# Beeinflussung der Umströmung eines aerodynamischen Profils mithilfe passiver, elastischer Rückstromklappen

Von der Fakultät für Maschinenbau, Verfahrens- und Energietechnik
der Technischen Universität Bergakademie Freiberg

genehmigte

**Dissertation**

zur Erlangung des akademischen Grades

Doktor-Ingenieur (Dr.-Ing)

vorgelegt

von M.Sc. Artur Reiswich
geboren am 15.01.1986 in Blogodatnoje (Kasachstan)

Gutachter: Prof. Dr.-Ing. habil. Rüdiger Schwarze, TU Bergakademie Freiberg
Prof. Dipl.-Ing. Björn Kiefer, Ph.D., TU Bergakademie Freiberg

Tag der Verleihung: 01.03.2022

# Versicherung

Hiermit versichere ich, dass ich die vorliegende Arbeit ohne unzulässige Hilfe Dritter und ohne Benutzung anderer als der angegebenen Hilfsmittel angefertigt habe; die aus fremden Quellen direkt oder indirekt übernommenen Gedanken sind als solche kenntlich gemacht.

Bei der Auswahl und Auswertung des Materials sowie bei der Herstellung des Manuskripts habe ich Unterstützungsleistungen von folgenden Personen erhalten:

Prof. Dr.-Ing. habil. Rüdiger Schwarze

Weitere Personen waren an der Abfassung der vorliegenden Arbeit nicht beteiligt. Die Hilfe eines Promotionsberaters habe ich nicht in Anspruch genommen. Weitere Personen haben von mir keine geldwerten Leistungen für Arbeiten erhalten, die nicht als solche kenntlich gemacht worden sind.

Die Arbeit wurde bisher weder im Inland noch im Ausland in gleicher oder ähnlicher Form einer anderen Prüfungsbehörde vorgelegt.

$Unterschrift:$ $Ort, Datum:$

Teile dieser Arbeit sind in internationalen Zeitschriften und Konferenzen mit Peer-Review Verfahren veröffentlicht worden:

- Reiswich, A.; Heinrich, M.; Schwarze, R. PO017: Development of elastic flaps for application on wind turbines; Assessing the wind resource and turbine performance; WindEurope 2018 Conference at the Global Wind Summit.
- Reiswich, A.; Finster, M.; Heinrich, M.; Schwarze, R. "Effect of flexible flaps on lift and drag of laminar profile flow". In: Energies 13.5 (2020), S. 1–16. doi: 10.3390/en13051077.

# Danksagung

Die vorliegende Dissertation entstand während meiner Tätigkeit als wissenschaftlicher Mitarbeiter am Institut für Mechanik und Fluiddynamik an der Technischen Universität Bergakademie Freiberg.

Gefördert wurde die Arbeit durch das IGF-Vorhaben der Forschungsvereinigung „Forschungsinstitut für Leder und Kunststoffbahnen gGmbH“ über die AiF im Rahmen des Programms zur Förderung der „Industriellen Gemeinschaftsforschung und -entwicklung (IGF)“ vom Bundesministerium für Wirtschaft und Energie (BMWi) aufgrund eines Beschlusses des Deutschen Bundestages. Diesen Institutionen sei hiermit gedankt.

Ein besonderer Dank gilt meinem Betreuer Prof. Dr.-Ing. habil. Rüdiger Schwarze für die Möglichkeit an diesem interessanten Thema zu arbeiten und schließlich zu promovieren. Weiterhin danke ich Prof. Dipl.-Ing. Björn Kiefer, Ph.D. und der Prüfungskommission für die Begutachtung der Arbeit.

Bei den Mitarbeiterinnen und Mitarbeitern des IMFD bedanke ich mich für die angenehme Arbeitsatmosphäre sowie für die Unterstützung bei technischen und allgemeinen Problemen. An dieser Stelle sei besonders Max Finster, Thomas Janke und Martin Heinrich für die angeregten und wertvollen Diskussionen gedankt.

Ebenfalls möchte ich mich beim „Forschungsinstitut für Leder und Kunststoffbahnen gGmbH“ und bei der Firma „eab New Energy GmbH“ für die Mitarbeit, Bereitstellung der Materialien und die Unterstützung während der Projektdurchführung bedanken.

Zudem gilt mein höchster Dank meiner Familie und Freunden, die mich in dieser Zeit unterstützen und motivierten dieses Vorhaben bis zum Ende zu führen.

# Abstract

In the following study the effects of elastic and passive flaps were investigated on an airfoil with a NACA0020 profile. At first the aerodynamic performance of different configurations was measured with a force balance. In order to detect its effects before and after stall the angle of attack was varied during the experiments. For the configurations with increased aerodynamic performance additional experiments were carried out. The smoke wire visualization and stereo vision technique allowed a detailled insight in the flow around the NACA0020 profile and the flap movement. The results show that elastic flaps at the leading and trailing edge of the airfoil improve notably the airfoil performance in deep stall. Furthermore, the highest increase of the lift-to-drag ratio was achieved for the configuration with lowest bending stiffness. It was observed that the highest reduction of the turbulent separation region is caused by the flap movement. The increase of lift-to-drag ratio results from a slow upward and a fast downward motion of the elastic flap. The study delivers helpful information for transfer of the observed effect to other technical applications.

# Zusammenfassung

Im Rahmen dieser Arbeit wurde der Einfluss von passiven und elastischen Rückstromklappen, die auch als Flaps bezeichnet werden, auf einen Tragflügel mit NACA0020 Profil untersucht. Mithilfe einer Kraftwaage erfolgte zunächst die Erfassung der Auswirkungen auf das aerodynamische Verhalten des Tragflügels vor und nach der Strömungsablösung. Für ein detailliertes Verständnis wurde zusätzlich die Umströmung mit der Rauchdrahttechnik visualisiert und die Flapkinematik mit der Stereo Vision Technik aufgenommen. Es konnte festgestellt werden, dass die Vorderkantenflaps mit der geringsten Biegesteifigkeit die Gleitzahl des Tragflügels vor allem in abgelöster Strömung erhöhen. Die festgestellte Auftriebssteigerung resultiert aus der langsamen Aufstellbewegung und beschleunigten Anlegebewegung der Flaps, die eine einhergehende Reduzierung der turbulenten Ablösung verursachen. Die Ergebnisse der Arbeit liefern zahlreiche Erkenntnisse, die eine Übertragung des festgestellten Effekts auf andere technische Anwendungen erleichtern.

# Inhaltsverzeichnis

**Abbildungsverzeichnis** ..... **VII**
**Tabellenverzeichnis** ..... **XII**
**Symbol- & Abkürzungsverzeichnis** ..... **XVI**
**1 Einleitung** ..... **1**
**2 Stand der Forschung** ..... **4**
2.1 Wesentliche Aspekte von Profilumströmungen ..... 4
2.2 Zusammenfassung essenzieller Aspekte von Tragflügeln mit Flaps ..... 7
**3 Numerische Untersuchung der Profilumströmung** ..... **13**
3.1 Numerische Modell ..... 13
3.1.1 Grundgleichungen und Turbulenzmodell ..... 13
3.1.2 Randbedingungen und Diskretisierungsschema ..... 16
3.2 Ergebnisse für das NACA0018 Profil ..... 18
3.3 Ergebnisse für das NACA0020 Profil ..... 19
3.4 Schlussfolgerung aus den Simulationen ..... 22
**4 Kraftmessungen an einem NACA0020 Tragflügel** ..... **23**
4.1 Versuchsvorbereitung ..... 23
4.1.1 Windkanal ..... 23
4.1.2 Tragflügel und Funktionsweise der Kraftwaage ..... 25
4.2 Messunsicherheit und Validierung ..... 27
4.3 Position der Flaps auf dem Tragflügel ..... 31
4.3.1 Flapgeometrie und Flappositionen ..... 31
4.3.2 Polardiagramme für variierende Flapposition ..... 34
4.4 Faserverstärkte Silikonflaps ..... 36
4.4.1 Verwendeten Materialien ..... 36
4.4.2 Polardiagramm für faserverstärkte Silikonflaps ..... 38
4.5 Flapgeometrie ..... 40

4.5.1 Untersuchte Flapformen ..... 40
4.5.2 Polardiagramm der untersuchten Flapformen ..... 41
4.6 Wirkung der Flaps bei instationären Anströmung ..... 43
4.6.1 Versuchsdurchführung ..... 43
4.6.2 Ergebnisse der instationären Untersuchung ..... 45
4.7 Schlussfolgerung der Auftriebs- und Widerstandsuntersuchungen ..... 47

**5 Strömungsvisualisierung mithilfe der Rauchdrahttechnik ..... 49**

5.1 Experimenteller Aufbau ..... 49
5.2 Vorgehensweise bei der Auswertung ..... 50
5.3 Ergebnisse der Visualisierung ..... 51

**6 Flapkantenkinematik ..... 58**

6.1 Versuchsaufbau und Versuchsdurchführung ..... 58
6.2 Bildauswertung ..... 61
6.3 Ergebnisse ..... 62
6.3.1 VK Konfiguration - ohne Faserverstärkung ..... 62
6.3.2 Bewegungsausführung des Vorderkantenflaps der VK-HK Konfiguration - ohne Faserverstärkung ..... 69
6.3.3 Bewegungsausführung des Vorderkantenflaps der VK-HK Konfiguration - mit Faserverstärkung ..... 75
6.3.4 Auswertung und Interpretation ..... 82

**7 Zusammenfassung ..... 87**

**8 Ausblick ..... 89**

**Anhang ..... 97**

A Anhang 1 ..... 97
B Anhang 2 ..... 98
C Anhang 3 ..... 99

# Abbildungsverzeichnis

1.1 Abstehende, passive Federn eines Seeadlers beim Greifen der Beute [Foto: Johannes Burkert] ..... 2

2.1 a) Laminare und turbulente Ablösung auf der Oberseite eines Tragflügels (in Anlehnung an Yarusevych [70]); b) Detaillierte gemittelte Strömungsstruktur einer laminaren Ablöseblase (in Anlehnung an Horton [29]) ..... 5

3.1 a) Randbedingungen und b) Knoteninformationen des Rechengitters für die 2-D Simulation des NACA0018 und NACA0020 Profils ..... 17

3.2 Vergleich des $\gamma$-$Re_\theta$ Modells mit den experimentellen Werten aus der Literatur; Gegenüberstellung der über den Anströmwinkel $\alpha$ aufgetragenen a) Auftriebs- und b) Widerstandskoeffizienten des NACA0018 Profils bei Reynolds-Zahl von 140.000 ..... 19

3.3 Position der laminaren und turbulenten Ablösung auf der Unter- und Oberseite des NACA0020 Profils bei unterschiedlichen Anstellwinkeln; grüne Markierung - laminare Blase; rote Markierung - turbulente Ablösung; blau zu weiß Farbgradient kennzeichnet die Erhöhung der Geschwindigkeit 20

3.4 Winkelabhängige Position der laminaren und turbulenten Ablösung auf der Oberseite des NACA0020 Profils bei $Re_S = 200.000$; roter Balken kennzeichnet die vollständige Strömungsablösung ..... 21

3.5 Winkelabhängige Position der laminaren Ablösung an der Unterseite des NACA0020 Profils bei $Re_S = 200.000$ ..... 22

4.1 Schematische Darstellung des Versuchsstandes: ① Kraftwaage mit der Messeinrichtung; ② Tragflügel mit der Aufhängung; ③ Düse; ④ Gleichrichter; ⑤ Umlenkbleche; ⑥ Lüfter; ⑦ Diffusor; ⑧ Rotationsplatte für instationäre Strömung ..... 24

4.2 Verteilung des longitudinalen Turbulenzgrades im Querschnitt der Düse bei Anströmgeschwindigkeit von $40\,\mathrm{m\,s^{-1}}$; in Anlehnung an Lippold [38] 25

4.3 a) Querschnittansicht des verwendeten Tragflügels mit Aufhängung; b) Schematische Darstellung von der Funktionsweise der Drei-Komponenten-Kraftwaage ..... 26

4.4 Gegenüberstellung von a) Polaren und b) über Winkel aufgetragener

Auftriebskoeffizienten der Tragflügel ohne Flaps; Einbezogene Daten: numerische 2-D Simulation von NACA0020 Profil (CFD) sowie unkorrigierte und korrigierte experimentelle Daten von NACA0020 Profil bei $Re_S$ von 200.000 ..... 28

4.5 Gegenüberstellung von a) Polaren und b) über Winkel aufgetragener Auftriebskoeffizienten der Tragflügel ohne Flaps; Einbezogene Daten: Rainbird [52] mit NACA0018 Profil bei $Re_S$ von 200.000; Timmer [64] mit NACA0018 Profil bei $Re_S$ von 150.000; korrigierten experimentelle Daten von NACA0020 Profil bei $Re_S$ von 200.000 ..... 30

4.6 Skizze der Flapmaße und -geometrie; Detail S ist die Vergrößerung des Kerbbereiches zwischen den einzelnen Flaps, der ein Weiterreißen des Schnitts aufgrund der Schubspannungen verhindern soll ..... 32

4.7 a) Ausschnitt der im Experiment verwendeten Silikonflapreihe; die gestrichelte Fläche markiert die Klebefläche; b) Darstellung der aufgeklebten Flaps auf einem Tragflügel ..... 33

4.8 Positionierung der elastischen Flaps auf dem Tragflügel; a) entspricht der Hinterkanten - Konfiguration (HK), d) der Vorderkanten - Konfiguration (VK) und e) der Vorder- und Hinterkantenkonfiguration (VK-HK) ..... 33

4.9 Positionsuntersuchung: a) Polardiagramm ($c_A$ über $c_W$) b) Auftriebskoeffizient und Gleitzahl-Reziproke $1/\epsilon$ über den Anstellwinkel $\alpha$ aufgetragen; HK - Hinterkantenflaps; VK - Vorderkantenflaps; VK-HK - Kombinationen der Flaps an der Vorder- und Hinterkante; Pfeile weisen die Kurve der jeweiligen $y$-Achse zu ..... 34

4.10 Skizze der Flapausrichtung der jeweiligen Folie auf dem Tragflügel; a) DS3003/60; b) FHT64 und FHT65; c) FHT75; Die unterschiedlich stark ausgeprägte Neigung zum Aufrollen ist ebenfalls angedeutet ..... 38

