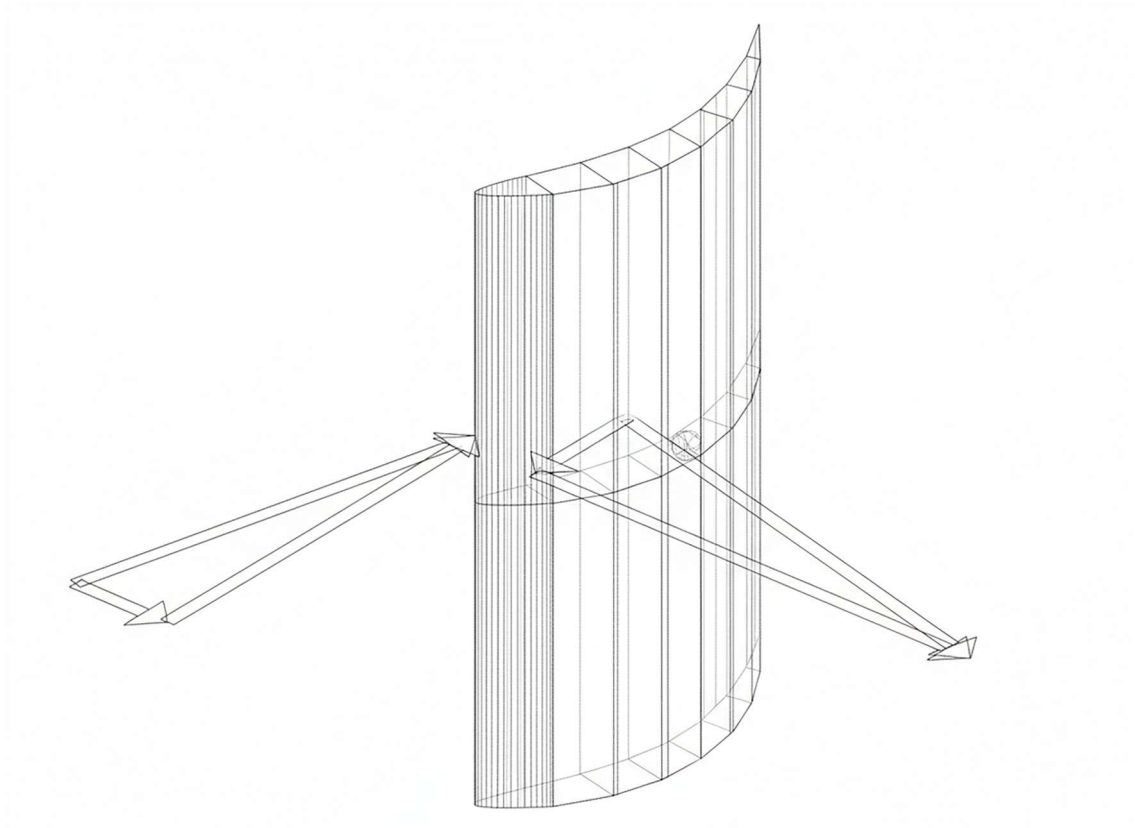


Morphende Flügelprofile für vertikalachsiges Kleinwindräder



Hugo Paul Vetter

Stiftsschule Einsiedeln

Maturaarbeit 2026

Abgabedatum: 10. November 2025

Betreuer: Ben Hambrecht

Korreferent: David Kümin

Abstract

In dieser Arbeit wird das Konzept der morphenden Flügelprofile für vertikalachsig Kleinwindräder erklärt. Die Idee basiert auf dem vertikalachsigen H-Rotor, welcher ein symmetrisches Flügelprofil nutzt. Anstelle dessen wird mittels Exzenter ein asymmetrisches Flügelprofil genutzt, welches einen höheren Leistungskoeffizienten c_p und somit eine grössere Effizienz erzielt. Das asymmetrische Flügelprofil verändert während der Rotation seine Form (morphet), um an jeder Stelle in der Rotation einen grösstmöglichen Auftrieb bei kleinstmöglichem Widerstand zu erzeugen. Um eine Leistungssteigerung nachzuweisen, wurde ein Prototyp gebaut und getestet, sowie eine Simulation in Blender durchgeführt. Beide zeigen einen klaren Leistungsanstieg der morphenden Flügelprofile im Vergleich zum konventionellen H-Rotor.

Inhaltsverzeichnis

Abstract.....	III
Inhaltsverzeichnis.....	IV
Vorwort.....	VII
1 Einleitung.....	1
1.1 Historie der Windenergie	2
1.2 Grundlagen der Aerodynamik und Windkraftanlagen	3
1.2.1 Schnelllaufzahl λ	3
1.2.2 Leistungskoeffizient c_p	3
1.2.3 Impulstheorie nach Betz und Schmitz.....	4
1.2.4 Widerstandsprinzip	4
1.2.5 Auftriebsprinzip.....	5
1.2.6 Auftriebskoeffizient c_A	6
1.2.7 Gleitzahl ϵ	7
1.2.8 Flügelprofile.....	8
1.2.9 NACA-Standard für Flügelprofile	8
1.3 Verschiedene Arten von Windkraftanlagen.....	9
1.3.1 Windkraftanlagen mit horizontaler Achse.....	9
1.3.2 Windkraftanlagen mit vertikaler Achse.....	11
1.3.3 Leistungskoeffizient verschiedener Windkraftanlagen	12
1.4 Ziel, Fragestellung und Hypothese.....	13
2 Material und Methoden.....	14
2.1 Konzept der Morphing-Flügelprofile.....	14

2.1.1	Funktionsweise konventioneller H-Rotor.....	14
2.1.2	Aufteilung der Kräfte am konventionellen H-Rotor	16
2.1.3	Ineffizienz des konventionellen H-Rotors	17
2.1.4	Problemlösung durch Morphing	18
2.2	Simulation	20
2.2.1	Blender.....	20
2.2.2	Berechnung pro Frame	21
2.2.3	Ermittlung der Nutzleistung P_{Nutz}	25
2.2.4	Weiterverarbeitung.....	26
2.2.5	XFoil	27
2.2.6	Interpolation der Auftriebs- und Widerstandskoeffizienten.....	30
2.3	Prototyp.....	31
2.3.1	Erklärung des Prototyps	32
2.3.2	Bauprozess	35
2.3.3	Experiment	36
3	Resultate.....	41
3.1	Simulation	41
3.2	Datenauswertung des Prototyps	45
3.3	Vergleich zur Simulation	50
4	Diskussion	51
4.1	Simulation	51
4.2	Prototyp.....	52
4.3	Schlussfolgerungen.....	53

4.3.1	Rückblick auf Fragestellung und Hypothese	53
4.3.2	Einordnung in den gesellschaftlichen Kontext	53
4.4	Ausblick	53
4.4.1	Simulation	54
4.4.2	Windkanal	54
4.4.3	Material und Bauweise	54
4.4.4	Windkraftanlagen mit Morphing-Flügelprofilen im normalen Gebrauch	54
4.4.5	Weiterführende Ideen	55
5	Schlusswort	56
6	Verzeichnisse	58
6.1	Abkürzungsverzeichnis	58
6.2	Symbolverzeichnis	59
6.3	Tabellenverzeichnis	60
6.4	Abbildungsverzeichnis	61
7	Literaturverzeichnis	63
8	Anhang	65

Vorwort

Die Luftfahrt hat mich schon immer begeistert. Seit meiner Kindheit haben mich Flugzeuge und ihre Funktionsweise interessiert. Während für andere das Fliegen ein reines Transportmittel von A nach B ist, beginnen meine Ferien am Flughafen. Mein Interesse für das Fliegen umfasst unter anderem das realitätsnahe Simulieren, meistens im Airbus A320-200 im «Microsoft Flight Simulator 2020» sowie zwei Flugstunden in einer echten Diamond DA 40. Da mich auch die technischen Aspekte eines modernen Flugzeugs faszinierten, sammelte ich über die Jahre Wissen über Flugzeuge und ihre Flügel.

Flugzeugflügel benutzen verstellbare Klappen an den vorderen und hinteren Enden der Flügel, die sogenannten Flaps und Slats. Diese verändern die Form und Grösse des Flügels, um die Aerodynamik an die jeweilige Phase des Fluges anzupassen. Beim Starten und Landen soll ein Flugzeug möglichst langsam fliegen können, während es beim Reiseflug so effizient wie möglich Strecke zurücklegen soll. Während einer langen Autofahrt, die an vielen Windrädern vorbeiführte, kam mir die Frage auf, ob man nicht Windräder mit Slats und Flaps versehen könnte, um ihre Effizienz zu steigern. Daraus entwickelte sich dann meine Idee, anstelle von einzelnen sich bewegenden Bauteilen am Flügel den ganzen Flügel morphend zu gestalten.

1 Einleitung

Energie - sie sorgt dafür, dass unsere Häuser hell und warm sind, dass unsere Fabriken Güter produzieren, dass die Menschheit sich entwickelt. Sie ist die Grundlage der modernen Gesellschaft, und ein Leben ohne sie wäre ein Leben in der Vergangenheit, fern von Fortschritt.

Gleichzeitig stammt 78% der weltweit erzeugten Energie aus fossilen Brennstoffen (Pawlik, 2024). Diese Abhängigkeit von Erdöl, Erdgas, Kohle und Torf stellt ein großes Problem dar, da diese Energieträger nicht nachhaltig sind. Sie tragen aktuell zum Klimawandel bei und werden zukünftig aufgebraucht sein.

Mit Blick auf aktuelle Weltereignisse wie der Krieg in der Ukraine und stetigen Unruhen in Palästina sowie Trumps erratischer Umwelt- und Aussenpolitik kommt eine weitere Gefahr zutage. So schreibt die Handelszeitung (Ringier AG, 2022) von «Energie als Waffe». Im Jahr 2021 bezog Deutschland noch etwa 55% seines Gases von Russland. Sommer 2022 markierte das Ende des russischen Gases in Deutschland (Janson, 2024). Ein früheres Beispiel ist die Ölkrise von 1973, die zeigt, dass despotische und autokratische Herrscher durch die Lieferung fossiler Energieträger gewaltige Macht auf andere Staaten ausüben können (Volk, 2023). Zur Bewahrung der Freiheit und Unabhängigkeit und zur Sicherung der Lebensgrundlage bedarf es folglich einer Abwendung dieser Energiequellen (Richter, 2024).

Ab Ende des 19. Jahrhunderts wurden die Energieträger diversifiziert, wobei der Ausbau von erneuerbaren Energiequellen priorisiert wurde. Des Weiteren lässt sich momentan eine wichtige sozialkonstruktivistische (Korf, 2024) Entwicklung beobachten: Die Demokratisierung der Energie. Dies bedeutet, dass sich Menschen selbst an der Energiewende beteiligen. Sie steigen auf nachhaltigere Fortbewegungsmittel um, wählen grüne Stromversorger oder installieren selbst kleine Photovoltaikanlagen auf dem Balkon oder Dach (Aream Group, 2024).

Die erneuerbare Energiequelle, die bislang den Sprung zum Endverbraucher nur in geringem Masse geschafft hat, ist die Windenergie. Dabei sind 88% der verbauten Kleinwindräder solche mit einer horizontalen Achse, nur 12% haben eine vertikale

Achse (Erklärung zu den Windradachsen im Abschnitt 1.3). Dabei sind vertikalachsige Kleinwindräder einfacher zu warten, im Regelfall geräuscharmer und sind, neben weiteren Faktoren, eher für turbulente Windverhältnisse geeignet. Das stärkste Argument gegen aktuelle Modelle vertikalachsiger Kleinwindräder ist die geringere Effizienz und damit geringere Wirtschaftlichkeit (Jüttemann, 2022).

Mit meiner Maturaarbeit möchte ich prüfen, ob es möglich ist, die Effizienz vertikalachsiger Kleinwindräder zu verbessern, indem der Flügel während der Rotation seine Form verändert. Diese Veränderung sorgt für ein besseres Verhältnis von Auftrieb zu Luftwiderstand. Somit wird aus der Luft effizienter Energie gewonnen. Gelingt dies, könnten Kleinwindräder attraktiver werden und den Weg in eine Zukunft mit demokratisierter Energie ebnen. Zur Standardausstattung jedes Hauses gehöre dann neben der Photovoltaikanlage auch ein Kleinwindrad, wodurch grosse Mengen grünem Strom dezentral produziert würden. Dies trägt zur Bekämpfung aller zuvor beschriebenen Probleme bei und wäre ein grosser Schritt in eine ökologische, soziale und politisch stabile Zukunft.

1.1 Historie der Windenergie

Schon vor unserer Zeitrechnung machte sich der Mensch die Windenergie zu Nutzen. So wurde der Wind stationär gebraucht, um Häuser zu kühlen und Korn sowie Ölsaaten zu mahlen, wovon sich das bekannte Wort «Windmühle» ableitet. Auch nicht-stationäre Anwendungen wie das Fortbewegen von Schiffen per Segel fanden ihren Platz. In den Niederlanden waren die Windmühlen essenziell für die Entwässerung der durch Deiche trockengelegten Gebiete. Knapp vor 1900 beginnt in Dänemark die Stromproduktion mit Windrädern (IG Windkraft (AU), 2005). Der kommerzielle Durchbruch gelang der Windenergie in den 1990er Jahren durch neue gewichtssparende Produktionsmethoden.

Während dieser Zeit entwickelten sich eine Vielzahl verschiedener Arten von Windkraftanlagen. Darauf geht das Kapitel 1.3.3 ein.

1.2 Grundlagen der Aerodynamik und Windkraftanlagen

Für diese Arbeit ist ein grundlegendes Verständnis von Aerodynamik vorteilhaft. Die wichtigsten Konzepte werden im Folgenden kurz zusammengefasst. Dabei beziehe ich mich, wo möglich bzw. wo nötig, auf gebräuchliche aerodynamische Einheiten und Notationen anstelle des Allgemeinen (zum Beispiel «Luft» anstatt «Medium / Fluid»).

1.2.1 Schnelllaufzahl λ

Die Schnelllaufzahl λ wird definiert durch das Verhältnis der Umfangsgeschwindigkeit des Rotors u zur Windgeschwindigkeit v_W (Hau, 2016):

$$\lambda = \frac{u}{v_W}$$

Liegt λ unter 1, bewegt sich der Rotor langsamer als der Wind. Bewegt er sich schneller als der Wind, liegt λ über 1. Eine grössere Schnelllaufzahl λ bedeutet, dass das Windrad effizienter ist. Beispiele und Relevanz folgen in den Kapiteln 1.2.4, 1.2.5 und 1.3.

1.2.2 Leistungskoeffizient c_P

Der Leistungskoeffizient c_P einer Windkraftanlage ist wie der Wirkungsgrad einer Windkraftanlage. Es ist das Verhältnis (Hau, 2016):

$$c_P = \frac{P_{\text{nutz}}}{P_{\text{in}}}$$

Wobei:

P_{nutz} : Durch die Windkraftanlage generierte mechanische Nutzleistung.

P_{in} : Zugeführte Leistung, also die (kinetische) Leistung der Luft.

1.2.3 Impulstheorie nach Betz und Schmitz

Erzeugt ein Windrad aus der Luft Energie, wird diese aufgrund des Energieerhaltungssatzes der Luft entzogen. Durch die Reduzierung der Energie in der Luft senkt sich die Windgeschwindigkeit. Daraus ergibt sich allerdings ein theoretisches Problem. Entzieht ein Windrad der Luft viel Energie, wird diese sehr stark verzögert. Hinter dem Windrad gibt es dann eine Art Stauung von zu langsamer Luft, die sich nach dem Durchlaufen des Windrades nicht schnell genug wegbewegen kann. Alfred Betz berechnete daraus den höchstmöglichen Leistungskoeffizient $c_P = \frac{16}{27} \approx 59\%$.

Schmitz verfeinerte die Theorie von Betz, woraus sich eine Funktion in Abhängigkeit der Schnelllaufzahl λ ergibt (BWE (I), kein Datum):

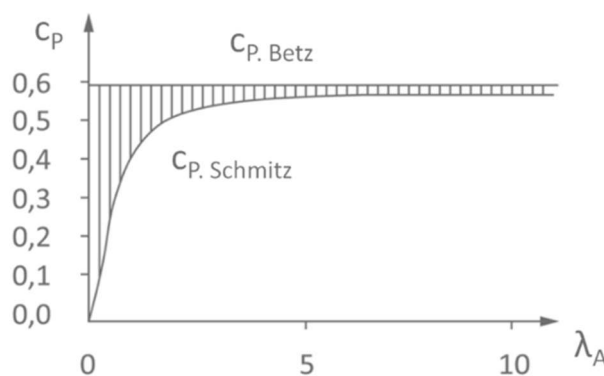


Abbildung 1-1: Leistungskoeffizient in Abhängigkeit der Schnelllaufzahl (BWE (I), kein Datum)

1.2.4 Widerstandsprinzip

Windkraftanlagen, die auf dem Widerstandsprinzip basieren, werden Widerstandsläufer genannt. Sie gewinnen Energie aus der Luft, da die Komponente des Windes, die orthogonal auf eine Fläche wirkt, eine Widerstandskraft in die gleiche Richtung ausübt. Ein einfaches Beispiel dafür ist ein Rahsegel. Windräder nach dem Widerstandsprinzip können nie eine Schnelllaufzahl λ über 1 erreichen, da sie nicht schneller als der Wind sein können. Die Widerstandskraft F_W ist (Hau, 2016):

$$F_W = \frac{\rho}{2} \cdot c_W \cdot v^2 \cdot A_R$$

Wobei:

ρ : Dichte der Luft.

c_W : Luftwiderstandskoeffizient. Er gibt den Strömungswiderstand eines Körpers, der von Luft umströmt wird, an und wird experimentell, beispielsweise in einem Windkanal, bestimmt (Prandtl, 2009).

v : Windgeschwindigkeit bezüglich des Rotors. Dreht dieser sich bereits, muss die Eigengeschwindigkeit rausgerechnet werden.

A_R : Referenzfläche. Dies ist die projizierte Fläche des Flügels in der Sicht von oben. Die Wölbung spielt keine Rolle.

1.2.5 Auftriebsprinzip

Windkraftanlagen nach dem Auftriebsprinzip, genannt Auftriebsläufer, erzeugen eine Auftriebskraft durch aerodynamische Flügel. Die Grundidee dahinter geht auf den Basler Mathematiker und Physiker Daniel Bernoulli im 18. Jhdt. zurück. Er stellte diese Gleichung auf:

$$\frac{v^2}{2} + \frac{p}{\rho} + gz = \text{const.}$$

Wobei:

v : Windgeschwindigkeit.

p : Statischer Druck der Luft [pa].

ρ : Dichte der Luft [kg/m³].

g : Ortsfaktor der Erde, also $9.81 \frac{m}{s^2}$.

z : Höhe über Bezugspunkt [m].¹

¹ g und z haben für die Anwendung in dieser Arbeit keine Relevanz.

Aus dieser Gleichung können wir schliessen, dass der Druck p sinkt, wenn der den Flügel umströmende Wind v schneller wird. Durch die gewölbte Form eines aerodynamischen Flügels muss die Luft an der Oberseite des Flügels eine grössere Distanz zurücklegen, was bedeutet, dass sie schneller sein muss als die Luft unter dem Flügel. Durch den über dem Flügel herrschenden Unterdruck entsteht eine Sogkraft (vgl. Venturi-Effekt). Diese Sogkraft ist die nach oben gerichtete Netto-Auftriebskraft F_A (Dietz, 2024). Dadurch kann eine grössere totale Kraft als die Widerstandskraft erzeugt werden, wodurch die Schnelllaufzahl λ grösser als 1 sein kann. Dieses Prinzip ist vor allem von Flugzeugflügeln und Helikopterrotoren bekannt. Die Auftriebskraft F_A kann mit dieser Formel beschrieben werden:

$$F_A = c_A \cdot \frac{\rho}{2} \cdot v^2 \cdot A_R$$

Wobei:

c_A : Auftriebskoeffizient. Er ist vom Anstellwinkel abhängig. Mehr dazu im nächsten Abschnitt sowie im Abschnitt 2.2.5.

A_R, ρ, v : wie oben.

Auch auf Auftriebsläufer wirkt eine Widerstandskraft F_W , welche aber bei geringem Anstellwinkel klein ist.

1.2.6 Auftriebskoeffizient c_A

Der Auftriebskoeffizient c_A beschreibt die Fähigkeit eines von Luft umströmten Körpers, eine Auftriebskraft F_A zu generieren. Er ist bei kleinem Anstellwinkel näherungsweise eine lineare Funktion des Anstellwinkels. Danach fällt der Auftrieb stark ab. Es kommt zum Strömungsabriss, im englischen «Stall» genannt (Bislin, 2012):

$$c_A(\alpha) = m_{c_A} \cdot \alpha + c_{A0}$$

Wobei:

α : Anstellwinkel [°].

m_{c_A} : Steigung der Gerade.

c_{A0} : Auftriebskoeffizient c_A an der Stelle 0.

