden.

### 5.2.1 Schub-Vektorsteuerung

Der Antrieb ist schwenkbar gelagert, sodass der Impulsstrom des Propellers nicht mit der Flugrichtung zusammenfallen muss und eine zusätzliche Querkraft zur Änderung der Flugbahn erzeugt werden kann. Aufgrund der Komplexität und der Aufgabenstellung soll der Antrieb in der Querachse beweglich sein.

**Wirkung**

Ist der Antrieb ausgelenkt, wirkt ein Impulsstrom quer zur Strömungsrichtung, der vor dem Schwerpunkt angreift. Der zusätzliche Impuls quer zur Strömungsrichtung verändert den Gesamt-Impuls und somit die Flugrichtung. Der maximale Ausschlag beträgt ± 38°.

**Ansteuerung**

Gesteuert wird der Strahlwinkel durch einen Servo-Motor (SAVÖX SC-1256TG) der über ein Gestänge und Kugelkalotten mit der drehbar gelagerten Motorenhalterung verbunden ist. Bei Bedarf wird über die Fernsteuerung bei Nick-Steuersignale die Schub-Vektor-Steuerung dazu gemischt.

**Zusätzlicher Nutzen**

Bei der Landung kann so der Motor hochgeklappt werden, wodurch Schäden am Propeller oder der Motorhalterung vermieden werden können, auch ohne Fahrwerk.

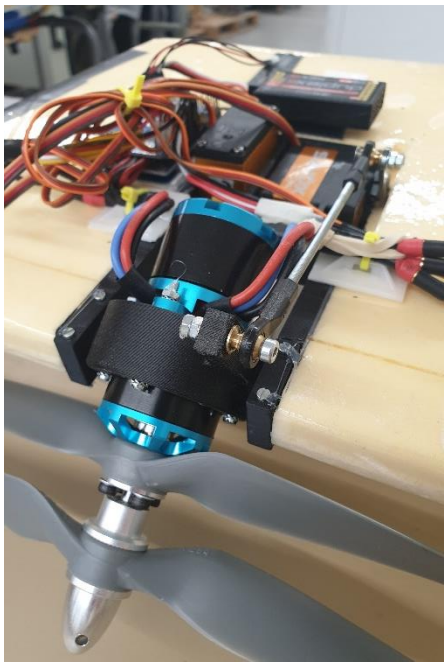


**Abbildung 35: Schub-Vektor-Steuerung**

### 5.2.2 Zusätzliches Höhenruder

Ein zusätzliches Höhenruder wurde an der Stelle verbaut, wo bei der XS NT die sogenannte Traverse ist. Die Abmessungen betragen 170 x 100 mm. Gelagert ist die Steuerfläche am Neutralpunkt bei $\frac{1}{3}$ der Profiltiefe, sodass der Servo-Motor (Power HD D-04HV) ein möglichst geringes Stellmoment erzeugen muss.

**Abbildung 36: Voller Ausschlag Höhenruder und Elevons**

**Abbildung 37: Höhenruder anstelle der Traverse**

**Wirkung**

Die zusätzliche Steuerfläche erhöht das gesamte Moment um die Querachse, welches bei vollem Betätigen der Steuerflächen erzeugt werden kann. Das Höhenruder liegt auch gleich im Antriebsstrahl, was die Steuerwirkung weiter erhöht. Der maximale Ausschlag beträgt ± 20°. Die Elevons erreichen einen maximalen Ausschlag von ± 27°.

**Zusätzliche Fragestellung**

Aus vorherigen Arbeiten ist bekannt, dass frühere mobula Versionen bei starken Ausschlägen in eine Art instabilen Flugzustand geraten sind. Die mobula Version, bei der dies aufgetreten ist, hatte ein geteiltes Höhenruder, also nicht nur zwei Elevons. Es wurde so versucht, dieses Verhalten zu untersuchen, wobei das beschriebene Verhalten jedoch nicht reproduziert werden.

**Ansteuerung**

Die Ansteuerung erfolgt, gleich wie bei der Schubvektorsteuerung. Über einen Schalter an der Fernsteuerung kann bei Bedarf das Höhenruder für Nick-Steuer-Inputs beigemischt werden.

## 5.3 Datenerfassung

Für die Erfassung der Daten bietet sich der schon auf der Mobula XS verbaute Flight Controller (FC) F765-WIN von Mateksys an. Er verfügt bereits über alle Sensoren für das Erfassen von Geschwindigkeit, Drehraten und Beschleunigung. Dieser läuft mittels Ardupilot, die Daten werden auf einer Micro SD-Karte gespeichert und können mit der Software Mission Planner ausgelesen werden. Zur Erfassung von rotatorischer Beschleunigung und translatorischer Beschleunigung verfügt der FC über zwei IMUs (*engl. inertia measurement unit*). Die Abtastrate variiert zwischen den verschiedenen Sensoren. Die IMU-Daten sind mit 50 Hz aufgezeichnet, die GPS-Daten jedoch nur mit 25 Hz. [16]

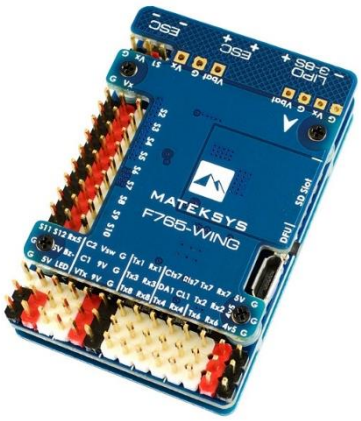



**Abbildung 38: F765-WIN von Mateksys**

## 5.4 Entwicklungsprozess

Die Entwicklung wurde in folgende Phasen gegliedert:

1. Klären: Die Aufgabenstellung wurde analysiert und die Anforderungen in einem Pflichtenheft festgehalten.

2. Konzipieren: Erste Skizzen wurden angefertigt und Teilfunktionen gebildet. Grobe Berechnungen dienten einer Vorauswahl der Komponenten und der weiteren Konstruktion.

3. Entwerfen: Die Konzepte wurden in Siemens NX als CAD-Assembly umgesetzt. Die zentralen Komponenten wurden gemäss Berechnungen ausgewählt und beschafft.

4. Ausarbeiten: Komponenten wurden bestellt, Teile aus Aluminium in der OST-Werkstatt gefertigt, 3D-Druck-Teile gedruckt und die Elektronik für die Tests aufgesetzt. Beim Zusammenbau wurden laufend Verbesserungen vorgenommen.

**Literatur**

Das Einlesen in das Themengebiet der aerodynamischen Instabilität gestaltete sich als nicht sehr ergiebig. Viele Werke der Fachliteratur beinhalten das Thema, gehen jedoch bis auf grundlegende Zusammenhänge nicht weiter darauf ein. Als Hauptquellen für die Theorie dienen ausgewählte Kapitel aus dem Flugtechnik-Skript von Dr. Jürg Wildi und das englischsprachige Fachwerk "Introduction to Flight" von John D. Anderson.

**Pflichtenheft**

In einem Pflichtenheft wurde die Problemstellung nach dem Einlesen nochmals in Worte gefasst und vereinbart. Es wurden die Grenzen der Untersuchung festgelegt und die Organisation geklärt. Dabei weicht das Pflichtenheft von der Norm ab, da es nicht um eine reine Entwicklung, sondern hauptsächlich um eine Untersuchung handelt.

**Erste Skizzen**

Um möglichst schnell Ideen zu präsentieren und zu bewerten, wurden Skizzen angefertigt. Anhand dieser entstand auch die Idee von Markus Henne, dass es möglich ist, alle Modifikationen in einem Flieger zu verbauen und nicht zwei verschiede Versionen benötigt werden.

Die Idee eines verschiebbaren Schwerpunkts ist naheliegend, da es einfacher ist, den Schwerpunkt zu verschieben, als den Druckpunkt gezielt zu beeinflussen. Dies bedarf lediglich des Verschiebens von Masse und nicht des Anpassens der Geometrie.

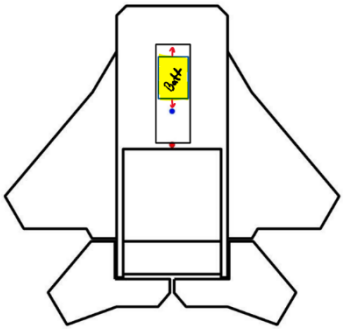


**Abbildung 39: Erste Skizze des verschiebbaren Schwerpunkts**

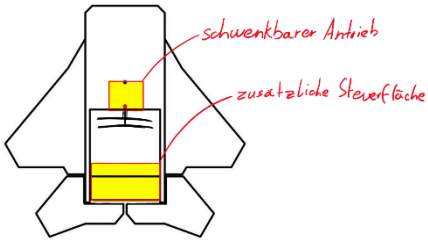



**Abbildung 40: Erste Skizze der Schub-Vektorsteuerung und Höhenleitwerk**

Eine Schubvektorsteuerung oder zusätzliche Steuerflächen zur Verstärkung der Steuerwirkung wurden auch in Betracht gezogen. Der Vorteil besteht darin, dass eine garantierte Verbesserung der Drehraten erwartet werden kann.

Weiter wurde die Idee von verstellbaren Canard-Flügeln in Betracht gezogen. Diese sollten zu Beginn noch Teil der mobula XS NT Geometrie und beweglich sein. Später hat man sich dazu entschieden, starre Flügelflächen seitlich der Nase anzubringen.

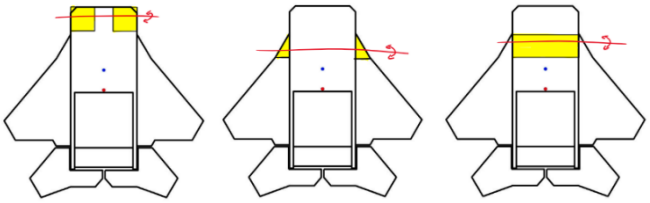


**Abbildung 41: Erste Skizzen der Lage der Canard-Flügel**

**2 Testflieger**

Es wurde schnell klar, dass es Sinn macht, zwei mobula X zu bauen, zumindest die meisten Teile gleich in doppelter Ausführung zu fertigen. Denn ohne Daten, also erfolgreichem Testflug, ist der Wert der vorliegenden Arbeit markant geschmälert. So soll ein zweiter Versuchsflieger in nicht mehr als einer Woche flugbereit sein oder Teile schnell ersetzt werden können.

**Simulation**

Es stellte sich schnell heraus, dass eine Simulation von nöten sein wird, um den Druckpunkt mit Sicherheit bestimmen zu können. Weiter sollen so im Voraus Rückschlüsse auf das Flugverhalten gezogen werden und allenfalls Beobachtungen bei Test erklärt werden können.

**Konzepte**

Aus verschiedenen Möglichkeiten zur Erhöhung der Wendigkeit wurden 2 Optionen gewählt, die auf dem Prinzip der aerodynamischen Instabilität beruhen und 2 Optionen, welche die Steuerwirkung verstärken.

**Prototyp**

Es wurde entschieden, alle ausgewählten Modifikationen in einer Drohne zu verbauen und davon zwei herzustellen. Dies macht die Modifikationen vergleichbarer und erlaubt es bei einem Absturz mit der gleichen Ausgangslage nochmals zu testen.

Die zweite mobula X wurde nicht fertiggestellt, lediglich eine zweite Serie aller Teile hergestellt, was einen erneuten Zusammenbau innert weniger Tage erlaubt hätte.

**3D-Druck**

Für den Bau wurden auch neuartige Filamente zum 3D-Druck von Teilen verwendet:

- Carbonfaser verstärktes HTPLA von Proto-Plasta
  Diese eignete sich für die Motorenaufnahme, da sich der Motor erwärmt und das HTPLA länger seine Formstabilität behält. Weiter ist die Achse (8 mm Durchmesser) des Teils genügend stabil, sodass der Motor daran drehbar gelagert werden kann.

- Tribologisch optimiertes ABS von IGUS (iglidur® I180 Tribo-Filament)
  Die Rollen des Seilumlauf-Systems wurden daraus gedruckt und konnten so lediglich an einer Schraube gelagert werden. Der Schlitten, auf dem die Batterien beweglich gelagert sind, wurde ebenfalls daraus gedruckt.

- Schäumendes PLA von ColorFab (colorFabb LW-PLA)
  Die Canard Vorflügel wurden daraus gedruckt. Mit einem Gewicht von je 34.5 g und einem Inflill-Verhältnis von 3 % sind die Flügel genügend stabil und leicht.