4.11 Materialuntersuchung: a) Polardiagramm ($c_A$ über $c_W$) b) Auftriebskoeffizient und Gleitzahl-Reziproke $1/\epsilon$ aufgetragen über den Anstellwinkel $\alpha$; HK - Hinterkantenflaps; VK - Vorderkantenflaps; VK-HK - Kombinationen der Flaps an der Vorder- und Hinterkante; Pfeile weisen die Kurve der jeweiligen $y$-Achse zu ..... 39

4.12 Maßangaben der v-förmigen Flaps; $F_{l,u}$ entspricht der Flaphinterkante, welche sich zentriert gegenüber der Flapvorderkante $F_{l,o}$ befindet; $\alpha_{Schnitt}$ entspricht dem Schnittwinkel zwischen den Flaps ..... 41

4.13 V-förmige Flaps: a) Polardiagramm ($c_A$ über $c_W$) b) Auftriebskoeffizient und Gleitzahl-Reziproke $1/\epsilon$ aufgetragen über den Anstellwinkel $\alpha$; HK - Hinterkantenflaps; VK - Vorderkantenflaps; VK-HK - Kombinationen der Flaps an der Vorder- und Hinterkante; Pfeile weisen die Kurve der jeweiligen $y$-Achse zu ..... 42

4.14 Strömungsgeschwindigkeit am Austritt der Düse bei einer sich drehenden Rotationsplatte; durch die Messpunkte gelegte Linie entspricht der Regressionskurve; die Zahlen auf der Funktion stellen die Positionierung der Rotationsplatte im Windkanal dar ..... 44

4.15 a) Widerstands- und b) Auftriebskoeffizient des Tragflügels mit und ohne Flaps bei einer transienten Anströmung; Anströmwinkel des Tragflügels beträgt 17° für die Konfiguation ohne Flaps und 18° für die Konfiguration mit Flaps an der Vorder- und Hinterkante ..... 46

5.1 Skizze des Versuchsaufbaus für die Rauchdrahtuntersuchung aus der seitlichen Perspektive; die Hochgeschwindigkeitskamera ist in Blickrichtung orientiert ..... 50
5.2 Prozedur der Bildauswertung für den Tragflügel ohne Flaps bei $\alpha = 15°$; a) Momentaufnahme der visualisierten Strömung; b) Gemittelte Strömung; c) Invertierte gemittelte Strömung mit einer Maske des NACA0020 Profils51
5.3 Mittlere Strömung bei $\alpha = 22{,}5°$; a) Tragflügel ohne Flaps; b) VK Konfiguration; c) VK-HK Konfiguration; gestrichelte blaue/orange/rote Linie ist die Trennfläche zwischen Außenströmung und der turbulenten Ablösung des Tragflügels ohne Flaps/VK/VK-HK ..... 52
5.4 Abstand $h$ zwischen der gemittelten Trennfläche und der Tragflügeloberfläche an Position $x$ der Sehnenlänge; die Trennflächen der Konfigurationen: ohne Flaps, VK, VK-HK sind für $\alpha = 22{,}5°$ dargestellt ..... 54
5.5 Momentaufnahme des Vorderkantenflaps bei einer Aufstell- und Anlegebewegung (VK-HK Konfiguration bei $\alpha = 22{,}5°$) ..... 55
5.6 a) Quereinsicht des Versuchsaufbaus; Vergrößerung zeigt den Bewegungsbereich des aktiven und starren Flaps; b) Bewegungsmodi des Flaps; c) Über Anstellwinkel des Tragflügels aufgetragene Auftriebssteigerung im Strömungsablösungsbereich; in Anlehnung an Hsiao et al. [30] ..... 56

6.1 Fluorescein-Kleber-Gemisch aufgetragen auf der Flapunterkante ..... 59
6.2 Skizze des Versuchsstandes zur Aufnahme der Flapbewegung an der Vorderkante aus der obigen Perspektive ..... 60
6.3 Schema der Prozedur für die Auswertung eines Bildpaares ..... 61
6.4 Mittelpunktkoordinaten der Flapunterkante bei der VK Konfiguration ohne Faserverstärkung; a) Skizze der Flapbewegung während der Aufstell- und Anlegeprozedur; b) Seitliche Ansicht der Flapkantenbewegung; bei $y = 0\,\mathrm{mm}$ befindet sich die Tragflügeloberfläche und bei $y \approx 25\,\mathrm{mm}$ der maximale Ausschlagpunkt; c) Seitliche Ansicht auf die Mittelpunktverteilung entlang der $z$-Achse; schwarzer und gestrichener Pfeil kennzeichnet die Bewegungsrichtung ..... 63
6.5 VK Konfiguration - Zeitlich abhängige Höhenänderung der Flapunterkante bei drei aufeinander folgenden Aufstell- und Anlegebewegungen ..... 64
6.6 VK Konfiguration - Box-Plot der Geschwindigkeit für das Aufstellen und Anlegen der Flapunterkante ..... 65
6.7 VK Konfiguration - Relative Häufigkeit der gemittelten Geschwindigkeitsbeträge beim Aufstellen und Anlegen der Flapunterkante ..... 66
6.8 VK Konfiguration - a) Relative Häufigkeit der Frequenzen für komplette

Aufstell- und Anlegebewegung; b) Box-Plot zur Verteilung der Frequenz 67
6.9 VK Konfiguration - a) Zeitliche Höhenänderung der Flapunterkante innerhalb der Periodendauer bei drei kompletten Bewegungsabläufen; b) Gemittelte Bewegungsausführung für 159 Bewegungsabläufe ..... 68
6.10 Mittelpunktkoordinaten der Flapunterkante des Vorderkantenflaps bei der VK-HK Konfiguration ohne Faserverstärkung; a) Skizze der Flapbewegung während der Aufstell- und Anlegeprozedur; b) Seitliche Ansicht der Flapkantenbewegung, wobei sich bei $y = 0\,\mathrm{mm}$ die Tragflügeloberfläche und bei $y \approx 25\,\mathrm{mm}$ der maximale Ausschlagpunkt befindet; c) Seitliche Ansicht auf die Mittelpunktverteilung entlang der $z$-Achse; schwarzer und gestrichener Pfeil kennzeichnet die Bewegungsrichtung ..... 69
6.11 VK-HK Konfiguration - Zeitlich abhängige Höhenänderung der Flapunterkante bei drei aufeinander folgenden Aufstell- und Anlegebewegungen 70
6.12 VK-HK Konfiguration - Box-Plot der Geschwindigkeit für das Aufstellen und Anlegen der Flapunterkante ..... 71
6.13 VK-HK Konfiguration - Relative Häufigkeit der gemittelten Geschwindigkeitsbeträge beim Aufstellen und Anlegen der Flapunterkante ..... 72
6.14 VK-HK Konfiguration - a) Gegenüberstellung der Frequenzen von VK und VK-HK Konfiguration; b) Box-Plot zur Verteilung der Frequenz .... 73
6.15 VK-HK Konfiguration ohne Faserverstärkung - a) Zeitliche Höhenänderung der Flapunterkante innerhalb der Periodendauer bei drei kompletten Bewegungsabläufen; b) Gemittelte Bewegungsausführung für 139 Bewegungsabläufe ..... 75
6.16 Mittelpunktkoordinaten der Flapunterkante des Vorderkantenflaps bei der VK-HK Konfiguration mit Faserverstärkung; a) Skizze der Flapbewegung während des Aufstellens und Anlegens; b) Seitliche Ansicht der Flapunterkantenbewegung, wobei sich bei $y = 0\,\mathrm{mm}$ die Tragflügeloberfläche und bei $y \approx 7\,\mathrm{mm}$ der maximale Ausschlagpunkt befindet; c) Seitliche Ansicht auf die Mittelpunktverteilung entlang der $z$-Achse; schwarzer und gestrichener Pfeil kennzeichnet die Bewegungsrichtung ..... 76
6.17 VK-HK Konfiguration mit Faserverstärkung - Zeitlich abhängige Höhenänderung der Flapunterkante bei drei aufeinander folgenden Aufstell- und Anlegebewegungen ..... 77
6.18 VK-HK Konfiguration mit Faserverstärkung - Box-Plot zur Geschwindigkeitsverteilung beim Aufstellen und Anlegen ..... 78
6.19 VK Konfiguration - Relative Häufigkeit der gemittelten Geschwindigkeitsbeträge beim Aufstellen und Anlegen der Flapunterkante ..... 79
6.20 VK-HK Konfiguration mit Faserverstärkung - Frequenzspektrum ermittelt

mithilfe der Fourier-Transformation des Höhenänderungssignals; zur Gegenüberstellung sind die Frequenzmediane der VK (orange) und VK-HK (rot) Konfiguration ohne Faserverstärkung beigefügt ..... 80
6.21 VK-HK Konfiguration ohne Faserverstärkung - a) Zeitliche Höhenänderung der Flapunterkante innerhalb der Periodendauer bei drei kompletten Bewegungsabläufen; b) Gemittelte Bewegungsausführung für 114 Bewegungsabläufe ..... 81
6.22 a) Dreidimensionale Illustrierung der Bewegung von Flaps auf dem Tragflügel mit abgelöster Strömung; b) Skizze der Umströmung des Tragflügels aus der seitlichen Perspektive ..... 84
6.23 Gegenüberstellung der Bewegungsausführungen für die drei Konfigurationen: VK (oFV), VK-HK (oFV) und VK-HK (mFV) ..... 85

8.1 Box-Plot zur Verteilung der Mittelpunkte der VK Konfiguration entlang der $y$-Achse ..... 97
8.2 Mit Vibrometer ermittelte Eigenschwingung des Flaps ohne Faserverstärkung; mittlere Frequenz liegt bei 9,5 ± 1 Hz ..... 98
8.3 Mit Vibrometer ermittelte Eigenschwingung des Flaps mit Faserverstärkung; mittlere Frequenz liegt bei 37 ± 1 Hz ..... 98
8.4 Transiente 2-D Simulation des NACA0020 Profils; Zeitschrittweite $\Delta t$ beträgt 0,001 s, wobei restliche Randbedingungen aus Kapitel 3 übernommen wurden; rotes Kreuz ist die Messstelle für Geschwindigkeitsfluktuationen und wurde aus dem Experiment von Huang und Lin [31] übernommen .. 99
8.5 Fourier-Transformation des Geschwindigkeitsbetrages; Messstelle in Abbildung 8.4 dargestellt; dominierende Frequenz ist 26,84 Hz ..... 100

# Tabellenverzeichnis

2.1 Zusammenfassung der Literatur von passiven Flaps; erfasst werden untersuchte Profile, Reynolds-Zahl, Flapmaterial und der Flaplänge in Bezug auf die Sehnenlänge $c$ des jeweiligen Profils; [1]Experimentelle Studie; [2]Numerische Studie; [3]Polyethylenterephthalat; el. - elastisches Material; st. - starres Material ..... 8

4.1 Materialeigenschaften der Silikonflaps ohne Faserverstärkung - DS3003/6032

4.2 Materialeigenschaften der unterschiedlichen Silikonflaps; q/l - gemessenen Kräfte bei Quer- und Längsbeanspruchung der Folie; o/u - Biegesteifigkeit bei Belastung der Folie von oben bzw. unten; k.A. - keine Angabe ..... 37

4.3 Maßangaben der drei v-förmigen Flaps Konfigurationen an der Flapoberseite $F_{l,o}$, Flapunterkante $F_{l,u}$ sowie dem Schnittwinkel $\alpha_{Schnitt}$ ..... 41

6.1 Zusammenfassung der gemessenen Größen für einen Anstellwinkel von 22,5°; oFV - ohne Faserversärkung (DS3003/60); mFV - mit Faserverstärkung (FHT65) ..... 82

# Symbol- & Abkürzungsverzeichnis

## Abkürzungen

| Symbol | Bedeutung |
|---|---|
| el. | Elastisch |
| FILK | Forschungsinstitut für Leder und Kunststoffbahnen |
| HK | Hinterkante |
| mFV | Mit Faserverstärkung |
| NACA | National Advisory Committee for Aeronautics |
| oFV | Ohne Faserverstärkung |
| PET | Polyethylenterephthalat |
| RANS | Reynolds Averaged Navier Stokes |
| st. | Starr |
| VK | Vorderkante |
| VK-HK | Vorder- und Hinterkante |

## Griechische Symbole

| Symbol | Bedeutung | Einheit |
|---|---|---|
| $\alpha$ | Anstellwinkel Tragflügel | $^\circ$ |
| $\alpha_{korr.}$ | Korrigierter Anstellwinkel | $^\circ$ |
| $\alpha_{Schnitt}$ | Schnittwinkel | $^\circ$ |
| $\beta$ | Anstellwinkel Kraftwaage | $^\circ$ |
| $\gamma$ | Intermittenz | $-$ |
| $\Gamma_k, \Gamma_\omega$ | Diffusionskoeffizient von $k$ bzw. $\omega$ | $Pa \cdot s$ |
| $\delta_{ij}$ | Kronecker-Delta | $-$ |

| | | |
|---|---|---|
| $\epsilon$ | Gleitzahl | $-$ |
| $\zeta$ | Winkel zwischen Flap und Profil | $^\circ$ |
| $\theta$ | Impulsverlustdicke | $m$ |
| $\mu$ | Dynamische Viskosität | $Pa \cdot s$ |
| $\mu_t$ | Dynamische Wirbelviskosität | $Pa \cdot s$ |
| $\nu$ | Kinematische Viskosität | $\frac{m^2}{s}$ |
| $\rho$ | Dichte | $\frac{kg}{m^3}$ |
| $\sigma_{\theta t}, \sigma_{\omega,2}, \sigma_\gamma$ | Modellkonstanten | $-$ |
| $\tau^{RS}$ | Reynoldsspannung | $\frac{m^2}{s^2}$ |
| $\tau_W$ | Wandschubspannung | $\frac{N}{m^2}$ |
| $\omega$ | Spezifische Dissipationsrate | $\frac{1}{s}$ |