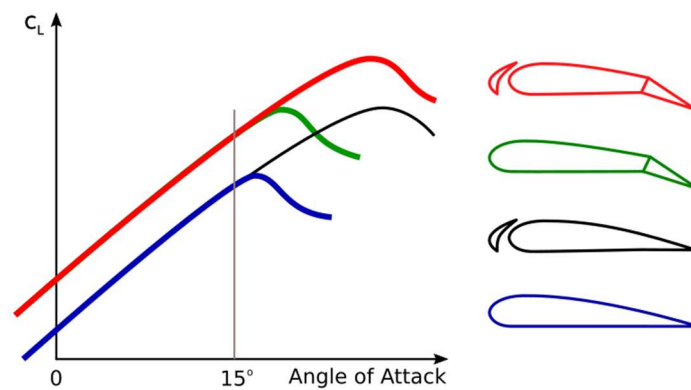


Abbildung 1-2: Auftriebskoeffizient in Abhängigkeit des Anstellwinkels (Bislin, 2012)

Die obenstehende Grafik zeigt, wie bei beispielhaften Flugzeugflügeln durch Flaps und Slats der Auftriebskoeffizient c_A verändert wird.

1.2.7 Gleitzahl ϵ

Das vor allem in der Luftfahrt gebräuchliche Verhältnis von Auftriebskoeffizient und Widerstandskoeffizient wird Gleitzahl ϵ genannt:

$$\epsilon = \frac{c_A}{c_W}$$

Eine grosse Gleitzahl ϵ bedeutet, dass das Objekt einen geringen Luftwiderstand im Vergleich zu seinem Auftrieb hat und ist somit ein Ausdruck der Effizienz. Eine möglichst grosses ϵ ist im Regelfall anstrebenswert. Grundsätzlich funktioniert ein Flügel mit grosser Gleitzahl ϵ in einem kleineren Spektrum von Geschwindigkeit und Anstellwinkel. (Dietz, 2024)

Dieser allgemeine Zusammenhang ist die Schwachstelle der konventionellen H-Rotoren. Der Abschnitt 2.1 geht darauf ein und stellt die Lösung durch Morphing-Flügelprofile vor.

1.2.8 Flügelprofile

Ein Flügelprofil (auch Tragflügelprofil) gibt die Querschnittsform eines Flügels in Strömungsrichtung an. Dadurch bestimmt das Flügelprofil die aerodynamischen Eigenschaften. An das Flügelprofil werden je nach Anwendung viele Bedingungen gestellt. So muss in der zivilen Luftfahrt der Flügel beispielsweise das Fahrwerk und Treibstofftanks beinhalten (Dietz, 2024).

1.2.9 NACA-Standard für Flügelprofile

Um später auf gesicherte Daten zugreifen zu können, wird ein Standard für Flügelprofile verwendet. Das National Advisory Committee for Aeronautics (kurz NACA), der Vorgänger der heutigen NASA, entwickelte in den 1930ern einen Standard zur Notation von Flügelprofilen. Die erste, bekannteste ist die NACA four-digit series. Dabei wird ein symmetrischer Profiltropfen um eine eventuell gewölbte Skelettlinie gelegt.

Die vier Zahlen stehen jeweils für:

NACA **X**xxx: Die erste Zahl gibt die Wölbung f in Prozent ($\frac{f}{t}$) an. Es ist der maximale Abstand zwischen der geraden Profilsehne und der Skelettlinie.

NACA **xX**xx: Die zweite Zahl ist die Wölbungsrücklage x_f und gibt relativ zur Länge der Profilsehne den Ort an, wo die maximale Wölbung f sein soll. Der Wert wird im Vielfachen von 10% angegeben. 5 bedeutet also, dass die Wölbung in der Mitte des Flügels liegt.

NACA **xxXX**: Die letzten zwei Zahlen geben die Profildicke d an der dicksten Stelle des Flügels als relative Prozentzahl zur Länge der Profilsehne an (Dietz, 2024).

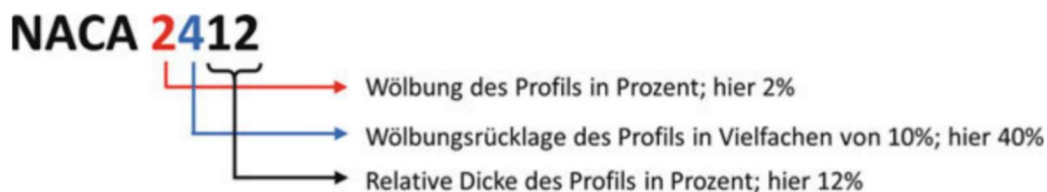


Abbildung 1-3: Beispielhafte Erklärung der NACA four-digit series (Dietz, 2024)

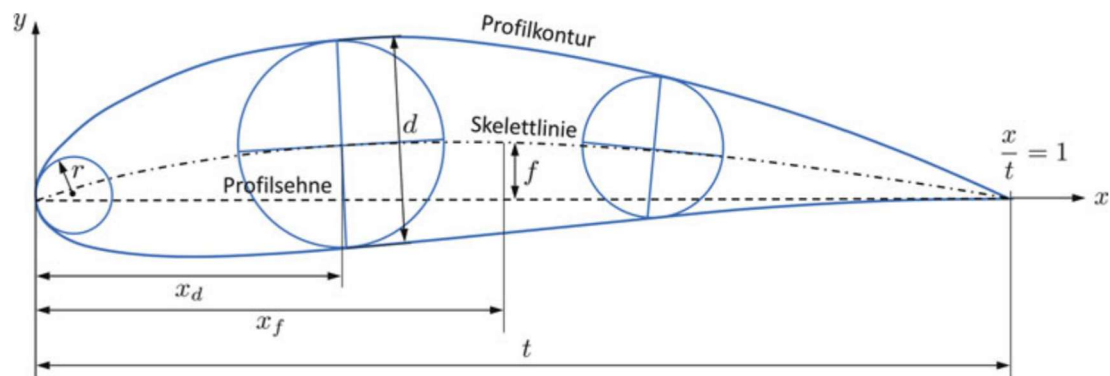


Abbildung 1-4: Wichtige Begriffe am Flügelprofil (Dietz, 2024)

x_d ist in dieser Arbeit nicht von Relevanz.

1.3 Verschiedene Arten von Windkraftanlagen

Windkraftanlagen gibt es in vielen Konstruktionsvarianten und Bauarten. Dieses Kapitel verschafft einen Überblick über die wichtigsten und gängigsten Arten von Windkraftanlagen.

Das Hauptunterscheidungsmerkmal ist die Orientierung der Drehachse des Rotors, wobei zwischen Rotoren mit vertikaler und horizontaler Drehachse unterschieden wird. Die folgenden Unterkapitel erklären die jeweiligen Konstruktionsarten.

1.3.1 Windkraftanlagen mit horizontaler Achse

Wer sich ein typisches Windrad vorstellt, denkt an diese Bauart. Er prägt das Bild der Windkraft und steht symbolisch für grüne Energie. Die Achse, um die sich die Flügel drehen, ist horizontal. Somit kann diese Variation als «horizontalachsig» beschrieben werden. Typischerweise ist er mit drei Rotorblättern aufzufinden, da diese Konfiguration in typischer Ausgangslage am effizientesten ist und dazu weitere Vorteile wie geringe Geräuschemissionen liefert.

Abbildung 1-5 zeigt ein vereinfachtes Diagramm einer solchen Anlage.

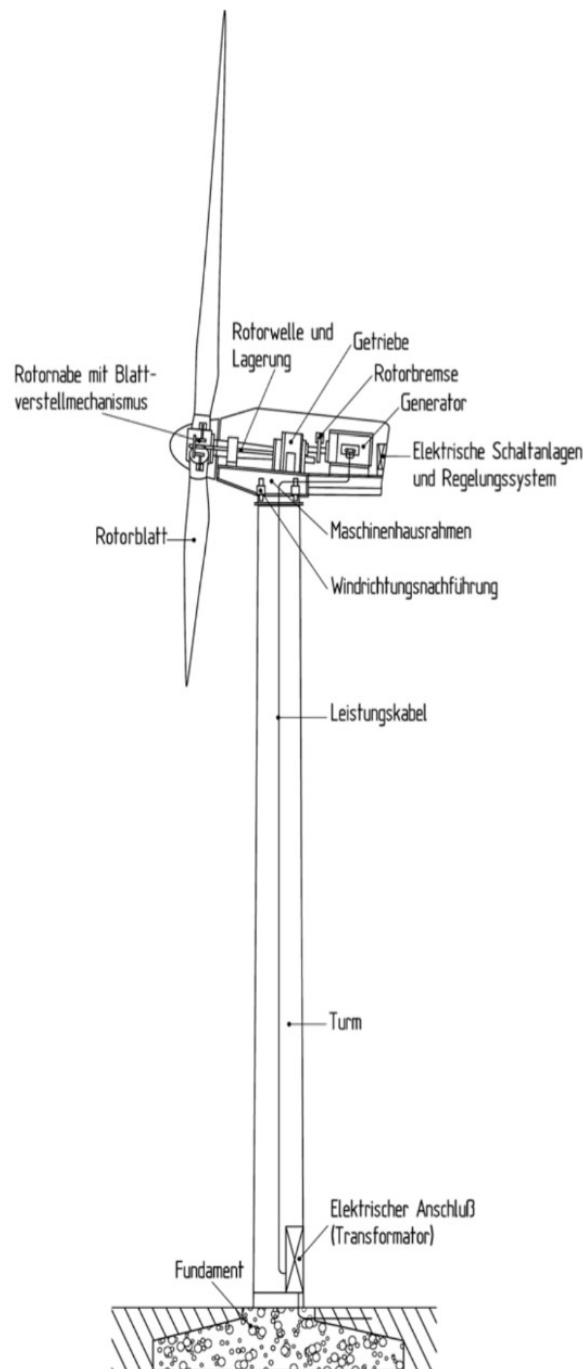


Abbildung 1-5: Schematische Darstellung einer horizontalachsigen Windkraftanlage (Hau, 2016)

1.3.2 Windkraftanlagen mit vertikaler Achse

Das Gegenstück zur horizontalachsigen Windkraftanlage ist jene mit einer vertikalen Achse, im Folgenden auch «vertikalachsig» bezeichnet. Wie in der Einleitung erwähnt, wird sie nur sehr selten angewendet und steht bei einem niedrigeren Entwicklungsstand (Kanitz, 2016). Geschichtlich betrachtet waren die ersten Windkraftanlagen, persische Windmühlen, nach dieser Bauart errichtet.

Es gibt drei wichtige Unterteilungen der vertikalachsige Windkraftanlagen:

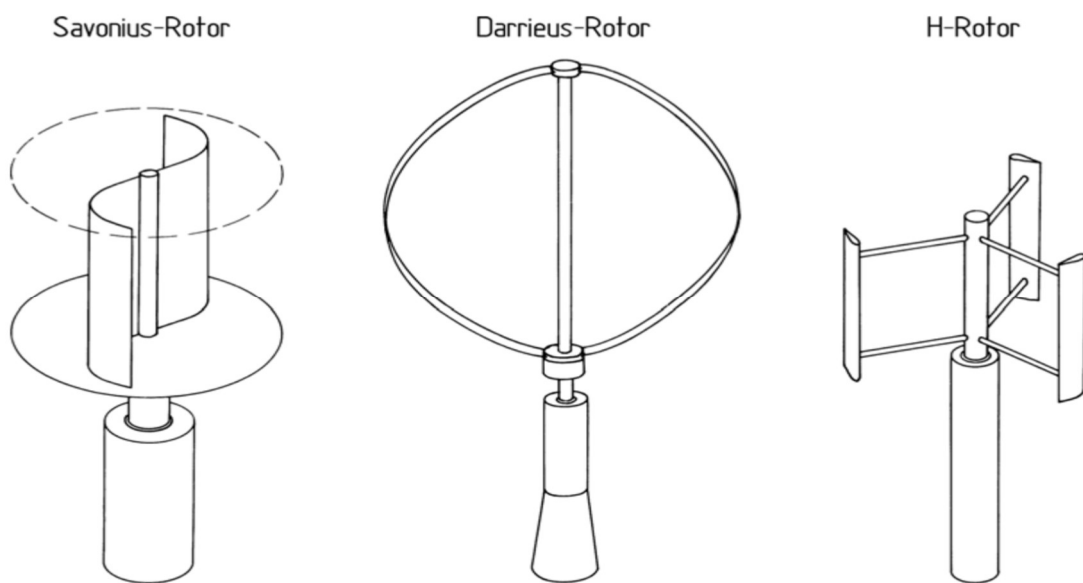


Abbildung 1-6: Bauarten vertikaler Windkraftanlagen (Hau, 2016)

Der Savonius-Rotor ist ein sehr frühes Prinzip, welches eine geringe Effizienz aufweist und heute praktisch keine Anwendung mehr findet. Er funktioniert nach dem Widerstandsprinzip. Der Darrieus-Rotor ist die erste vertikalachsige Windkraftanlage, die aerodynamische Auftriebskräfte nutzt. Somit ist dieser effizienter als sein Vorgänger. Er weist eine Schnelllaufzahl λ über 1 auf. Der H-Rotor ist eine Abwandlung des Darrieus-Rotors. In meiner Arbeit werde ich mich nur auf den H-Rotor beziehen und auf Grundlage dessen mein eigenes Prinzip entwickeln.

1.3.3 Leistungskoeffizient verschiedener Windkraftanlagen

Die folgende Grafik zeigt die Leistungskoeffizienten verschiedener Bauarten von Windkraftanlagen. Die y-Achse beschreibt den Leistungskoeffizient c_p , der, wie in Kapitel 1.2.5 beschrieben, limitiert ist. Die x-Achse zeigt die Schnelllaufzahl λ .

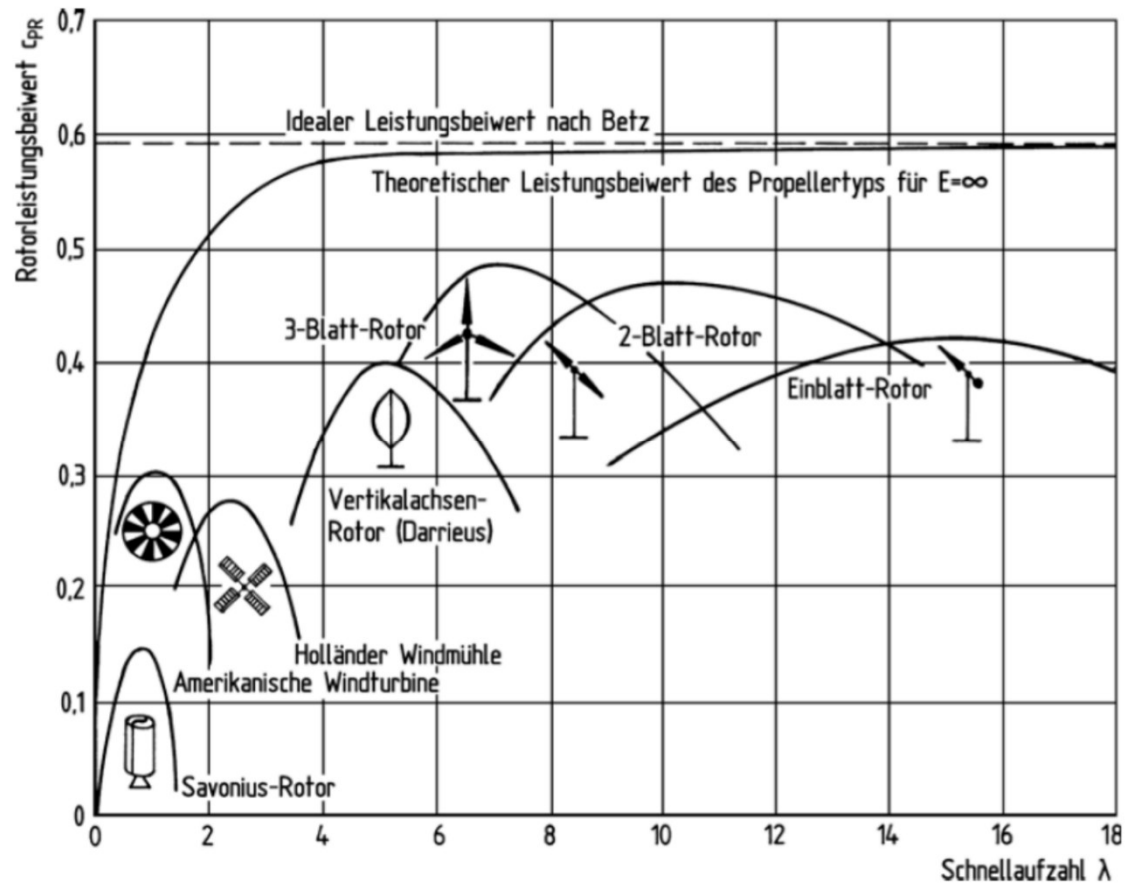


Abbildung 1-7: Leistungskoeffizienten verschiedener Bauarten von Windkraftanlagen (Hau, 2016)

1.4 Ziel, Fragestellung und Hypothese

Das Ziel dieser Arbeit ist es, eine Windkraftanlage zu entwickeln, die auf dem vertikalachsigen H-Rotor basiert und von Morphing-Flügelprofilen Gebrauch macht. Diese neue Windkraftanlage sollte eine möglichst grosse Gleitzahl ϵ aufweisen. Angestrebt wird eine Reduktion des Defizits im Leistungskoeffizient C_p der vertikalachsigen Windräder im Vergleich zu horizontalachsigen Varianten. Weiterreichend ist das Ziel, dass diese Arbeit eine Grundlage bietet, um kleine vertikalachsige Windräder wirtschaftlicher zu machen und damit auf die in der Einleitung angesprochenen Punkte einzugehen.

Daraus formuliert sich die Fragestellung:

Können Morphing-Flügelprofile die Effizienz von vertikalen Windkraftanlagen steigern?

Die Hypothese, die es zu bestätigen oder widerlegen gilt, lautet somit:

Ein vertikalachsiges Windrad mit Morphing-Flügelprofilen hat einen höheren Leistungskoeffizient C_p als eine H-Rotor-Windkraftanlage.

2 Material und Methoden

Zuerst wird der Ansatz der Morphing-Flügelprofile theoretisch erklärt, dann werden Berechnungen durchgeführt sowie ein Prototyp gebaut.

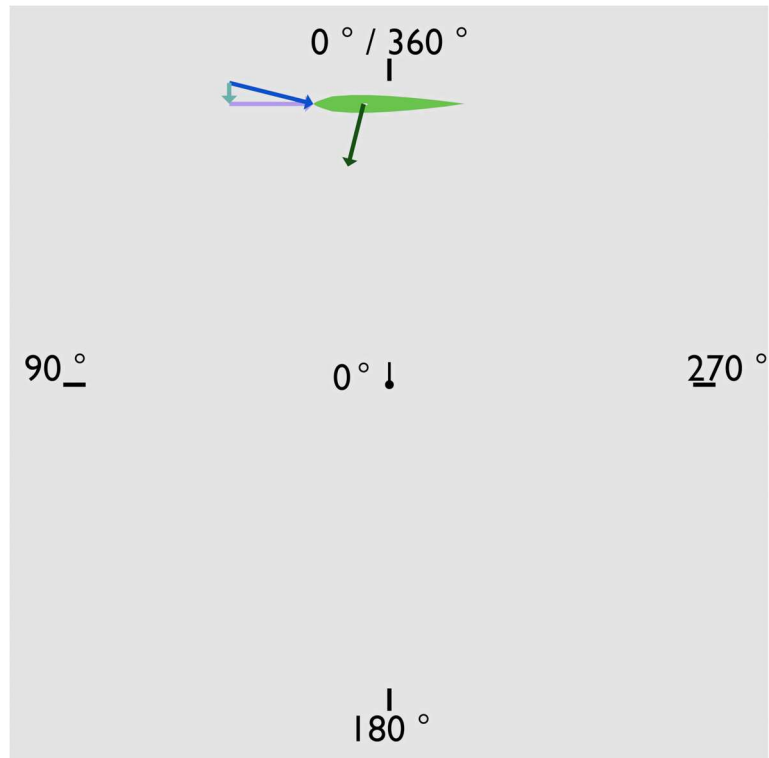
2.1 Konzept der Morphing-Flügelprofile

Dieses Kapitel erklärt die Funktionsweise der konventionellen H-Rotoren sowie meinen Ansatz eines Morphing-Flügels für vertikalachsige Windkraftanlagen.

«Morphing» bedeutet, dass ein Objekt seine Form in kontrolliertem, gewünschtem Rahmen verändert, ohne dabei Schaden zu nehmen. Das Objekt kann in gleicher Art beliebig oft in die Ausgangslage zurückkehren.