**Elektronik**

Der Flugkontroller mit dem Empfänger wurden vom Piloten Tizian Steiger aufgesetzt.

Folgende Elektronik-Komponenten wurden von der mobula XS NT übernommen:

| | |
|---|---|
| Doppelläufiger Motor | Himax CR3516-1030 |
| Motor-Regler (ESC) | HobbyWing Platinum V4 |
| Empfänger | Duplex REX 10 |
| Servo-Motoren Elevons | KST X10 |
| Batterien | TopFuel ECO-X 2400 mAh |
| Flugkontroller | F765-WIN |

Folgende Elektronik-Komponenten sind neu:

| | |
|---|---|
| Servo-Motor Höhenruder | Power HD D-04HV |
| Servo-Motor Schub-Vektor-Steuerung | SAVÖX SC-1256TG |
| Servo-Motor Seilumlaufsystem | Modelcraft RS-10 |
| GPS Modul | Ublox SAM-M8Q-0-10 |

# 6 Resultate

## 6.1 Zusammenfassung

**Simulation 0° AOA**

Die Simulation ergab, dass der Druckpunkt bei 488 mm von der Nase aus gemessen liegt (50 % der Länge). Dies ist weiter hinten als angenommen. Durch diese Lage wirkt der COP stabilisierend auf das Flugverhalten, was Potenzial zu mehr Agilität offenlässt.

**Simulation 45° AOA**

Die Simulation ergab, dass der Druckpunkt bei 45° Anstellwinkel bei 481 mm, von der Nase aus gemessen, liegt. Das heisst, dass sich der Druckpunkt bei zunehmendem AOA nicht gross verschiebt. Dies widerspricht der Erwartung, dass dieser mit zunehmendem AOA weiter nach hinten wandert.

**Testflug 1**

Beim ersten Testflug wurden alle Modifikationen, bis auf die Canard-Flügel getestet. Es wurden pro Modifikation jeweils 2 Loopings geflogen, um die Wendigkeit um die Querachse (Y-Achse) zu messen. Der Testflug zeigte, dass die Modifikationen sich in der Wirksamkeit stark unterschieden, wobei die Schubvektorsteuerung am effektivsten die Drehraten steigert und das zusätzliche Höhenruder am ineffektivsten ausfiel.

**Testflug 2.1 – 2.5**

Der zweite Testflug fand bei windigen Verhältnissen statt, was in den Daten durch stärkeres Rauschen zu erkennen ist. Dennoch verifiziert der zweite Testflug die Daten des ersten Testfluges. Weiter wurden die Canard-Flügel getestet und der Schwerpunkt iterativ nach hinten verschoben, bis das Flugverhalten schwer kontrollierbar wurde – also der Schwerpunkt in die Nähe des Druckpunktes kommt. Zum Schluss wurde noch ein Cobra-Manöver geflogen und die Stabilisierung durch den Flugkontroller getestet.

**Dokumentation der Resultate**

Alle Daten der CFD-Simulationen (inkl. Der CAD-Daten) sind im Anhang zu finden.

Die Log-Daten des Flugkontrollers befinden sich als Rohdaten (.bin Datei) und als Auswertung (.mlx Skript und .mat Datei) im Anhang. Weiter wurde der Versuch so gut es ging gefilmt, was ebenfalls der Arbeit angehängt wird.

## 6.2 Simulation bei 0° Anstellwinkel

Der CPO liegt bei 488 mm von der Nase aus gemessen. Dieser wurde folgendermassen berechnet:
Es wurde ein Koordinatensystem 2 m vor der mobula platziert und das Moment um die Y-Achse, welches durch die Aerodynamik an den Oberflächen der mobula verursacht wurde, ausgewertet. Dieses Moment wurde durch die absolut wirkende Kraft in Z-Richtung an den Oberflächen der mobula geteilt.

**Druckverteilung**

Der Druck auf der Legende entspricht nicht dem absoluten Druck, sondern dem resultierenden Unter- oder Überdruck.

Durch die grobe Skalierung erscheinen die Einflussberieche des Drucks kleiner als in der Abbildung 45.

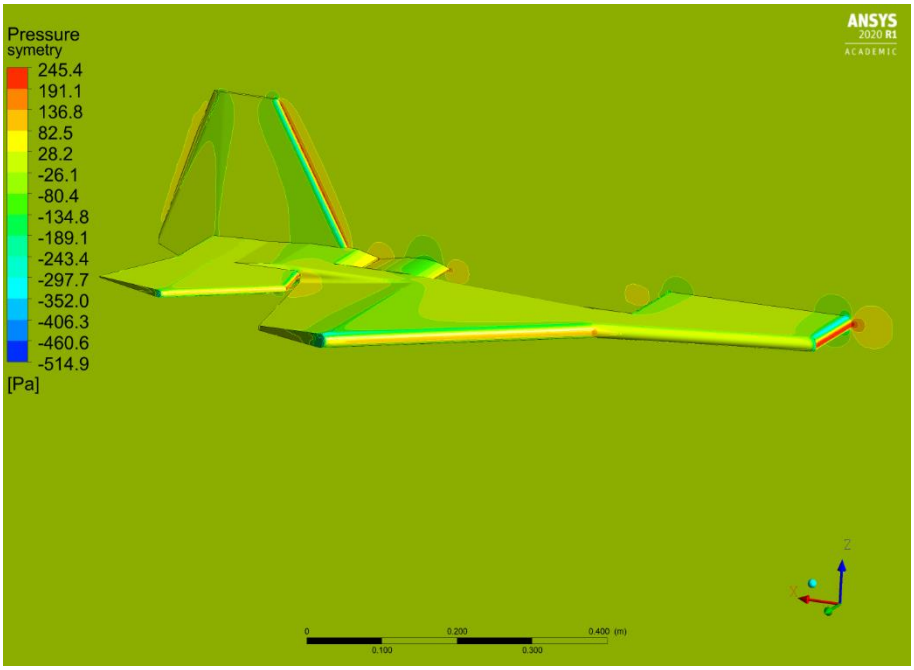



**Abbildung 42: Druckverteilung um mobula bei 0° AOA**

**Strömungs-Geschwindigkeit**

Die links aufgeführte Skala bezieht sich nur auf die Stromlinien. Die Einfärbung der Oberfläche stellt die Druckverteilung dar.

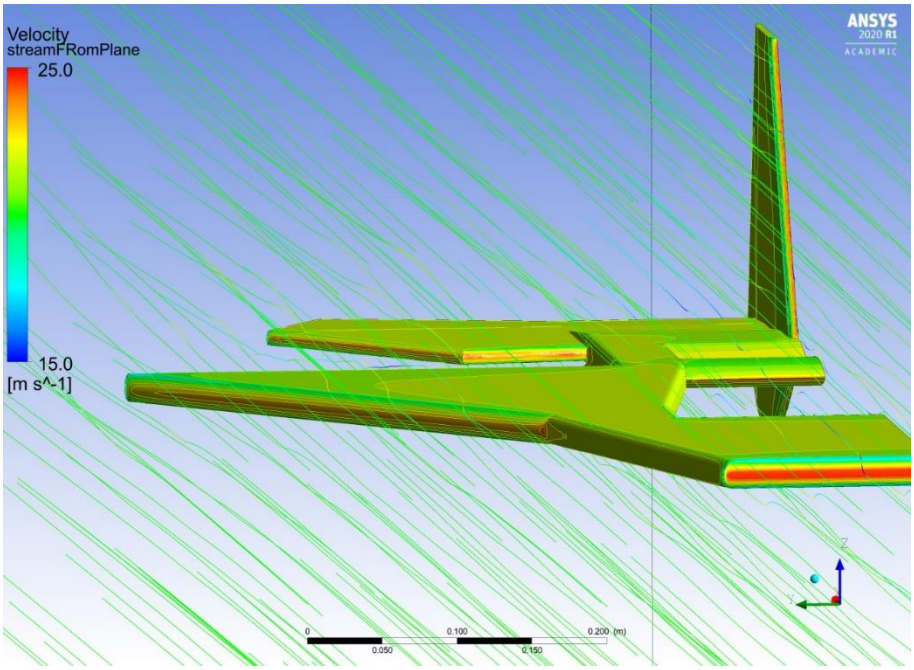



**Abbildung 43: Stromlinien und Druckverteilung auf Oberfläche bei 0° AOA (Farbcode des Drucks auf Oberfläche nicht indexiert)**

## 6.3 Simulation bei 45° Anstellwinkel

**Verlängerung des Simulationsraum**

Man kann klar erkennen, dass der Simulationsraum zu klein war und Wirbel am Ende einen Rückstrom verursachen. Mit der Verlängerung kann sich die Strömung von der Störung durch die mobula erholen und es tritt keine Rückströmung mehr auf.

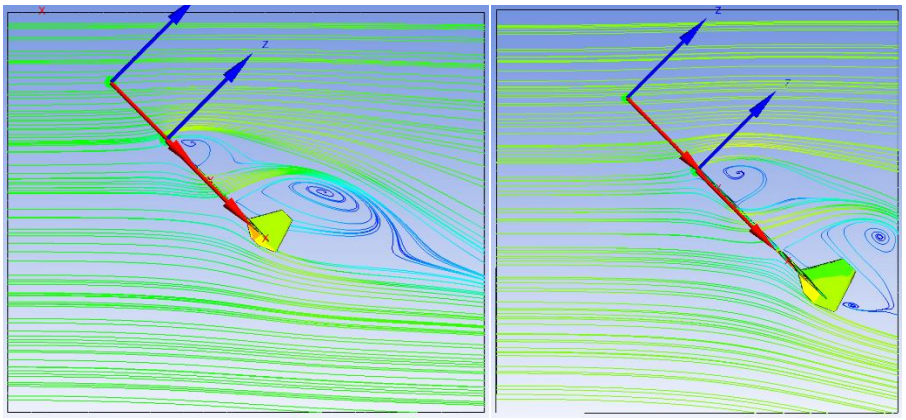


**Abbildung 44: Verlängerung des Simulationsraums**

**Druckverteilung**

Die Färbung der Stromlinien entspricht nicht der Legende links. Man kann erkennen, dass ein grosses Staudruckgebiet unter und vor der mobula entsteht.

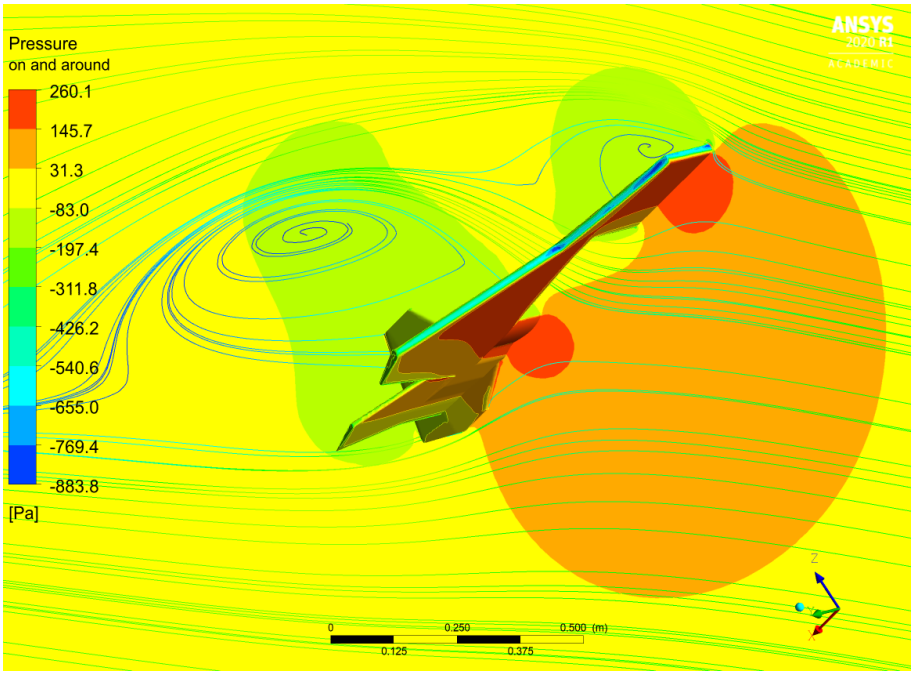



**Abbildung 45: Druckverteilung um mobula bei 45° AOA (Farbcode der Strömungslinien nicht indexiert)**

**Strömungs-
Geschwindigkeit**

Die Färbung auf der Oberfläche der mobula entspricht nicht den Geschwindigkeiten auf der Legende links. Man kann zwei Wirbelgebiete erkennen, welche durch den Strom getrennt sind, der durch das Fenster, wo sich der Antrieb befindet, hindurchströmt.