## Lateinische Symbole

| **Symbol** | **Bedeutung** | **Einheit** |
|---|---|---|
| $a_l$ | Profilformabhängige Konstante | $-$ |
| $A$ | Tragflügelfläche | $m^2$ |
| $b$ | Profilbreite | $m$ |
| $c$ | Sehnenlänge | $m$ |
| $c_A$ | Auftriebskoeffizient | $-$ |
| $c_W$ | Widerstandskoeffizient | $-$ |
| $D_\omega$ | Diffusionsterm | $\frac{kg}{m^3 \cdot s^2}$ |
| $f$ | Frequenz | $Hz$ |
| $f_{rot}$ | Frequenz der Rotation | $Hz$ |
| $F_1$ | Vermischungsfunktion | $-$ |
| $F_A$ | Auftriebskraft | $N$ |
| $F_Q$ | Querkraft | $N$ |
| $F_{l,o}$ | Länge der Flapoberseite | $m$ |
| $F_{l,u}$ | Länge der Flapunterseite | $m$ |
| $F_L$ | Längskraft | $N$ |
| $F_W$ | Widerstandskraft | $N$ |
| $G_k$ | Generierungsterm von $k$ | $\frac{kg}{m \cdot s^3}$ |
| $G_\omega$ | Generierungsterm von $\omega$ | $\frac{kg}{m^3 \cdot s^2}$ |

| | | |
|---|---|---|
| $h$ | Abstand zwischen Trennfläche und Tragflügel | $m$ |
| $H$ | Düsenhöhe | $m$ |
| $k$ | Turbulente kinetische Energie | $\frac{m^2}{s^2}$ |
| $L_{Char.}$ | Charakteristische Länge | $m$ |
| $M_K$ | Kippmoment | $Nm$ |
| $n$ | Drehzahl des Windkanallüfters | $\frac{1}{min}$ |
| $p$ | Druck | $Pa$ |
| $P_{\gamma 1}, E_{\gamma 1}$ | Transitionsquellterme | $\frac{kg}{m^3 \cdot s}$ |
| $P_{\gamma 2}, E_{\gamma 2}$ | Relaminisierungsquellterme | $\frac{kg}{m^3 \cdot s}$ |
| $P_{\theta t}$ | Produktionsterm | $\frac{kg}{m^3 \cdot s}$ |
| $s_{A,W}$ | Systematischer Fehler von Auftrieb bzw. Widerstand | $-$ |
| $t$ | Zeit | $s$ |
| $\underline{u}_{Einlass}$ | Einlassgeschwindigkeit für 2-D Simulation | $\frac{m}{s}$ |
| $\overline{u}_{Ab}$ | Geschwindigkeitsmedian beim Anlegen | $\frac{m}{s}$ |
| $\overline{u}_{Auf}$ | Geschwindigkeitsmedian beim Aufstellen | $\frac{m}{s}$ |
| $u_M$ | Mittlere Geschwindigkeit | $\frac{m}{s}$ |
| $U_0$ | Strömungsgeschwindigkeit | $\frac{m}{s}$ |
| $x, y, z$ | Kartesische Koordinaten | $m$ |
| $Y_k$ | Dissipationsterm von $k$ | $\frac{kg}{m \cdot s^3}$ |
| $Y_\omega$ | Dissipationsterm von $\omega$ | $\frac{kg}{m^3 \cdot s^2}$ |

## Dimensionslose Kennzahlen

| **Symbol** | **Bedeutung** |
|---|---|
| $c_A$ | Auftriebskoeffizient |
| $c_{A,korr.}$ | Korrigierter Auftriebskoeffizient |
| $c_W$ | Widerstandskoeffizient |
| $c_{W,korr.}$ | Korrigierter Widerstandskoeffizient |
| $Re$ | Reynolds-Zahl |
| $Re_S$ | Sehnenlängebasierte Reynolds-Zahl |
| $Re_\theta$ | Impulsverlustdickebasierte Reynolds-Zahl |
| $Sr$ | Strouhal-Zahl |

| | |
|---|---|
| $t^*$ | Dimensionslose Zeit |
| $Tu$ | Turbulenzgrad |

# 1

# Einleitung

Die Deckung des fortwährend steigenden Weltenergiebedarfs [12] ist eine der wichtigsten Herausforderungen unserer Gesellschaft. Die endlichen Ressourcen und die steigende Bevölkerungsanzahl machen es zu einem zentralen Problem zukünftiger Generationen. Um den Bedarf zu decken und gleichzeitig den $CO_2$ Ausstoß zu reduzieren [14], bietet die Weiterentwicklung regenerativer Energieträger einen Teil der Problemlösung [54]. Die Deckung des globalen Primärenergieanteils durch erneuerbare Energien konnte im Jahr 2019 auf etwa 5 % gesteigert werden [12]. In Deutschland beträgt der Anteil sogar 14,8 % und wird zu 24 % durch Windkraftanlagen gedeckt [1, 66]. Die Weiterentwicklung von Windkraftanlagen bezüglich ihrer Größe, Rotorblattform oder Automatisierung der Vernetzung konnte den Energieanteil in den letzten Jahren ausweiten [21]. Somit bietet die Optimierung von Windkraftanlagen ein großes Potential bezüglich Effizienzsteigerung bei der Energieerwirtschaftung.

Als eine an Bedeutung gewinnende wissenschaftliche Disziplin ermöglicht die Bionik technologische Optimierungen durchzuführen. Dabei werden in der Natur beobachtete Ereignisse auf die Technologie übertragen. Dementsprechend bietet die Untersuchung von Vogelflügeln eine Möglichkeit Umströmungsprozesse besser zu verstehen. Vögel besitzen auf der Flügeloberseite passive Federn, die während kritischen Flugmanöver die Umströmung regulieren und stabilisieren können [4, 15]. Abbildung 1.1 zeigt das Landemanöver eines Seeadlers beim Greifen der Beute, wobei es zu einer sichtbaren Interaktion zwischen Federn und Strömung kommt. Beim Abbremsen wird der Anstellwinkel des Flügels erhöht, sodass die Gefahr eines kompletten Strömungsabrisses besteht. Um dem entgegen zu wirken, stellen sich in derartigen Situationen die passiven Federn auf dem Flügel auf. Die Regelung der Bewegungsprozedur dieser

Federn erfolgt somit durch die Umströmung. Zum einen kann diese Interaktion die Strömungsablösung verzögern und zum anderen können die Federn im Falle einer Strömungsablösung den im Normalfall eintretenden und drastischen Auftriebsverlust verringern. Diese positive Beeinflussung des Auftriebs mittels passiver, adaptiver Federn birgt somit das Potential Profilumströmung zu optimieren. Im Zuge dessen werden die Federn durch flexible und elastische Rückstromklappen, die in der Fachliteratur als Flaps bezeichnet werden, ausgetauscht. Das ermöglicht eine Übertragung dieses Phänomens von der Natur auf die Windkraftanlagen [5, 13, 44, 59].

Abbildung 1.1: Abstehende, passive Federn eines Seeadlers beim Greifen der Beute [Foto: Johannes Burkert]

Alternative Technologien zur Verzögerung des Strömungsabrisses sowie Effizienzsteigerung sind bereits in großer Anzahl als potentielle Verbesserungsmaßnahmen vorhanden. Dabei handelt es sich meist um aktive Maßnahmen, wie zum Beispiel aktive Hinterkanten [27]. Diese regulieren durch die aktive Hinterkantenverstellung den Auftrieb und Widerstand. Eine weitere Möglichkeit sind synthetische Jets [23, 40], die durch in den Tragflügel verbauten Membrane erzeugt werden. Dabei kommt es beim Einsaugen oder Ausstoßen der Luft zur aktiven Beeinflussung der Grenzschicht eines Profils, was sich wiederum auf den Auftrieb und Widerstand auswirkt. Plasma-Aktuatoren [50, 40] dagegen erzeugen ein ionisiertes Feld an der angebrachten Stelle des Tragflügels, was zur Beschleunigung der Strömung entlang des Profils und damit zur Auftriebssteigerung führt. Der Nachteil der genannten Beispiele besteht darin, dass aktive Mechanismen im Vergleich zu passiven und elastischen Flaps technisch deutlich aufwändiger und kostspieliger sind. Aufgrund dessen kann das Verständnis

der Dynamik flexibler und passiver Flaps neue Erkenntnisse liefern und damit eine einfachere Übertragung auf technische Anwendungen ermöglichen. Dementsprechend erfolgt in dieser Arbeit eine Auseinandersetzung mit der Bewegung der elastischen und passiven Flaps und den daraus entstehenden Auswirkungen auf den Widerstand und Auftrieb eines Tragflügels.

# 2

# Stand der Forschung

## 2.1 Wesentliche Aspekte von Profilumströmungen

Bei der Umströmung eines geneigten Tragflügels bewegt sich die Luft auf der Oberseite schneller als auf der Unterseite. Dieser Vorgang wird durch die gekrümmte Profilgeometrie verursacht [3, 48]. Aufgrund der erhöhten Luftgeschwindigkeit steigt auf der Oberseite der dynamische Druck während der statische Druck sinkt. So führt die entstandene statische Druckdifferenz zwischen Unter- und Oberseite des Tragflügels zur Bildung einer nach oben gerichteten Kraft, der Auftriebskraft $F_A$. Zusätzlich entsteht aufgrund des Strömungswiderstandes entgegengesetzt der Strömungsrichtung die Widerstandskraft $F_W$ (siehe Abbildung 2.1 a)). Diese beiden Kräfte sind ausschlaggebend für die Effizienz eines Tragflügels und werden in Form des Quotienten $F_A/F_W$ als Gleitzahl $\epsilon$ erfasst. $\epsilon$ ermöglicht als dimensionslose Größe die Einschätzung der aerodynamischen Effizienz bei Tragflügeln der Luftfahrt sowie der Windkraftanlagen, wobei ein möglichst hoher Wert angestrebt wird.

Als Folge der Druckunterschiede und Reibung entstehen auf der Tragflügelober- und -unterseite Strömungsstrukturen, wie die laminare Ablöseblase und die turbulente Ablösung. Eine detaillierte und zeitlich gemittelte Darstellung für die Tragflügeloberseite erfolgt in Abbildung 2.1 a). Die abgebildeten Strukturen sind vor allem für Reynolds-Zahlen $Re_S$ unter 500.000 charakteristisch [37, 70]. Dabei ist $Re_S$ durch die Sehnenlänge des Profils $c$, die Geschwindigkeit $U_0$ und die kinematische Viskosität $\nu$

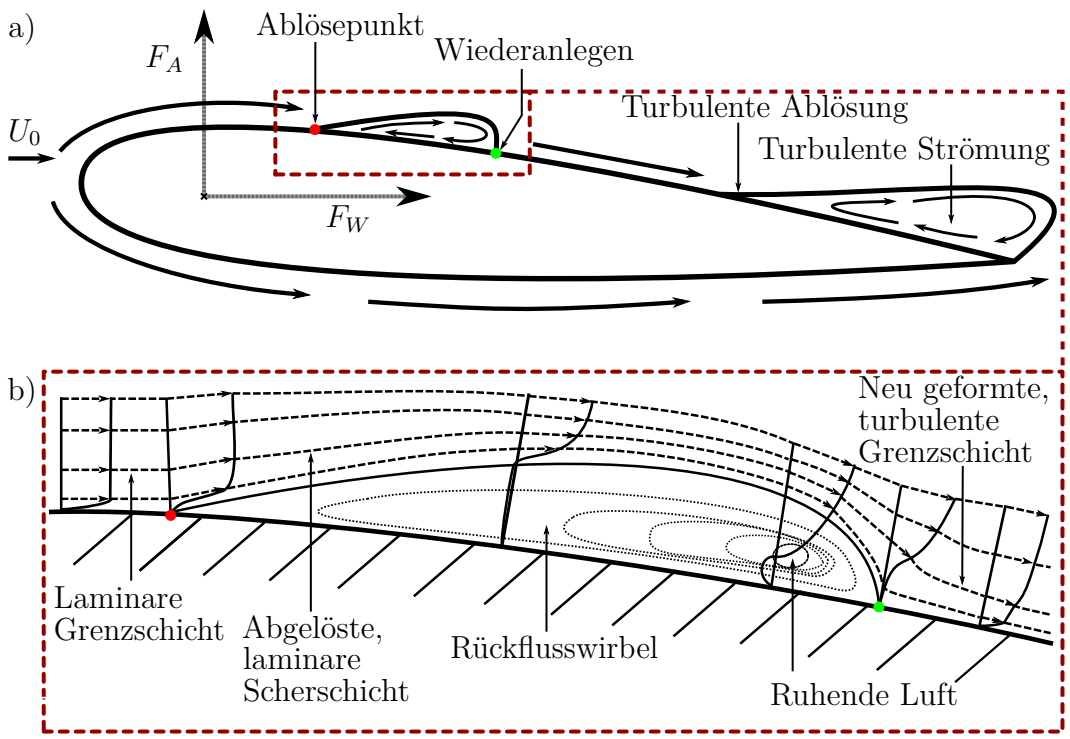


Abbildung 2.1: a) Laminare und turbulente Ablösung auf der Oberseite eines Tragflügels (in Anlehnung an Yarusevych [70]); b) Detaillierte gemittelte Strömungsstruktur einer laminaren Ablöseblase (in Anlehnung an Horton [29])

in Gleichung (2.1) definiert.

$$Re_S = \frac{U_0 \cdot c}{\nu} \ . \tag{2.1}$$

Häufig kommt es in diesem Strömungsbereich zur Ablösung der laminaren Grenzschicht. Die Ablösung resultiert aus der Druckerhöhung in Strömungsrichtung und dem reibungsbedingten Druckverlust in der Grenzschicht [3, 70, 58].