2.1.1 Funktionsweise konventioneller H-Rotor

Die nachstehende Animation zeigt das Profil eines rotierenden Flügels aus der Vogelperspektive. In der Mitte ist die Achse und die Gradzahl zu sehen. Der echte Wind weht von 0° in Richtung 180° . Der Flügel dreht sich gegen den Uhrzeigersinn. Vor dem Flügel ist ein Vektordreieck. Der türkise Vektor für den echten Wind zeigt dabei immer aus Richtung 0° nach 180° und ändert die Länge nicht. Der durch die Rotation um den Mittelpunkt erzeugte Wind wird durch den magentafarbenen Vektor abgebildet. Da er immer entgegen der Rotation zeigt, ändert sich die Richtung bei gleichbleibender Länge stetig.



Dies ist eine animierte Abbildung. Das Video kann über den Link oder durch Scannen des QR-Codes mit einem Mobiltelefon geöffnet werden.

<https://youtu.be/11oJDabSDkI>



Abbildung 2-1: (Ausgewählte) Kräfte am konventionellen H-Rotor während einer Umdrehung. Parameter wie in Abbildung 2-6 dargestellt

Die Summe beider Windvektoren bildet den als blauen Vektor dargestellten scheinbaren Wind und ist für die aerodynamischen Prozesse relevant.

Im Laufe einer Rotation um 360° sehen wir verschiedene Phasen. Bei 0° wird der Flügel mit einem hohen Anstellwinkel von oben angeströmt. Bei 180° ist der Anstellwinkel beinahe identisch, allerdings trifft der scheinbare Wind den Flügel von der anderen Seite. Bei 90° und 270° trifft der scheinbare Wind mit einem Anstellwinkel von annähernd 0° auf den Flügel. Bei 90° ist der scheinbare Wind am geringsten, da der echte Wind von hinten auf den Flügel («Rückenwind») wirkt. Bei 270° ist der Effekt entgegengesetzt, der echte Wind wirkt wie Gegenwind und

verstärkt den scheinbaren Wind auf sein Maximum. Aus Sicht des Flügels ändern sich während einer Rotation die Windgeschwindigkeit und der Anstellwinkel permanent.

Am Flügel entsteht die durch den dunkelgrünen Vektor dargestellte, zum scheinbaren Wind orthogonale Auftriebskraft F_A und die in Richtung des scheinbaren Windes wirkende Widerstandskraft F_W . Die Widerstandskraft F_W hat in der Abbildung 2-1 einen geringen Betrag und wird zu Gunsten der Übersichtlichkeit in der Animation nicht abgebildet.

2.1.2 Aufteilung der Kräfte am konventionellen H-Rotor

Die nachstehende Grafik zeigt, wie der Flügel durch den blau dargestellten scheinbaren Wind angeströmt wird. Der Flügel generiert die orthogonal zum scheinbaren Wind auftretenden dunkelgrüne Auftriebskraft F_A . Die in Richtung des scheinbaren Windes auftretenden Widerstandskraft F_W ist sehr gering und in der Grafik nicht erkennbar. Da bei den Geschwindigkeiten des realen Windes F_W im Vergleich zu F_A deutlich kleiner ist, ist nur das Vektordreieck von F_A als solches erkennbar. Die orthogonal zum scheinbaren Wind stehende Auftriebskraft wird in eine zur Achse bzw. parallel zur Achse verlaufende Kraft und in eine in Rotationsrichtung verlaufende Kraft zerlegt.

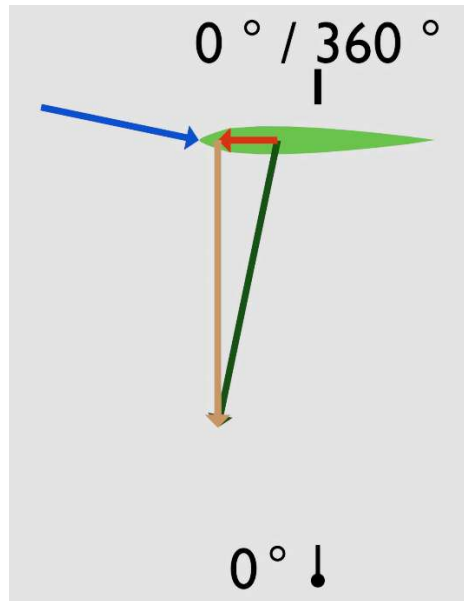


Abbildung 2-2: Zerlegung der Auftriebskraft F_A . Parameter wie in Abbildung 2-6 dargestellt. 0° Rotation bzw. bei Frame 0

Die rote Kraft in Rotationsrichtung erzeugt ein Drehmoment M und ist deshalb die zur Energiegewinnung der Windkraftanlage relevante Kraft. Eine grössere Auftriebskraft F_A oder ein grösserer Winkel von F_A zur Sehne des Flügels vergrössert diese dunkelgrüne Kraft und somit M .

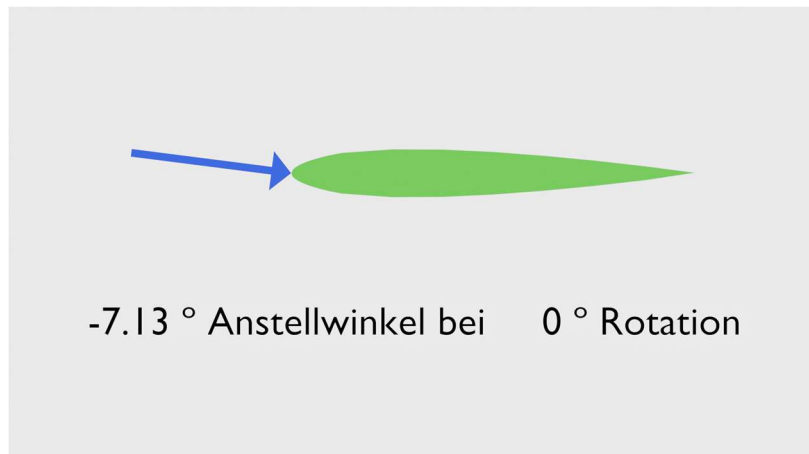
Sowohl die Auftriebskraft F_A und die Widerstandskraft F_W ändern während einer Rotation permanent die Richtung und die Stärke.

2.1.3 Ineffizienz des konventionellen H-Rotors

Ein Flügel eines H-Rotors wird während einer kompletten Rotation beinahe gleichermassen von oben und von unten angeströmt. Dieser muss für ein breites Spektrum sowohl positiver als auch negativer Anstellwinkel möglichst viel Auftriebskraft bei möglichst wenig Luftwiderstand generieren, ohne dass es zu einem Strömungsabriss kommt. Nur symmetrische Profile funktionieren bei negativen Anstellwinkeln identisch zu positiven Anstellwinkeln. Allerdings geht diese Versatilität zu Lasten der Effizienz. Ein hoher Anstellwinkel bietet zwar einen hohen Auftriebskoeffizient c_A , dies kommt mit einem überproportional ansteigenden

Widerstandskoeffizient c_W daher. Die Gleitzahl ϵ und damit seine Effizienz ist für so einen Flügel gering.

Generell gilt der Zusammenhang: Je grösser das Spektrum von möglichen Anstellwinkeln, desto höher ist auch der Widerstandskoeffizient und damit ist die Gleitzahl ϵ kleiner.



Dies ist eine animierte Abbildung. Das Video kann über den Link oder durch Scannen des QR-Codes mit einem Mobiltelefon geöffnet werden.

<https://youtu.be/dndXOD23uzI>

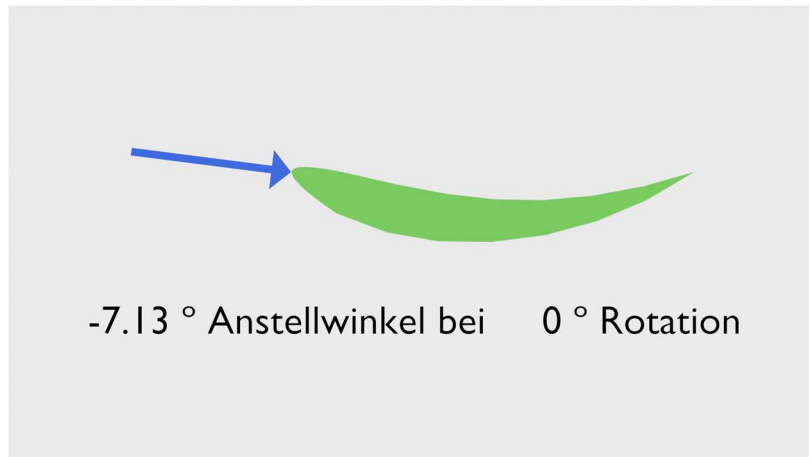


Abbildung 2-3: Anstellwinkel während einer Rotation (konventioneller H-Rotor). Parameter wie in Abbildung 2-6 dargelegt

2.1.4 Problemlösung durch Morphing

Aus dem zuvor beschriebenen Zusammenhang zwischen Spektrum von Anstellwinkel und Gleitzahl ϵ können wir schliessen, dass ein kleineres Spektrum von Anstellwinkeln zu einer Verbesserung von ϵ führt.

Wenn ein Flügelprofil seine Wölbung nach dem Anstellwinkel richtet, können negative Anstellwinkel vermieden werden. Das Spektrum der Anstellwinkel halbiert sich und ein Flügelprofil kann gewählt werden, welches in diesem kleineren Spektrum eine vorteilhaftere Gleitzahl ϵ aufweist.



Dies ist eine animierte Abbildung. Das Video kann über den Link oder durch Scannen des QR-Codes mit einem Mobiltelefon geöffnet werden.

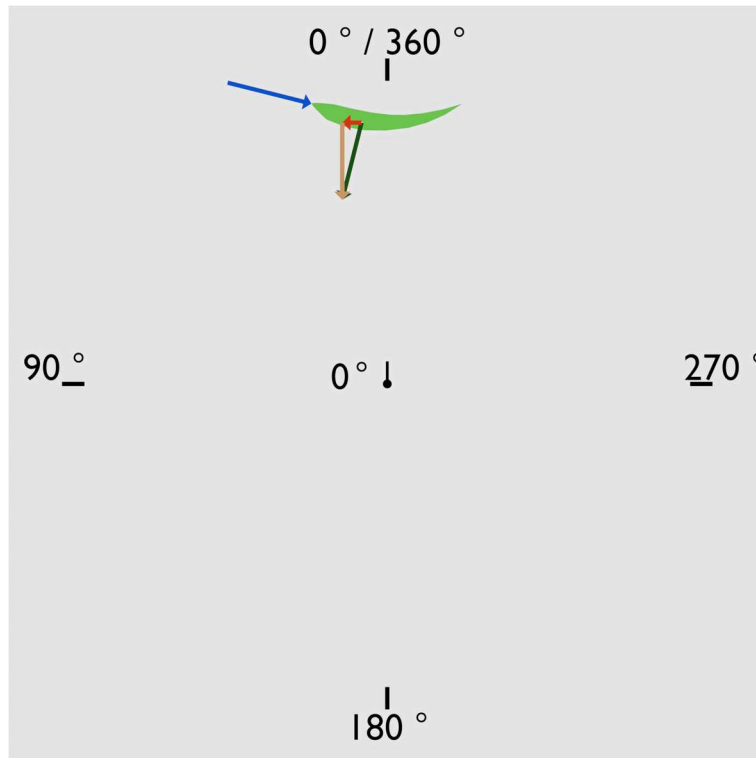
<https://youtu.be/jnkR7Uo3ss4>



Abbildung 2-4: Anstellwinkel während einer Rotation (morphendes Flügelprofil). Parameter wie in Abbildung 2-6 dargelegt

Bezogen auf die verschiedenen Phasen der Rotation soll das Morphing-Flügelprofil in den Phasen mit hohem Anstellwinkel (in der Rotation bei 0° und 180°) eine möglichst grosse Auftriebskraft generieren und in den Phasen mit geringen Anstellwinkeln (bei 90° und 270°) möglichst wenig Luftwiderstand generieren. Die Verbesserung der Auftriebskraft durch einen höheren Auftriebskoeffizienten c_A soll nicht mit einem gleichermassen ansteigenden Widerstandskoeffizienten c_W einhergehen. Die Gleitzahl ϵ als Quotient aus c_A und c_W würde sich nicht verbessern. Die Gleitzahl ϵ kann auch nicht als alleinige Optimierungskennzahl herangezogen werden, da der Anstellwinkel für die Aufteilung der Auftriebskraft in die für das Drehmoment M zuständige Kraft relevant ist. Für die Einschätzung der Verbesserung durch das Morphing-Flügelprofil werden daher anstatt einzelnen Punkten das Ergebnis über eine gesamte Rotation von 360° betrachtet.

In der nachstehenden Animation wird die für das Drehmoment M verantwortliche Kraft rot dargestellt. Wird diese Kraft über einer ganzen Rotation vergrössert, bedeutet dies, dass sich die Effizienz des Flügels verbessert.



Dies ist eine animierte Abbildung. Das Video kann über den Link oder durch Scannen des QR-Codes mit einem Mobiltelefon geöffnet werden.

<https://youtu.be/nUpCRuBaSAU>



Abbildung 2-5: (Ausgewählte) Kräfte am morphenden Flügel während einer Umdrehung. Parameter wie in Abbildung 2-6 dargelegt

2.2 Simulation

Die Messgrösse in der Hypothese ist der Leistungskoeffizient $c_p = \frac{P_{\text{nutz}}}{P_{\text{in}}}$. Die Simulation muss also mit gegebenen Parametern die Nutzleistung P_{nutz} sowohl für konventionelle als auch Morphing-Flügelprofile berechnen können. Es wird dabei die Rotation eines Flügels simuliert.

2.2.1 Blender

Als Software zur Erstellung der Simulation wurde Blender gewählt. Die Simulation findet mithilfe der Geometry Nodes in Blender statt. Da Blender ursprünglich ein

3d-Animationsprogramm ist, ergibt sich der Vorteil, dass das Simulierte direkt sichtbar dargestellt werden kann. Die Blender-Datei befindet sich im Anhang A.

Blender berechnet jeweils einzelne Frames. Wir zerlegen eine Rotation in 360 einzelne Frames². Dadurch kann man die Framezahl wie die Gradzahl der Rotation des Flügels behandeln und geschickt Berechnungen durchführen.

Bevor die Simulation beschrieben wird, werden die variablen Inputs der Simulation definiert:

- Radius r des Windrades [cm]
- Exzenter [cm]
- Echter Wind v_W [m/s]
- Schnelllaufzahl λ
- Flügeltiefe [cm]

2.2.2 Berechnung pro Frame

In diesem Abschnitt wird erklärt, was bei jedem Frame, also bei jedem Grad in der Rotation, berechnet wird.

Mit der Framezahl und dem Radius r wird die Position und Drehung des Flügels bestimmt. Ausserdem wird durch die Framezahl und den Exzenter ermittelt, wie stark der Flügel an der jeweiligen Position gewölbt ist, sofern der Exzenter nicht 0 cm ist. Die Wölbung wird durch die erste Stelle im NACA-Standard angegeben.

Aus der Schnelllaufzahl λ und dem echten Wind v_W wird die Flügelgeschwindigkeit u bestimmt:

$$\lambda = \frac{u}{v_W}$$

$$(=) \lambda \cdot v_W = u$$

² Die Framezahl startet bei 0 und endet bei 359. Dadurch ergibt sich in der Summe 360 Frames.

Mittels Trigonometrie kann aus den Windgeschwindigkeiten der scheinbare Wind am Flügel gefunden werden.

Durch den scheinbaren Wind sowie der Drehung des Flügels wird der Anstellwinkel berechnet.

Des Weiteren muss für jedes einzelne Grad der Auftriebs- und der Widerstandskoeffizient c_A und c_W in Abhängigkeit der Wölbung des Flügels sowie dem Anstellwinkel gefunden werden. Dieser komplizierte Prozess findet teilweise ausserhalb von Blender statt und wird deshalb separat in Abschnitt 2.2.5 und 2.2.6 erklärt.

Nach diesen Schritten sind alle Werte vorhanden, um die Kräfte am Flügel zu berechnen.

$$F_A = \frac{\rho}{2} \cdot c_A \cdot v^2 \cdot A_R$$

$$F_W = \frac{\rho}{2} \cdot c_W \cdot v^2 \cdot A_R$$

Als Referenzfläche A_R werden die Masse des Flügels des Prototyps (Abschnitt 2.3) genutzt. Generell werden, wann immer möglich, Werte so gewählt, dass sie bestmöglich dem Prototyp entsprechen.

Alle Kräfte am Flügel setzen am Druckpunkt an. Dieser ist vom Anstellwinkel und der Geschwindigkeit abhängig und bewegt sich geringfügig an der Flügelsehne (Dietz, 2024). Diese Verschiebung kann für diese Arbeit vernachlässigt werden,

- da sowieso nur die Stärke der Kräfte (die Länge der Vektoren) relevant ist,
- da der Flügel fix an der Achse der Windkraftanlage befestigt ist und dadurch ein durch Verschiebung des Druckpunktes erzeugtes, gegebenenfalls unerwünschtes Drehmoment am Flügel verhindern würde. Dies stellt bei Flugzeugen eher ein Problem dar.

Der Druckpunkt wird bei 33 % relativ zur Gesamtlänge der Sehne angesetzt.

Verschiedene wichtige Werte der Berechnungen werden in Blender in einem Dashboard dargestellt, damit sie überprüft werden können.

Naca l. digit	1.55
Anstellwinkel [°]	9.37
scheinbarer Wind [m/s]	13.1
Geschwindigkeit Flügel [m/s]	11.1
echter Wind [m/s]	2.8
Lambda	4.0
c_A	1.1973
c_W	0.0125

Abbildung 2-6: Dashboard in Blender mit beispielhaften Werten für Frame 320 mit Exzenter auf 2 cm

Wie im Kapitel 2.1.2 bereits erklärt wurde, sind es die in Richtung des scheinbaren Windes verlaufenden Komponente der Kräfte, die den für die Arbeit relevanten Drehmoment erzeugen. Aus diesen Kräften können nun mit der Formel $P = F \cdot v$ die Leistungen bestimmt werden:

$$P_{FA} = F_{Ax} \cdot v$$

$$P_{FW} = F_{Wx} \cdot v$$

Dies sind die momentanen Leistungen bei jedem Grad der Rotation.

Die wichtigsten, sich während der Rotation verändernden Werte werden in Graphen dargestellt. Die x-Achse ist die Framezahl, bzw. die Gradzahl der Rotation.

Abbildung 2-7:

- Rot = c_A
- Blau = c_W
- y-Achse: Dimensionslos

Abbildung 2-8:

- Rot = P_{FA}
- Blau = P_{FW}
- Gelb = $P_{FA} + P_{FW}$
- y-Achse: Leistung in Watt

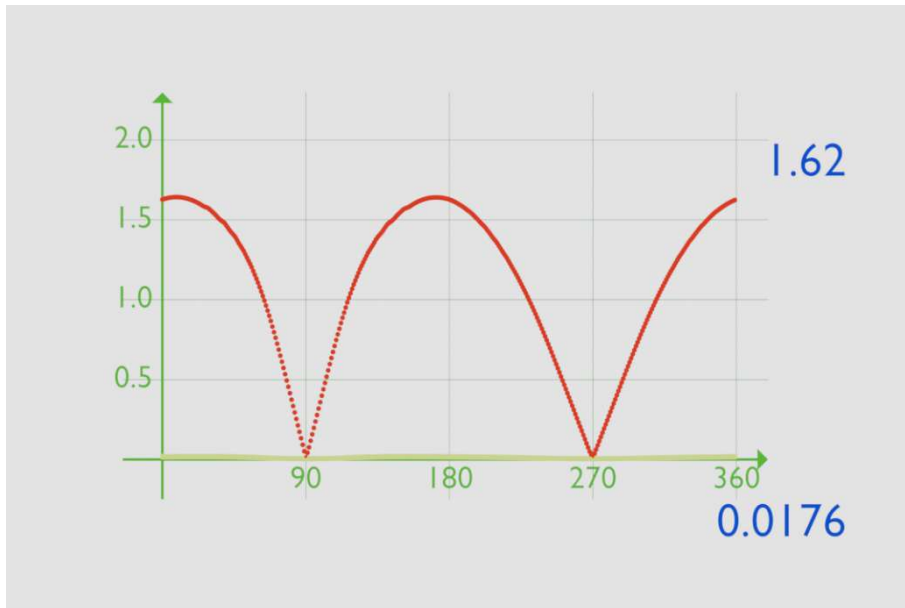


Abbildung 2-7: Graphen c_A (rot) bzw. c_W (hellgrün) aus Blender. Gleiche Parameter wie in Abbildung 2-6

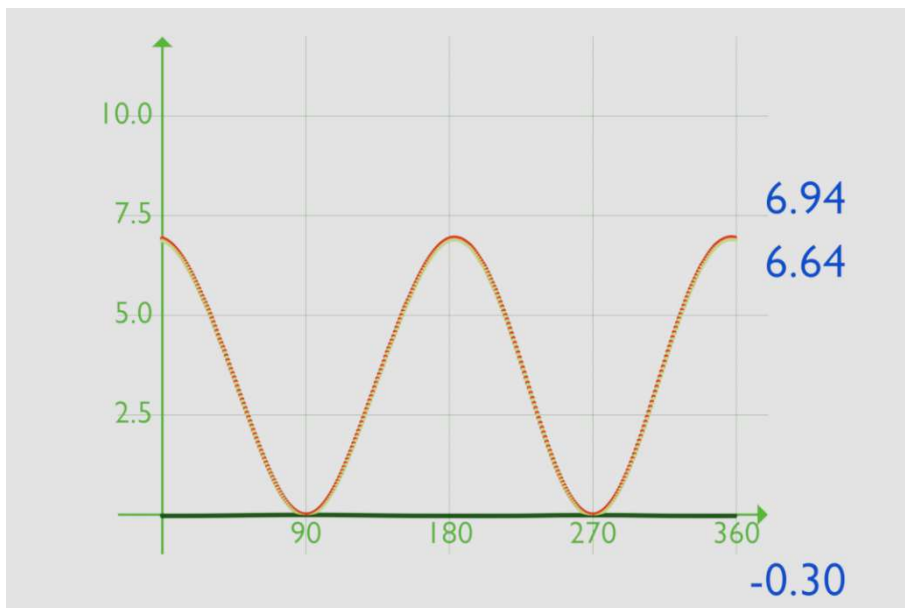


Abbildung 2-8: Graphen P_{F_A} (rot), P_{F_W} (dunkelgrün), bzw. P_{nutz} (hellgrün, Erklärung: siehe nächster Abschnitt) aus Blender. Gleiche Parameter wie in Abbildung 2-6

2.2.3 Ermittlung der Nutzleistung P_{Nutz}

In diesem Abschnitt geht es darum, die im vorherigen Abschnitt gefundenen Leistungen so zu verrechnen, dass P_{Nutz} einer gesamten Umdrehung des Flügels resultiert. Eine komplette Rotation ist aufgeteilt in 360 Teile. An jeder Position der Rotation ändern sich folgende für die Ermittlung der Leistung relevanten Parameter c_A , c_W , scheinbarer Wind und den Anstellwinkel. Daraus werden die momentanen Leistungen P_{FA} und P_{FW} an diesem Punkt während der Rotation berechnet.