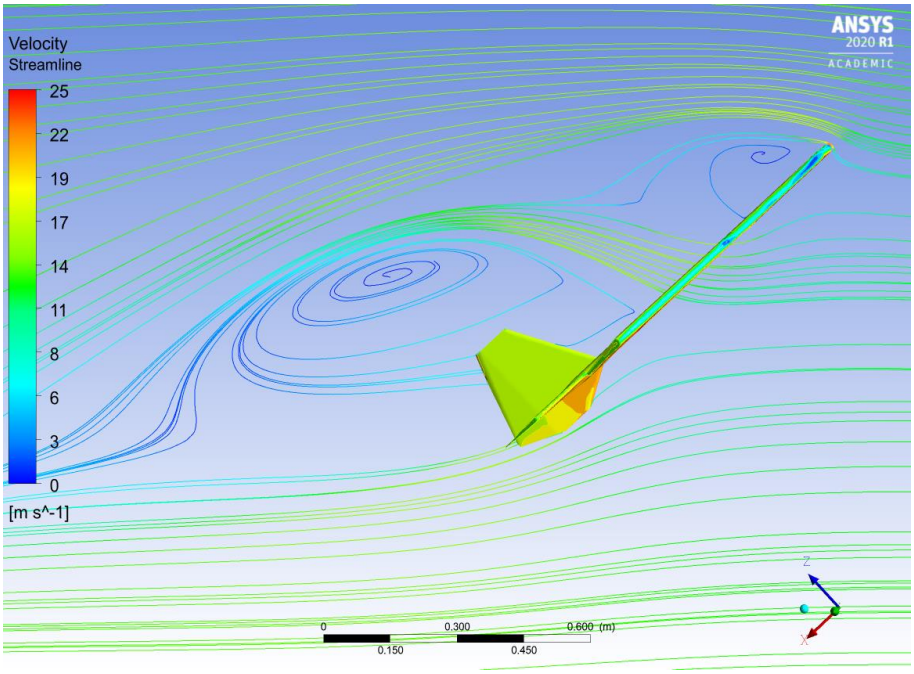



**Abbildung 46: Strömungsgeschwindigkeit um mobula bei 45° AOA
(Farbcode des Drucks auf Oberfläche nicht indexiert)**

## 6.4 Testflug 1

**Konfiguration**

Der Schwerpunkt wurde an der mobula XS NT nochmals gemessen, um diesen für den Erstflug der mobula X gleich zu platzieren – so ist die Drohne bereits geflogen.

- CG[9] vorne: 323 mm
- CG hinten: 362 mm

**Ablauf**

1) 2 x Looping: CG bei 323 mm
2) 2 x Looping: Höhenruder
3) 2 x Looping: Schubvektor
4) 2 x Looping: CG bei 362 mm
5) 2 x Looping: alle Modifikationen zusammen

**Beobachtung & Feedback Testpilot (subjektiv)**

- Am Anfang eher "nasen-lastig" zu fliegen (schnell)
- Beim ersten Looping seitlich weggeklappt
  - wahrscheinlich ungleichmässiger Strömungsabriss
  - danach grössere Loopings geflogen (höhere Geschwindigkeit)
- Nicht immer Vollgas bei Loopings, damit kleinerer Radius
  - vor Looping Gas reduziert und kurz vor dem Zenit wieder beschleunigen
- Von Auge sind die Unterschiede zwischen den Modifikationen zu erkennen
- Hat sich merklich besser geflogen mit Schwerpunkt nach hinten gefahren
- Alle Modifikationen zusammen waren okay zu fliegen (nicht unkontrollierbar)
- Mit allen Modifikationen kombiniert, konnte man fast an Ort und Stelle wenden
  - Schätzung Tizian S.: 3 x 3 m (für "rumschletzen" am Zenit)
  - Schätzung Lukas R.: 4 x 4 m (für ganzen Looping)

[9] CG: Schwerpunkt (*engl. center of gravity*)

## Drehraten Test 1 (gesamte Flugzeit)

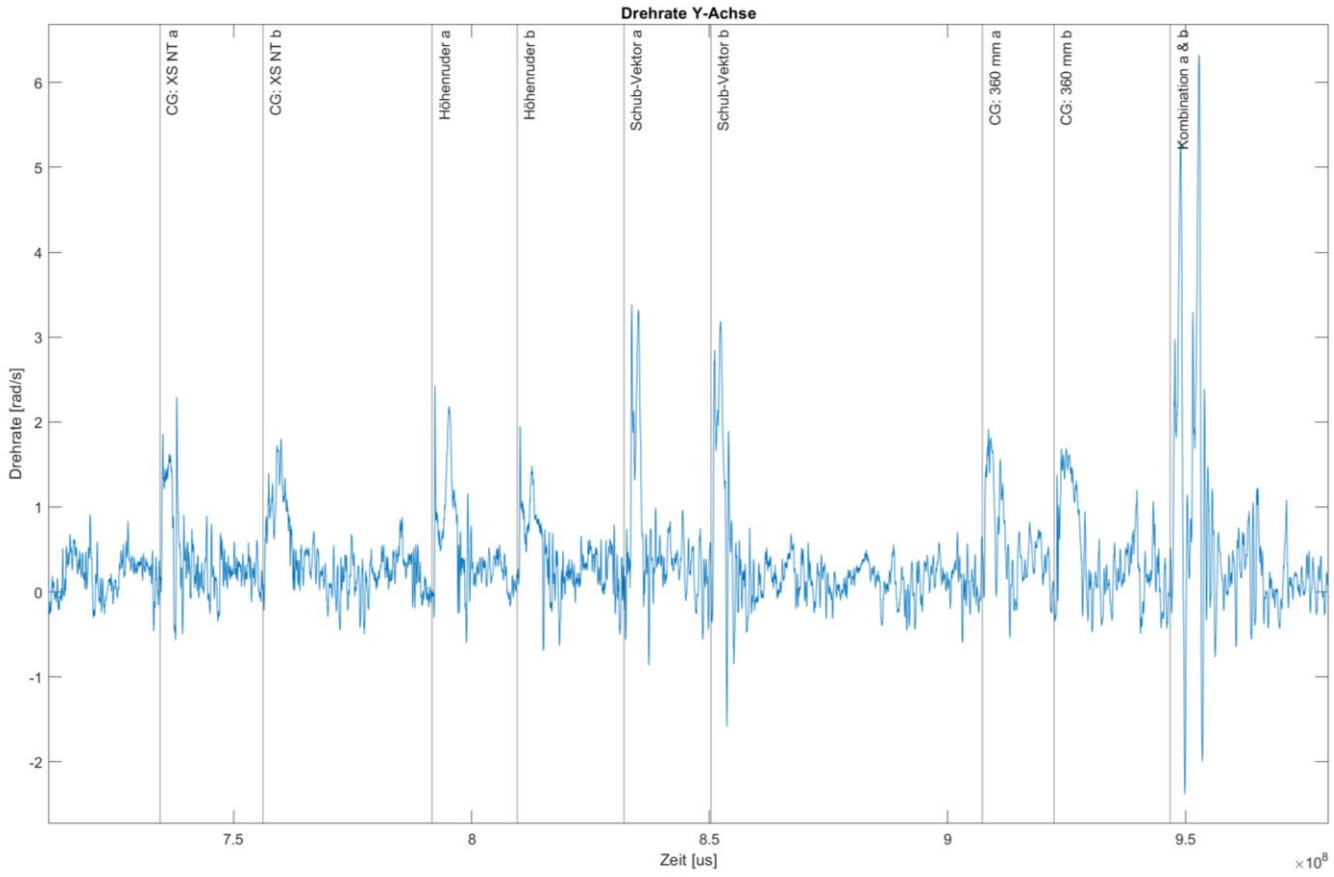



**Abbildung 47: Testflug 1 – Drehraten um Y-Achse**

### GPS-Geschwindigkeit

Man kann erkennen, dass die durchschnittliche Geschwindigkeit während des Testfluges zwischen 15 und 20 m/s liegt. Dies entspricht grob auch der Strömungsgeschwindigkeit der CFD-Simulationen mit 20 m/s. Ausschläge nach oben sind durch die Erhöhung des Schubes vor den Manövern bedingt und Ausschläge nach unten durch das Abbauen der kinetischen Energie bei einem Manöver.

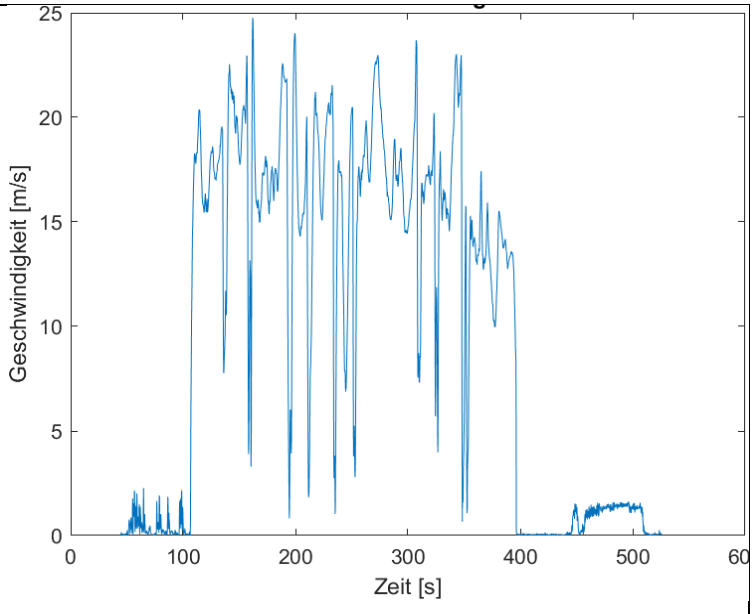



**Abbildung 48: Testflug 1 – GPS-Geschwindigkeits-Verlauf**

**Unverändert (wie mobula XS NT)**
**CG: 323 mm**

Man kann am Nickwinkel einen guten, gleichmässigen Looping mit einem schönen Abschluss erkennen.

Die Beschleunigung in Z-Richtung fällt am Zenit des Loopings wieder ab und erreicht gegen Ende des Loopings ihren Höhepunkt.

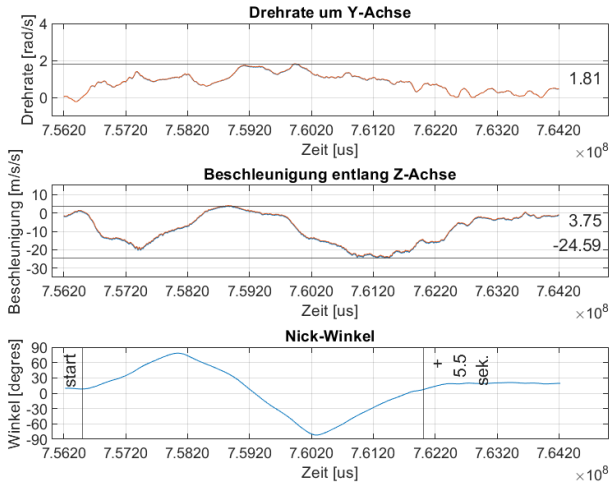



**Abbildung 49: Test 1 – unverändert**

**Schubvektorsteuerung**
**CG: 323 mm**

Nach dem Manöver ist ein leichtes Schwingen zu sehen, was daran liegt, dass die Schubvektorsteuerung noch aktiv ist und Steuerimpulse extremer ausfallen.

Das Abfallen und Ansteigen der Beschleunigung entlang der Z-Achse läuft schneller ab.

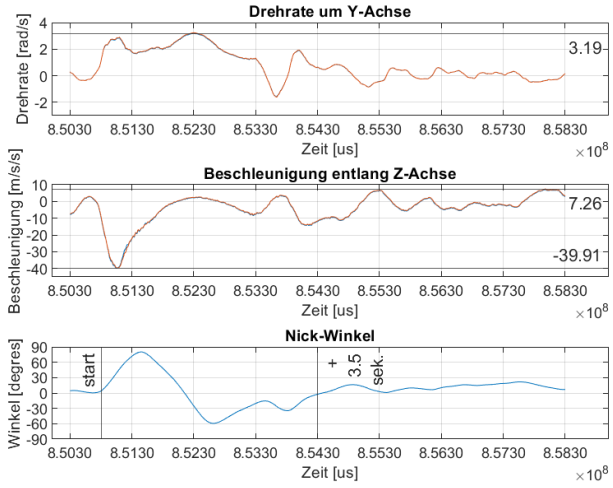



**Abbildung 50: Test 1 – Schubvektorsteuerung**

**Kombiniert**
**CG:323 mm**

Der Pilot hat gleich beide Manöver direkt nacheinander ausgeführt.