Im Falle von kleinen $Re$ und aerodynamisch ungünstig ausgelegten Profilen kann sich die abgelöste Scherschicht nicht wieder anlegen. Hierbei entsteht ein großes Rückstromgebiet, in dem die Strömung turbulent vorliegt. Bei größeren $Re$ dagegen löst sich die laminare Grenzschicht am Ablösepunkt ab und vollzieht zunächst eine Entwicklung in eine transiente und anschließend in eine turbulente Scherschicht [2, 36]. Weiter stromab kommt es zu einem Wiederanlegen der turbulenten Scherschicht und es entsteht eine geschlossene, laminare Ablöseblase (siehe Abbildung 2.1 b)). Diese ist vor allem durch die geringen Geschwindigkeiten im Inneren charakterisiert und bildet sich im vorderen Bereich des Tragflügels [29, 70]. Dennoch verändert diese Strömungsstruktur die Druckverteilung auf der Tragflügeloberseite, was sich

wiederum auf den Widerstand und Auftrieb des gesamten Tragflügels auswirkt [51, 70]. Da an dem abgebildeten Ablöse- bzw. Wiederanlegepunkt der Geschwindigkeitsgradient $\nabla u$ senkrecht zur Wand verschwindet [48], sinkt damit einhergehend die Wandschubspannung $\tau_W$ auf Null. Den Zusammenhang beschreibt die Gleichung (2.2), die sich aus Viskosität $\mu$ und der Wandkoordinate $y$ zusammensetzt.

$$\tau_W = \mu \left( \frac{\partial u}{\partial y} \right) = 0. \tag{2.2}$$

Bei der turbulenten Ablösung handelt es sich um einen noch nicht komplett verstandenen Mechanismus, der stark von $Re$ und dem Profil des Tragflügels abhängig ist. Sie entsteht üblicherweise bei kleinen Anstellwinkeln an der Hinterkante des Tragflügels. Der wesentliche Unterschied gegenüber der laminaren Ablösung ist das Nichtwiederanlegen der Strömung sowie die höhere Geschwindigkeit innerhalb der Rezirkulation. Bei Erhöhung des Anstellwinkels wandert die turbulente Ablösung zur Vorderkante und wird dabei größer. Erfährt der Neigungswinkel des Tragflügels einen stetigen Anstieg, so löst sich die Strömung irgendwann komplett von der Oberfläche ab. Diese Ablösung wird in der Literatur als Strömungsablösung oder Stall bezeichnet und ebenfalls durch den Druckanstieg in Strömungsrichtung verursacht [3, 58, 48]. Allgemein berichtet die Literatur von zwei Ablösungsarten, nämlich der dynamischen und statischen Strömungsablösung. Bei der dynamischen Strömungsablösung handelt es sich um eine wirbelinduzierte Ablösung, wobei eine zeitlich abhängige Anstellwinkelveränderung des Tragflügels vorausgesetzt wird. Mulleners et al. [45, 46] und Corke et al. [16] legen in ihren Studien dar, dass während des Vorganges ein zeitlich und lokal wachsender Wirbel entsteht, der sich erst ab einer bestimmten Größe ablöst. Nach der Ablösung wird dieser nach hinten abgeführt und ein neuer Wirbel bildet sich. Die wesentlichen Merkmale einer statischen Ablösung dagegen sind vor allem die abrupte und permanente Auftriebsreduzierung bei einer gleichzeitigen Widerstandssteigerung. Als Folge dessen entsteht auf der Tragflügeloberseite ein großes Rückstromgebiet. Strömungsmechanisch führt Mulleners et al. [47] in einer weiteren Studie den Vorgang auf das kontinuierliche Aufrollen der Scherschicht zurück. Die dadurch entstehenden Wirbel werden erst beim Abführen zur Hinterkante des Tragflügels größer.

Während die Abbildung 2.1 den Vorgang für die Hinterkantenablösung darstellt, wird in der Literatur auf die Komplexität und Vielfalt der Ablösevorgänge hingewiesen. Gault [22] und Bak et al. [6] berichten in ihren Arbeiten, dass das Verhältnis von Dicke und Länge des Tragflügels einen Einfluss darauf haben, ob sich die Strömung

an der Vorder- oder Hinterkante ablöst. Neben den zwei Ablösungsarten werden ebenfalls Kombinationen aus diesen Ablösungen beschrieben. Die Charakterisierung der Ablösungsart erfolgt durch den über den Anstellwinkel aufgetragenen Auftrieb. Die Studie von Gault [22] bezieht hierbei Informationen für viele Arten von NACA Profilen für einen Reynolds-Zahl-Bereich zwischen $6\times10^5$ und $2\times10^7$ ein. Bak et al. [6] andererseits bietet mithilfe numerischer Simulationen ein Grundverständnis für die Entstehung dieser Ablösevorgänge. Dabei zeigt sich, dass die Vorderkantenablösung bei eher dünnen Profilen entsteht und durch ein Platzen der laminaren Ablöseblase verursacht wird. Die Hinterkantenablösung und die Kombination aus Hinter- und Vorderkantenablösung treten dagegen bei dickeren Profilen auf.

## 2.2 Zusammenfassung essenzieller Aspekte von Tragflügeln mit Flaps

Tabelle 2.1 bietet einen Überblick über die Untersuchungen zur Strömungsbeeinflussung mit Flaps. Auf die Tragflügel werden dabei Flaps mit variierenden Eigenschaften und Formen angebracht. Die Übersicht umfasst elastische sowie starre Werkstoffe, um somit einen allgemeinen Vergleich der Vor- und Nachteile zu ermöglichen. Generell beinhaltet die Tabelle nur Studien mit passiven Flaps, die nur durch die Strömung in Bewegung versetzt werden und nicht durch aktive Mechanismen (wie z.B. einem Elektromotor). Diese Vorgehensweise resultiert aus dem Untersuchungsschwerpunkt dieser Arbeit. Für ein besseres Verständnis der Umströmung und ihrer einhergehenden Auswirkung auf den Tragflügel werden experimentelle und numerische Studien herangezogen. Die Reynolds-Zahl der betrachteten Studien variiert hierbei im Bereich von $2\times10^2$ bis $1\times10^6$ und umfasst somit den Bereich der laminaren, der transitionellen und der turbulenten Strömung.

Die zusammenfassende Auswertung der Studien in Tabelle 2.1 ergibt, dass das Flapverhalten in der Strömung vor allem durch die folgenden Faktoren beeinflusst wird: (1) Flaplänge, (2) Flapform, (3) Flapposition, (4) Anzahl der Flapreihen und (5) Flapmaterial.

In Bezug auf Sehnenlänge des Tragflügels $c$, die in einigen Quellen auch als Profiltiefe bezeichnet wird, liegt die effektive Flaplänge in den Studien im Bereich von $0{,}05c$ bis $0{,}8c$. In der Publikation von Brücker und Weidner [13] erfolgte eine detaillierte Betrachtung des Längeneinflusses von Silikonflaps. Es wurde festgestellt, dass elastische Flaps mit einer Länge von weniger als $0{,}05c$ kaum mit der abgelösten Strömung interagieren und daher einen geringen Einfluss auf den Auftrieb bzw. Widerstand

Tabelle 2.1: Zusammenfassung der Literatur von passiven Flaps; erfasst werden untersuchte Profile, Reynolds-Zahl, Flapmaterial und der Flaplänge in Bezug auf die Sehnenlänge $c$ des jeweiligen Profils; [1]Experimentelle Studie; [2]Numerische Studie; [3]Polyethylenterephthalat; el. - elastisches Material; st. - starres Material

| Autor | Profil | $Re_S$ [$\times 10^3$] | Flaplänge | Flapmaterial |
|---|---|---|---|---|
| Arivoli et al. [5][1] | Platte | 100 | 0,08-0,15$c$ | Celluloseacetat (el.) |
| Bramesfeld et al. [11][1] | S824 | 1000 | 0,09$c$ | PET (st.) |
| Brücker et al. [13][1] | NACA0020 | 77 | 0,05-0,2$c$ | Silikon (el.) |
| Fang et al. [18][2] | NACA0012 | 1 | 0,1$c$ | var. Eigenschaften (el.) |
| Favier et al. [19][2] | Zylinder | 0,2 | 0,2$c$ | k.A. (st.) |
| Hafien et al. [24][2] | NACA0012 | 1,4-342 | 0,04-0,11$c$ | k.A. (el.) |
| Hao et al. [25][2] | NACA0018 | 300 | 0,1-0,2$c$ | k.A. (st.) |
| Johnston et al. [33][1,2] | k.A. | 400 | 0,2$c$ | Polyester (st.) |
| Kamps et al. [34][1] | Zylinder | 13,5-34 | 0,3$c$ | Silikon (el.) |
| Kernstine et al. [35][1] | NACA2412 | 330 | 0,1-0,4$c$ | Aluminium (el.) |
| Liu et al. [39][1] | NACA0012 | 63 | 0,25$c$ | Mylar (el.) |
| Meyer [44][1] | HQ17/41 | 1000 | 0,084-0,2$c$ | Aluminium/PET[3] (st.) |
| Osterberg et al. [49][1] | Platte | 50-83 | 0,2$c$ | Papier (el.) |
| Rosti et al. [56][2] | NACA0020<br>NACA0012 | 20 | 0,1-0,2$c$ | k.A. (st.) |
| Schlüter [59][1] | NACA2213<br>NACA4412 | 30-40 | 0,17$c$ | Kohlenstofffaser (st.) |
| Talboys et al. [62, 63][1] | NACA0012 | 50-350 | 0,1$c$ | Polyester (el.) |
| Traub et al. [65][1] | SD7062 | 225 | 0,12$c$ | Plastik (el.) |
| Wang et al. [67, 68][1,2] | SD8020 | 40-60 | 0,1-0,3$c$ | Kohlenstofffaser (st.) |
| Wang et al. [69][1] | NACA0012 | 38 | 0,27-0,8$c$ | Vogelgefieder (el.) |

ausüben können. Dagegen vollführen elastische Flaps mit der Länge über 0,2$c$ chaotische Flatterbewegungen, was zu einer Auftriebsreduzierung führt. Meyer [44, 43] und Johnston et al. [33] berichten, dass der Winkel $\zeta$ zwischen den eingesetzten Flaps und Tragflügeloberfläche maßgeblich den Auftrieb und Widerstand beeinflusst. Eine Steigerung des Auftriebs wurde bei $\zeta$ von unter 60° beobachtet. In Bezug auf den Widerstand, steigern die Flaps diesen generell bei kleineren Anstellwinkeln $\alpha$ des Tragflügels, was auf die Unebenheit des Tragflügels zurückzuführen ist. Bei $\zeta$ von über 60° führten die elastischen Flaps chaotische Flatterbewegungen aus, was den Auftrieb negativ beeinflusste. In der Regel kann die chaotische Flatterbewegung oder das Umklappen von Flaps über die Biegesteifigkeit kontrolliert werden, die wiederum von Flapdicke und -material abhängig ist. Kernstine et al. [35] und Liu et al. [39] berichten in ihren Studien über eine Widerstandsreduzierung der elastischen Flaps

bei höheren Anstellwinkeln. Aufgrund der unterschiedlichen Profile, Flapmaterialien, Flappositionen und dem experimentellen Aufbau in diesen Studien variiert jedoch die erreichte Reduzierung des Widerstandes erheblich.

Meyer et al. [43, 44] und Traub et al. [65] zeigen in ihren Studien, dass die Flapform maßgeblich zur Widerstandsreduzierung beitragen kann. Die Autoren weisen nach, dass v-förmige bzw. geschlitzte Flaps im Vergleich zu rechteckigen Flaps den Widerstand deutlich reduzieren können. In den Studien von Meyer [44, 43] wird mit v-förmigen Flaps im Vergleich zum nackten Tragflügel eine Auftriebssteigerung von 8 % erreicht. Den positiven Effekt führt er auf die bessere Anpassungsfähigkeit der v-förmigen Flaps bei dreidimensionalen Strömungsverhältnissen zurück.

Die Auswirkungen der Flapposition werden in Arbeiten von Arivoli et al. [5], Meyer [44], Kernstine et al. [35] und Wang et al. [69] untersucht. Dabei erfolgt in den Studien primär eine Betrachtung der Auftriebssteigerung und Widerstandsreduzierung vor dem Strömungsabriss. Als Tragflügel werden in diesen Arbeiten eine rechteckige Platte, ein Flügel eines Segelflugzeugs und ein Tragflügel mit symmetrischen Profil verwendet, was zu Unterschieden bezüglich der effektivsten Flapposition führt. Darüber hinaus variieren die Materialeigenschaften der verwendeten Flaps, was den Vergleich dementsprechend erschwert. Somit ist die optimale Positionierung des Flaps stark vom verwendeten Profil abhängig. Nach dem Einsetzen der Strömungsablösung berichtet Wang [69] in seiner Studie, dass bei einer Platzierung der Flaps im Vorderkantenbereich des Tragflügels eine Auftriebssteigerung erzielt werden konnte. Hierbei nutzte er echte Vogelfeder und konnte das Eintreten der Strömungsablösung komplett unterbinden, was den Auftrieb um bis zu 78 % steigerte. Eine ähnliche Tendenz wurde von Hsiao [30] beobachtet, der in seiner Studie allerdings mithilfe eines aktiven und starren Flaps unterschiedliche Bewegungsmodi untersuchte. Trotz des aktiven Mechanismus der Flaps enthält diese Arbeit bedeutende Ergebnisse bezüglich der Ausführung der Flapbewegung. Hsiao [30] berichtet hierbei, dass vor allem eine schnelle Anlegebewegung des Flaps den Auftrieb erhöht (bis zu 70 %). Als Ursache dafür sieht er die an der Vorderkante gebildeten Wirbel, die sich mit einer langsameren Wirbelkonvektionsgeschwindigkeit auf der Tragflügeloberseite bewegen.

Der Einfluss der Flapreihenanzahl auf die Umströmung wurde detailliert in den Arbeiten von Hao et al. [25], Meyer [44] und Bramesfeld et al. [11] untersucht. Der Vergleich der Studien untereinander ist wiederum nur bedingt möglich, da das Profil, die Strömungsgeschwindigkeit und die Flapeigenschaften variieren. Dennoch berichten die experimentellen Studien von Bramesfeld et al. [11] und Meyer [44], dass bei zwei bzw. drei Flapreihen ein Anstieg des Auftriebs um bis zu 20 % erreicht werden konnte.

Hao et al. [25] untersuchte in seiner numerischen Studie bis zu zwei Flapreihen, wobei hier der Flapreihenanstieg zu einem Auftriebsanstieg von nur etwa 9,3 % führte. Die positive Auswirkung ist die Folge der Verkleinerung des Rückstromgebiets auf dem Tragflügel, was ebenfalls in den numerischen Studien von Hafien et al. [24], Rosti et al. [56] und Wang et al. [68] beobachtet wurde. Diese Feststellung konnte ebenfalls in der experimentellen Arbeit von Brücker und Weidner [13] mit drei Flapreihen an der Hinterkante des Tragflügels gemacht werden. Brücker und Weidner [13] konnten in den Wasserkanalmessungen neben der Verkleinerung des Rückstromgebietes auch eine Verzögerung der Strömungsablösung beobachten.