Aus diesem Grund wurden die momentanen Leistungen durch 360 geteilt. Sie können nun aufsummiert werden, um die durchschnittliche Leistung während einer gesamten Umdrehung zu erhalten.

Da die durchschnittlichen Leistungen P_{FA} und P_{FW} pro Umdrehung nun bekannt sind, kann P_{nutz} bestimmt werden:

$$P_{nutz} = P_{FA} + P_{FW}$$

Wobei P_{FW} negativ sein wird.

Somit ist P_{nutz} die durchschnittliche Leistung des Rotors und entspricht dem arithmetischen Mittel der Leistung an den einzelnen Positionen.

Diese Werte werden auch in einem Graph dargestellt.

- Rot = P_{FA} summiert
- Blau = P_{FW} summiert
- Gelb = P_{nutz}
- x-Achse: Framezahl
- y-Achse: Leistung in Watt

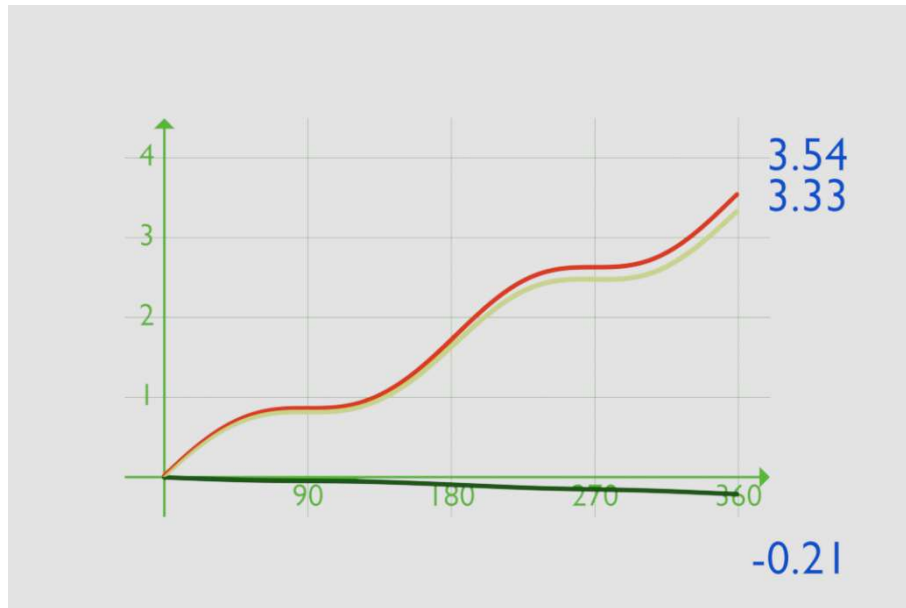


Abbildung 2-9: Graph P_{F_A} bzw. P_{F_W} summiert und P_{nutz} aus Blender. Gleiche Parameter wie in Abbildung 2-6

2.2.4 Weiterverarbeitung

Mit der erstellten Simulation kann anhand von gegebenen Parametern P_{nutz} bestimmt werden. Um $c_P = \frac{P_{nutz}}{P_{in}}$ zu finden, wird noch die Leistung des Windes P_{in} benötigt. Ausserdem müssen die aus verschiedenen Parametern resultierenden P_{nutz} bzw. c_P verglichen werden. Letzteres geschieht in der Excel-Tabelle «Auswertung Leistungen», welche im Anhang B zu finden ist.

Im Blatt «Daten» werden die in Blender simulierten Daten für P_{nutz} , P_{FA} und P_{FW} dargestellt und aufbereitet. Die Zeilen stehen für den Exzenter und die Spalten für die Schnelllaufzahl λ . So können wichtige Punkte schnell erkannt werden. Generell ist die Schrittweite für die Schnelllaufzahl λ 2, beginnend bei 4. Bei dem Exzenter ist die Schrittweite 0.5 cm, beginnend bei 0 cm, also kein Morphing. In den wichtigen Bereichen um $P_{nutz_{max}}$ (dem Maximum von P_{nutz} und somit das, was für die Arbeit am wichtigsten ist) wurde die Schrittweite der Schnelllaufzahl λ auf 1 präzisiert.

Ein zweiter wichtiger Punkt, der simuliert wird, ist die maximale Schnelllaufzahl λ_{max} . Dafür wurde die Schnelllaufzahl λ so lange weiter erhöht, bis das am

nächsten bei 0 liegende P_{nutz} gefunden wurde. Dies wurde getan, um einen Vergleich mit dem Experiment machen zu können, mehr dazu in Abschnitt 3.3.3.

Auf demselben Blatt weiter unten sind auch Tabellen für andere Windgeschwindigkeiten vorbereitet. Da aber eine höhere Windgeschwindigkeit nur zur Folge hat, dass sich die Ergebnisse um einen Faktor vergrößern, ohne nennenswerte Erkenntnisgewinne zu produzieren, wurden diese nicht weiterverfolgt.

2.2.5 XFoil

Um die Auftriebs- und Widerstandskoeffizienten c_A und c_W zu finden, wurde das Programm «XFoil» des MIT (Massachusetts Institute of Technology) verwendet. XFoil liefert im Unterschallbereich mit gegebenen Inputs zum Flügel und weiteren Bedingungen unter anderem die Auftriebs- und Widerstandskoeffizienten c_A und c_W . Da die Flügelprofile in dieser Arbeit nach dem vierstelligen NACA-Standard aufgebaut sind, kann das darauf aufbauende XFoil genutzt werden.

XFoil wird via Command Line gesteuert. Alternativ können auch Serien von Befehlen in einem txt-Dokument vorbereitet werden, welche dann von XFoil abgearbeitet und in einer Ergebnisdatei abgespeichert werden. So sieht der verwendete Input aus:

Zeile im Input-txt-Dokument	Erklärung
NACA x512	Gibt das NACA-Profil an, mit dem gearbeitet wird. Es wurden 10 Durchläufe gemacht, für jedes x ($0 \leq x \leq 9$).
oper	Wechselt in das Operationsmenü.
mach 0.1	Mach-Zahl auf 0.1 setzen.

Zeile im Input-txt-Dokument	Erklärung
iter 250	Maximale Iterationen pro Strömungsberechnung auf 250 setzen. ³
visc 3e6	Reynolds-Zahl festlegen. $3 \cdot 10^6$ ist ein aussagekräftiger Standardwert, da ich in meiner Arbeit nicht auf die Reynolds-Zahl genauer eingehe.
seqp	Teilt XFOil mit, dass nun Voreinstellungen für die sequenzielle Berechnung gemacht werden.
pacc	Legt fest, dass die Ergebnisse der sequenziellen Berechnung in einer Datei zu speichern sind.
autoPolarSave.txt	Name der Datei, in der die Ergebnisse gespeichert werden.
y	Bestätigung (yes), dass die Datei überschrieben werden soll, falls sie bereits existiert.
autoPolarDump.txt	Name der zweiten Datei, in der detailliertere aerodynamische Daten pro Anstellwinkel gespeichert werden.
y	Bestätigung (yes), dass die Datei überschrieben werden soll, falls sie bereits existiert.
aseq -20 20 1	Startet die sequenzielle Berechnung mit den zuvor definierten Parametern mit: • Startanstellwinkel $\alpha = -20^\circ$ • Endanstellwinkel $\alpha = 20^\circ$ • Schrittweite $\Delta\alpha = 1^\circ$

Tabelle 1: Erklärung XFOil-Inputs

³ Dies dient als Sicherheitsmaßnahme, um zu verhindern, dass die Berechnung bei Nicht-Konvergenz ewig läuft. Bei den Profilen NACA6512 und NACA7512 musste dieser Wert auf 2000 erhöht werden, um keine Lücken in den Ergebnissen zu erhalten.

Die 10 Input-Dateien, die daraus entstandenen autoPolarSave-Dateien sowie die kombinierte txt-Datei aller Inputs sind im Anhang C zu finden.

Die autoPolarSave-Dateien wurden in eine Excel-Tabelle importiert. Aus den Werten für die Auftriebs- und Widerstandskoeffizienten wurden Graphen erstellt. Die Excel-Tabelle „Auswertung Regressionspolynome“ ist im Anhang D zu finden.

Als nächstes wurde mithilfe der Trendlinien-Funktion in Excel eine Regression mit einem Polynom sechsten Grades durchgeführt. Die Koeffizienten der Regressionspolynome wurden auf dem vordersten Blatt in Excel zusammengetragen.

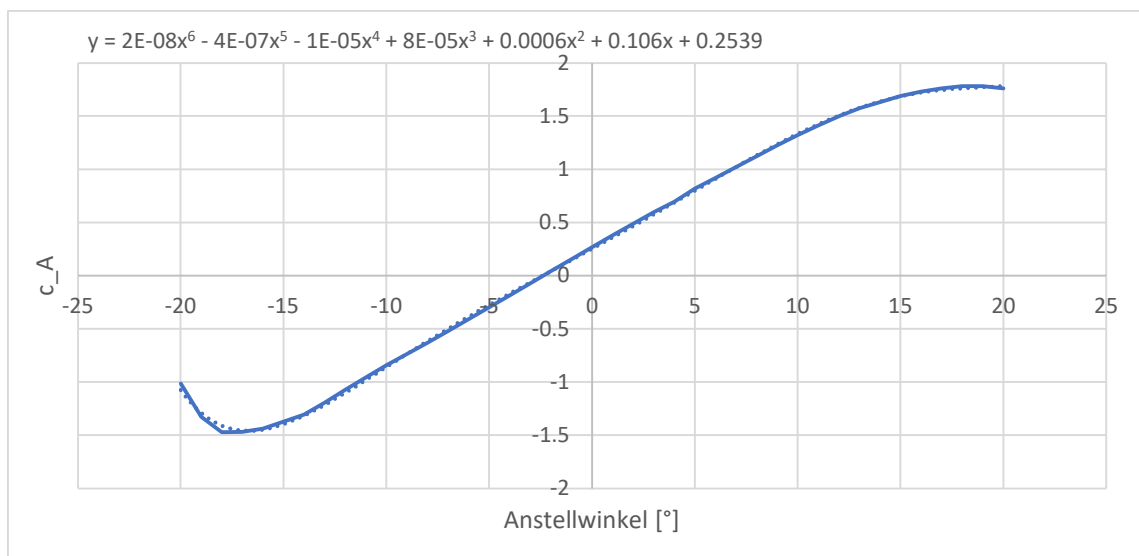


Abbildung 2-10: Graph aus Excel-Tabelle «Auswertung Experiment», NACA2512, Auftriebskoeffizient c_A , unterer Graph

Die Regressionspolynome waren aber bei einigen Flügelprofilen sehr ungenau. Da in der Simulation in Blender sowieso keine negativen Anstellwinkel verwendet werden, wurden die Regressionspolynome neu erstellt, wobei nur positive Anstellwinkel genutzt wurden.

Dies verbesserte die Genauigkeit der Polynome.

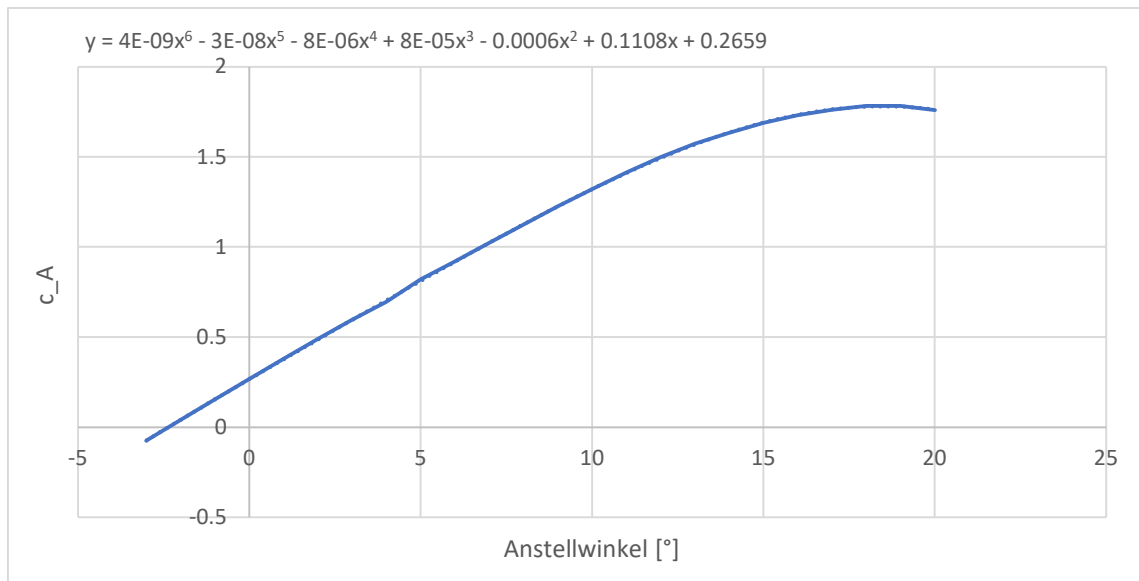


Abbildung 2-11: Graph aus Excel-Tabelle «Auswertung Experiment», NACA2512, Auftriebskoeffizient c_A , oberer Graph

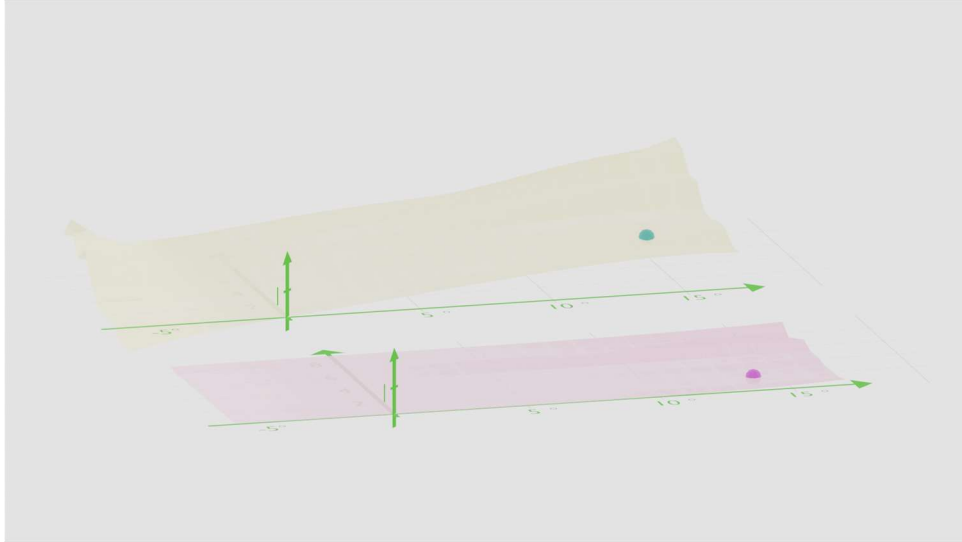
2.2.6 Interpolation der Auftriebs- und Widerstandskoeffizienten

Alle Koeffizienten der Regressionspolynome wurden in Blender übertragen. Aus den zweidimensionalen Graphen wurde eine dreidimensionale Fläche mit dem Anstellwinkel auf der x-Achse, der Wölbung auf der y-Achse und dem Auftriebskoeffizienten c_A auf der z-Achse. Diese Methode hat den Vorteil, dass aus der limitierten Anzahl an berechneten Punkten alle Auftriebskoeffizienten zwischen 0° und 20° Anstellwinkel sowie 0 % bis 90 % Wölbung interpoliert werden.

Um die Auftriebskoeffizienten aus der dreidimensionalen Oberfläche auslesen zu können, wurde die Funktion «Raycast» von Blender genutzt. Diese projiziert von einem gegebenen Punkt einen Vektor in eine gegebene Richtung, bis dieser auf die generierte Oberfläche trifft. Als Startpunkt erhält der Raycast den Anstellwinkel (als x-Koordinate) und die Wölbung (als y-Koordinate), für welche der Auftriebskoeffizient gefunden werden soll. Dann wird ein Vektor gerade nach oben ausgestrahlt. Die Höhe (z-Achse), auf welchem dieser auf die Fläche trifft, ist der Auftriebskoeffizient für diesen Anstellwinkel und Wölbung.

Das gleiche geschieht mit dem Widerstandskoeffizienten.

Der Prozess, bei welchem die Auftriebs- und Widerstandskoeffizienten c_A und c_W durch die Raycast-Funktion ermittelt werden, findet für jeden Frame statt. Dies ist, was in Abschnitt 2.2.2 gesucht wird.



Dies ist eine animierte Abbildung. Das Video kann über den Link oder durch Scannen des QR-Codes mit einem Mobiltelefon geöffnet werden.

https://youtu.be/WHj-_t6cK20



Abbildung 2-12: 3d-Fläche in Blender zur Interpolation der Auftriebs- und Widerstandskoeffizienten. Die Sphären stellen den mittels Raycast gefundenen Punkt dar. Gleiche Parameter wie in Abbildung 2-6.

2.3 Prototyp

Um das Konzept der Morphing-Flügelprofile unter realen Bedingungen zu testen, wurde ein Prototyp gebaut. Das Ziel ist es, die berechnete relative Leistungssteigerung durch Morphing mit der tatsächlich gemessenen relativen Leistungssteigerung zu vergleichen. Es werden keine absoluten Werte miteinander verglichen, da die Berechnung idealisiert ist und der Prototyp von vielen Faktoren beeinflusst ist. Ein relativer Vergleich vom konventionellen H-Rotor zur Morphing-Windkraftanlage ist aussagekräftiger.

Dieses Kapitel erklärt den Bau und die Messungen des Prototyps.

2.3.1 Erklärung des Prototyps

Der Grundaufbau des Prototyps sieht wie folgt aus: In der Mitte befindet sich die stehende Achse. Um die Achse drehen sich dank Kugellagern die Platten. Von der (mittleren⁴) Platte gehen (untere⁴) Verbindungselemente zu den Flügeln. Diese Verbindungselemente sind in der Mitte des Flügels fixiert. Oben auf der Achse befindet sich der Exzenter. Er verschiebt die darüberliegenden Bauteile um eine stufenlos einstellbare Distanz. Über dem Exzenter, nun nicht mehr genau im Mittelpunkt der Rotation, befinden sich weitere (obere) Verbindungselemente zu den Flügeln, die im vorderen sowie hinteren Bereich fixiert sind und dadurch für das Morphing im Flügel sorgen.