Der zweite Looping weist eine kleinere Beschleunigung in Z-Richtung auf, da die Geschwindigkeit noch nicht wieder aufgebaut war.

Die Looping-Dauer hat sich fast um den Faktor 3 verbessert, von 5.5 Sekunden auf 1.96 Sekunden.

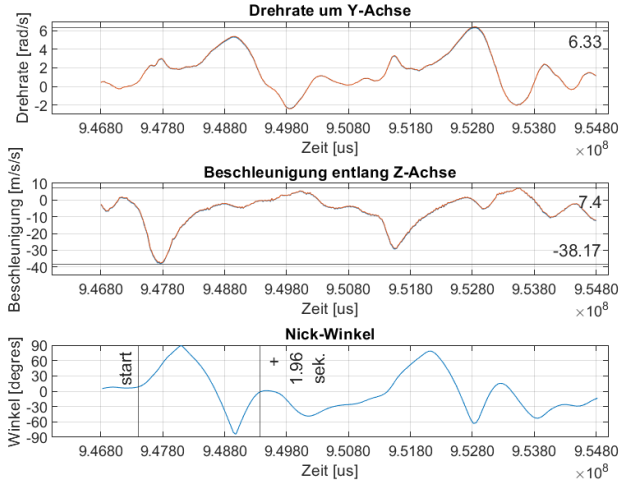



**Abbildung 51: Test 1 – Modifikationen kombiniert und CG hinten**

## 6.5 Testflug 2.1

**Konfiguration**

Gleiche Konfiguration wie bei Testflug 1, jedoch wurden Gewichte am Höhenleitwerk angebracht, sodass der Schwerpunkt zu Beginn gleich lag wie beim Landen mit dem Schwerpunkt hinten bei Testflug 1.

- CG vorne: 362 mm
- CG hinten: 395 mm

**Ablauf**

1) 2 x Looping: Neutral-Trimmung (CG: 362 mm)
2) 2 x Looping: Höhenruder
3) 2 x Looping: Schubvektor
4) 2 x Looping: CG bei 395 mm
5) 2 x Looping: alle Modifikationen zusammen

**Beobachtung & Feedback Testpilot**

- Flug sah deutlich instabiler aus, wegen Wind und oder weil CG weiter hinten war
- Wind war für Pilot Tizian S. kein Problem zu beherrschen
  - Einschätzung Tizian S.: kein grosser Einfluss
  - Einschätzung Lukas R.: weniger vergleichbar, wegen Wind
- Wieder nur besser geflogen mit Schwerpunkt hinten
- Noch nichts feststellbar von Instabilität
- Looping mit Höhenruder wirkte träger als ohne (Verschlechterung)
  - Tizian S.: Hat sich so angefühlt, als hätte es weniger schnell gedreht
- Seitliches Wegkippen beim Looping vergleichbar mit erstem Testflug
  Tizian S. hat Theorie, dass das Kippen etwas damit zu tun hat, dass der Schwerpunkt so weit vorne ist.

## Drehraten Test 2.1 (gesamte Flugzeit)

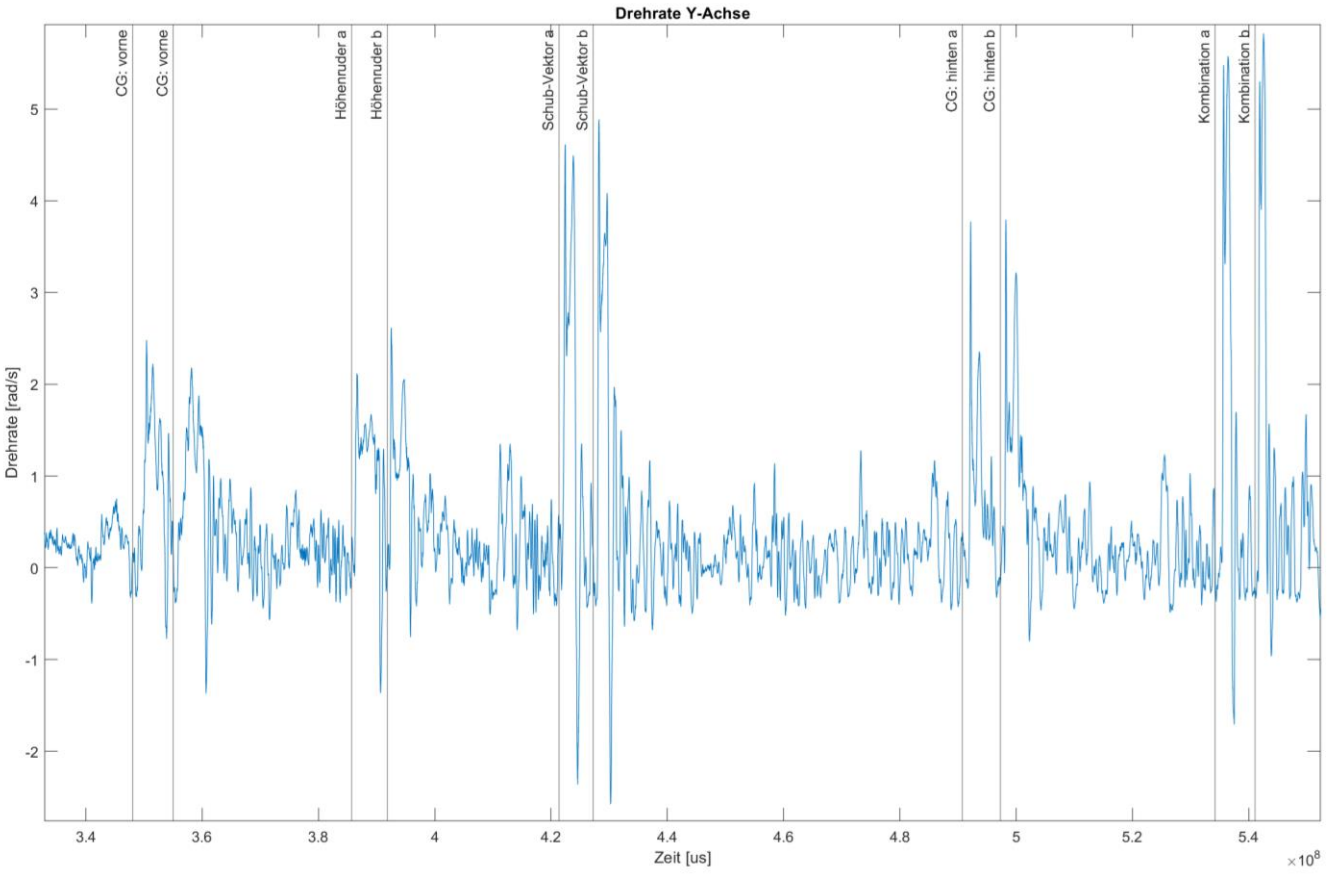



**Abbildung 52: Testflug 2.1 – Drehraten um Y-Achse**

### Ohne Modifikation (CG weiter hinten) CG: 362 mm

Ähnliches Bild der Kurven wie bei Test 1 unverändert, jedoch hat sich die Zeit des Loopings von 5.5 Sekunden auf 4.04 Sekunden verkürzt.

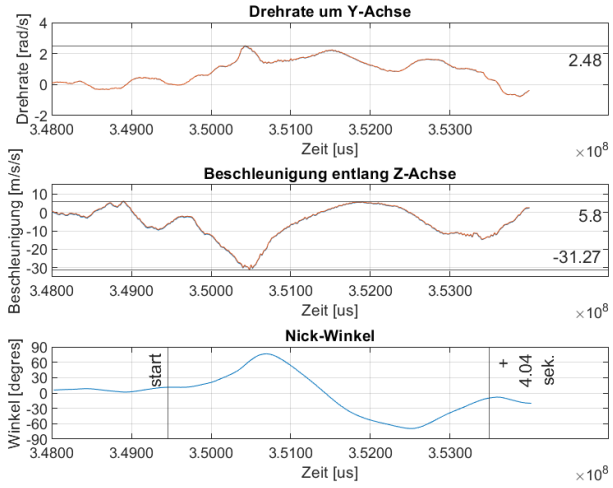



**Abbildung 53: Test 2.1 – ohne Modifikation**

**Schubvektorsteuerung**
**CG: 362 mm**

Erneutes Pendeln nach Looping, wegen starkem Einfluss von kleinen Steuerimpulsen (Schub-Vektor-Steuerung noch gekoppelt).

Die Looping-Zeit hat sich von 3.5 Sekunden auf 1.8 Sekunden verkürzt, was auf die Lage des Schwerpunktes zurückzuführen ist.

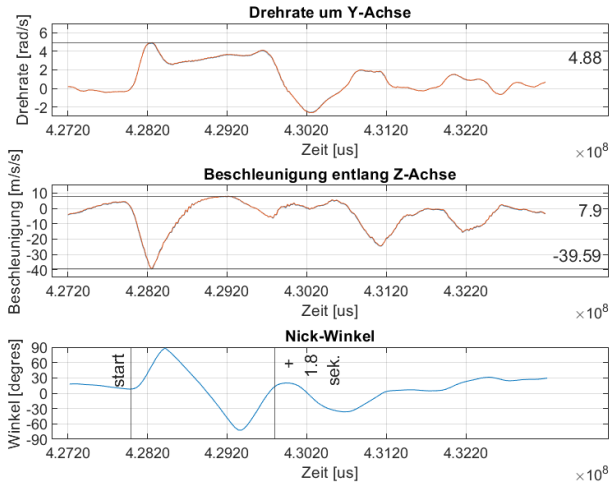



**Abbildung 54: Test 2.1 – Schubvektorsteuerung**

**Kombiniert**
**CG: 395 mm**

Die Looping-Zeit konnte mit dem nach hinten gefahrenen Schwerpunkt von 1.95 Sekunden auf 1.5 Sekunden verbessert werden.

Das Pendeln nach dem Manöver ist auf den Daten weniger zu erkennen, was wahrscheinlich an der Eingewöhnung des Piloten liegt.

Der grösste Teil der Beschleunigung in Z-Richtung konzentriert sich auf die erste Hälfte des Loopings, was mit dem Abbau der kinetischen Energie erklärt werden kann.

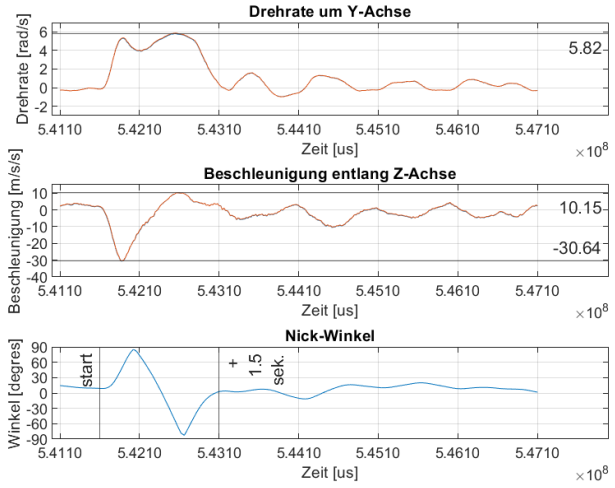



**Abbildung 55: Test 2.1 – Modifikationen kombiniert und CG hinten**

## 6.6 Testflug 2.2

**Konfiguration Flug 2.2**

Die zusätzlichen Canard-Flügel wurden an der Nase angebracht. Die zusätzlichen Gewichte wurden wieder entfernt, sodass der Schwerpunkt leicht weiter vorne liegt als beim Testflug 1. Dies wurde gemacht, weil erwartet wurde, dass der Druckpunkt durch die Canards weiter vorne liegt.