Das Flapmaterial ist als letzter Einflussfaktor in Tabelle 2.1 erfasst. Als gemeinsames Hauptmerkmal wird in allen Publikationen das geringe Gewicht und die geringe Dicke des jeweiligen Materials angegeben. Die Notwendigkeit dieser Eigenschaften besteht darin, dass bei kleinen Anstellwinkeln durch die kongruenten Flaps möglichst wenig Widerstand erzeugt wird. Bei höheren $\alpha$ hingegen erlaubt das geringe Gewicht des Flaps ein Abheben von der Tragflügeloberfläche und damit eine Interaktion mit der Strömung. In den Studien von Meyer [44], Schlüter [59], Wang et al. [67] und Johnston et al. [33] werden für starre Flaps Aluminium, PET, Kohlestofffaser und Polyester verwendet. In den Publikationen, die sich mit elastischen Flaps auseinandersetzen, kommen Celluloseacetat [5], Aluminiumfolie [35], Silikon [13, 34], Mylar [39], Papier [49], sowie echtes Vogelgefieder [69] zum Einsatz. Bei der breiten Auswahl an verwendeten Werkstoffen gibt es somit keine klare Empfehlungen. Der wesentliche Vorteil von elastischen Werkstoffen besteht in ihrer Anpassungsfähigkeit an gekrümmte Oberflächen [35, 13, 5, 69]. Ebenfalls können die elastischen Flaps zu einer Schallemissionsreduzierung beitragen. Kamps et al. [34] untersuchten diesen Effekt an einem quer angeströmten Zylinder. Im Zuge dessen wurde festgestellt, dass im Vergleich zu einem Zylinder ohne Flaps eine Reduzierung des Schallpegels vorliegt. Diesen Effekt untersuchte ebenfalls Talboys et al. [62, 63] an einem Tragflügel mit einem Flap an der Hinterkante, wobei ebenfalls eine Geräuschreduzierung festgestellt wurde. Die Schallemissionsreduzierung birgt somit ein Potenzial im Einsatz bei kleinen Windkraftanlagen.

Die durchgeführte Literaturrecherche zeigt die Vorteile der Flaps für einen breiten Reynolds-Zahl Bereich und das vorhandene Potential bei technischen Anwendungen. Während der positive Effekt des selbst-adaptiven Mechanismus wiederholt in der Literatur [35, 39, 13, 5, 24, 56, 18, 69] betont wird, beschränken sich die Untersuchungen von elastischen Flaps in Bezug auf Widerstand und Auftrieb lediglich auf vier Studien [35, 65, 49, 69]. Die Studien von Osterberg et al. [49] und Wang et al. [69] analysieren jedoch Papier und Vogelgefieder, was für technische Anwendun-

gen ungeeignet ist. Weiterhin erfolgt in der Publikation von Kernstine et al. [35] eine Untersuchung von Aluminiumfolie, die sich bei einem Strömungsabriss oder starken Böen plastisch verformen und negativ auf das aerodynamische Verhalten auswirken würde. Lediglich die knapp verfasste Studie von Traub et al. [65] bietet einen groben Einblick in die Flapdynamik und auf die Auswirkung der Flaps mit höheren Biegesteifigkeit auf den Widerstand und den Auftrieb. Ein weiterer Mangel der Studien ist die fehlende Angabe der Materialeigenschaften, was den Vergleich untereinander zusätzlich erschwert. Als Folge dessen gibt es ein Interesse elastische Werkstoffe mit reversibler Verformung zu untersuchen. Aus der Literaturrecherche ableitend ergeben sich die folgenden Fragen, die im Rahmen dieser Arbeit behandelt werden:

- Wird die Gleitzahl des Tragflügels mit elastischen Flaps vor und nach der Strömungsablösung grundsätzlich gesteigert?
- Welche Auswirkung hat eine steigende bzw. reduzierte Biegesteifigkeit der Flaps auf das aerodynamische Verhalten?
- Verzögern die elastischen Flaps die Strömungsablösung sowohl bei der stationären als auch bei der transienten Anströmung?
- Welcher Einfluss wird bei einer Interaktion zwischen elastischen Flaps und Strömung auf die turbulente Ablösung ausgeübt?
- Ist die Bewegungsausführung der elastischen Flaps entscheidend für die Auftriebssteigerung?

Im Verlauf der Arbeit werden in Kapitel 3 zunächst numerische Simulationen der Umströmung eines NACA0020 Profils durchgeführt, um eine günstige Positionierung der Flaps zu ermitteln. Diese sollen eine Einsicht in das Verhalten von laminaren Blasen und turbulenter Ablösung ermöglichen und so als Vorarbeit die Positionierung für den experimentellen Teil erleichtern. Den Einfluss von passiven und elastischen Flaps auf den Auftrieb und Widerstand vor und nach dem Strömungsabriss wird detailliert in den Windkanalmessungen in Kapitel 4 untersucht. Dabei werden unabhängig voneinander die steigende Anzahl der Flaps, die Form, variierende Biegesteifigkeit sowie unterschiedliche Positionen auf dem Tragflügel überprüft. Die generierten Polardiagramme ermöglichen die Bestimmung der aerodynamisch effektivsten Konfiguration bei stationären Anströmung. Eine Untersuchung der Interaktion zwischen den elastischen Flaps und der transienten Strömung erfolgt in Unterkapitel 4.6. Weiterhin ermöglicht die Rauchdrahttechnik in Kapitel 5 den Flapeinfluss auf die turbulente Ablösung zu visualisieren. Dabei werden mithilfe einer Hochgeschwindigkeitskamera

Strömungsstrukturen erfasst und ausgewertet. Anschließend erfolgt in Kapitel 6 eine Bewegungsanalyse der Flaps, wobei die Flapunterkante mittels Stereo Vision Technik untersucht wird. Die detaillierte Erfassung der Flapbewegung ermöglicht die Bestimmung der Position, Geschwindigkeit und Frequenz, was letztendlich die Charakterisierung der Bewegungsausführung gestattet.

# 3

# Numerische Untersuchung der Profilumströmung

In diesem Kapitel werden numerische Untersuchungen von Profilen ohne Flaps durchgeführt. Zunächst erfolgt eine Validierung des numerischen Modells mittels experimentell ermittelten Widerstands- und Auftriebskoeffizienten aus der Literatur. Im weiteren Verlauf werden Simulationen für das NACA0020 Profil bei verschiedenen Anströmwinkeln durchgeführt. Das Ziel der numerischen Simulationen ist es die Umströmung des Profils zu untersuchen und damit Erkenntnisse für die Flappositionierung im experimentellen Teil der Arbeit zu erlangen.

## 3.1 Numerische Modell

### 3.1.1 Grundgleichungen und Turbulenzmodell

Durch das verwendete numerische Modell wird das Reynoldsgemittelte Strömungsfeld (engl. RANS für Reynolds Averaged Navier Stokes) um die Profile ohne Flaps beschrieben. Die Strömung wird dabei als stationär, inkompressibel und isotherm vorausgesetzt. Die Modellgleichungen der Massenerhaltung (Gleichung (3.1)) und der Impulserhaltung (Gleichung (3.2)) lauten:

$$\frac{\partial \overline{u}_i}{\partial x_i} = 0, \tag{3.1}$$

$$\frac{\partial(\overline{u_i u_j} + \overline{u_i' u_j'})}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j}\left[\mu\left(\frac{\partial \overline{u}_j}{\partial x_i} + \frac{\partial \overline{u}_i}{\partial x_j}\right)\right] - \frac{1}{\rho}\frac{\partial \overline{p}}{\partial x_i}. \tag{3.2}$$

Die Beschreibung des Strömungsfeldes erfolgt durch kartesische Komponenten des Geschwindigkeitsvektors $\underline{u} = (u_x, u_y, u_z)^T$ in die Koordinatenrichtungen $\underline{x} = (x, y, z)^T$. Die Impulserhaltung bezieht $u_i$, die Dichte $\rho$, den statischen Druck $p$ und die dynamische Viskosität $\mu$ ein. Für die Reynolds-Spannungen $-\overline{u_i' u_j'}$ wird die Bousinesq-Approximation in Gleichung (3.3) genutzt.

$$-\rho\overline{u_i' u_j'} = \mu_t\left(\frac{\partial \overline{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \overline{u}_j}{\partial x_i}\right) - \frac{2}{3}k\delta_{ij}. \tag{3.3}$$

$\mu_t$ ist hierbei die turbulente Wirbelviskosität, $\delta_{ij}$ das Kronecker-Delta und $k$ die turbulente kinetische Energie. Das resultierende Gleichungssystem der RANS-Gleichungen ist mathematisch nicht geschlossen. Um eine Lösung zu ermöglichen, muss das Gleichungssystem durch ein Turbulenzmodell ergänzt werden. Da bei steigenden Anstellwinkeln und $Re$ von circa 200.000 die Umströmung des Profils weder laminar noch voll turbulent ausgebildet ist, erfolgt die Turbulenzmodellierung der Strömung mit dem $\gamma$-$Re_\theta$-Transitionsmodell. Das aus vier Gleichungen bestehende Turbulenzmodell eignet sich vor allem für die Ablösungsvorhersagen und konnte bei numerischen Tragflügeluntersuchungen gute Übereinstimmung mit den Experimenten erzielen [7, 41, 42, 55]. Hierbei handelt es sich um eine Kombination aus dem $k$-$\omega$-SST Turbulenzmodell und zwei zusätzlichen Gleichungen. Die Berechnung der turbulenten Viskosität für die Impulsgleichung erfolgt mithilfe von gekoppelten Transportgleichungen. Die Gleichungen für die turbulente kinetische Energie $k$ und die spezifische Dissipationsrate $\omega$ lauten:

$$\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k \overline{u}_i) = \frac{\partial}{\partial x_j}\left(\underbrace{\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k}\right)}_{\Gamma_k}\frac{\partial k}{\partial x_j}\right) + G_k - Y_k, \tag{3.4}$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \omega \overline{u}_j) = \frac{\partial}{\partial x_j}\left(\underbrace{\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega}\right)}_{\Gamma_\omega}\frac{\partial \omega}{\partial x_j}\right) + G_\omega - Y_\omega + \underbrace{2(1-F_1)\frac{\rho\sigma_{\omega,2}}{\omega}\frac{\partial k}{\partial x_j}\frac{\partial \omega}{\partial x_j}}_{D_\omega}. \tag{3.5}$$

Die effektive Diffusion der kinetischen Energie und der spezifischen Dissipationsrate wird durch die Terme $\Gamma_k$ und $\Gamma_\omega$ in Gleichung (3.4) und (3.5) beschrieben. Die Terme

setzen sich aus $\mu$, $\mu_t$ sowie den Prandtl-Zahlen $\sigma_k$ bzw. $\sigma_\omega$ zusammen. $G_k$ und $G_\omega$ definieren die Generierung von $k$ und $\omega$, während $Y_k$ und $Y_\omega$ die Dissipation dieser beiden Größen beschreiben. Diese vier Terme setzen sich weiteren Variablen zusammen, wobei in diesem Abschnitt nur die wichtigsten Einflussfaktoren erläutert werden. Das $\gamma$-$Re_\theta$-Transitionsmodell basiert auf dem Standard $k$-$\omega$ und Standard $k$-$\epsilon$ Modell und kombiniert ihre Vorteile bezüglich der präzisen Modellierung des Wandbereiches und der freien Strömung. Für eine Verknüpfung der beiden Modelle wurden die Gleichungen des $k$-$\epsilon$ Modells in Abhängigkeit von $k$ und $\omega$ überführt, wodurch der Diffusionsterm $D_\omega$ entstand. In diesem Term enthaltene Vermischungsfunktion $F_1$ regelt, ob an lokalen Stellen die Gleichungen des $k$-$\omega$- oder des $k$-$\epsilon$-Modells benutzt werden. Hierbei entspricht die $\sigma_{\omega,2}$ einer weiteren Modellkonstante.

Durch zwei weitere Transportgleichungen erfolgt die Verknüpfung mit der Intermittenz $\gamma$ (Gleichung (3.6)) und der Reynolds-Zahl in Abhängigkeit von der Impulsverlustdicke $Re_\theta$ (Gleichung (3.7)). Die Gleichungen basieren teilweise auf Ergebnissen experimenteller Korrelationen und lauten:

$$\frac{\partial(\rho\overline{u}_j\gamma)}{\partial x_j} = P_{\gamma 1} - E_{\gamma 1} + P_{\gamma 2} - E_{\gamma 2} + \frac{\partial}{\partial x_j}\left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\gamma}\right)\frac{\partial\gamma}{\partial x_j}\right]. \tag{3.6}$$

Die Intermittenz entspricht der Wahrscheinlichkeit mit der die Strömung an einer Stelle turbulent vorliegt. Die Transportgleichung von $\gamma$ ist für die Auslösung der lokalen Transition in der Grenzschicht zuständig, sobald kleine Störungen in der laminaren Strömung auftreten. Für $\gamma$ gilt ein Wert von null im laminaren Bereich und ein Wert von eins im turbulenten Bereich. Dieser Wert variiert dementsprechend zwischen null und eins im Transitionsbereich und reguliert die Terme $G_k$ und $Y_k$ in Gleichung (3.4). $P_{\gamma 1}$ und $E_{\gamma 1}$ entsprechen den Quelltermen für die Transition wogegen $P_{\gamma 2}$ und $E_{\gamma 2}$ die Quellterme der Relaminarisierung sind. Mit $\sigma_\gamma$ wird eine Modellkonstante beschrieben.

Mit der Transportgleichung von $\overline{Re}_{\theta t}$ werden nicht lokale empirische Korrelationen aus der freien Strömung in lokale Quantitäten in der Grenzschicht umgewandelt (siehe Gleichung (3.7)) [42, 55].

$$\frac{\partial(\rho u_j\overline{Re}_{\theta t})}{\partial x_j} = P_{\theta t} + \frac{\partial}{\partial x_j}\left[\sigma_{\theta t}\left(\mu + \mu_t\right)\frac{\partial\overline{Re}_{\theta t}}{\partial x_j}\right]. \tag{3.7}$$

Die Notwendigkeit dieser Größe besteht in dem Erfassen der nicht lokalen Turbulenzintensität, die sich durch stets ändernde Geschwindigkeit der freien Strömung und dem Zerfall der kinetischen Energie ergibt [42]. Der Quellterm $P_{\theta t}$ erzwingt

außerhalb der Grenzschicht, dass sich der transportierte Skalar $\overline{Re}_{\theta t}$ dem lokalen Wert von $Re_{\theta t}$ anpasst. In der Grenzschicht ist $P_{\theta t}$ inaktiv, sodass $\overline{Re}_{\theta t}$ zur Wand diffundiert. Mithilfe von $\overline{Re}_{\theta t}$ lassen sich lokale Größen der Grenzschicht ermitteln, welche die Quellterme der Transition und Relaminisierung in der Transportgleichung der Intermittenz beeinflussen (siehe Gleichung (3.6)). Das wirkt sich wiederum auf $\gamma$ und $k$ aus.

Für eine detaillierte Einsicht in die aufgeführten Formeln bzw. Modellkonstanten wird hiermit auf das ANSYS Fluent Handbuch [32] und Menter et al. [42] verwiesen.