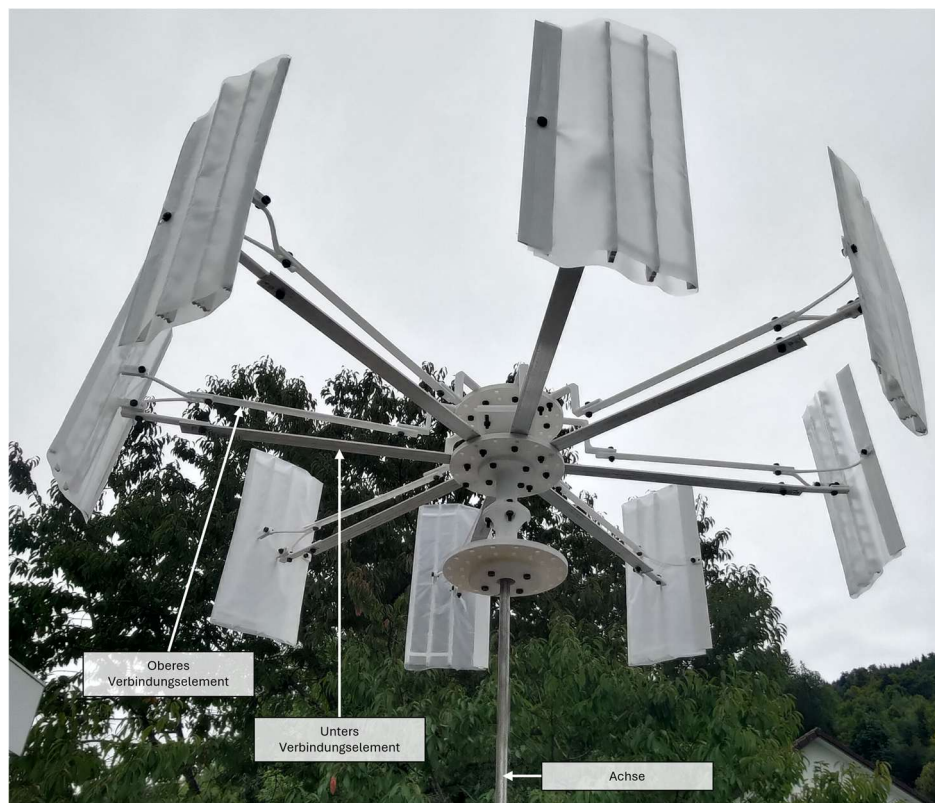


Abbildung 2-13: Prototyp (Ansicht von Unten) (beschriftet)

⁴ Für das Verständnis hilft das Referenzieren der nachfolgenden Abbildungen.



Abbildung 2-14: Prototyp (Ansicht von Oben)

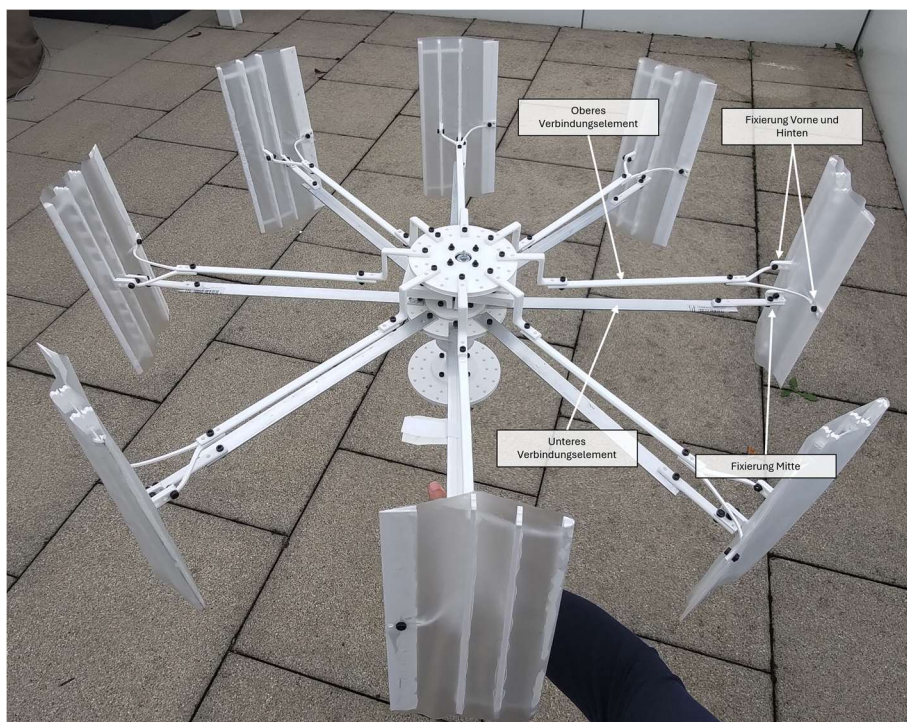


Abbildung 2-15: Prototyp (Vogelperspektive) (beschriftet)



Abbildung 2-16: Prototyp (Nahaufnahme Unten)
(beschriftet)

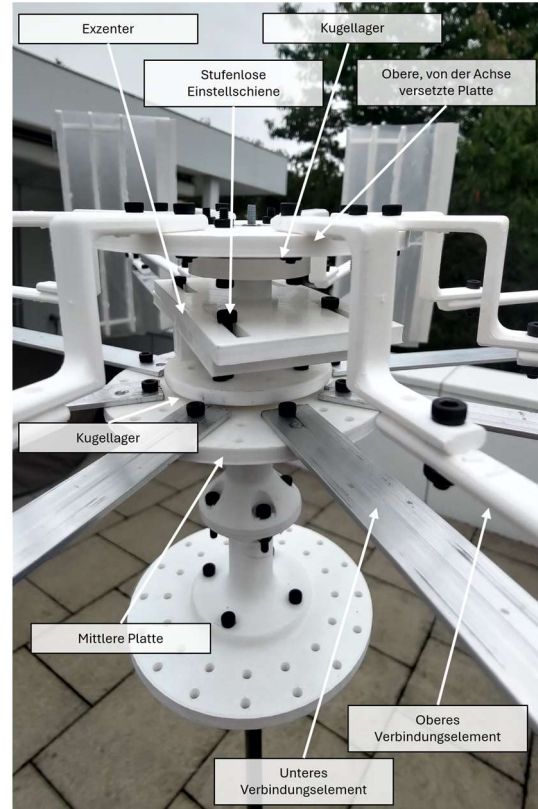


Abbildung 2-17: Prototyp (Nahaufnahme Oben)
(beschriftet)

Der Prototyp wurde mithilfe einer Holzkonstruktion am Dachträger eines Autos befestigt. Das Fahren mit dem Auto simuliert verschiedene Windgeschwindigkeiten.



Abbildung 2-18: Autoaufbau

Ort: Brunni-Alpthal
 Datum, Uhrzeit: 04.07.2025, 15:47
 Luftdruck: 1'024 mbar
 Relative Luftfeuchtigkeit: 52 %

2.3.2 Bauprozess

Da die meisten Teile des Windrads durch einen 3d-Drucker entstehen sollten, begann der Prozess des Prototypbaus in einem CAD-Programm. Dafür wurde das Programm «onshape» von PTC ausgewählt, da es cloud-basiert und benutzerfreundlich ist sowie alle nötigen Funktionen bietet. Die CAD-Dateien im STL-Format sind im Anhang E zu finden.

Die STL-Dateien wurden mit dem Programm «Prusa Slicer» von Prusa Research in für meinen 3d-Drucker verständliche GCODE-Dateien umgewandelt und anschliessend gedruckt. Diese stehen im Anhang F zur Verfügung. Der Anhang G gibt Details zu dem Drucker und dessen Konfiguration sowie zum verwendeten Filament an.

Die reibungsarme Rotation wurde durch drei Chromstahl-Kugellager (Innendurchmesser: 8 mm, Aussendurchmesser: 24 mm, Höhe: 8 mm)⁵ möglich gemacht.

Für einige lange, stark belastete Teile wäre die Benutzung von 3d-gedruckten Elementen nicht ausreichend, da sie brechen oder sich zu stark deformieren könnten. Dies trifft auf die Verbindungselemente, die die Flügel mit den Teilen der Achse verbinden, zu. Es wurden Aluminium-Platten (Höhe: 2 mm, Breite: 15 mm, Länge: 25 cm, aus Jumbo®-Baumarkt) verwendet. Für die Achse wurde eine gehärtete, geschliffene Edelstahl-Linearwelle (Durchmesser: 4 mm)⁶ verwendet.

Der Flügel selbst besteht aus mehreren vertikal ausgerichteten Teilen. Diese wurden mit Flügel folie für Modellflugzeuge überspannt.

Die Windkraftanlage wurde mit verschiedenen grossen Schrauben montiert.

Für den Autoaufbau wurde neben Holzplatten auch 90°-Winkel, Schrauben und Muttern benutzt.

2.3.3 Experiment

Um mit dem Prototyp ein Experiment durchzuführen und Messdaten zu sammeln, wurde es mithilfe einer Holzkonstruktion an den Dachträgern eines Autos befestigt. Dabei befindet sich das Windrad nicht über dem Autodach, sondern versetzt davor, damit es von einem möglichst laminaren Luftstrom angeströmt wird.

Die Daten wurden mithilfe von zwei Mobiltelefonen aufgezeichnet. Das eine zeichnete Bewegungsdaten mithilfe der App «phyphox» der RWTH Aachen University durch die Funktion «Standort (GPS)» auf. Das andere Mobiltelefon filmte die Windkraftanlage von unten, um die Rotation der Windkraftanlage zu erfassen. Diese Daten sind im Anhang H zu finden. Unten auf den Prototyp wurde ein Strich gezeichnet

⁵ <https://tinyurl.com/2z364wwb>

⁶ <https://tinyurl.com/5n799xjj>

sowie an einem Verbindungselement ein Klebestreifen befestigt, um im Video einfach sehen zu können, wann eine Rotation vollendet ist.

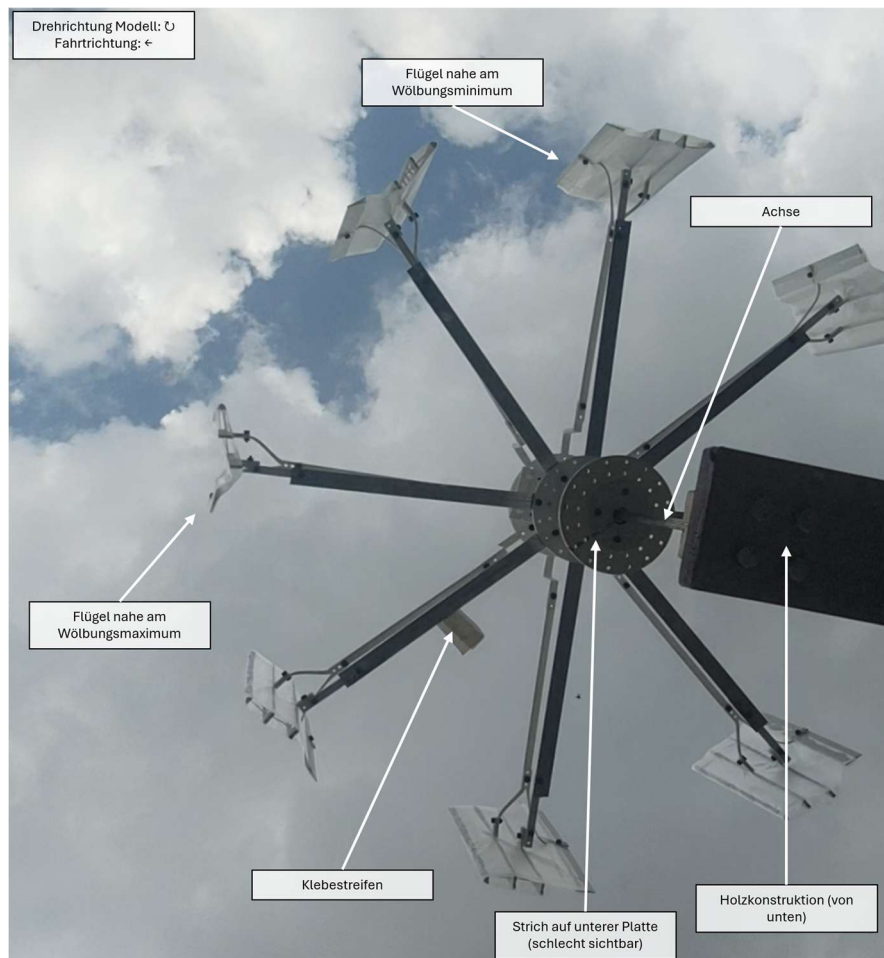


Abbildung 2-19: Standbild aus dem Video des 1-cm-Morphing-Schritts (beschriftet)

Der Ablauf des Experiments bestand aus 4 Schritten. Im ersten Schritt wurde beim Exzenter 0 cm eingestellt. Die Windkraftanlage war also ein konventioneller H-Rotor mit symmetrischen Flügeln, damit man später die Ergebnisse des Morphing mit diesen vergleichen kann. Bei den Schritten 2 bis 4 wurde mit einem Exzenter von 0.5 cm, 1 cm und 1.5 cm gefahren. Bei 2 cm wölbte sich der Flügel so stark, dass an den Fixierungspunkten harte Kanten auftraten. Dies hatte einen Strömungsabriss zur Folge und die Windkraftanlage funktionierte nicht mehr.

In jedem Schritt wurde die in Abbildung 2-20 gezeigte Strecke zuerst mit 10 km/h, 20 km/h und 30 km/h jeweils hin und zurück befahren. Dadurch kann die

Windkraftanlage in verschiedenen Windgeschwindigkeiten getestet werden. Durch das Messen bei Hin- und Zurückfahrt werden Beeinflussungen durch Umgebungswind minimiert. Die Wahl der Einheit fiel auf km/h anstelle von m/s, da dies einfacher auf dem Tacho des Autos abzulesen ist. Die späteren Berechnungen finden alle mit den realen, durch Phyphox gemessenen Positionsdaten statt. Dadurch können auch Unsauberkeiten wie zum Beispiel Ungenauigkeiten der Geschwindigkeit beim Fahren minimiert werden. Diese Tabelle stellt das Vorgehen in chronologischer Abfolge dar.

Schritt	Offset [cm]	v [km/h]
1.1	0	10
1.2	0	20
1.3	0	30
2.1	0.5	10
2.2	0.5	20
2.3	0.5	30
3.1	1	10
3.2	1	20
3.3	1	30
4.1	1.5	10
4.2	1.5	20
4.3	1.5	30

Tabelle 2: chronologische Vorgehensschritte Experiment

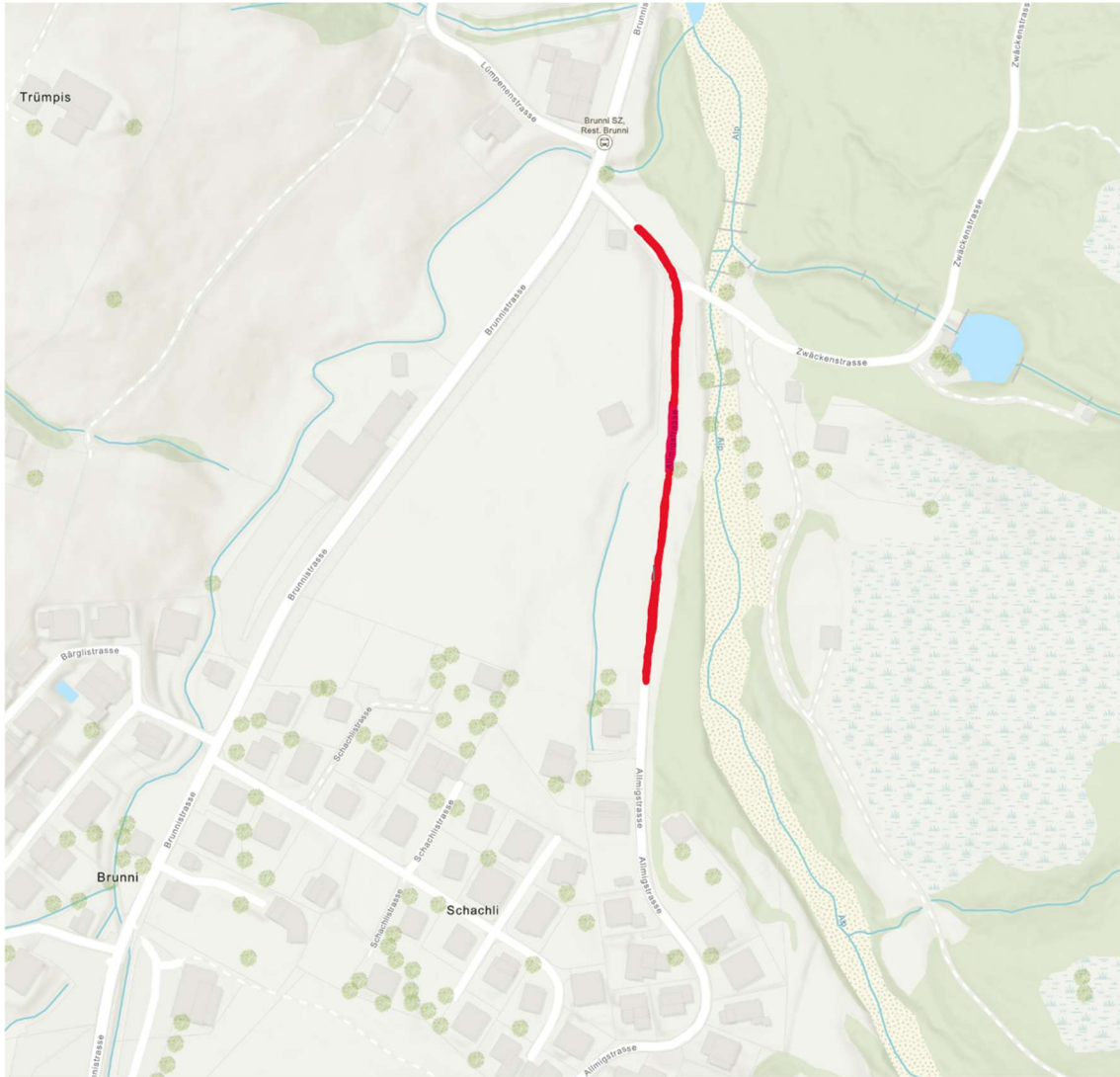


Abbildung 2-20: Teststrecke

Rote Linie: Teststrecke (ca. 200 m)

Kartendaten: «ArcGIS» von Esri

Norden: ↑

Ort: Brunni-Alpthal, Allmigstrasse. Google Maps-Link: <https://tinyurl.com/3pkhjkzs>

Während dem Experiment läuft der Prototyp ungebremst. Das heisst, er wird so lange beschleunigen, bis er den Punkt der maximalen Schnelllaufzahl λ_{max} erreicht hat. An diesem Punkt sind die Auftriebs- und Widerstandskräfte gleich.

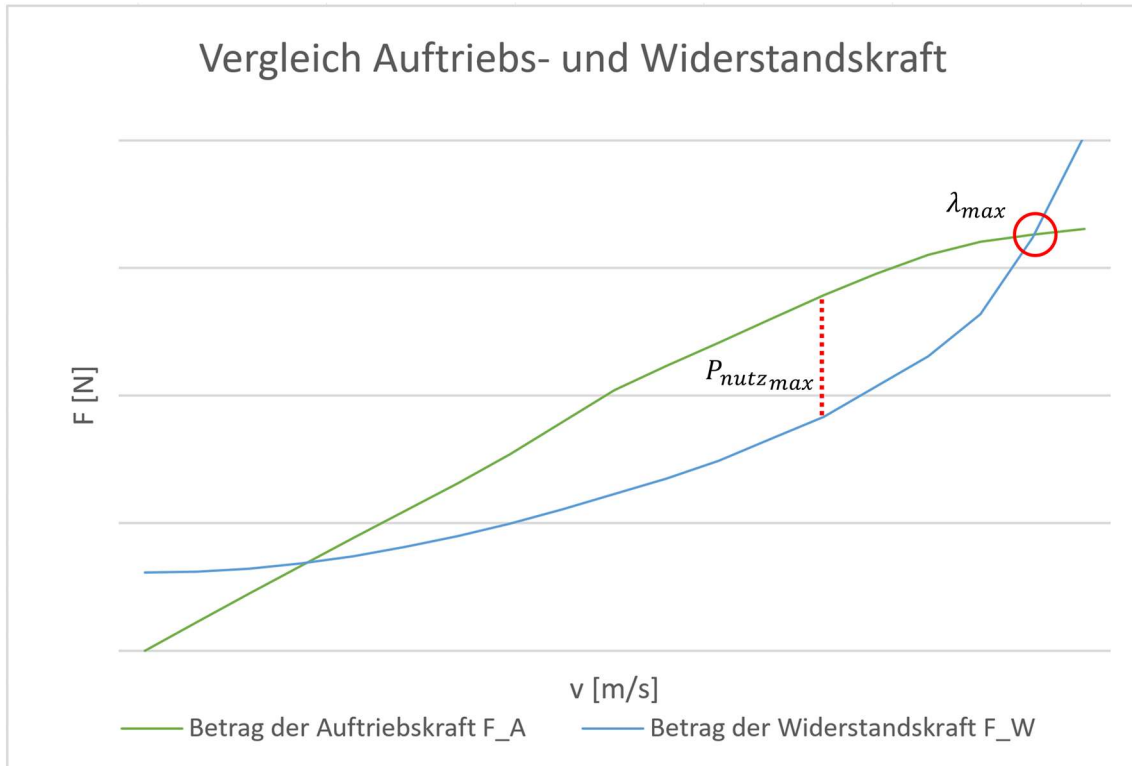


Abbildung 2-21: Vergleich Auftriebs- und Widerstandskraft bei steigender Geschwindigkeit

Die Graphen dienen rein zur illustrierenden Erklärung. Sie basieren zwar auf einem NACA-Flügelprofil, sind aber ohne Skala und ohne Anspruch auf Korrektheit. Es geht nur um die Erklärung der markierten Stellen $P_{nutz_{max}}$ sowie λ_{max} .