- CG vorne: 315 mm
- CG hinten: 354 mm

**Ablauf Flug 2.2**

1) 2 x Looping: Schwerpunkt wie bei XS NT (CG 315 mm)
2) 2 x Looping: Höhenruder
3) 2 x Looping: Schubvektor
4) 2 x Looping: CG bei 354 mm
5) 3 x Looping: alle Modifikationen zusammen

**Beobachtung & Feedback Testpilot**

- Reaktion Pilot Tizian S.: "fliegt besser"
  - Fliegt am neutralsten im Vergleich zu vorherigen Tests
  - Kontrollierter, aber gleich wendig
- Mit allem kombiniert ist das Drehen fast zu schnell für den Piloten
  - Aus Versehen 1.5 x Looping geflogen
- Neutral sah der Looping enger aus
- Das seitliche Wegkippen im Looping hat sich verbessert
- Die Wirkung von Höhenruder und Schub-Vektor-Steuerung waren vergleichbar mit vorherigen Tests
- Ist mit Schwerpunkt hinten noch stabil geflogen, darum auch so gelandet
  - Idealer Schwerpunkt mit Canards an 2.2e Markierung (CG: 354 mm)

## Drehraten Test 2.2 (gesamte Flugzeit)

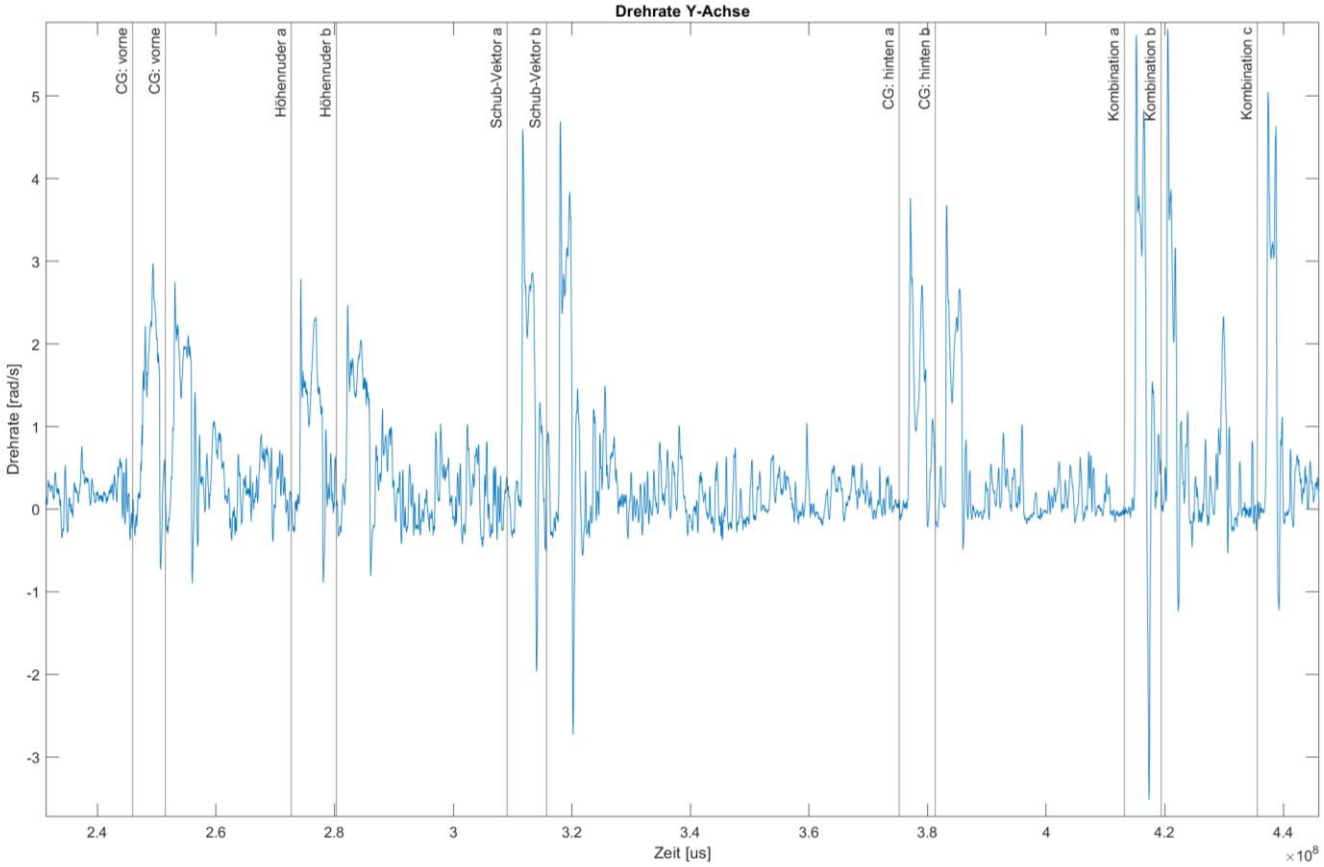



**Abbildung 56: Testflug 2.2 – Drehraten um Y-Achse**

**Mit Canards**
**CG: 315 mm**

Im Vergleich zu anderen Tests kann man eine glattere Beschleunigung-Kurven erkennen.

Beim Testflug 1 mit ähnlicher Lage des CG dauerte der Looping 5.5 Sekunden und mit Canards 3.1 Sekunden.

Die Nick-Kurve zeigt ein leichtes Pendeln nach dem Manöver.

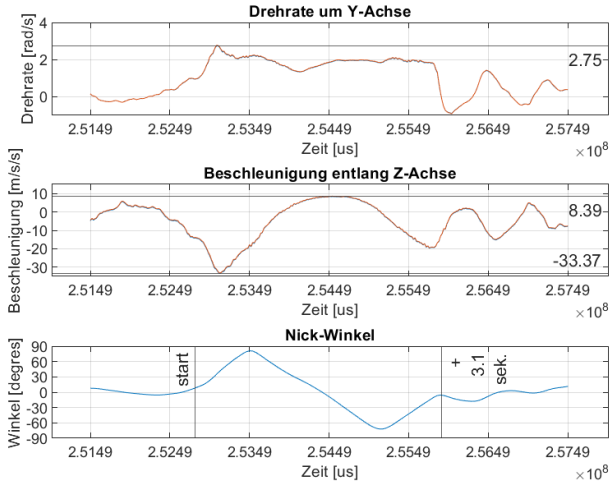



**Abbildung 57: Test 2.2 – Mit Canards und CG wie bei XS NT**

**Schubvektorsteuerung (mit Canards)**
**CG: 315 mm**

Die Beschleunigung in Z-Richtung übertrifft mit 5 G allen Test zuvor, welche 4 G nie überstiegen.

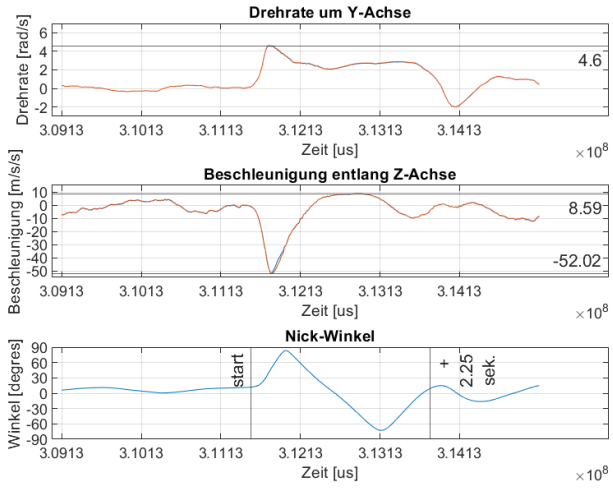



**Abbildung 58: Test 2.2 – Schubvektorsteuerung**

**Kombiniert (mit Canards)**
**CG: 354 mm**

Looping-Zeit ist vergleichbar mit dem Test 2.1, bei dem alle Modifikationen kombiniert waren und der Schwerpunkt bei 395 mm lag.

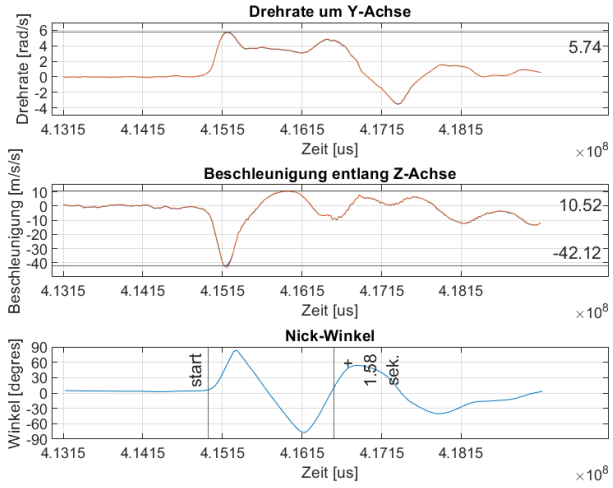



**Abbildung 59: Test 2.2 – Kombiniert**

## 6.7 Testflug 2.3

**Konfiguration Flug 2.3**

Die Konfiguration wurde unverändert gelassen, sodass der Testpilot nebst dem Versuchsprogram zusätzliche Erkenntnisse über das Flugverhalten sammeln kann.

- CG vorne: 354 mm
- CG hinten: 395 mm

**Ablauf Flug 2.3**

1) Grosse Kurven mit Schwerpunkt vorne
2) Schwerpunkt weiter zurück, bis sich die mobula X aufstellt und der Pilot korrigieren muss (mühsam zu fliegen)
3) In den Wind gestellt, an Ort und Stelle, ohne Hände
4) Looping nur mit Schwerpunkt hinten
5) Looping mit allen Modifikationen
6) 4 x seitliche Wendigkeit testen mit Schwerpunkt ganz vorne
7) Versuch die mobula am Propeller aufzuhängen
8) Cobra-Manöver

**Beobachtung & Feedback Testpilot**

- Schwerpunkt hinten: Ist mühsam zu fliegen, weil sie sich aufstellen will
  - musste immer korrigieren, damit die mobula sich nicht senkrecht aufstellt
- Mit dem Schwerpunkt hinten konnte die mobula X freihändig in den Wind gestellt werden (ohne Autopiloten oder Stabilisierung)
- Wenn man schneller fliegt, wird sie "wackelig" in der Längsachse
- Ist schwer zu fangen nach Looping mit allen Modifikationen und Schwerpunkt hinten (möglicherweise zu sensibel auf Steuerimpulse)
- Mit Schwerpunkt vorne ganz okay zu fliegen
- Bei schnellem Fliegen wurde die Reaktionszeit zum Problem
- Konnte freihändig fliegen, mit richtigem Schub und Schwerpunkt hinten
- Flog mit einem recht hohen Anstellwinkel
  - "mehr an Propeller gehangen als geflogen"
- Allgemein sehr wendig, auch in engen seitlichen Kurven
- Schwerpunkt hinten: verhielt sich nach Loopings wie Blatt im Wind
  - Zuerst wieder Flugrichtung verstehen und Speed aufbauen
  - Kam einige Male ins Trudeln