### 3.1.2 Randbedingungen und Diskretisierungsschema

Neben den bereits oben aufgeführten Vereinfachungen werden die numerischen Simulationen zweidimensional ausgeführt. Das verkürzt wesentlich die Berechnungszeit der Simulationen bei einer relativ hohen Genauigkeit der Ergebnisse [2, 51, 55]. Die Generierung des Gitters erfolgt mit *ANSYS ICEM CFD V15.0*. Als Löser wird das Programm *ANSYS Fluent V16.0* verwendet, das die Erhaltungsgleichungen nach der Finite-Volumen-Methode diskretisiert.

Abbildung 3.1 a) zeigt die Skizze der Randbedingungen für alle in diesem Kapitel aufgeführten Simulationen. Hierbei sind die Maße in Abhängigkeit von $c$ dargestellt, da sich diese je nach NACA Profil unterscheiden. Die Profiloberfläche wird mit der Vorgabe der Haftbedingung $\underline{u}_W = 0$ als feste Wand modelliert. Am Rand des Berechnungsfeldes ist die Fernfeld-Randbedingung vorgegeben, die eine Modellierung der freien Strömung im großen Abstand von der Profilwand ermöglicht. Da die resultierende Geschwindigkeit $\underline{u}_{Einlass}$ der ungestörten Strömung und des Fernfeldes konstant ist, kann die Winkeleinstellung der Anströmung über die einzelnen Geschwindigkeitskomponenten $u_x$ und $u_y$ erfolgen. Das hat den Vorteil, dass mit gleicher Vernetzung unterschiedliche Anströmwinkel $\alpha$ eingestellt werden können. Für die Simulation des NACA0020 Profils ist die sehnenlängenbasierte Reynolds-Zahl $Re_S = 200.000$ bei $c = 0{,}2$ m. Diese Randbedingungen resultieren als Vorgabe für den experimentellen Teil der Arbeit (siehe Kapitel 4). Da in der Literaturrecherche keine Widerstands- und Auftriebskoeffizienten ($c_W$, $c_A$) für das NACA0020 Profil gefunden wurden, sollen diese mittels CFD bestimmt werden. Im ersten Schritt erfolgt eine Validierung des numerischen Modells anhand eines vergleichbaren Profils. Hierbei handelt es sich um ein NACA0018 Profil aus der Studie von Du et al. [17], dessen Sehnenlänge $c = 0{,}13$ m und $Re_S = 140.000$ betragen.

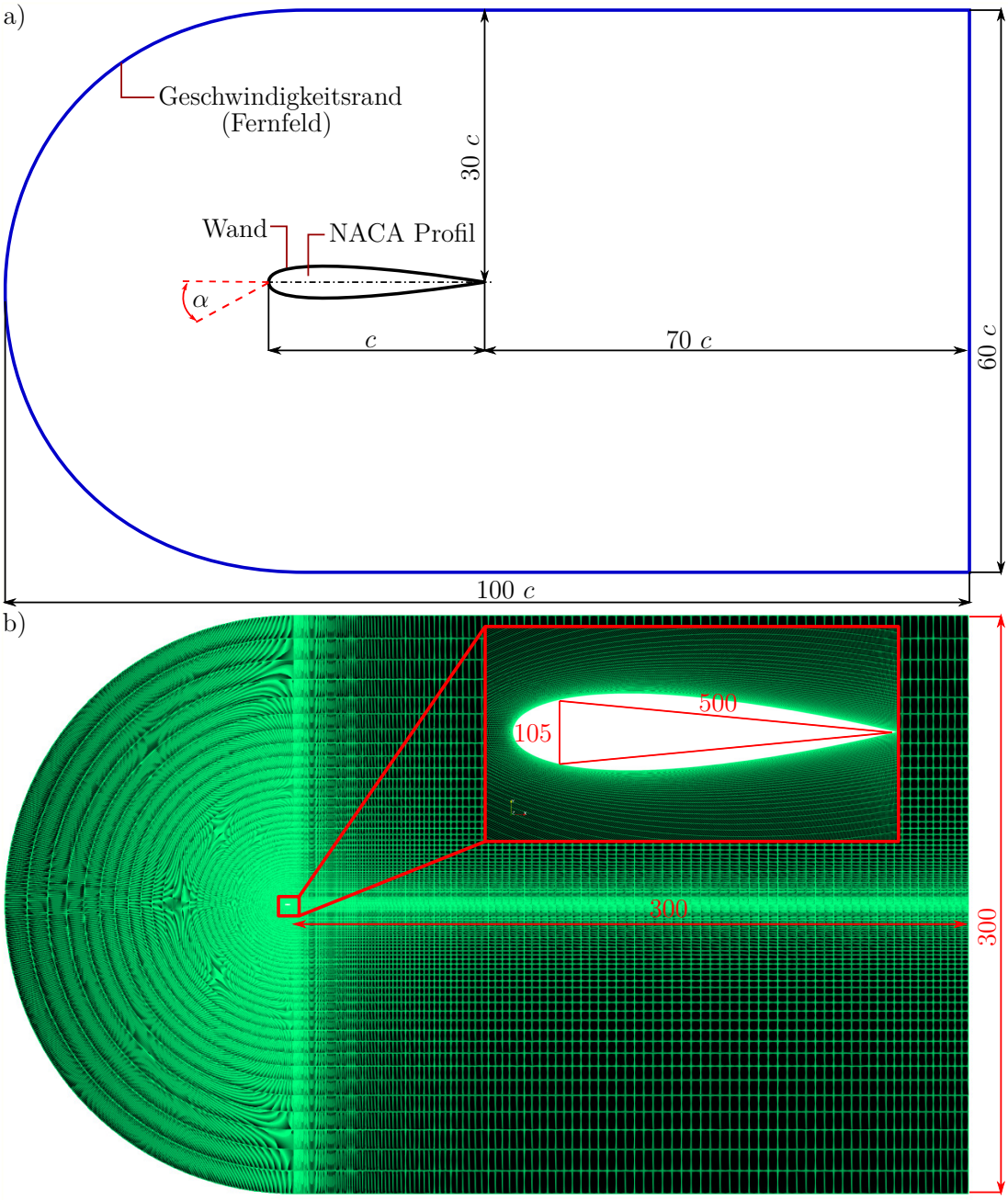


Abbildung 3.1: a) Randbedingungen und b) Knoteninformationen des Rechengitters für die 2-D Simulation des NACA0018 und NACA0020 Profils

Die Knotenpunktanzahl der Berechnungsgebiete für das NACA0018 und NACA0020 Profil sind in Abbildung 3.1 b) dargestellt, was eine Gesamtanzahl von circa 250.000 Zellen ergibt. Dafür wurde das Prinzip des C-Gitters nach Empfehlung von Shah et al. [61] und Schwarze [60] adaptiert. Um eine gute Gitterauflösung der laminaren Blase zu gewährleisten, sind 552 Knotenpunkte entlang der Sehnenlänge vorgegeben. Des Weiteren wird bei der Vernetzung auf der Profilwand der dimensionslose Abstand $y^+$ berücksichtigt, er übersteigt bei der Strömungssimulation beider NACA Profile

nicht den Wert von 0,15. Damit das Strömungsfeld um das Profil herum von der Fernfeld-Randbedingung unbeeinflusst bleibt, ist der Abstand zwischen Profil und dem Rand des Rechengebietes als Vielfaches der Sehnenlänge vordefiniert (siehe Abbildung 3.1). Für die Gitterunabhängigkeitsstudie wurde die Knotenpunktanzahl verdoppelt und Geschwindigkeiten an einzelnen Stellen um das Profil verglichen, wobei ein Unterschied von unter 5 % festgestellt werden konnte. Das untersuchte Intervall der Anstellwinkel liegt zwischen 0° und 25° und umfasst damit den Strömungsbereich vor und nach der Strömungsablösung.

Als Druckkorrekturverfahren für die diskretisierten Kontinuitäts- und Navier-Stokes-Gleichungen wird der SIMPLEC-Algorithmus verwendet. Die Diskretisierung der Turbulenzmodell- und der Impulsgleichung erfolgt mit dem Upwind-Verfahren zweiter Ordnung. Das Konvergenzkriterium ist für alle Residuen des iterativen Lösungsverfahrens auf einen Wert von $10^{-6}$ festgesetzt.

## 3.2 Ergebnisse für das NACA0018 Profil

In Abbildung 3.2 sind die numerisch bzw. experimentell bestimmten Koeffizienten $c_A$ und $c_W$ jeweils über den Anstellwinkel $\alpha$ aufgetragen. Daraus ist ersichtlich, dass eine gute Übereinstimmung bis zum Winkel von 6° vorliegt. Dies ist auf die nahezu laminare Umströmung zurückzuführen. Ab $\alpha = 8°$ beeinflusst die weiter anwachsende und turbulente Ablösung auf der Profiloberseite die Koeffizienten. Die Differenz zwischen numerischen und experimentellen $c_A$-Wert nimmt ab dem Anstellwinkel von 10° deutlich zu. Bei $c_W$ erreicht die Differenz zwischen Simulation und Experiment den höchsten Wert ebenfalls ab dem Winkel von 10°, wobei der Unterschied etwa 35 % beträgt.

Am kritischen Winkel ($\alpha = 13°$) liegt ein Unterschied von $c_A$ zwischen Experiment und Simulation von etwa 10 % vor und erreicht die höchste Differenz nach der Strömungsablösung ($\approx 17\,\%$). Die Abweichungen der gegenübergestellten Kurven sind vorwiegend auf die vorliegenden Einschränkungen des zweidimensionalen Modells zurückzuführen. Bei der Umströmung des Tragflügels vor allem bei größeren Winkeln entstehen während der Versuchsdurchführung dreidimensionale und nicht-isotrope Strömungsstrukturen, die das zweidimensionale Modell nicht berücksichtigt. Somit kann vor allem bei größeren Winkeln der Auftrieb und Widerstand eines Profils unter- bzw. überschätzt werden, was die numerischen Studien von Alam und Sandham [2] oder Radespiel [51] bestätigen. Trotz dieser leichten Einschränkungen ist das numerische Modell dennoch geeignet das Strömungsfeld um das Profil hinreichend

genau zu beschreiben. Dementsprechend ermöglicht das numerische Modell neben der Berechnung der Koeffizienten in kurzen Zeit, auch eine gute Prognose der laminaren Blase und turbulenten Ablösung auf dem Profil, was numerisch und experimentell in der Studie von Radespiel [51] festgestellt werden konnte.

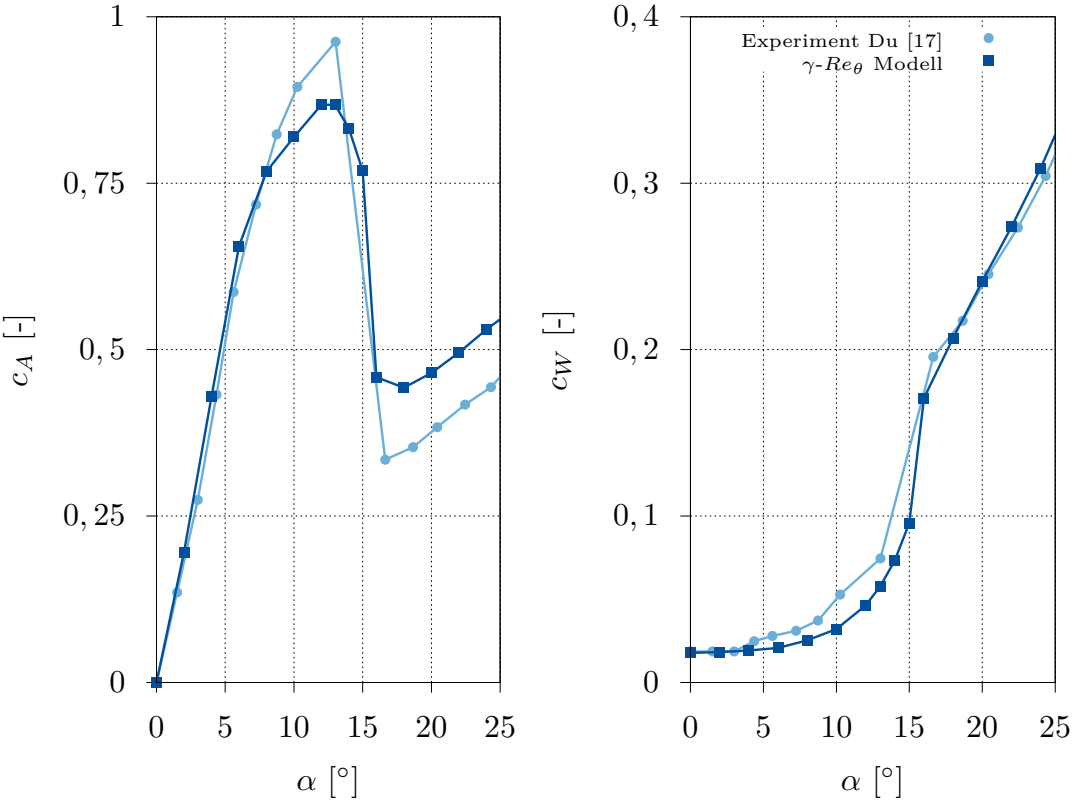


Abbildung 3.2: Vergleich des $\gamma$-$Re_\theta$ Modells mit den experimentellen Werten aus der Literatur; Gegenüberstellung der über den Anströmwinkel $\alpha$ aufgetragenen a) Auftriebs- und b) Widerstandskoeffizienten des NACA0018 Profils bei Reynolds-Zahl von 140.000

## 3.3 Ergebnisse für das NACA0020 Profil

Abbildung 3.3 zeigt als Beispiel die Umströmung des NACA0020 Profils bei drei verschiedenen Anstellwinkeln. Die Strömungsstruktur ober- und unterhalb des Profils wird mithilfe von Stromlinien visualisiert. Die grüne Markierung kennzeichnet hierbei die Position der laminaren Blase und die rote Markierung der turbulenten Ablösung auf und unter dem Tragflügel. Die Ablöse- und Wiederanlegestellen dieser Strukturen werden mithilfe der Schubspannungsbedingung $\tau_W = 0$ für alle Anstellwinkel erfasst und in einem Diagramm zusammenfassend wiedergegeben (siehe Abbildung 3.4).