An diesen Graphen ist auch zu sehen, dass die maximale Schnelllaufzahl λ_{max} im Regelfall mit der der maximal erzielbaren Nutzleistung $P_{nutz_{max}}$ zusammenhängt. Wenn das eine steigt, wird auch das andere steigen. Deshalb sind die durch das Experiment ermittelten Werte für die maximale Schnelllaufzahl λ_{max} für die Hypothese, die sich mit dem Leistungskoeffizienten c_p und dadurch mit $P_{nutz_{max}}$ beschäftigt, ausreichend relevant.

Um die Simulation mit dem Experiment vergleichen zu können, wurde in Abschnitt 2.2.4 die maximale Schnelllaufzahl λ_{max} simuliert.

3 Resultate

Dieses Kapitel zeigt die Resultate der in Kapitel 2 erklärten Methoden.

3.1 Simulation

Die in Kapitel 2.2.4 beschriebene Excel-Tabelle wurde mit den durch Blender simulierten Werten gefüllt. Die Parameter wurden so gewählt, dass sie bestmöglich dem Prototypen bzw. den Bedingungen beim Experiment in Brunni-Alpthal entsprechen.

Die Simulation wurde mit folgenden Parametern durchgeführt:

- Exzenter [cm] = variabel
- echter Wind v_W [m/s] = 2.78
- Schnelllaufzahl λ = variabel
- Flügeltiefe [cm] = 10
- Flügelfläche [m²] = 0.02
- Dichte der Luft ρ [kg/m³] = 1.204

Folgende rein optische Parameter wurden in der Simulation verwendet:

- Radius r des Windrades [cm] = 37
- zweite NACA-Stelle = 5
- dritte und vierte NACA-Stelle⁷ = 65

Auf dem Blatt «Ergebnisse 1» wird die Leistung P_{nutz} in Abhängigkeit des Exzenters dargestellt, bei konstanter Schnelllaufzahl λ 4 bzw. 8.

⁷ Im Abschnitt 2.2.5 wird für die Berechnung der Auftriebs- und Widerstandskoeffizienten c_A und c_W an dritter und vierter Stelle des NACA-Profiles 12 benutzt. 12 ist bei Flügelprofilen ein gebräuchlicher und sinnvoller Standardwert. Bei der rein optischen Darstellung in Blender wurde 65 verwendet, da 12 sehr dünn ist und dadurch der Flügel kaum sichtbar ist.

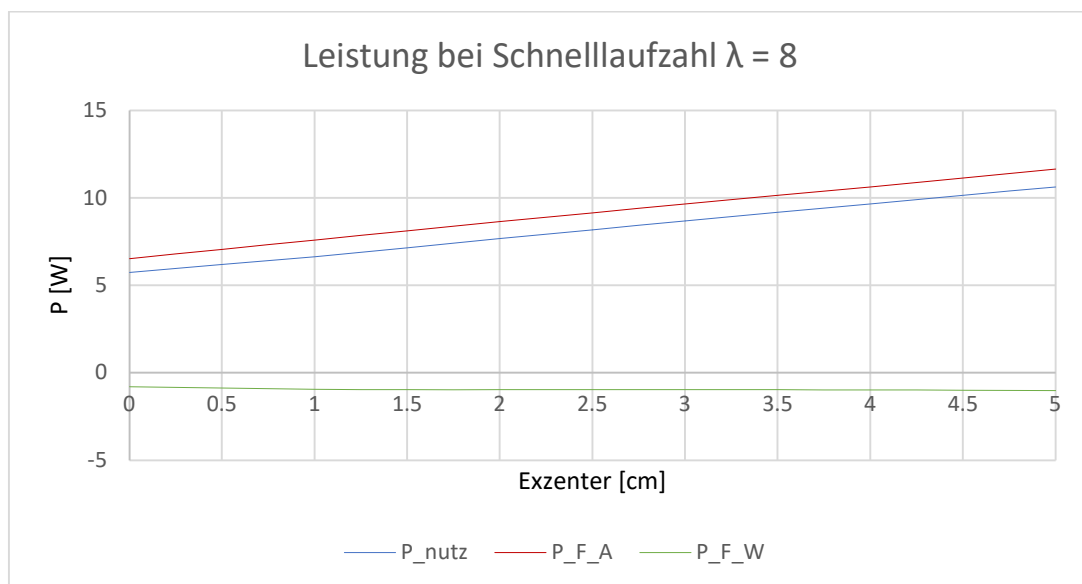
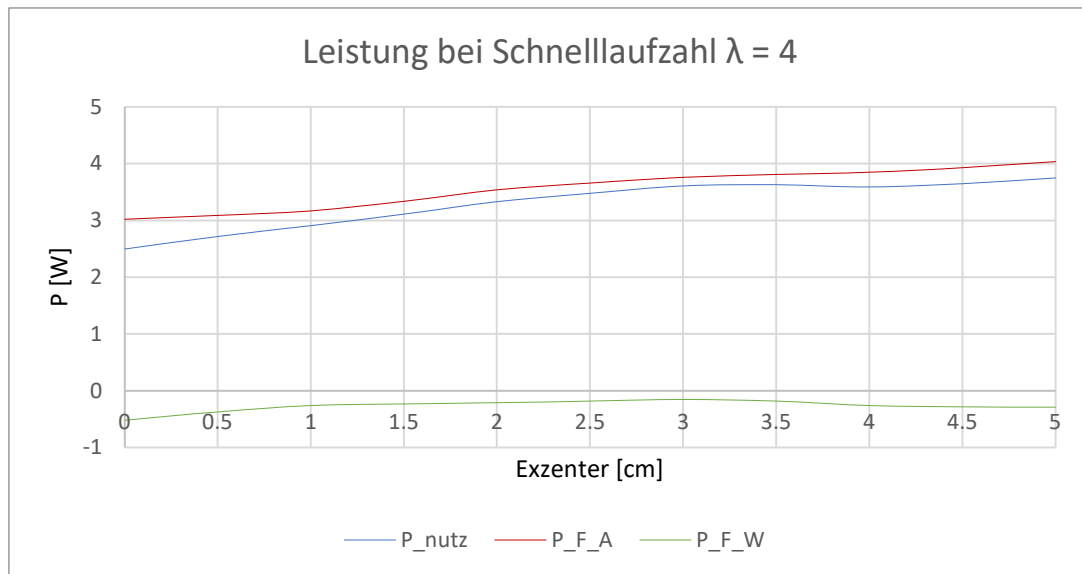


Abbildung 3-1: Graphen aus Excel-Tabelle «Auswertung Leistungen», Blatt «Ergebnisse 1»

Auf dem Blatt «Ergebnisse 2» werden verschiedene Exzenter auf ihre Leistung P_{nutz} in Abhängigkeit der Schnelllaufzahl λ verglichen.

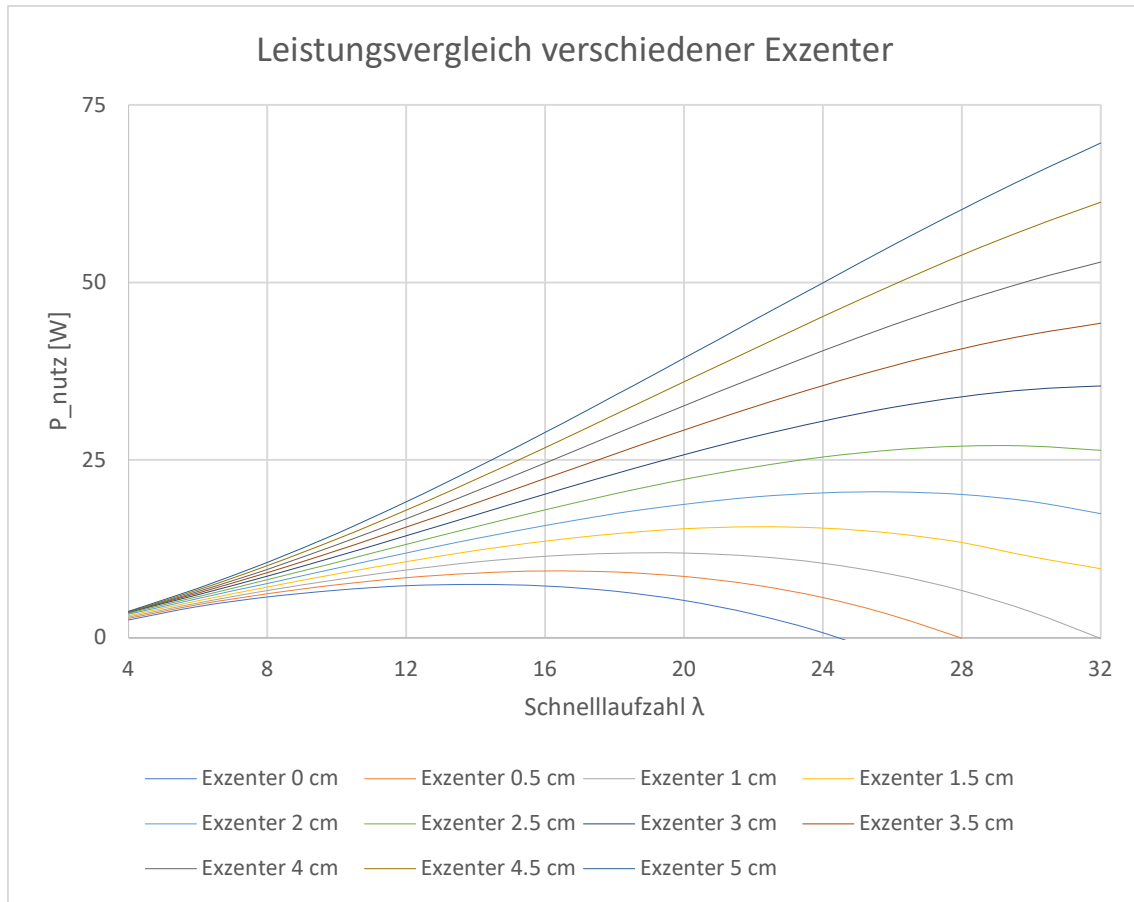


Abbildung 3-2: Graph aus Excel-Tabelle «Auswertung Leistungen», Blatt «Ergebnisse 2»

Um einen konkreten, prozentualen Anstieg der Effizienz von Morphing-Flügelprofilen zu einem konventionellen H-Rotor (Exzenter = 0 cm) zu erhalten, wird die maximal erzielbaren Nutzleistung $P_{nutz_{max}}$ verglichen. Dies entspricht den Höhepunkten der Graphen in Abbildung 3-2.

Exzenter [cm]	$P_{nutz_{max}}$ [W]	Tritt auf bei $\lambda =$	Prozentuale Verbesserung
0	7.53	14	<i>Referenzwert</i>
0.5	9.41	16	25%
1	11.97	19	59%
1.5	15.63	22	108%
2	20.55	26	173%
2.5	27.07	29	259%

Tabelle 3: Vergleich der maximal erzielbaren Nutzleistungen (Simulation) bei verschiedenen Exzentern

Hier ist anzumerken, dass nur P_{nutz} miteinander verglichen werden, obwohl die Messgrösse in der Hypothese der Leistungskoeffizient $c_p = \frac{P_{nutz}}{P_{in}}$ ist. Eine Umrechnung von P_{nutz} zum Leistungskoeffizienten c_p würde aber für den angestrebten Vergleich zwischen konventionellen und Morphing-Flügelprofilen keinen Vorteil bringen, sondern nur Komplexität zur Folge haben. Aufgrund der im Kapitel 4.1 beschriebenen Ungenauigkeiten in der Simulation wäre es sowieso arbiträr, einen Leistungskoeffizienten c_p zu bilden.

Dies wird bestätigt durch:

$$\frac{P_{nutz_I}}{P_{in}} \leq \frac{P_{nutz_{II}}}{P_{in}} \quad | \cdot P_{in}$$

$$P_{nutz_I} \leq P_{nutz_{II}}$$

Da ein Vergleich mit dem Experiment stattfindet, werden die maximalen Schnelllaufzahlen λ_{max} ebenfalls in einer Tabelle verglichen.

Exzenter [cm]	Max. Schnelllaufz. λ_{max}	Prozentuale Verbesserung
0	24	<i>Referenzwert</i>
0.5	28	17%
1	32	33%

Tabelle 4: Vergleich der Schnelllaufzahlen (Simulation) bei verschiedenen Exzentern

Dadurch ist ausreichend gezeigt, dass die maximale Schnelllaufzahle λ_{max} bei steigendem Exzenter ansteigt.

3.2 Datenauswertung des Prototyps

Im ersten Schritt der Auswertung wurden die Messdaten von Phyphox in eine Excel-Tabelle importiert. Die relevanten Daten wurden selektiert und aufbereitet.

Die Videos der Rotation wurden im Videobearbeitungsprogramm «DaVinci Resolve» von Blackmagic Design importiert und ausgewertet. Bei jeder vollendeten Rotation wurde der Zeitstempel kopiert und in die Excel-Tabelle eingefügt. Die Fehlertoleranz beim Erkennen der Rotationen beläuft sich auf ein Frame im Video, was $\frac{1}{60}$ s entspricht.

Als nächstes wurden die erhaltenen Zeitdaten aus dem Video und von Phyphox aufeinander abgestimmt. Die Messdaten sind so weit aufbereitet, dass die Schnelllaufzahl λ berechnet werden kann. Die Graphen «A» der Abbildung 3-4 zeigen λ in Abhängigkeit der Zeit t . Die Graphen «B» zeigen die Geschwindigkeit des Autos v_{Auto} sowie die Bahngeschwindigkeit u der Flügel in Abhängigkeit der Zeit t . Die Abbildung 3-3 hilft bei der Interpretation der Graphen und erklärt ihren Aufbau. Die roten Linien markieren die Übergänge zum nächsten Teilschritt des Experiments. «W.» symbolisiert ein Wendemanöver des Autos nach Befahren der Teststrecke.

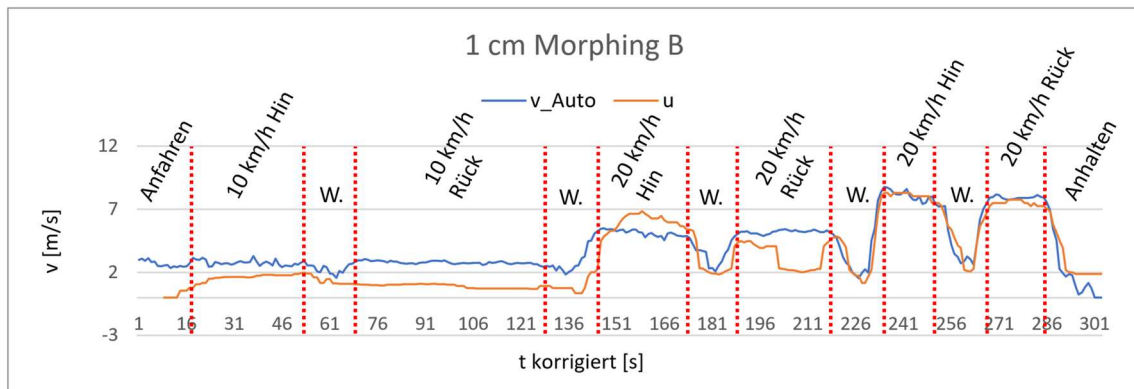


Abbildung 3-3: Interpretationshilfe für Abbildung 3-4



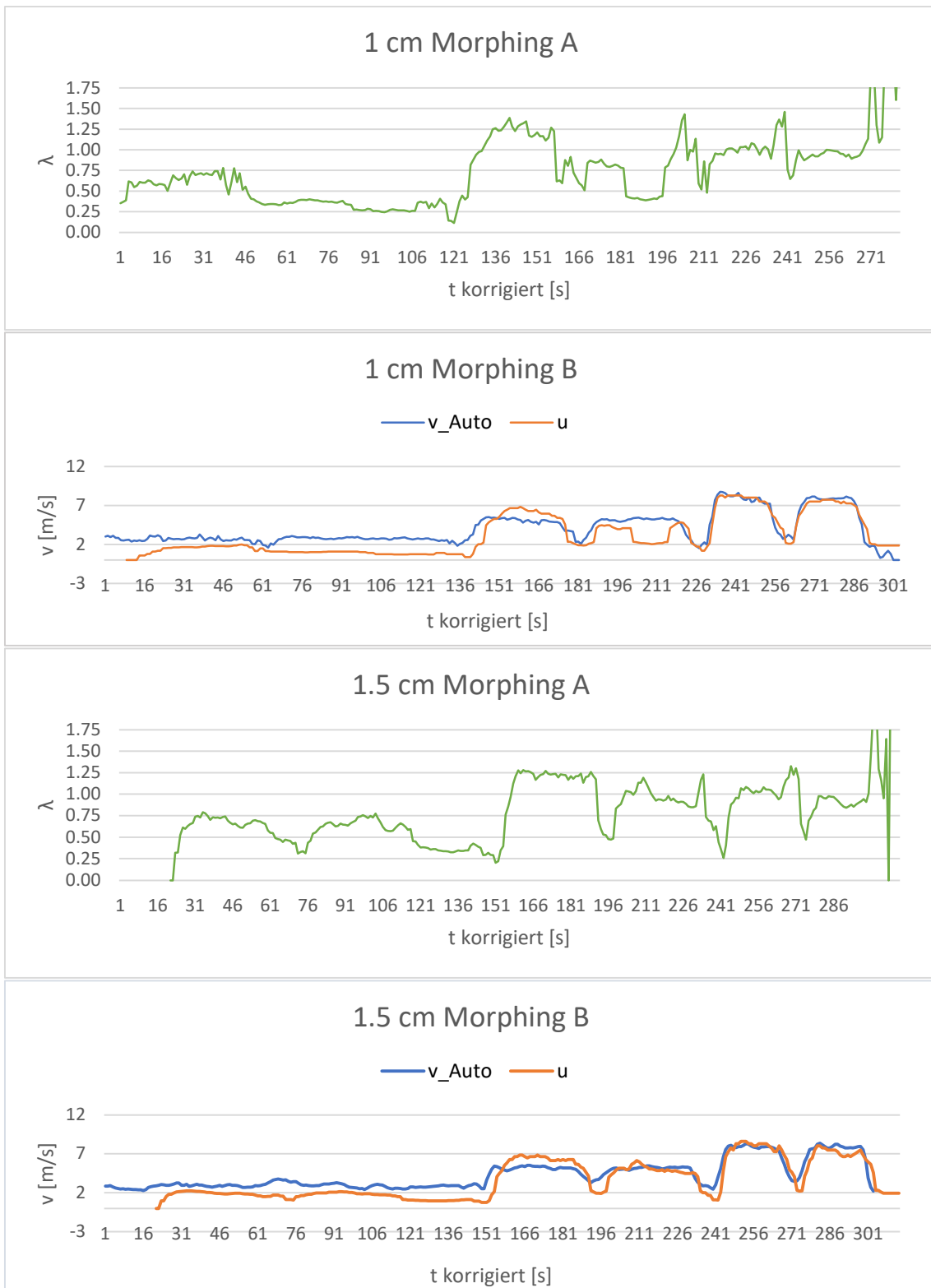


Abbildung 3-4: Graphen aus Excel-Tabelle «Auswertung Experiment», Blatt «Daten»

Die Messgenauigkeit der Geschwindigkeit v ist 0.01 m/s. Phyphox rundet die Werte automatisch.

Die Bereiche, in denen das Auto konstant die angestrebte Geschwindigkeit fährt (also nicht beschleunigt oder bremst) und keine anderen Probleme wie z. B. Turbulenzen durch vorbeifahrende Autos aufweisen (wie beispielsweise bei «0.5 cm Morphing A» der Fall ist), wurden mittels eines Cut-Off-Wertes selektiert. Von diesen Bereichen wurde der Durchschnitt der Schnelllaufzahl λ genommen. Die Werte für Hin- und Rückfahrt bei jeder Geschwindigkeit wurden gemittelt.

Die erhaltenen Werte für λ werden in der Abbildung 3-5 in Abhängigkeit der Geschwindigkeit des Autos v_{Auto} dargestellt.