## Drehraten Test 2.3 (gesamte Flugzeit)

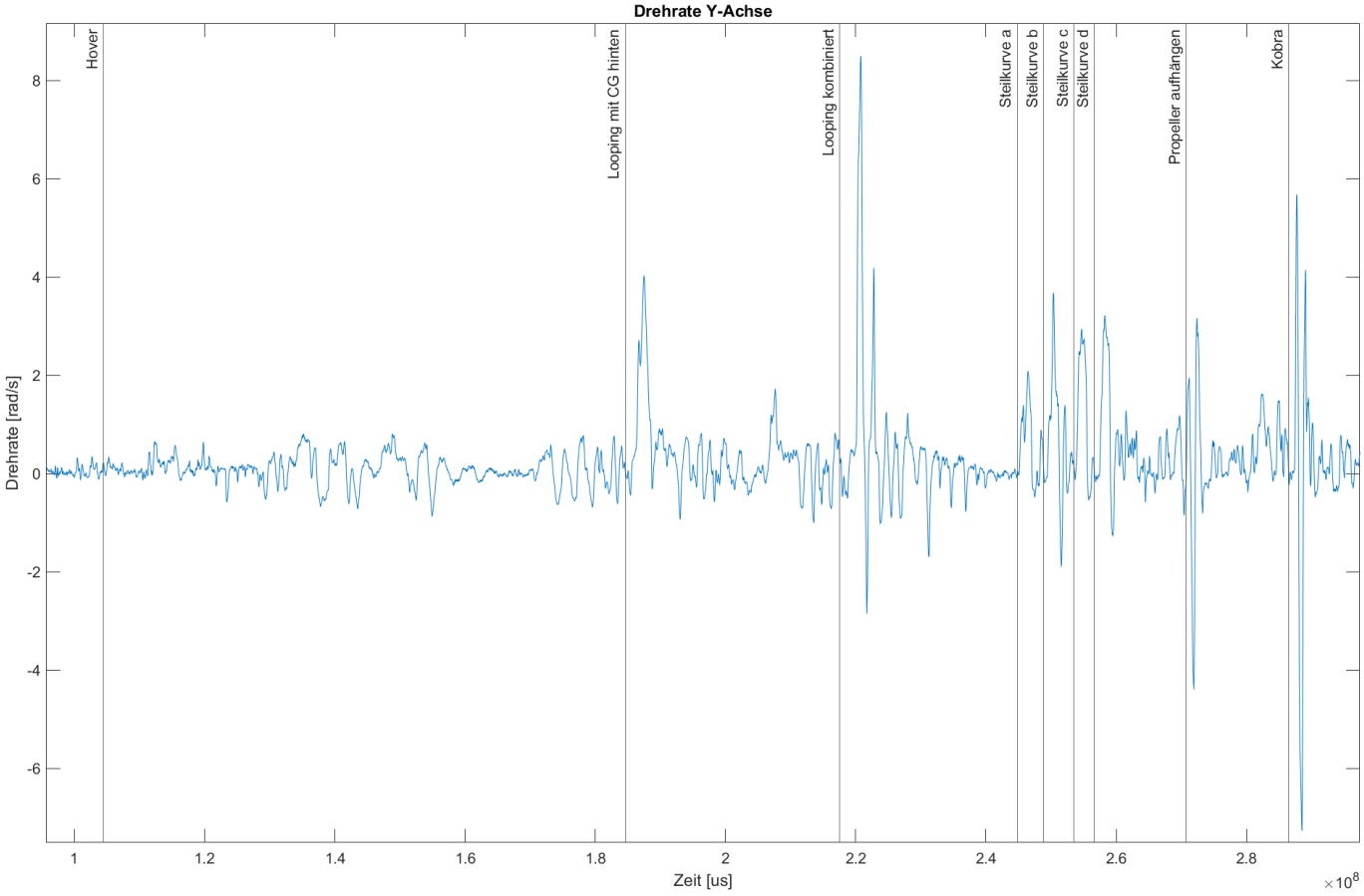



**Abbildung 60: Testflug 2.3 - Drehraten um Y-Achse**

**Kobra-Manöver[10]**
**CG: 395 mm**

Es ist bei der Nick-Kurve ein noch nicht gesehenes Pendeln am Zenit zu erkennen, was mit dem dynamischen Verlauf des Kobra-Manövers zusammenhängen muss.
Am Zenit des Manövers wurde die Nase des Flugzeuges wieder nach unten gezwungen.

Zu erwähnen ist, dass visuell ein Anstellwinkel von über 90° erreicht wurde, dies ist jedoch nicht in den Daten zu sehen. Es wird vermutet, dass dies an einem nummerischen Integrationsfehler des Flugkontrollers liegt.

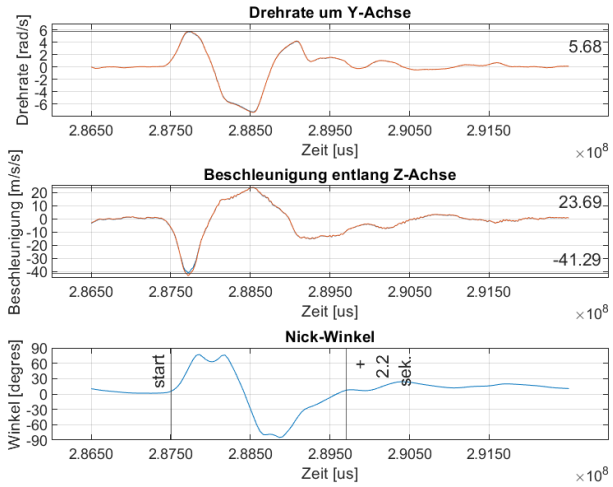



**Abbildung 61: Test 2.3 – Kobra-Manöver**

[10] Kobra-Manöver: Das Flugzeug wird rapide aufgestellt auf über 90° und dann die Nase wieder gesenkt. Dabei wird viel kinetische Energie vernichtet und es entstehen extreme negative Beschleunigungen. Nur wenige militärische Flugzeuge sind im Stande, dieses Manöver zu fliegen, dessen Ziel es ist, im Kampf hinter den Gegner zu kommen.

## 6.8 Testflug 2.4

**Konfiguration Flug 2.4**

Die Canard-Flügel wurden wieder entfernt und der Schwerpunkt so gelegt, dass dieser beim Start mit den Batterien vorne gleich liegt, wie bei der Landung des Testfluges 2.1.

- CG vorne: 395 mm
- CG hinten: 427 mm

**Ablauf Flug 2.4**

1) Schwerpunkt langsam ganz nach hinten
2) 2 x Looping: Schwerpunkt hinten (CG: 427 mm)
3) 2 x Looping: Höhenruder und CG
4) 2 x Looping: Schubvektor und CG
5) 2 x Looping: alle Modifikationen zusammen
6) Noch austesten mit CG in der Mitte
7) Sehr enge Steilkurve

**Beobachtung & Feedback Testpilot**

- Fliegt sich bei Start gerade noch okay mit CG vorne
- Verhielt sich wie mit Canards, auch mit CG hinten gerade noch okay
- Mit Höhenruder tendenziell schlechtere Loopings
- Überempfindlich auf Nick-Steuerung, wenn alle Modifikationen kombiniert
- Wieder aus Versehen 1.5 x Looping geflogen
- Schiebt sich eher durch die Gegend, als zu fliegen
- Nach Drehung fast keine kinetische Energie mehr (wieder wie ein Blatt)

**Versuche mit Schwerpunkt bereits hinten:**

- 2.4 max. ähnlich instabil wie Canards mit Schwerpunkt hinten
  - nicht mehr gut steuerbar als Mensch
- Mit Schub-Vektor-Steuerung und dem Schwerpunkt hinten, hat sich die mobula fast nur um die eigene Achse gedreht, an Ort und Stelle
- Gelandet mit dem Schwerpunkt in der Mitte
- Tendenz sehr stark, dass sie sich aufstellt, musste stark gegensteuern

**Cobra-Manöver**

- Wegen geringer Flächen Belastung ist gleich die ganze kinetische Energie weg und sie verhält sich wieder zunächst, wie ein Blatt, welches zu Boden fällt.
- Kampfjets sind massenträger aufgrund einer grösseren Flächenbelastung.
- 90 Grad und mehr wurden beim Manöver erreicht.

## Drehraten Test 2.4 (gesamte Flugzeit)

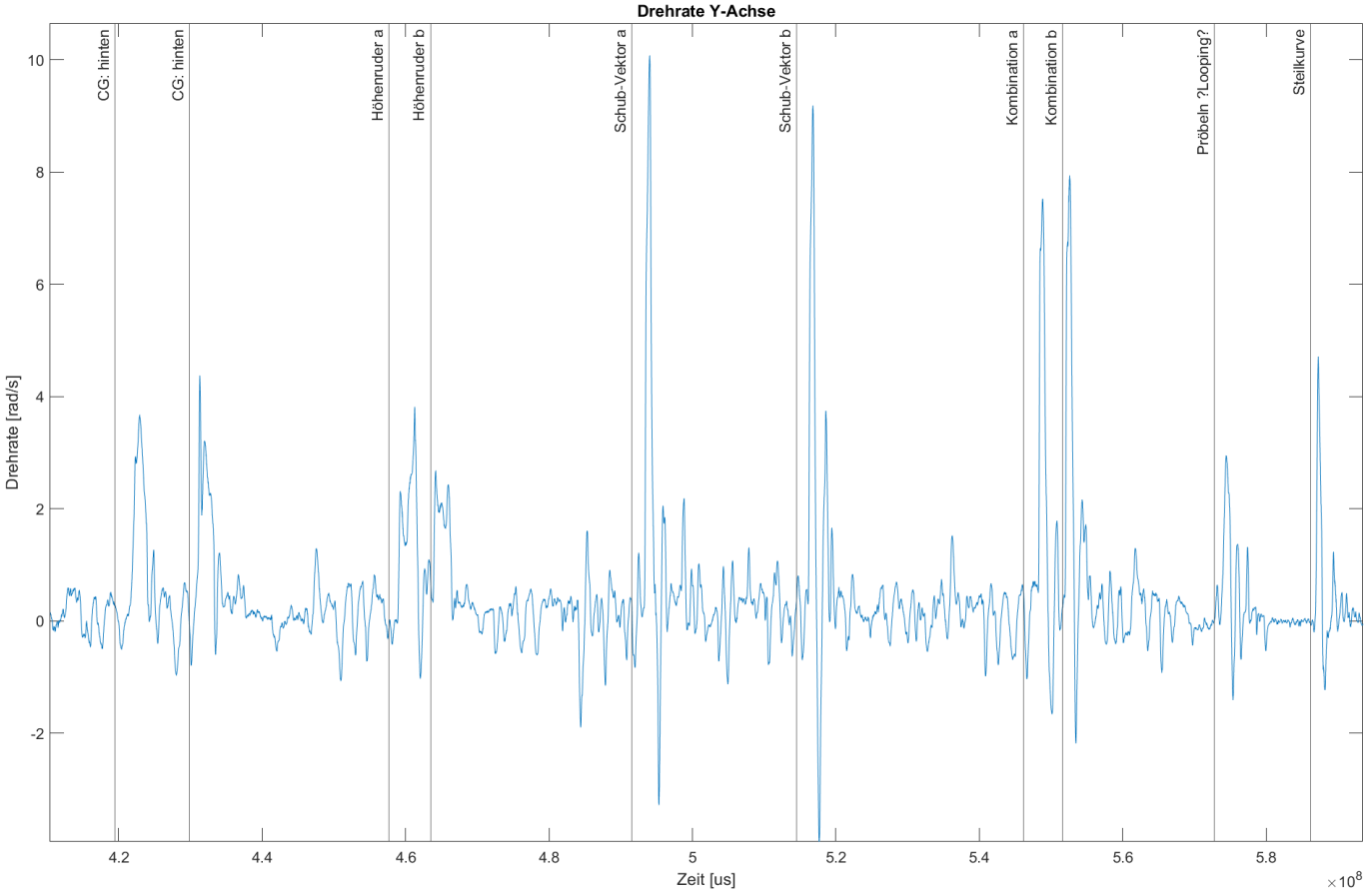



**Abbildung 62: Testflug 2.4 - Drehraten um Y-Achse**

**Max. erreichte Drehrate**
**CG: 427 mm**

Hoher Anstellwinkel auch vor dem Manöver, weil CG zu weit hinten ist und so die mobula sich "Hecklastig durch die Gegend pflügt".

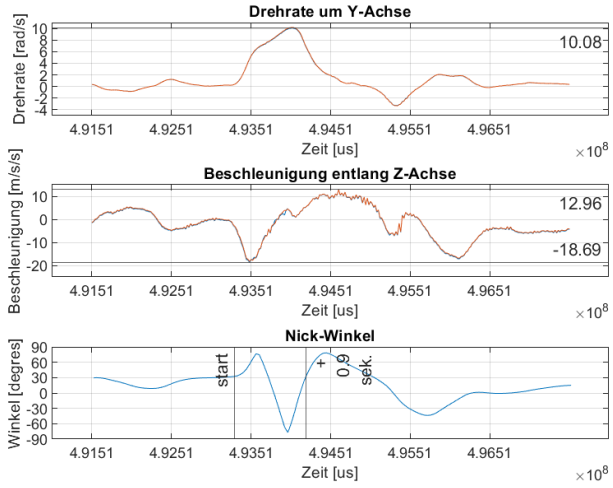



**Abbildung 63: Test 2.4 – maximal erreichte Drehrate**

## 6.9 Testflug 2.5

**Konfiguration Flug 2.5**

Gleiche Konfiguration wie bei Testflug 2.4.