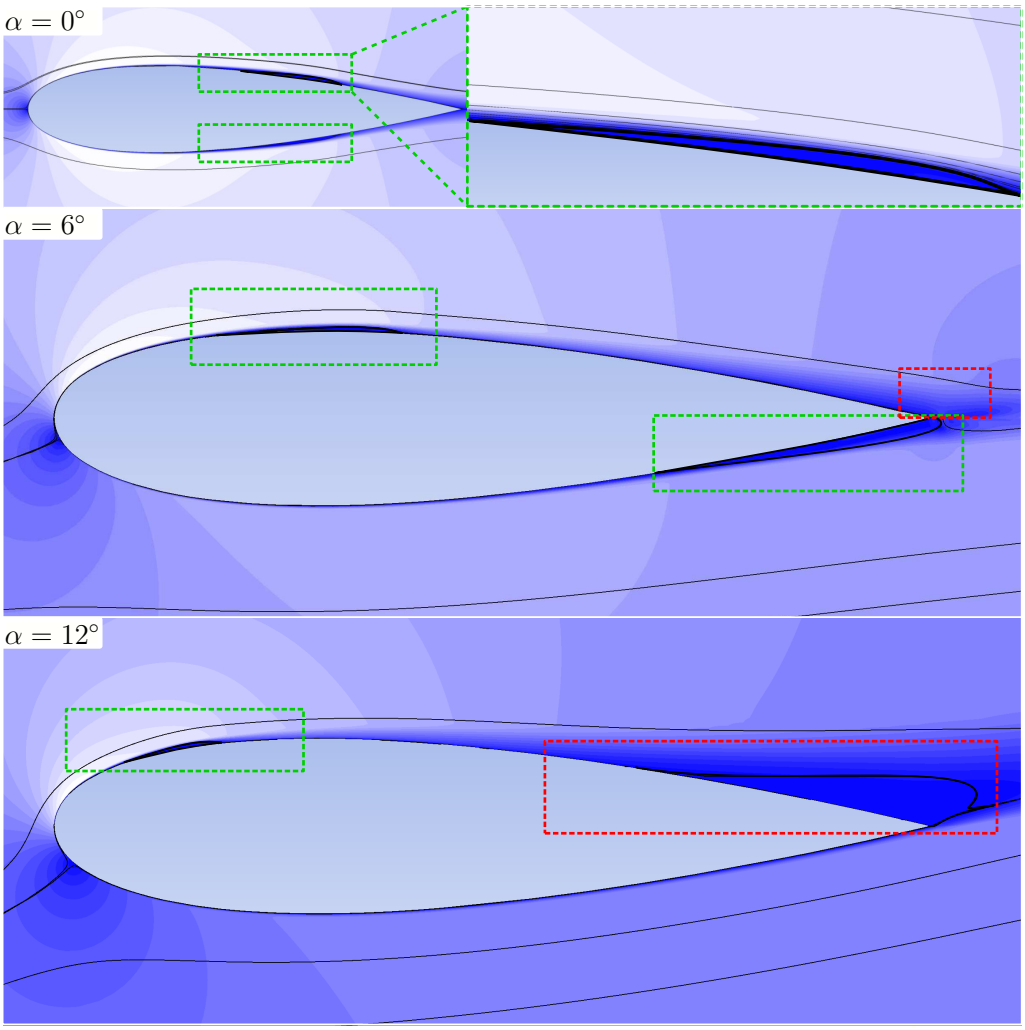


Abbildung 3.3: Position der laminaren und turbulenten Ablösung auf der Unter- und Oberseite des NACA0020 Profils bei unterschiedlichen Anstellwinkeln; grüne Markierung - laminare Blase; rote Markierung - turbulente Ablösung; blau zu weiß Farbgradient kennzeichnet die Erhöhung der Geschwindigkeit

Die Verschiebung der Position der Strömungsstrukturen auf der Oberseite des NACA020 Profils ist in Abhängigkeit von $\alpha$ in Abbildung 3.4 dargestellt. Um die Ergebnisse der numerischen Simulationen übersichtlich zusammenzufassen, erfolgt eine Auftragung der dimensionslosen Position der Ablösegebiete über $\alpha$. Bei $\alpha = 0°$ löst sich die laminare Strömung in der Mitte des Profils ab, legt sich bei $x/c = 0{,}7$ turbulent an und bildet somit die laminare Blase. Die Ablösung entsteht durch den in Srömungsrichtung steigenden statischen Druck. Bei steigendem $\alpha$ ist ersichtlich, dass sich die kleiner werdende laminare Blase zur Vorderkante des Profils bewegt. Der Schrumpfprozess der laminaren Blase endet mit dem Strömungsabriss, welcher ab $\alpha \approx 18°$ einsetzt. Der Ablösepunkt ist in der Abbildung 3.4 mit einem roten Balken gekennzeichnet und visualisiert somit den Winkelbereich, ab dem die

Umströmung auf der Profiloberseite in eine voll turbulente umschlägt. Der laminaren Blase folgend bewegt sich ebenfalls die turbulente Ablösung mit steigendem $\alpha$ der Strömungsrichtung entgegen. Nach dem Strömungsabriss ab $\alpha$ von 18° dominiert die turbulente Ablösung auf der Profiloberseite.

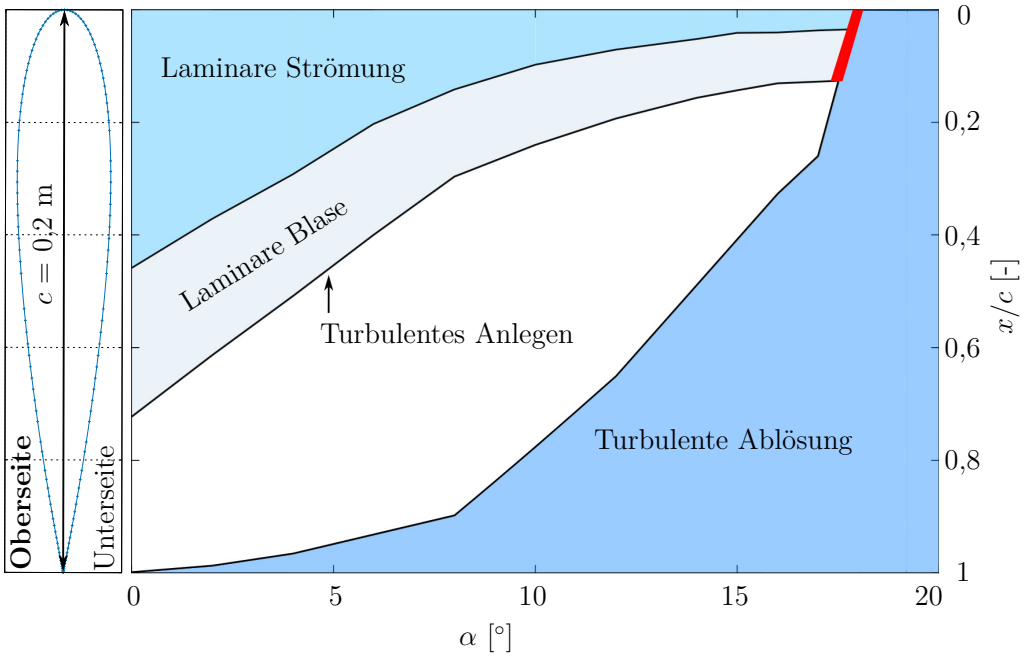


Abbildung 3.4: Winkelabhängige Position der laminaren und turbulenten Ablösung auf der Oberseite des NACA0020 Profils bei $Re_S = 200.000$; roter Balken kennzeichnet die vollständige Strömungsablösung

Die Abbildung 3.5 fasst die Lage der Ablösegebiete auf der Unterseite des NACA0020 Profils zusammen. Die dimensionslose Ablöse- und Anlegeposition der Strömung auf dem Profil ist in Abhängigkeit von $\alpha$ aufgetragen. Im Gegensatz zur Oberseite kommt es nicht zur Bildung der turbulenten Ablösung im gesamten Intervall $0° \leq \alpha \leq 25°$. Die laminare Blase verschiebt sich hingegen mit steigendem Winkel zur Hinterkante des Profils und verlängert sich dabei. Die Verlängerung der laminaren Blase ist auf die ausgeprägte Wölbung des Profils zurückzuführen. Bei kleineren Anströmwinkeln verhindert die Wölbung der Profilvorderseite deshalb eine direkte Anströmung des Bereiches um die Profilhinterkante. Ab einem Anstellwinkel von 10° wird die komplette Profilunterseite gleichmäßig angeströmt und somit kann sich die Strömung in diesem Bereich nicht mehr ablösen.

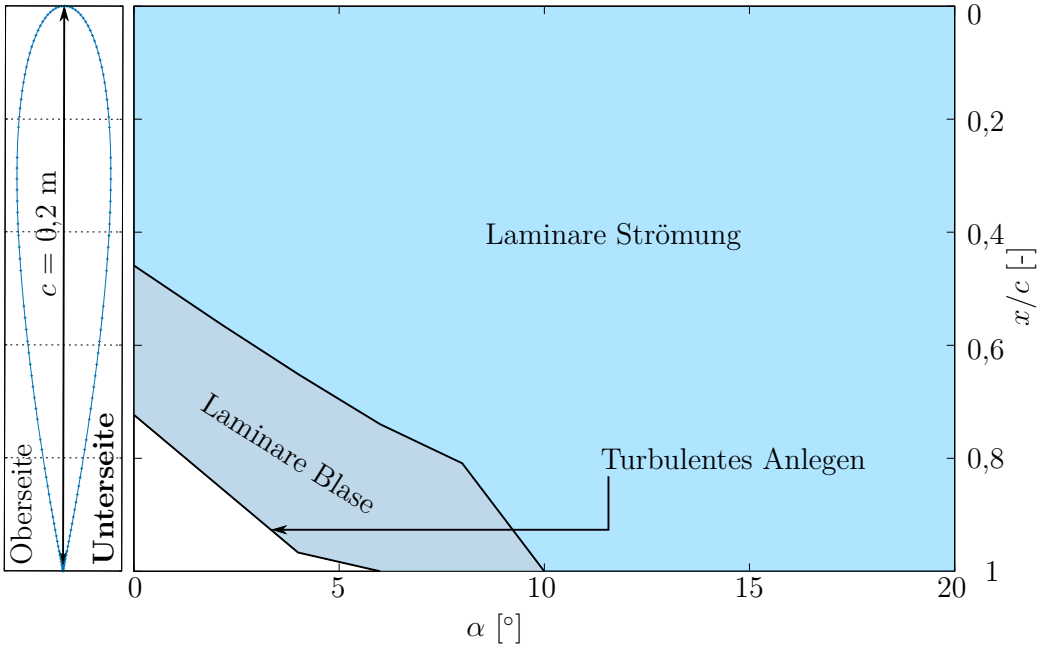


Abbildung 3.5: Winkelabhängige Position der laminaren Ablösung an der Unterseite des NACA0020 Profils bei $Re_S = 200.000$

## 3.4 Schlussfolgerung aus den Simulationen

Mithilfe von numerischen Simulationen konnten die Ablöseblasen auf der Ober- und Unterseite des NACA0020 Profils lokalisiert werden. Dabei wurde zunächst eine turbulente Hinterkantenablösung festgestellt, die sich mit steigendem Anstellwinkel zur Vorderkante bewegt. Um der turbulenten Ablösung entgegenzuwirken, ist für den experimentellen Teil der Arbeit eine Platzierung der Flaps an der Hinterkante sinnvoll. Da die laminare und turbulente Ablösung bereits bei kleinen Anstellwinkeln auf dem Profil ausgeprägt sind, wird eine schrittweise Verschiebung der einzelnen Flapreihe zur Vorderkante vollzogen. Die Variation der Position von der Flapreihe endet an der Vorderkantenstelle $x/c = 0{,}1$, da sich an dieser Stelle die Strömung bei $\alpha = 18°$ komplett ablöst. Es besteht somit die Möglichkeit die turbulente Ablösung mit den Vorderkantenflaps zu beeinflussen und so die Strömungsablösung zu verzögern [13]. Ein weiteres Potential der Vorderkantenflaps besteht darin, dass diese bei Strömungsablösung einen Einfluss auf die an der Vorderkante gebildeten Wirbel ausüben können [30, 69]. Weiterhin wird bei der Erhöhung von Flapreihenanzahl eine Platzierung an der Hinter- und Vorderkante als sinnvoll erachtet, um die oben genannten Auswirkungen zu kombinieren. Die mithilfe der Simulationen berechneten Auftriebs- und Widerstandskoeffizienten werden weiterhin im experimentellen Teil der Arbeit zum Vergleich herangezogen.

# 4

# Kraftmessungen an einem NACA0020 Tragflügel

In diesem Kapitel erfolgt die Erläuterung der Versuchsdurchführung sowie Funktionsweise der Messapparatur. Die Ergebnisse wurden zum Teil in [53] publiziert. Zunächst werden Messunsicherheiten während der Versuchsdurchführung erläutert, wobei ein Vergleich zwischen den gemessenen Koeffizienten, den Koeffizienten aus der Literatur und der Simulationen stattfindet. Mithilfe der Kraftwaage werden im weiteren Verlauf die Auftriebs- und Widerstandskoeffizienten des Tragflügels mit Flaps an unterschiedlichen Positionen ermittelt. Aus der günstigen Position und Flapreihenanzahl resultierend wird die Auswirkung der variierenden Biegesteifigkeit und Flapform betrachtet. Abschließend erfolgt eine Untersuchung der Konfiguration mit der größten Verzögerung der Strömungsablösung bei einer transienten Strömung.

## 4.1 Versuchsvorbereitung

### 4.1.1 Windkanal

Die experimentellen Untersuchungen des Auftriebs und Widerstandes werden am Windkanal Göttinger Bauart des Instituts für Mechanik und Fluiddynamik durchgeführt. Der Aufbau ist in Abbildung 4.1 schematisch gegeben. Die Strömungsregelung erfolgt über einen Lüfter (siehe Abbildung 4.1 - ⑥), wobei in der 1,3 m langen und offenen Messstrecke Geschwindigkeiten von bis zu $40\,\mathrm{m\,s^{-1}}$ erreicht werden können. Die im Windkanal verbauten Umlenkbleche und Gleichrichter ermöglichen

ein gleichmäßiges Geschwindigkeitsprofil an der Düse, die eine Höhe von 0,5 m und eine Breite von 0,6 m aufweist. Mithilfe einer Rotationsplatte (siehe Abbildung 4.1 - ⑧) lassen sich Böen erzeugen, wobei die Frequenz und Amplitude der Böe über die Winkelgeschwindigkeit der Rotationsplatte geregelt werden können.