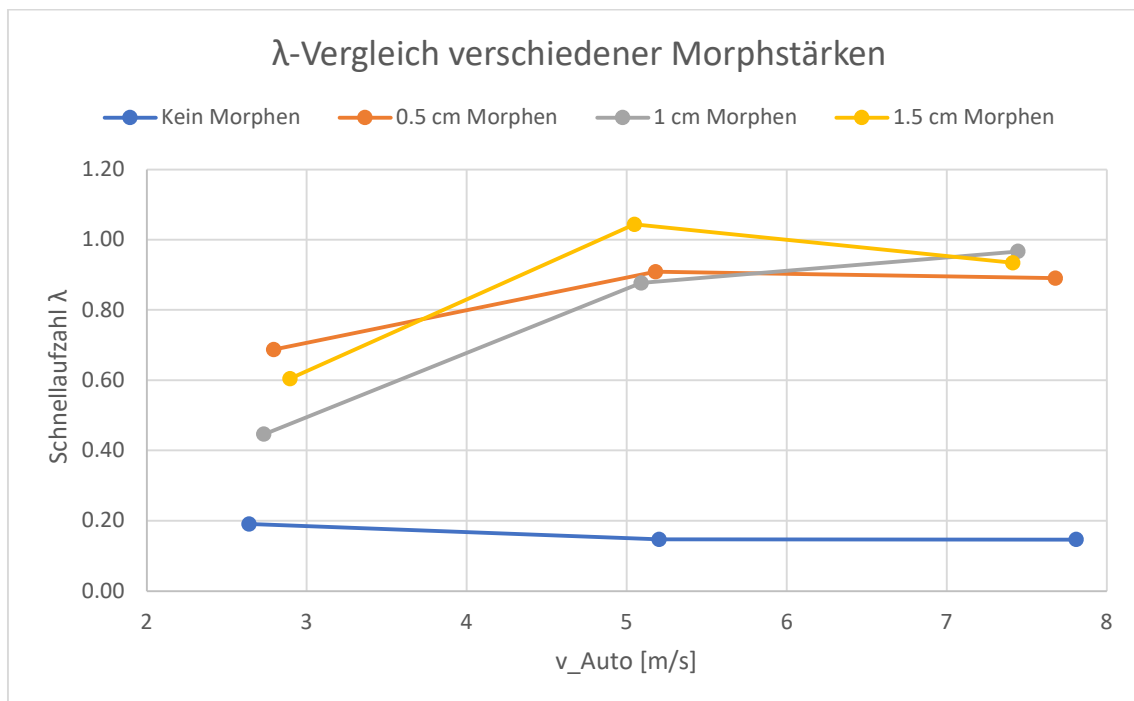


Abbildung 3-5: Graph aus Excel-Tabelle «Auswertung Experiment», Blatt «Darstellung»

Für die Zielgeschwindigkeit 10 km/h bzw. 2.78 m/s sehen die Ergebnisse konkret wie folgt aus.

Exzenter [cm]	Schnelllaufzahl λ	v_{Auto} [m/s]	Prozentuale Verbesserung
0	0.16	2.64	<i>Referenzwert</i>
0.5	0.69	2.79	331%
1	0.45	2.73	181%
1.5	0.60	2.90	275%

Tabelle 5: Vergleich der Schnelllaufzahlen (Experiment) bei verschiedenen Exzentern und bei Zielgeschwindigkeit 10 km/h bzw. 2.78 m/s

Zuletzt wurden Mittelwerte für jede Morphing-Stärke gebildet, um den prozentualen Anstieg allgemein und nicht pro Geschwindigkeitsstufe zu sehen.

Exzenter [cm]	Schnelllaufzahl λ	Prozentuale Verbesserung
0	0.16	<i>Referenzwert</i>
0.5	0.83	419%
1	0.76	375%
1.5	0.86	438%

Tabelle 6: Vergleich der gemittelten Schnelllaufzahlen (Experiment) bei verschiedenen Exzentern

Die Excel-Tabelle «Auswertung Experiment» ist im Anhang I aufzufinden. Alle Schritte sind kommentiert, erklärt und dargestellt. Die grünen Blätter (rechts) sind die Rohdaten aus Phyphox. Die gelben Blätter (mittig) sind die Verarbeitungsschritte, und das rote Blatt (links) stellt die Ergebnisse dar.

3.3 Vergleich zur Simulation

Um das Experiment mit der Simulation zu vergleichen, muss lediglich die Tabelle 4 mit der Tabelle 6 verglichen werden.

Exzenter [cm]	Prozentuale Verbesserung Simulation	Prozentuale Verbesserung Experiment
0	<i>Referenzwert</i>	<i>Referenzwert</i>
0.5	17%	331%
1	33%	181%

Tabelle 7: Vergleich der prozentualen Verbesserungen der Simulation mit der des Experiments

4 Diskussion

In den folgenden Abschnitten werden die Ergebnisse der Simulation und des Experimentes gesondert analysiert und diskutiert, wobei auch auf Fehlerquellen und Ungenauigkeiten eingegangen wird.

4.1 Simulation

Die Abbildung 3-1 zeigt eine annähernd lineare Korrelation zwischen Exzenter und P_{nutz} bei konstanter Schnelllaufzahl λ . Die Widerstandskraft F_W nimmt mit höherem Exzenter geringfügig ab oder verändert sich kaum, während die Auftriebskraft F_A stark zunimmt. Diese beiden Phänomene tragen zu der zufriedenstellenden Verbesserung der Werte für P_{nutz} bei.

Auf der Abbildung 3-2 die Leistungssteigerung ebenfalls ersichtlich. Die Graphen für Morphing-Flügelprofile haben grössere Hochpunkte und damit eine höhere maximal erzielbare Nutzleistung $P_{nutz_{max}}$ als der konventionelle H-Rotor, was auch in der Tabelle 3 dargestellt wird.

Die Resultate müssen jedoch mit Vorsicht genossen werden. Die Simulation ist stark vereinfacht und spiegelt nur ungenau die Realität wider, da die Simulation keine Fluidodynamik-Simulation ist. Es wurde immer von einer laminaren Anströmung des Flügels ausgegangen. Turbulenzen oder unsaubere Luft, besonders auf der windabgewandten Seite bei 180° wurden vernachlässigt.

Die verwendeten Werte für die Schnelllaufzahl λ liegen teilweise weit über dem gebräuchlichen Rahmen für existierende Windkraftanlagen, dessen Obergrenze bei 5 bis 9 liegt (BWE (II), kein Datum).

Auch die simulierten Exzenter sind teilweise sehr gross. Bei der für die Simulation genutzten Flügeltiefe von 10 cm stellt ein Exzenter von 5 cm eine sehr starke Wölbung dar. Die Gefahr eines Strömungsabrisses ist gross.

Reibungsverluste an den Kugellagern wurden nicht berücksichtigt.

4.2 Prototyp

Die Abbildung 3-5 zeigt einen klaren Anstieg der maximalen Schnelllaufzahl λ im der Morphing-Flügelprofile im Vergleich zum konventionellen H-Rotor. Wie in Abschnitt 2.3.3 hergeleitet wurde, führt dies zu einem Anstieg von P_{nutz} und dadurch auch vom Leistungskoeffizienten c_p .

Eine mögliche Fehlerquelle sind externe Störfaktoren während des Experiments, wie beispielsweise Wind. Am gewählten Tag, an dem das Experiment stattfand, war der Wind zwar nicht stark, kleine Schwankungen sind dennoch möglich.

Die Genauigkeit von GPS zur Bestimmung der Geschwindigkeit könnte auch eine Fehlerquelle sein, wobei die Daten nach eigener Einschätzung brauchbar sind. Ausserdem werden bereits von den Treibern des Mobiltelefons Algorithmen zur Glättung und Filterung angewendet, bevor die GPS-Informationen an Phyphox weitergegeben werden. Dabei wird auch häufig eine Datenfusion durchgeführt. Das bedeutet, dass GPS-Daten mit Informationen anderer Sensoren des Mobiltelefons kombiniert bzw. abgeglichen werden.

Um die Effekte von Wind zu minimieren, wurde jeder Schritt des Experiments in beide Fahrtrichtungen getätigt und anschliessend gemittelt. Grössere Störungen wurden beim Aufbereiten der Daten entfernt, wie beispielsweise ein vorbeifahrendes Auto, welches die Strömungsverhältnisse beeinflusst.

Der Prototyp hat 8 Flügel. Dadurch ist zwischen den Flügeln wenig Platz, was dafür sorgt, dass sich das Windrad selbst viele Turbulenzen verursacht. Symmetrische Flügelprofile, wie sie vom konventionellen H-Rotor benutzt werden, sind davon stärker benachteiligt als Morphing-Flügelprofile. Dies hat zur Folge, dass Morphing-Flügelprofile bevorteilt sind, was sich unter anderem im Vergleich des Experiments mit der Simulation zeigt.

4.3 Schlussfolgerungen

Die Resultate zeigen eine klare Effizienzsteigerung bei vertikalachsigen Windkraftanlagen mit Morphing-Flügelprofilen im Vergleich zu konventionellen H-Rotoren.

4.3.1 Rückblick auf Fragestellung und Hypothese

Die Simulation und das Experiment haben beide noch Verbesserungspotential im Bereich der Genauigkeit und der Realitätsnähe. Dennoch beweisen sie zu Genüge, dass Morphing-Flügelprofile eine Effizienzsteigerung mit sich bringen.

Die Fragestellung «Können Morphing-Flügelprofile die Effizienz von vertikalen Windkraftanlagen steigern?» kann dank den zufriedenstellenden Resultaten des Prototyps sowie der Simulation mit Ja beantwortet werden.

Die Hypothese «Ein vertikalachsiges Windrad mit Morphing-Flügelprofilen hat einen höheren Leistungskoeffizient C_p als eine H-Rotor-Windkraftanlage.» ist somit verifiziert.

4.3.2 Einordnung in den gesellschaftlichen Kontext

Wie in der Einleitung erklärt wurde, ist die Energiegewinnung für alle Aspekte der Gesellschaft und Wirtschaft von grosser Bedeutung. Das Konzept der Morphing-Flügelprofile und die damit verbundene Leistungssteigerung bieten einen neuen Ansatz, die in der Einleitung erwähnten Probleme anzugehen.

4.4 Ausblick

Die nun gelegten Grundlagen lassen viele weitere Fragen aufkommen. Das Konzept muss präziser und ausgiebiger getestet werden, um exaktere Resultate sowie mögliche Schwachstellen zu finden.

4.4.1 Simulation

Eine realitätsgetreue Simulation im Bereich der numerischen Strömungsmechanik (Computational Fluid Dynamics bzw. CFD) würde belastbarere Daten liefern.

4.4.2 Windkanal

In dieser Arbeit wurde gegen ein Experiment im Windkanal entschieden und stattdessen ein Experiment im Freien durchgeführt. Experimente mit einem windkanaltauglichen Prototyp würden fehlerärmere Daten bereitstellen.

4.4.3 Material und Bauweise

Das konstante Biegen des Flügels während dem Morphing-Prozess könnte einen intensiven Materialverschleiss zur Folge haben. Es muss also ein Material bzw. ein Kunststoff gewählt werden, der dem konstanten Stress des Morphing standhält, um eine angebrachte Lebensdauer zu erzielen.

4.4.4 Windkraftanlagen mit Morphing-Flügelprofilen im normalen Gebrauch

Im breiten Sinne geht es in dieser Arbeit nur um das Konzept der Morphing-Flügelprofile. Bis zu einer konkreten, markttauglichen Anlage sind noch viele Schritte von Nöten, unter Anderem:

- Umwandlung der gewonnenen mechanischen Leistung zu elektrischem Strom (Generator, Wechselrichter)
- Rechtliche Aspekte und Anlagegenehmigung
- Umwelteinflüsse (beispielsweise Vogelschlag)

4.4.5 Weiterführende Ideen

Während dem Arbeitsprozess kamen die folgenden zwei Ideen auf, die das Konzept verbessern könnten.

- In dieser Arbeit wurde der Exzenter absolut in cm angegeben. Dies bindet jedoch den Exzenter an einen bestimmten Radius der Windkraftanlage. Sinnvoller und einfacher wäre es, in Anlehnung an den NACA-Standard für Flügelprofile den Exzenter relativ zum Radius der Windkraftanlage anzugeben. Ein absoluter Exzenter von 1 cm bei einem Windkraftanlagenradius von 50 cm wäre also ein relativer Exzenter von 2%. Dadurch skaliert der Exzenter mit der Grösse der Windkraftanlage mit.
- Wie in der Abbildung 3-5 ersichtlich ist, liefert bei jeder Geschwindigkeitsstufe ein anderer Exzenter die besten Ergebnisse. Es ist also zu prüfen, ob ein dynamischer Exzenter in Abhängigkeit der Geschwindigkeit weitere Leistungssteigerungen zur Folge hätte. Hier ist jedoch anzumerken, dass das beobachtete Phänomen der variierenden effizientesten Exzenter auch eine Messungenauigkeit sein könnte.

5 Schlusswort

Das Ziel der Arbeit war es, morphende Flügelprofile für vertikalachsig Kleinwindräder zu erforschen. Nun, 55 Seiten später, steht ein Prototyp einer solchen Windkraftanlage bei mir zu Hause. Auf einem Autodach bekam er schon etwas Wind ab und zeigte dabei, wie gross der Effizienzgewinn durch die morphenden Flügelprofile ist. Auch eine Simulation in Blender resultierte in einem Effizienzgewinn. Blender, ein Programm mit endlos vielen Möglichkeiten und genau so vielen skurrilen Elementen. Es ist eben hauptsächlich ein Animationsprogramm. Rückblickend wären MATLAB oder Python für die Simulation bessere Optionen gewesen.

Nichtsdestotrotz war die Arbeit spannend und durch den Kontrast zwischen Schreibtischarbeit, Prototypbau und Durchführung des Experiments abwechslungsreich. Auf die Resultate blicken zu können und zu schreiben, dass meine Idee der morphenden Flügelprofile tatsächlich funktioniert und die Hypothese verifiziert ist, erfüllt mich mit Freude und mit Zuversicht, dass meine kleine Idee einen Teil zur Lösung der verschiedensten in der Einleitung erwähnten Probleme beitragen könnte.

Ich möchte mich von ganzem Herzen bei diesen Personen bedanken:

Ben Hambrecht, der mir bei meiner verrückten Idee viel Freiraum liess und dennoch genau an den richtigen Punkten half und leitete.

Hans-Georg Vetter, der mich bei der Durchführung des Experiments unterstützte.

In Erinnerung an Martin Spycher, der meinen mathematischen Geist erweckt hatte und von meiner Idee mehr als begeistert war.

Dr. Kelken Chan, Staff of Professorship for Experimental Fluid Dynamics an der ETH, der mir die Durchführung des Experiments im Windkanal des Instituts für Fluidodynamik anbot.

Dr. Wilm Friedrichs, Marco Caglioti und Christoph Regli der ZHAW, die mir die Benutzung des Windkanals an der ZHAW School of Engineering anboten, auch wenn ich mich schliesslich gegen ein Experiment im Windkanal und für das selbstständigere Experiment mit dem Auto entschieden habe.

6 Verzeichnisse

6.1 Abkürzungsverzeichnis

Abkürzung	Bedeutung
CAD	Computer-Aided Design
3d	dreidimensional
GCODE	Geometrischer Code
GPS	Global Positioning System
MATLAB	Matrix Laboratory (Mathematik-Programmiersprache von «The MathWorks»)
MIT	Massachusetts Institute of Technology
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics
NASA	National Aeronautics And Space Administration
STL	Standard Triangulation Language oder Standard Tessellation Language
W.	Wendemanöver des Autos

6.2 Symbolverzeichnis

Symbol	Bedeutung
A_R	Referenzfläche [m ²]
c_A	Auftriebskoeffizient
c_{A0}	Auftriebskoeffizient c_A an der Stelle 0
c_W	Widerstandskoeffizient
c_P	Leistungskoeffizient
c_{pr}	Rotorleistungsbeiwert (= c_P)
d	Profildicke
f	Wölbung
F	Kraft [N]
F_A	Netto-Auftriebskraft [N]
F_W	Widerstandskraft [N]
g	Ortsfaktor der Erde (= $9.81 \frac{m}{s^2}$)
M	Drehmoment [Nm]
m_{c_A}	Steigung der Gerade c_A
p	Statischer Druck der Luft [pa]
P	Leistung [W]
P_{FA}	Durch die Widerstandskraft F_W generierte Leistung [W]
P_{FW}	Durch die Auftriebskraft F_A generierte Leistung [W]
P_{nutz}	Durch die Windkraftanlage generierte mechanische Nutzleistung [W]
$P_{nutz_{max}}$	Maximum von P_{nutz} [W]
P_{in}	Zugeführte Leistung [W]
r	Radius [m] bzw. [cm]
x_f	Wölbungsrücklage

Symbol	Bedeutung
u	Umfangsgeschwindigkeit [m/s]
v	Geschwindigkeit [m/s]
v_{Auto}	Geschwindigkeit des Autos [m/s] bzw. [km/h]
v_W	Windgeschwindigkeit [m/s]
z	Höhe über Bezugspunkt [m]
α	Anstellwinkel [°]
λ	Schnelllaufzahl
λ_{max}	Maximale Schnelllaufzahl
ϵ	Gleitzahl
ρ	Dichte der Luft [kg/m³]

6.3 Tabellenverzeichnis

Tabelle 1: Erklärung XFOIL-Inputs	28
Tabelle 2: chronologische Vorgehensschritte Experiment	38
Tabelle 3: Vergleich der maximal erzielbaren Nutzleistungen (Simulation) bei verschiedenen Exzentern.....	43
Tabelle 4: Vergleich der Schnelllaufzahlen (Simulation) bei verschiedenen Exzentern	44
Tabelle 5: Vergleich der Schnelllaufzahlen (Experiment) bei verschiedenen Exzentern und bei Zielgeschwindigkeit 10 km/h bzw. 2.78 m/s	49
Tabelle 6: Vergleich der gemittelten Schnelllaufzahlen (Experiment) bei verschiedenen Exzentern.....	49
Tabelle 7: Vergleich der prozentualen Verbesserungen der Simulation mit der des Experiments	50

6.4 Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1-1: Leistungskoeffizient in Abhängigkeit der Schnelllaufzahl (BWE (I), kein Datum).....	4
Abbildung 1-2: Auftriebskoeffizient in Abhängigkeit des Anstellwinkels (Bislin, 2012).....	7
Abbildung 1-3: Beispielhafte Erklärung der NACA four-digit series (Dietz, 2024) ...	8
Abbildung 1-4: Wichtige Begriffe am Flügelprofil (Dietz, 2024).....	9
Abbildung 1-5: Schematische Darstellung einer horizontalachsige Windkraftanlage (Hau, 2016).....	10
Abbildung 1-6: Bauarten vertikaler Windkraftanlagen (Hau, 2016).....	11
Abbildung 1-7: Leistungskoeffizienten verschiedener Bauarten von Windkraftanlagen (Hau, 2016)	12
Abbildung 2-1: (Ausgewählte) Kräfte am konventionellen H-Rotor während einer Umdrehung. Parameter wie in Abbildung 2-6 dargelegt	15
Abbildung 2-2: Zerlegung der Auftriebskraft F_A . Parameter wie in Abbildung 2-6 dargelegt. 0° Rotation bzw. bei Frame 0.....	17
Abbildung 2-3: Anstellwinkel während einer Rotation (konventioneller H-Rotor) . Parameter wie in Abbildung 2-6 dargelegt.....	18
Abbildung 2-4: Anstellwinkel während einer Rotation (morphendes Flügelprofil) . Parameter wie in Abbildung 2-6 dargelegt.....	19
Abbildung 2-5: (Ausgewählte) Kräfte am morphenden Flügel während einer Umdrehung. Parameter wie in Abbildung 2-6 dargelegt	20
Abbildung 2-6: Dashboard in Blender mit beispielhaften Werten für Frame 320 mit Exzenter auf 2 cm.....	23
Abbildung 2-7: Graphen c_A (rot) bzw. c_W (hellgrün) aus Blender. Gleiche Parameter wie in Abbildung 2-6.....	24
Abbildung 2-8: Graphen P_{F_A} (rot), P_{F_W} (dunkelgrün), bzw. P_{nutz} (hellgrün, Erklärung: siehe nächster Abschnitt) aus Blender. Gleiche Parameter wie in Abbildung 2-6	24
Abbildung 2-9: Graph P_{F_A} bzw. P_{F_W} summiert und P_{nutz} aus Blender. Gleiche Parameter wie in Abbildung 2-6	26