- CG vorne: 395 mm
- CG hinten: 427 mm

**Ablauf Flug 2.5**

1) Stabilisierung durch Flugkontroller einschalten
2) Schwerpunkt schrittweise nach vorne verlagern
3) Nick-Verhalten testen
4) 2 x Looping-Versuch
5) Schwerpunkt wieder nach vorne verlagern
6) Manuell landen

**Beobachtung & Feedback Testpilot**

- Wackelt ein bisschen, wenn Schwerpunkt ganz hinten ist
- Reagiert in der Querachse extrem auf Ziehen (Nicken)
- FC lässt Loopings nicht zu und dreht am Zenit seitlich ab
- Der FC funktioniert gut
- Das Flugverhalten ist mit FC beherrschbarer
- Der FC verhindert gewisse Manöver

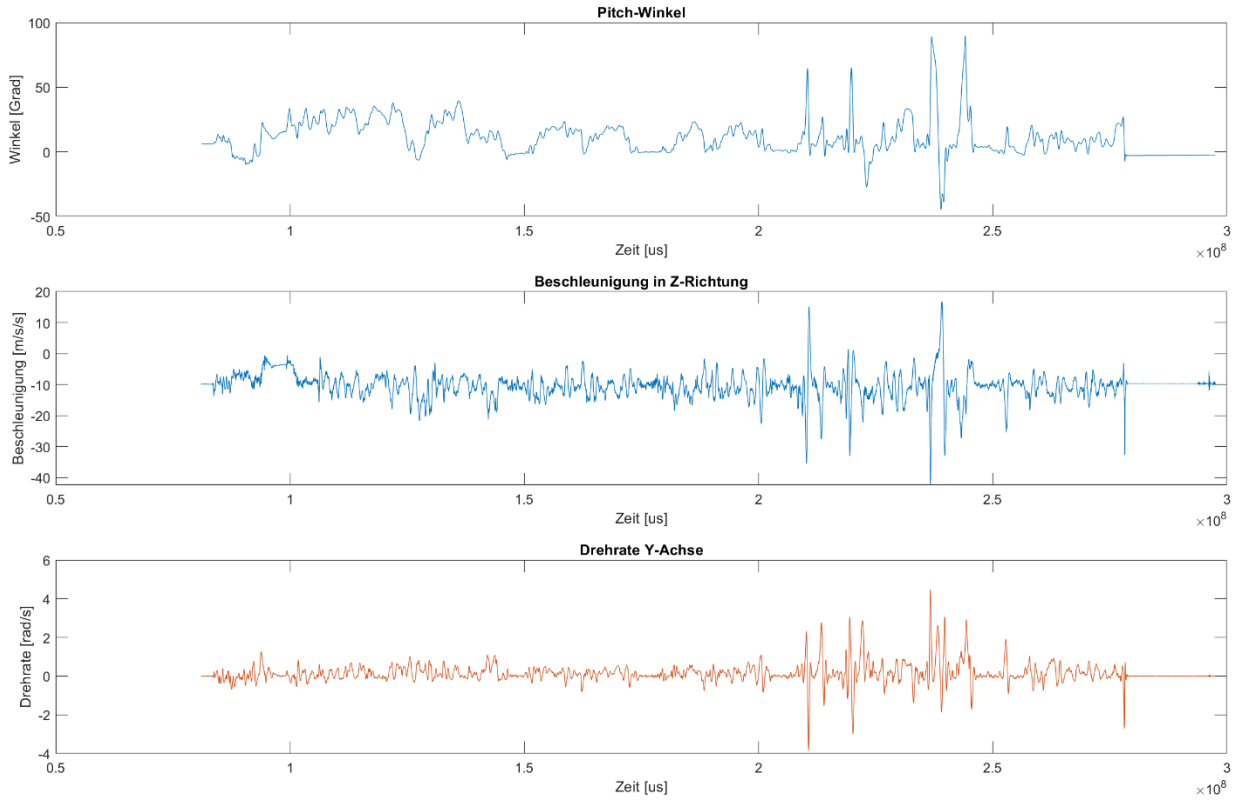



**Abbildung 64: Testflug 2.5 – Nick-Winkel, Beschleunigung und Drehrate**

# 7 Interpretation der Ergebnisse

Was die erhobenen Daten aussagen, wie verlässlich diese sind und als wie erfolgreich diese Untersuchung gelten darf, soll in diesem Kapitel dargelegt werden. Als Resultat gelten alle Messdaten, die Simulationen und der gebaute Prototyp, die mobula X.

## 7.1 Aussagekraft der Messdaten

In den Messdaten sind klare Unterschiede zwischen den verschiedenen Modifikationen erkennbar und dessen Wirksamkeit zur Erhöhung der Wendigkeit ist erwiesen. Die Modifikationen wurden unter verschiedenen Bedingungen und Konfigurationen getestet, wobei klare Zusammenhänge erkennbar sind.

**Konsistenz**

Beim zweiten Test war das Wetter deutlich windiger. Die Manöver konnten dennoch gleich ausgeführt werden und produzierten vergleichbare Daten. Lediglich ein bisschen stärkeres Rauschen ist bei der Drehrate und der Beschleunigung zu erkennen (man vergleiche Abbildung 47 mit Abbildung 52).

Es wurden jeweils 2 Loopings mit einer entsprechenden Konfiguration geflogen. In den Daten konnte zwischen diesen Wiederholungen keine markanten Abweichungen festgestellt werden und auch unter den verschiedenen Tests in verschiedenen Konfigurationen blieben die Charakteristika in den Daten für eine bestimmte Modifikation konsistent.

**Steuerausschläge**

Man kann in den Rohdaten des Flightcontrollers erkennen, dass nicht immer der volle Ruderausschlag verwendet wurde. Dies liegt im Ermessen des Testpiloten Tizian Steiger, wie auch der Schub, um eine möglichst schnellen und konstanten Looping zu absolvieren. So wurde auch bei den Loopings zunächst das Gas zurückgenommen und erst am Zenit wieder beschleunigt, was in engeren Loopings resultierte.

**Geschwindigkeit**

So variiert die Anfluggeschwindigkeit ebenfalls zwischen den verschiedenen Manövern. Werden gleich zwei Loopings nacheinander geflogen, wie in Abbildung 51 erkennbar, so ist die Geschwindigkeit beim zweiten Test tiefer. Trotzdem sind die Kurven der Drehrate, der Beschleunigung und des Nick-Winkels vergleichbar ausgefallen.

**Trägheit**

Um den Schwerpunkt weiter nach hinten zu verlagern, mussten Gewichte angebracht werden, welche das Massenträgheitsmoment erhöhen. Speziell das rotatorische Trägheitsmoment, da die Gewichte neben dem Seitenleitwerk und auf der Nase angebracht wurden – also weit vom Schwerpunkt entfernt. Weiter muss erwähnt werden, dass die Gewichte leicht asymmetrisch angebracht wurden, was sich in den Flugeigenschaften für den Piloten aber nicht bemerkbar machte.

## 7.2 Aussagekraft der Simulationen

Die Simulationen gestalteten sich als schwer, zumal nicht jede Vernetzungsstrategie mit dem Solver auswertbar war oder Unstetigkeiten bei der Verfeinerung aufgetreten sind. Die Resultate für 0° AOA werden aufgrund der kleinen Veränderung bei Verfeinerung des Netzes (unter 1 %) und der Residuen-Kurven als aussagekräftig angesehen. Dieselbe Qualität konnte für 45° AOA nicht erreicht werden, weshalb diese Ergebnisse als nicht genügend aussagekräftig erachtet werden.

**Netzstudie 0° AOA**

Die Residuen Kurven fielen gleichmässig ab und auch die Monitor-Punkte veränderten sich nicht massgeblich, wie in Abbildung 26 und Abbildung 28 zu erkennen ist.

Dass die Lage des COP mit zunehmender Verfeinerung des Netzes immer weiter nach hinten wandert, kann nicht endgültig erklärt werden. Es wird vermutet, dass mit zunehmender Auflösung kleine Effekte an der Oberfläche immer mehr ins Gewicht fallen. Da der grösste Teil der Fläche der mobula, aufgrund der Peilung, im hinteren Bereich liegt, wirken so entstehende Kräfte auch hinten und verschieben den COP nach hinten.

**Netzstudie 45° AOA**

Die Residuen-Kurven fielen zunächst gleichmässig ab, doch dann trat das beschriebene Problem in 4.2 von Rückströmungen in den Simulationsraum auf, wodurch die Simulation angepasst werden musste. Durch die Verlängerung des Raums und neuen Vernetzung ist die Netzstudie bereits nicht mehr eindeutig und aussagekräftig.

Der Simulation mit 5 mm Elementgrösse kann nur eine qualitative Aussagekraft zugesprochen werden. Für ein Neuaufsetzen der Simulation blieb keine Zeit. Weiter ist diese Simulation komplementär und nicht essenziell für die Auswertung vorliegender Arbeit.

**COP bei 0° AOA**

Der errechnete COP von 484 mm (ab Nase gemessen) scheint plausibel. Beim Testflug 2.5 zeigte die mobula X klare Tendenzen zur Instabilität, als der Schwerpunkt bis auf 427 mm verschoben wurde. Es wird aufgrund der Erfahrung des Testfluges vermutet, dass die wahre Lage des Druckpunktes irgendwo dazwischen liegt. Dies, weil die Simulation den Einfluss der Oberflächenbeschaffenheit der mobula, von Kabeln und kleinen Strukturen nicht berücksichtigen kann. Weiter konnte beim Testflug der Schwerpunkt nicht weiter nach hinten zum wahren COP verschoben werden, da das Flugverhalten sonst zu unkontrolliert worden wäre.

**COP bei 45° AOA**

Die Simulation widerspricht der Vermutung, dass sich der COP bei hohen Anstellwinkeln zur Strömung sich nach hinten verschiebt. Dies konnte allerdings bei den Testflügen auch nicht direkt beobachtet werden. Gemäss den Testflügen erscheint es plausibel, dass sich die Lage des COP unabhängig vom Anstellwinkel zur Strömung ist. Dies, weil die Drohne keine Tendenz zeigte, nach initialem Auslenken noch instabiler zu werden. Für eine genauere Beurteilung wäre ein Ausarbeiten der Simulation von nöten.

**Problem 1: Zwei Versuche Netzstudie**

Die Netz-Studie wurde zweimal durchgeführt. Einmal mit dem Ansatz, die Netzfeinheit mittels einer Kugel, um die Drohne zu steuern, wodurch kleine Störungen der Strömung um die mobula an Ecken und Spalten besser abgebildet werden. Und dann indem die Feinheit der Vernetzung auf der Oberfläche der Drohne definiert ist und über eine Wachstumsbedingung mittels sogenannte Prismen-Schichten verfügt.

Die Kugel-Methode konnte bis zu einer Netzfeinheit von 8 mm verfolgt werden. Ab da war das Verfeinern aufgrund des Errors #002100013 nicht mehr möglich (angeblich würden Elemente aus der Symmetrieebene ragen, was nicht erklärt werden konnte).

Darum wurde auf eine Kombination aus Oberflächen-Vernetzung und Prismenschichten zurückgegriffen. Diese wurde ebenfalls in der Bachelorarbeit von Luca Müller FS18 verwendet.

**Problem 2: Rückströmung**

Ein weiteres Problem war, dass für die Netzstudie mit 45° AOA der Strömungsraum nach hinten verlängert werden musste und so zu viele Elemente generiert wurden (mit OST-Lizenz sind nur 512'000 Elemente erlaubt). Darum konnte die Netzstudie nur bis zu einer Feinheit von 5 mm durchgeführt werden. Gemäss der Netz-Studie bei 0° AOA würde eine Netzfeinheit von 5 mm ausreichen, jedoch verhielt sich die Simulation bei 45° AOA anders bei Verfeinerung, weswegen die Aussagekraft nicht direkt übertragen werden kann.

Somit ist diese Simulation qualitativ bedingt aussagekräftig, ansonsten müsste die Simulation weiter ausgearbeitet und verbesserte werden.

## 7.3 Effektivität der Modifikationen

**Schub-Vektor-Steuerung**

Als am effektivsten fiel die Schubvektorsteuerung aus. Sie erhöhte die Drehraten um den Faktor 2 bei verschiedenen Schwerpunktlagen. In der originalen XS NT Schwerpunkt-Konfiguration (CG: 323 mm) konnte die Dauer für einen Looping von 5.5 auf 3.5 Sekunden verbessert werden. Mit dem Schwerpunkt bei 462 mm verkürzte sich die Zeit für einen Looping sogar von 4 auf 1.8 Sekunden.

**Schwerpunkt verschieben**

Das Verschieben des Schwerpunktes machte den Flieger, wie gemäss Theorie erwartet, instabiler und somit auch wendiger. So verkürzte sich die Looping-Zeit von 5.5 auf 4 Sekunden, alleine durch das Verlagern des Schwerpunktes von 323 mm nach 362 mm.

**Zusätzliches Höhenruder**

Das Höhenruder verbesserte die Drehraten nur geringfügig und verkürzte die Looping-Zeiten nicht merklich. Deshalb wurden diese Versuche im Abschnitt 6 nicht ausführlicher dargestellt. Ersichtlich ist der Einfluss qualitativ in Abbildung 47 und Abbildung 52.

**Canard-Flügel**

Gemäss dem Feedback des Testpiloten, trugen die Canard-Flügel zu einem allgemein verbesserten Flugverhalten bei. Im Vergleich zum originalen XS NT Schwerpunkt (CG: 323 mm) verkürzte sich die Zeit für einen Looping von 5.5 auf 3.1 Sekunden, wobei der Schwerpunkt für den Test mit Canard-Flügel bei 315 mm lag.

# 8 Fazit

## 8.1 Zufriedenheit

Alles in allem bin ich persönlich sehr zufrieden mit dem Verlauf dieser Arbeit. Es gab keine groben Anpassungen und allfällige Probleme konnten im zeitlichen Rahmen gelöst werden.

**Mobula X** Der Prototyp wurde fristgerecht mit allen Modifikationen gefertigt und getestet. Es konnten alle nötigen Daten erhoben und Erfahrungen gesammelt werden.

**Testflüge** Die Testflüge verliefen überaus erfolgreich. So musste die zweite mobla X nicht fertig gebaut werden, da es glücklicherweise zu keinem Absturz kam – dies hätte durchaus passieren können, aufgrund der angestrebten Instabilität.

**Messdaten** Die Messdaten geben ebenfalls ein erfolgreiches Bild ab. Die Daten sind eindeutig ausgefallen, was die Auswertung relativ einfach machte. Trotz der vielen veränderlichen und unkontrollierbaren Parametern bei einem Testflug, wie den Windverhältnissen, dem Testpiloten etc., sind die Daten überaus vergleichbar. Dies ist wünschenswert, weil mittels Testflüge nur eine begrenzte Anzahl an Wiederholungen möglich ist.

**Simulationen** Die Simulationen gestalteten sich als der schwerste Teil der Arbeit. Simulationen in Ansys zu erstellen, bedarf einiger Erfahrung und Wissen. Eine steile Lernkurve galt es zu bewältigen, wie auch viele Errors zu lösen, bevor eine Simulation erfolgreich mit zureichender Aussagekraft erstellt werden konnte. Die Simulation bei 45° AOA konnte leider nicht genügend ausgearbeitet werden und ihre Aussagekraft lässt nur begrenzt Schlüsse aus den Resultaten zu ziehen.

**Erfüllung der Anforderung** Die im Pflichtenheft definierten Anforderungen konnten restlos erfüllt werden. Es wurden deutlich mehr Tests geflogen als die Mindestanforderung von einem Testflug. Weiter wurde die Wirkung von Canards untersucht und Simulationen erstellt, welche in dem Umfang nicht gefordert waren.

## 8.2 Ausblick

**Erhöhung der Wendigkeit** Falls bei einer weiteren Version der mobula eine höhere Wendigkeit gefordert ist, bietet sich diese Arbeit als gute Grundlage an. Es wird vor allem die Schub-Vektor-Steuerung empfohlen. Sie ist einfach im bestehenden Design zu integrieren und ist im Vergleich zu anderen Modifikationen am effektivsten, ohne ungewollte Flugeigenschaften zu beeinflussen. Dazu sollte der Schwerpunkt weiter nach hinten verlegt werden, basierend auf den Erkenntnissen der Simulationen und der Testflüge. Dies macht die mobula nicht nur wendiger, sondern verbessert allgemein die Flugeigenschaften (bspw. Nasenlastigkeit).

**Verbesserung der Flugeigenschaften** Bewegliche Canard-Flügel sollten in Betracht gezogen werden. Diese erhöhen nicht nur die Wendigkeit, sondern können laut Theorie die Effizienz der mobula ebenfalls steigern – dies würde die mögliche Einsatzdauer verlängern. Weiter könnte der Druckpunkt bis zum Schwerpunkt verschoben werden. Dies bedürfe aber einer permanenten Fluglageregelung, da der Flieger so seine stabilisierenden Eigenschaften verliert.

**Verschiebbarer Schwerpunk**

Ein im Flug verschiebbarer Schwerpunkt wird nicht empfohlen für die mobula. Das System nimmt viel Platz ein, ist komplex und kann versagen. Es reicht, den Schwerpunkt permanent weiter nach hinten zu verschieben und die Steuerwirkung zu verstärken, zum Beispiel mit einer Schub-Vektor-Steuerung. Weiter ist ein noch nicht untersuchter Aspekt zu bedenken: der aerodynamische Einfluss der Ausschnitte in den Flügeln, in denen sich die Batterien bewegen. Diese könnten die Flugeigenschaften ungewollt verschlechtern – dies müsste noch mittels Tests oder Simulationen abgeklärt werden.

**Simulation COP**

Die Simulation des COP sollte verifiziert werden, bevor basierend darauf konstruktive Anpassungen an einer mobula-Version gemacht werden. Die Simulation des COP mittels Ansys Fluent ist empfohlen. Zumal sich während des Simulierens mittels CFX immer wieder Inkonsistenzen zeigten. Ähnliche Ergebnisse würden die Berechnung in Ansys CFX restlos bestätigen. Fluent bietet sich an, weil es eine eigene Funktion zum Bestimmen des COP beinhaltet. Leider konnte Fluent in vorliegender Arbeit nicht verwendet werden, da die verfügbare OST-Lizenz nicht ausreichend viele Elemente zulässt.

**3D-Druck**

Die verwendeten neuartigen Kunststoff-Filamente eröffnen neue Möglichkeiten in der additiven Fertigung. In der Arbeit zeigte das Karbonfaser verstärkte PLA und auch das schäumendes PLA grosses Potenzial auf. So könnte ein ganzer Flügel durchaus in einem Druck hergestellt werden, wenn man diese Filamente kombiniert. Eine leichte dünne Aussenhülle aus schäumendem PLA mit einer stützenden Struktur oder einem direkt einen integrierten Holm aus Karbonfaser verstärktem PLA macht einen solchen Flügel durchaus leistungsfähig. Allerdings wäre dazu ein 3D-Drucker mit zwei Druckköpfen nötig, sodass nahtlos zwischen den zwei verschiedenen PLA gewechselte werden kann.

**Verbesserungspotenzial**

- Das Seilumlauf-System ist nicht genügend gegen Verrutschen gesichert, sodass dieses als fertig entwickeltes System angeschaut werden kann. Während der Tests ist aufgefallen, dass das Seil unter bestimmten Umständen am Antriebsrad vorbeigleiten kann. Problematisch ist dies, wenn die Gummibänder an Spannkraft verlieren. Dann kann die Haftreibung am Rad überwunden werden und der Schwerpunkt könnte unkontrolliert zu liegen kommen. Weiter sollte das Spannen über eine Spannrolle erfolgen und nicht mit Gummibändern. Diese wirken nur einseitig am Umlaufsystem. So kommt es zum Problem, dass das Seil tendenziell in eine Richtung am Antriebsrad vorbeirutscht.
- Die Simulation bei 45° AOA sollte mit einer anderen Vernetzungsstrategie in Ansys CFX erneut erstellt werden oder vorzugsweise in Ansys Fluent mit der entsprechenden Lizenz.
- Die Ausschläge der Schubvektorsteuerung und der Elevons könnten vergrössert werden. Dies würde die Steuerwirkung mit minimalem Aufwand weiter verstärken.
- Die Canard-Flügel könnten beweglich gesteuert werden. Dies würde ebenfalls die mögliche Steuerwirkung verstärken.

**Schlusswort**

Die beobachtete Wendigkeit, speziell mit den verschiedenen Modifikationen kombiniert, spricht für das Design der mobula. Mit den erzielten Drehraten und Loopingzeiten von unter einer Sekunde ist es gut vorstellbar, dass auch überaus wendige, schnelle Drohnen abgefangen werden können.

# 9 Literaturverzeichnis

[1] Wikipedia, „Canard (aeronautics),“ [Online]. Available: https://en.wikipedia.org/wiki/Canard_(aeronautics) . [Zugriff am 29 05 2021].

[2] N. Hall , „Aerodynamic Center,“ NASA, Glenn Research Center, [Online]. Available: https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/ac.html. [Zugriff am 30 05 2021].

[3] N. Hall, „Center of Pressure,“ NASA, Glenn Research Center, [Online]. Available: https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/cp.html. [Zugriff am 30 05 2021].

[4] S. Eberharth, „Leichtbaukonstruktion mobula XS,“ OST, Rappersil, 2020.

[5] P. Lange und L. Müller, „Drohne mit maximaler Wendigkeit - Semesterarbeit,“ HSR, Rapperswil, 2017.

[6] J. Anderson, Introduction to Flight (7th Edition), New York: McGraw-Hill, 2012.

[7] R. Kutte, Flugzeug Aerodynamik, Motorbuch Verlag, 1983.

[8] K. Engmann, Technologie des Flugzeuges, Deutschland: Vogel Business Media, 2018.

[9] D. J. Wildi, „Ausgewählte Kapitel der Flugtechnik,“ in *Flugtechnik*, ETH.

[10] M. Müller, „Die Saga von der EWD,“ Aufwind Magazin, [Online]. Available: https://www.aufwind-magazin.de/redaktion/0517_theorie/index.html. [Zugriff am 15 06 2021].

[11] Y. Gibbs, „NASA Armstrong Fact Sheet: X-29 Advanced Technology Demonstrator Aircraft,“ [Online]. Available: https://www.nasa.gov/centers/armstrong/news/FactSheets/FS-008-DFRC.html. [Zugriff am 21 05 2021].

[12] M. Kindle, „Die Geschichte der Mirage-Familie,“ *Schweizer Soldat + MFD : unabhängige Monatszeitschrift für Armee und Kader mit MFD-Zeitung,* p. 3, 1988.

[13] „Chronik der Flugplatzabteilung 3,“ [Online]. Available: http://www.flplabt3.ch/chronikflpltur/flugzeugtypen/mirageiii/index.html. [Zugriff am 07 06 2021].

[14] Smithsonian, „Rutan VariEze,“ Smithsonian, [Online]. Available: https://www.si.edu/object/rutan-varieze%3Anasm_A19860067000. [Zugriff am 13 06 2021].

[15] Wikipedia, „Liste von Versuchsflugzeugen,“ [Online]. Available: https://de.wikipedia.org/wiki/Liste_von_Versuchsflugzeugen . [Zugriff am 02 06 2021].

[16] Mateksys, „FLIGHT CONTROLLER F765-WING,“ [Online]. Available: http://www.mateksys.com/?portfolio=f765-wing. [Zugriff am 08 06 2021].

[17] Wikipedia, „Liste von Versuchsflugzeugen,“ [Online]. Available: https://de.wikipedia.org/wiki/Bell_X-1),. [Zugriff am 14 05 2021].

[18] W. Bislin, „Berechnung: Mittlere Aerodynamische Flügeltiefe (MAC),“ [Online]. Available: http://walter.bislins.ch/blog/index.asp?page=Berechnung%3A+Mittlere+Aerodynamische+Fl%FCgeltiefe+%28MAC%29. [Zugriff am 07 06 2021].

[19] R. Fuchs, M. Friedel, B. Meier und H. Nordborg, „Numerische Strömungsberechnung - Unterrichtskript,“ OST, Rapperswil, 2021.

## Dank

An dieser Stelle möchte ich Herrn Markus Henne für die Möglichkeit danken, mein Wissen im Bereich der Aerodynamik, Drohnen und Simulationstechnik mittels dieser Arbeit zu vertiefen. Dann einen speziellen Dank an Tizian Steiner, der als Testpilot einen hervorragenden Job gemacht hat und diese Arbeit massgeblich unterstützt hat. Bei der CFD-Simulation wurde ich von Herrn Boris Meier und Herrn Salvatore Oricchio beraten. Weiter möchte ich meiner Familie und Freunden danken, welche mich bei der Korrektur und Gestaltung der Arbeit unterstützt haben.

## Erklärung zur Urheberschaft

**Erklärung** Ich erkläre hiermit, dass ich die vorliegende Arbeit ohne Hilfe Dritter angefertigt habe. Ich habe nur die Hilfsmittel benutzt, die ich angegeben habe. Gedanken, die ich aus fremden Quellen direkt oder indirekt übernommen habe, sind kenntlich gemacht. Die Arbeit wurde bisher keiner anderen Prüfungsbehörde vorgelegt und auch noch nicht veröffentlicht.

**Ort/Datum** Rapperswil, 18. Juni 2021

**Unterschrift** Student: Lukas Reitemeier

## Impressum

Lukas Reitemeier
Bubental 4
8852 Altendorf

lukas@reitemeier.ch

www.reitemeir.ch

# Anhang

**I Pflichtenheft**

**II Arbeitszeit & Fragenkatalog**

**III Berechnungs-Excel**

**IV Arbeits-Log**

**V Test-Daten (Log-Daten, Video und Auswertung)**

**VI Fotos & Videos**

**VII CAD-Daten**

**VIII Ansys-Daten**

**IX 3D-Druck-Daten**