Abbildung 2-10: Graph aus Excel-Tabelle «Auswertung Experiment», NACA2512, Auftriebskoeffizient c_A , unterer Graph	29
Abbildung 2-11: Graph aus Excel-Tabelle «Auswertung Experiment», NACA2512, Auftriebskoeffizient c_A , oberer Graph	30
Abbildung 2-12: 3d-Fläche in Blender zur Interpolation der Auftriebs- und Widerstandskoeffizienten. Die Sphären stellen den mittels Raycast gefundenen Punkt dar. Gleiche Parameter wie in Abbildung 2-6.	31
Abbildung 2-13: Prototyp (Ansicht von Unten) (beschriftet)	32
Abbildung 2-14: Prototyp (Ansicht von Oben)	33
Abbildung 2-15: Prototyp (Vogelperspektive) (beschriftet).....	33
Abbildung 2-16: Prototyp (Nahaufnahme Unten) (beschriftet)	34
Abbildung 2-17: Prototyp (Nahaufnahme Oben) (beschriftet).....	34
Abbildung 2-18: Autoaufbau	35
Abbildung 2-19: Standbild aus dem Video des 1-cm-Morphing-Schritts (beschriftet)	37
Abbildung 2-20: Teststrecke	39
Abbildung 2-21: Vergleich Auftriebs- und Widerstandskraft bei steigender Geschwindigkeit	40
Abbildung 3-1: Graphen aus Excel-Tabelle «Auswertung Leistungen», Blatt «Ergebnisse 1»	42
Abbildung 3-2: Graph aus Excel-Tabelle «Auswertung Leistungen», Blatt «Ergebnisse 2»	43
Abbildung 3-3: Interpretationshilfe für Abbildung 3-4	45
Abbildung 3-4: Graphen aus Excel-Tabelle «Auswertung Experiment», Blatt «Daten»	47
Abbildung 3-5: Graph aus Excel-Tabelle «Auswertung Experiment», Blatt «Darstellung».....	48

7 Literaturverzeichnis

- Aream Group. (29. Mai 2024). *pv magazine*. Abgerufen am 30. Mai 2025 von <https://www.pv-magazine.de/unternehmensmeldungen/die-demokratisierung-der-energiewende/>
- Bislin, W. (11. Mai 2012). *WaBis*. Abgerufen am 07. Mai 2025 von <https://walter.bislins.ch/aviatik/index.asp?page=Berechnung+des+Auftriebs>
- BWE (I). (kein Datum). *Bundesverband WindEnergie e.V.* Abgerufen am 03. Mai 2025 von <https://www.wind-energie.de/themen/anlagentechnik/funktionsweise/betz-und-leistungsentnahme/>
- BWE (II). (kein Datum). *Bundesverband WindEnergie e.V.* Abgerufen am 12. Oktober 2025 von <https://www.wind-energie.de/themen/anlagentechnik/funktionsweise/aerodynamik/>
- Dietz, M. (2024). *Aerodynamik des Fliegens* (Bd. I). Berlin: Springer.
- FWU Institut für Film und Bild. (kein Datum). *Leifi Physik*. Abgerufen am 09. Mai 2025 von <https://www.leifiphysik.de/mechanik/stroemungslehre/grundwissen/dynamischer-auftrieb-und-crma-wert>
- Hau, E. (2016). *Windkraftanlagen: Grundlagen, Technik, Einsatz, Wirtschaftlichkeit*. Berlin: Springer.
- IG Windkraft (AU). (06. Mai 2005). Kleine Geschichte der Windkraft. (Verb. f. Elekt., Energie- und Informationstechnik, & Verband Schweizer Elektrizitätsunternehmen, Hrsg.) *Bulletin Elektrizitätswirtschaft*, 10, 16-18. Von <https://www.e-periodica.ch/digbib/view?pid=sev-003:2005:96::2017#701> abgerufen
- Janson, M. (19. November 2024). *Statista*. Abgerufen am 30. April 2025 von <https://de.statista.com/infografik/30706/taegliche-gasimporte-nach-deutschland-nach-herkunft/c>

- Jüttemann, P. (14. August 2022). *Klein-Windkraftanlagen*. Abgerufen am 30. 04 2025 von <https://www.klein-windkraftanlagen.com/news/vertikale-windkraftanlagen-im-vergleich-mit-horizontalen-anlagen/>
- Kanitz, V. (2016). *Entwicklung eines H-Rotorfunktionsmodells und Vermessung der Anlageneigenschaften zum Vergleich mit der klassischen Dreiblattwindenergieanlage*. Hamburg: Hochschule für Angewandte Wissenschaften.
- Korf, B. (2024). Vorlesung: GEO112 Humangeographie I. Universität Zürich.
- Pawlik, V. (30. Oktober 2024). *Statista*. Abgerufen am 03. April 2025 von <https://de.statista.com/statistik/daten/studie/167998/umfrage/weltweiter-energiemix-nach-energietraeger/>
- Prandtl, L. (2009). *Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen, Teil 1*. Göttingen: Universitätsverlag Göttingen.
- Richter, T. (03. April 2024). *Das Wissen*. Abgerufen am 30. April 2025 von <https://das-wissen.de/die-oelkrise-der-1970er-schock-und-transformation/>
- Ringier AG. (kein Datum). *handelszeitung.ch*. Abgerufen am 13. Oktober 2025 von <https://www.handelszeitung.ch/politik/energie-als-waffe-die-rationierung-von-gas-ruckt-in-europa-naher>
- Volk, R. (24. November 2023). *SWR*. Abgerufen am 30. April 2025 von <https://www.swr.de/swrkultur/wissen/die-oelkrise-1973-als-energie-knapp-und-politisch-wurde-swr2-wissen-2023-11-24-102.html>

8 Anhang

Alle grossen Anhänge werden digital über Google Drive zum Download zur Verfügung gestellt. Einerseits sind gewisse Anhänge und Tabellen sehr gross und auf einem Blatt nicht übersichtlich darstellbar, andererseits sind gewisse Dateien gar nicht direkt (also ohne Interpretation durch ein spezifisches Programm) auf einem Blatt darstellbar, wie beispielsweise die GCODE-Dateien.

Bei jedem Anhang ist angegeben, ob bzw. wo die Dateien abgelegt sind.

Der Google Drive-Speicher kann über den Link oder durch Scannen des QR-Codes mit einem Mobiltelefon geöffnet werden.

<https://tinyurl.com/4cr6ymmn>

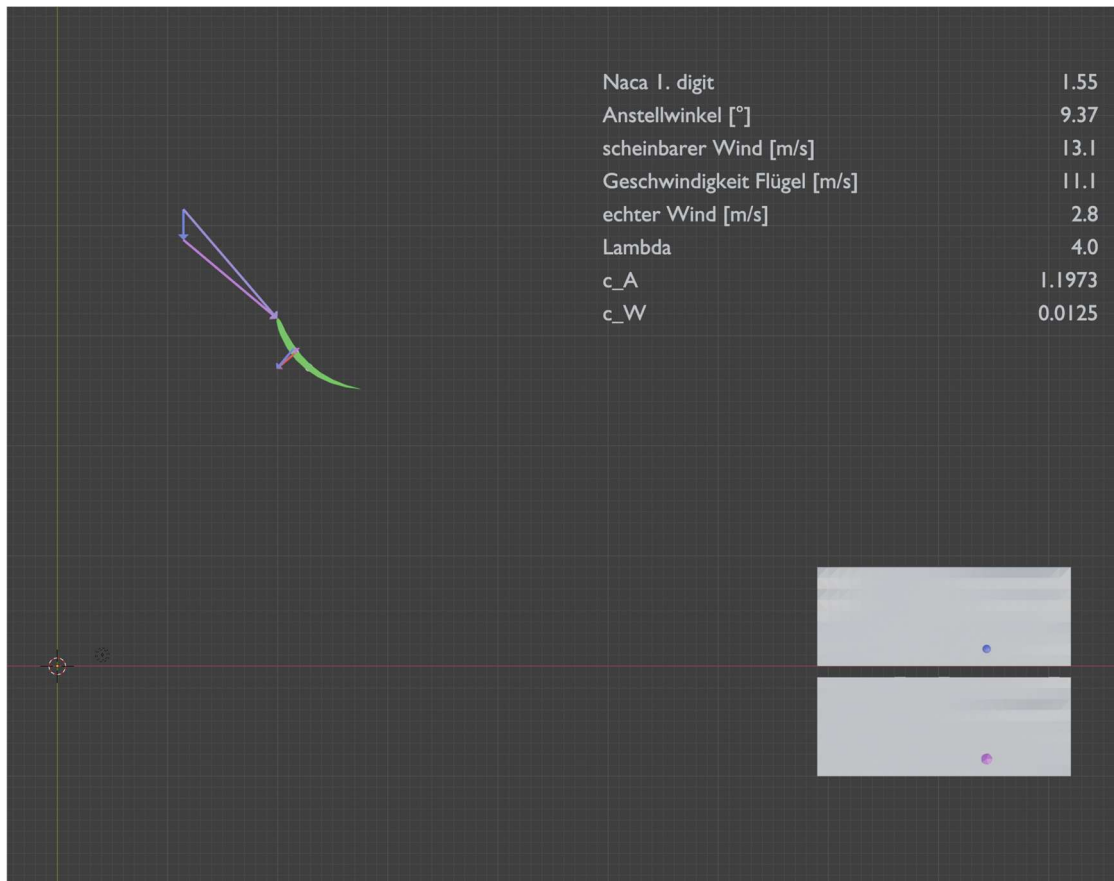


A Anhang zu 2.2.1

Auf Google Drive:

- Morphende Fluegelprofile.blend: Blender-Datei

3d-Viewport, oberer Teil (Frame 320, 2 cm Exzenter):



3d-Viewport, unterer Teil (Frame 320, 2 cm Exzenter):



B Anhang zu 2.2.4

Auf Google Drive:

- `Auswertung Leistungen.xlsx`: Excel-Tabelle

C Anhang zu 2.2.5

Auf Google Drive:

- `NACAx512.txt`: Input-Dateien für das jeweilige NACA-Profil.
- `NACAx512_autoPolarSave.txt`: Datei, in der die Ergebnisse gespeichert werden.
- `cmdinput1.txt`: Kombinierte Input-Datei (`NACA0512.txt` bis `NACA9512.txt`). XFOIL mit dieser Input-Datei auszuführen dient rein der optischen Demonstration und liefert effektiv nur das Ergebnis für `NACA9512`, da immer wieder dieselbe Output-Datei überschrieben wird.

NACA8512_autoPolarSave.txt als Beispiel (Legende ergänzt):

Anstellwinkel [°]	c_A	c_W	c_DP	c_M	Top_Xtr	Bot_Xtr
-20	-0.2659	0.20983	0.2087	-0.0723	0.9949	0.0053
-19	-0.2255	0.19602	0.19488	-0.082	0.989	0.0053
-18	-0.0371	0.1547	0.15347	-0.1054	0.9359	0.006
-17	-0.0234	0.1491	0.14781	-0.1094	0.9269	0.0073
-16	-0.0029	0.13987	0.13851	-0.1139	0.9143	0.0073
-13	-0.3439	0.06368	0.06178	-0.1465	0.8907	0.0112
-12	-0.3552	0.01351	0.01018	-0.2252	0.8586	0.0114
-11	-0.2413	0.01179	0.00823	-0.228	0.844	0.0121
-10	-0.1265	0.00987	0.00602	-0.2308	0.8289	0.0136
-9	-0.0105	0.00888	0.00484	-0.2326	0.8132	0.0147
-8	0.106	0.00792	0.0037	-0.2345	0.7969	0.0169
-7	0.2226	0.00728	0.00291	-0.2361	0.78	0.0193
-6	0.339	0.0068	0.00231	-0.2375	0.7621	0.0228
-5	0.4555	0.00641	0.00185	-0.2388	0.7445	0.0286
-4	0.5716	0.00615	0.00153	-0.2401	0.7266	0.0369
-3	0.687	0.00596	0.00132	-0.2412	0.7074	0.0523
-2	0.8012	0.00587	0.00124	-0.2421	0.6871	0.0773
-1	0.9143	0.00585	0.00125	-0.2428	0.6658	0.1172
0	1.0268	0.00589	0.00135	-0.2434	0.645	0.1703
1	1.1368	0.00603	0.00155	-0.2436	0.6216	0.2364
2	1.2458	0.00621	0.00183	-0.2436	0.5985	0.3177
3	1.3511	0.00651	0.00222	-0.243	0.5716	0.4197
4	1.455	0.00676	0.00274	-0.2422	0.5444	0.6185
5	1.5457	0.00703	0.00346	-0.2386	0.5017	1
6	1.6105	0.00868	0.00466	-0.2299	0.413	1
7	1.6704	0.01071	0.00628	-0.2207	0.3296	1
8	1.7012	0.0143	0.00926	-0.2071	0.2138	1
9	1.7202	0.01906	0.01345	-0.1929	0.1059	1
10	1.7518	0.02364	0.01777	-0.182	0.0531	1
11	1.7919	0.02814	0.0222	-0.1735	0.032	1
12	1.832	0.03302	0.0271	-0.1659	0.0222	1
13	1.8693	0.0385	0.03265	-0.159	0.017	1
14	1.9006	0.04482	0.03908	-0.1523	0.0137	1
15	1.9253	0.05208	0.04647	-0.1461	0.0113	1
16	1.9414	0.06059	0.05513	-0.1402	0.0095	1
17	1.9555	0.06956	0.06429	-0.1353	0.0086	1
18	1.9568	0.08029	0.07523	-0.1308	0.0074	1
19	1.9594	0.09119	0.08634	-0.1278	0.0069	1
20	1.9517	0.10356	0.09893	-0.1257	0.0062	1

Die *schräg gedruckten* Werte sind für diese Arbeit nicht relevant.

D Anhang zu 2.2.5

Auf Google Drive:

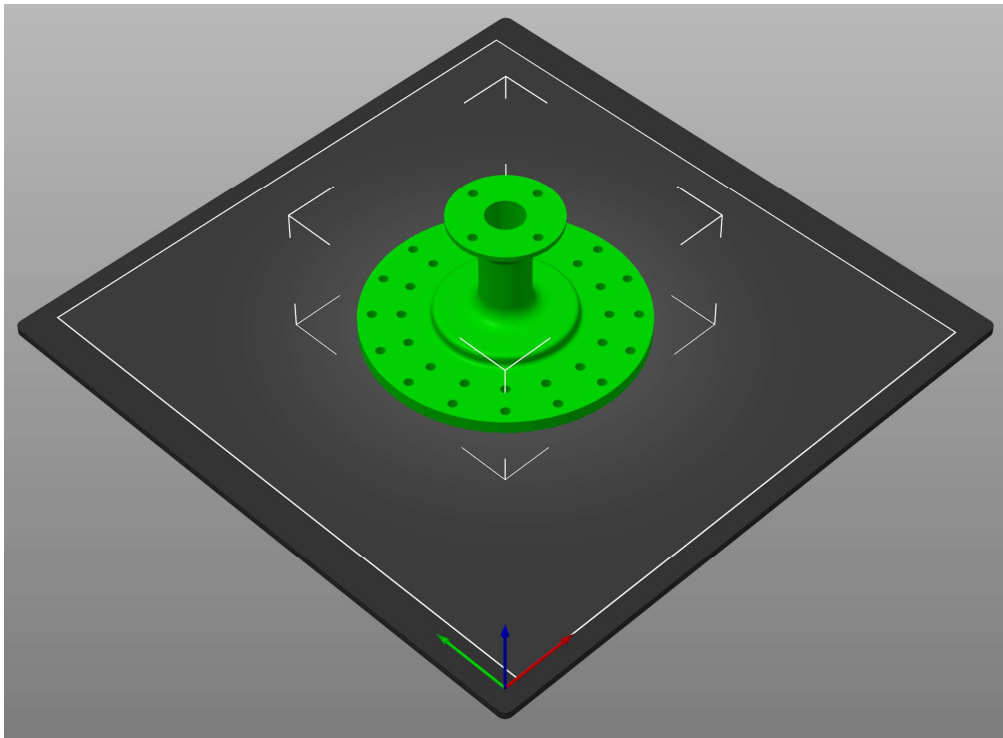
- Auswertung Regressionspolynome.xlsx: Excel-Tabelle

E Anhang zu 2.3.2

Auf Google Drive:

- STL-Dateien.

Als Beispiel die Datei Achse_P1_V1-3____.stl in PrusaSlicer geöffnet:



F Anhang zu 2.3.2

Auf Google Drive:

- Den STL-Dateien aus Anhang D entsprechende GCODE-Dateien.

G Anhang zu 2.3.2

Slicing-Einstellungen in Prusa Slicer:

Druckeinstellungen:

  0.08 mm SUPERDETAIL (0.4 mm nozzle)  

Filament:

  3DJAKE ecoPLA  

Drucker:

  Creality Ender-3 V2 Neo (0.4 mm nozzle)  

Stützen: 

Infill:  Rand: ☐

H Anhang zu 2.3.3

Auf YouTube:

- Videos des Experiments. Das Video kann über den Link oder durch Scannen des QR-Codes mit einem Mobiltelefon geöffnet werden.

Kein Exzenter	0.5 cm Exzenter
https://youtu.be/nEwhvEJaK1M	https://youtu.be/SL2H7PEHFso
	

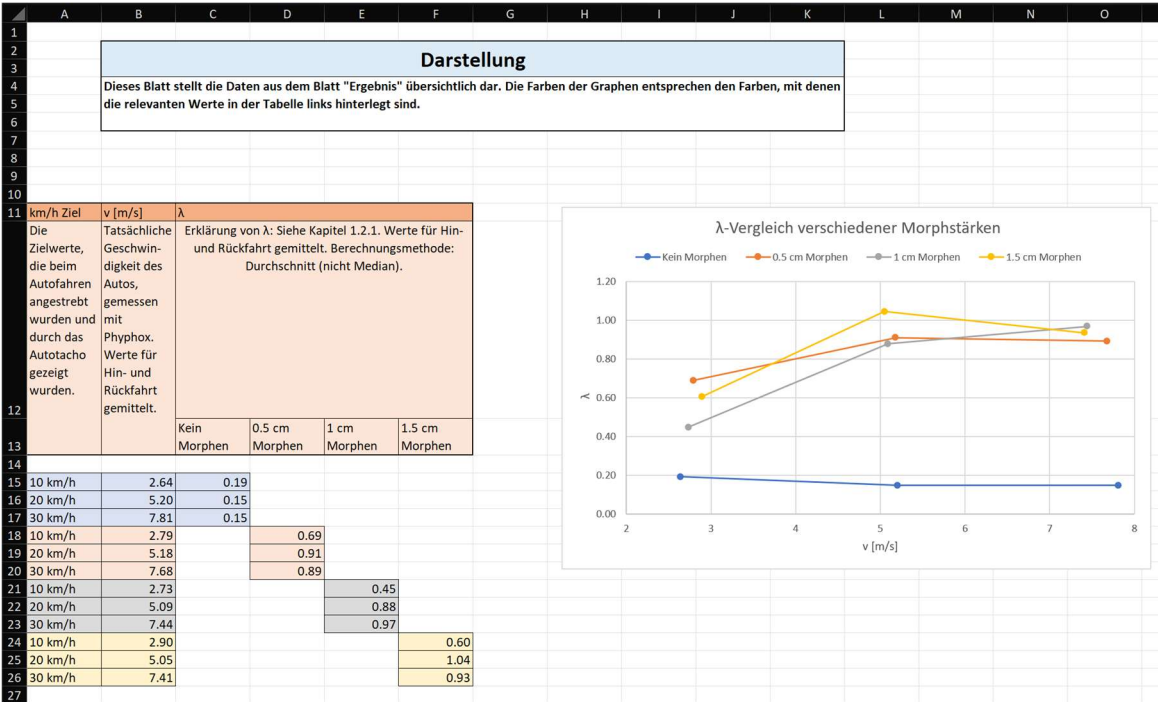
1 cm Exzenter	1.5 cm Exzenter
http://youtu.be/0kJ0u0vBubo	https://youtu.be/qjrElg2SVM0
	

I Anhang zu 3.2

Auf Google Drive:

- Auswertung Experiment.xlsx: Excel-Tabelle

Blatt «Darstellung» als Beispiel:



Blatt «1 5 Morphen 1» als Beispiel für die von Phyphox gesammelten Daten während dem Experiment-Schritt mit 1.5 cm Exzenter:

Time (s)	Latitude (°)	Longitude (°)	Speed (m/s)
...100 vorherige Zeilen			
102.869708	47.0451114	8.70684651	2.599999905
103.8702757	47.04508802	8.7068442	2.50999999
104.8704691	47.0450655	8.7068416	2.529999971
105.8697933	47.04504277	8.70683989	2.400000095
106.8701643	47.04502111	8.70683922	2.579999924
107.8703637	47.04499823	8.70683786	2.769999981
108.870175	47.04497359	8.70683541	2.910000086
109.8701425	47.04494826	8.7068319	3.029999971
110.870441	47.04492148	8.70682807	3.079999924
205 weitere Zeilen...			

7 weitere Spalten...

Veröffentlichungsgenehmigung:

Die Stiftsschule Einsiedeln gestattet die Drucklegung der vorliegenden Arbeit, ohne damit zu den darin ausgesprochenen Anschauungen Stellung zu nehmen.

Selbstständigkeitserklärung:

Hiermit bestätige ich durch meine Unterschrift, dass ich die eingereichte Maturaarbeit selbständig, ohne fremde Hilfe und ohne Benutzung anderer als der angegebenen Hilfsmittel angefertigt habe. Alle Stellen, die wörtlich oder sinngemäss veröffentlichten oder nicht veröffentlichten Quellen entnommen wurden, sind als solche kenntlich gemacht. Die Arbeit hat in dieser oder ähnlicher Form oder auszugsweise im Rahmen einer anderen Prüfung noch nicht vorgelegen.



Einsiedeln, den 29.10.2025