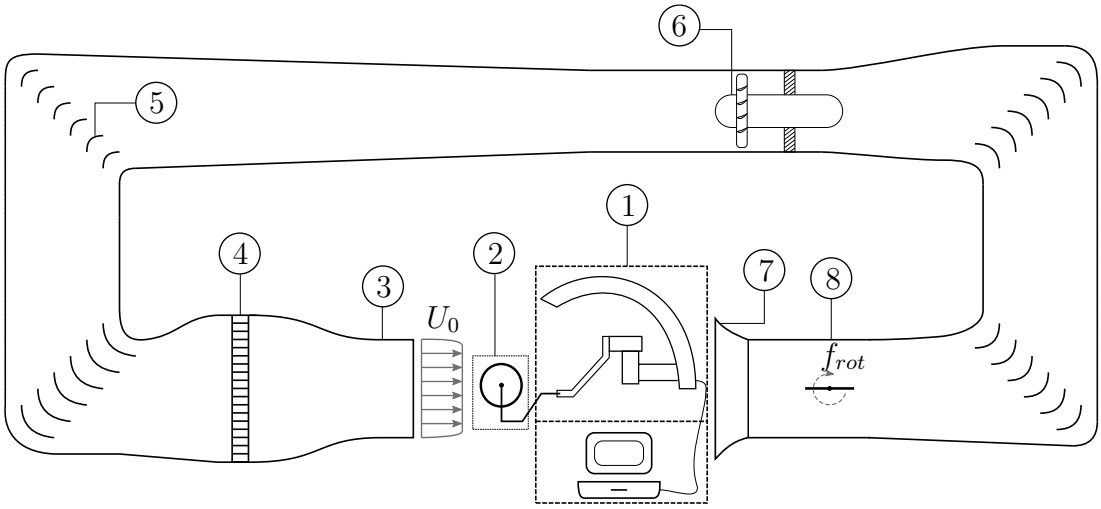


Abbildung 4.1: Schematische Darstellung des Versuchsstandes: ① Kraftwaage mit der Messeinrichtung; ② Tragflügel mit der Aufhängung; ③ Düse; ④ Gleichrichter; ⑤ Umlenkbleche; ⑥ Lüfter; ⑦ Diffusor; ⑧ Rotationsplatte für instationäre Strömung

Während der Versuchsdurchführung ist die Kraftwaage mit dem Tragflügel (siehe Abbildung 4.1 - ① und ②) in der offenen Messstrecke des Windkanals platziert. Der Abstand zwischen Tragflügel und Düse liegt bei etwa 30 cm, um die Düsenversperrung möglichst gering zu halten.

Abbildung 4.2 zeigt die vom Hersteller angegebenen Konturen des Turbulenzgrades $Tu$ im Querschnitt der Düse. Daraus ist ersichtlich, dass in der Mitte des Düsenquerschnitts ein $Tu$ mit geringstem Wert vorliegt. Für die Windkanalmessungen ist ein geringer Turbulenzgrad entscheidend, weil davon abhängt, ob die Messungen mit anderen Studien verglichen werden können. Hierbei wirkt sich ein großer $Tu$-Wert auf die Grenzschicht der untersuchten Geometrie aus, was wiederum die Ergebnisse grundlegend beeinflussen kann [58]. Aus diesem Grund erfolgt die Ausrichtung des Tragflügels mittig vor der Düse.

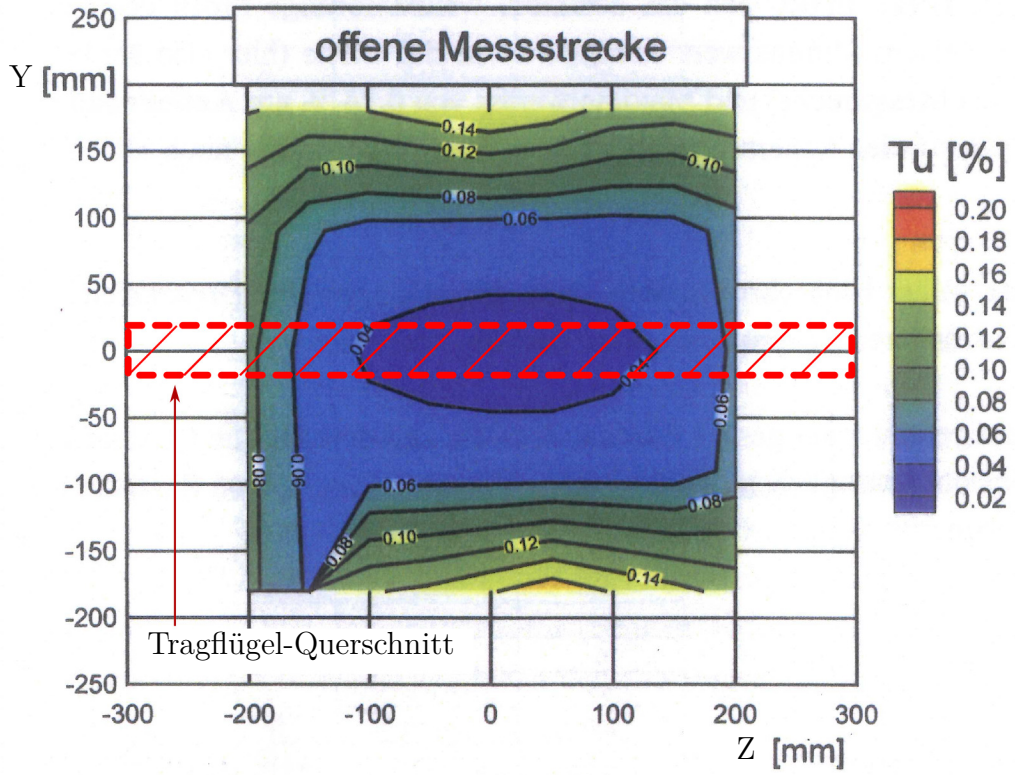


Abbildung 4.2: Verteilung des longitudinalen Turbulenzgrades im Querschnitt der Düse bei Anströmgeschwindigkeit von $40\,\mathrm{m\,s^{-1}}$; in Anlehnung an Lippold [38]

### 4.1.2 Tragflügel und Funktionsweise der Kraftwaage

In Abbildung 4.3 sind Einzelheiten der Drei-Komponenten-Kraftwaage dargestellt. Der verwendete Tragflügel hat eine NACA0020 Profilform, wobei eine Sehnenlänge $c$ von 0,2 m und eine Tragflügelbreite $b$ von 0,6 m vorliegt. Die gewählte Profilgeometrie orientiert sich an typischen Rotorblattmaßen kleiner Windkraftanlagen, die im betrachteten $Re$-Bereich liegen. Die Ähnlichkeit zum Anwendungsfall ermöglicht eine Übertragbarkeit der Ergebnisse auf eine kleine Windkraftanlage. Bei dem Tragflügel handelt es sich um eine Kunststoffanfertigung. Die glatte, polierte Oberfläche besitzt eine ähnliche Rauigkeit wie glasfaserverstärkten Kunststoffe, die üblicherweise bei Rotorblättern zum Einsatz kommen.

An beiden Profilseiten befinden sich Endscheiben, um Randwirbel zu unterdrücken. Zusätzlich fördern diese die Zweidimensionalität der Umströmung [9]. Der Tragflügel ist über eine Aufhängung mit der Kraftwaage verbunden, was die Erfassung von Längs- $F_L$ und Querkräften $F_Q$ ermöglicht.

Der Aufbau der Kraftwaage ist in der Abbildung 4.3 b) dargestellt. Im Wesentlichen setzt sich diese aus einer Laufschiene und drei Wägezellen zusammen. Mithilfe

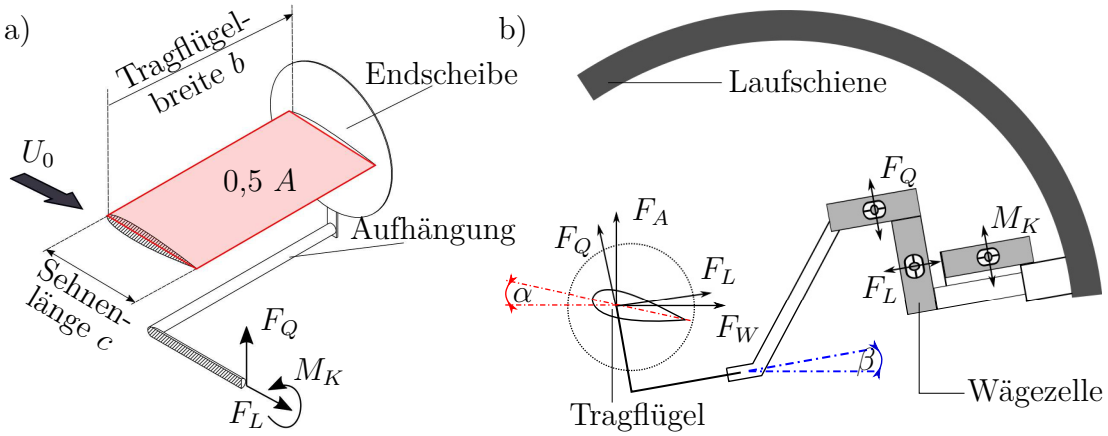


Abbildung 4.3: a) Querschnittansicht des verwendeten Tragflügels mit Aufhängung; b) Schematische Darstellung von der Funktionsweise der Drei-Komponenten-Kraftwaage

der Laufschiene kann der Neigungswinkel $\beta$ der Kraftwaage verstellt werden, was eine präzise Platzierung des Profils vor der Windkanaldüse ermöglicht. Während der gesamten Versuchsdurchführung ist der Neigungswinkel konstant auf $\beta = 17{,}5°$ eingestellt. Die auf den Tragflügel wirkenden Kräfte $F_L$ und $F_Q$ werden während des Experiments über die Wägezellen aufgenommen. Durch die Krafteinwirkung kommt es in der Wägezelle zu Verformungen, die durch Dehnmessstreifen registriert und in Form von elektrischen Signalen an den Rechner ausgegeben werden. Die Erfassung der Signale erfolgt mit einer Abtastrate von 50 Hz, die Messdauer pro Messung beträgt 10 s. Eine Erhöhung der Messdauer auf über 30 s hat nur eine geringfügige Änderung des Mittelwertes ergeben ($< 1\,\%$). Die Messeinstellungen ermöglichen eine Erfassung von etwa 500 Messwerten innerhalb der Messdauer, die mithilfe einer Auswerteroutine in einen Mittelwert umgewandelt werden können. Die anschließende Berechnung der gemittelten Auftriebs- $F_A$ und Widerstandskräften $F_W$ erfolgt mit Gleichungen (4.1) und (4.2).

$$F_A = F_Q \cdot cos\beta - F_L \cdot sin\beta \ , \tag{4.1}$$

$$F_W = F_Q \cdot sin\beta + F_L \cdot cos\beta \ . \tag{4.2}$$

Mithilfe der ermittelten Kräfte $F_A$ und $F_W$ und den Gleichungen (4.3) und (4.4) können die dimensionslosen Auftriebs- $c_A$ und Widerstandskoeffizienten $c_W$ berechnet werden. Neben der Luftdichte $\rho$ und der Anströmgeschwindigkeit $U_0$ beziehen diese Gleichungen ebenfalls die charakteristische Tragflügelfläche $A$ ein, die sich aus der

Tragflügelbreite $b$ und Sehnenlänge $c$ errechnet ($A = 0{,}6\ \mathrm{m} \cdot 0{,}2\ \mathrm{m} = 0{,}12\ \mathrm{m}^2$).

$$c_A = \frac{2 \cdot F_A}{\rho \cdot U_0^2 \cdot A}\ , \tag{4.3}$$

$$c_W = \frac{2 \cdot F_W}{\rho \cdot U_0^2 \cdot A}\ . \tag{4.4}$$

Während der Versuchsdurchführung wird der Anstellwinkel $\alpha$ im Intervall von $0° \leq \alpha \leq 25°$ variiert, um winkelabhängige $c_A/c_W$-Werte vor und nach der Strömungsablösung zu ermitteln. Das Auftragen von $c_A$ über $c_W$ ermöglicht die Erstellung von Polardiagrammen, welche den Vergleich der unterschiedlichen Konfigurationen untereinander vereinfachen.

## 4.2 Messunsicherheit und Validierung

Zunächst erfolgt eine Abschätzung des systematischen und des zufälligen Fehlers, die zusammen die Messgenauigkeit der Koeffizienten während der Versuchsdurchführung beeinflussen. Der systematische Fehler des Auftriebs bzw. des Widerstandes $s_{A,W}$ kann mithilfe der Fehlerfortpflanzung mehrerer unabhängiger Größen berechnet werden. Die Gleichung (4.5) bezieht die gemessenen Werte der Kraft $F_{A,W}$, der Luftdichte $\rho$ und der Strömungsgeschwindigkeit $U_0$ ein. Mit diesen Größen erfolgt anschließend eine partielle Ableitung von der Gleichung (4.3) bzw. (4.4).

$$s_{A,W} = \sqrt{\left(\frac{\partial c_{A,W}}{\partial F_{A,W}}\right)^2 \cdot \Delta F_{A,W}^2 + \left(\frac{\partial c_{A,W}}{\partial U_0}\right)^2 \cdot \Delta {U_0}^2 + \left(\frac{\partial c_{A,W}}{\partial \rho}\right)^2 \cdot \Delta \rho^2}\ . \tag{4.5}$$

Die maximale Abweichung der in der Kraftwaage verbauten Wägezellen ist vom Hersteller mit ± 0,04 N angegeben. Die über die Ideale-Gasgleichung berechnete Luftdichte hängt hierbei von der Temperatur und dem Umgebungsdruck ab, welche eine Unsicherheit von ± 0,5 °C und ± 100 Pa haben. Die Strömungsgeschwindigkeit des Windkanals wird über die Druckdifferenz zwischen dem Umgebungsdruck und Druck in der Düse ermittelt, wobei die maximale Abweichung der Druckdifferenz vom Hersteller mit ± 0,73 % angegeben wurde. Um eine konstante Anströmung zu garantieren, ist die Drehzahl des Windkanallüfters während der Experimente konstant ($n = 460\ \mathrm{min}^{-1}$). Mit diesen Vorgaben ergibt sich ein maximaler Fehler $s_{A,W}$ von ± 1 % für $c_A$ und ± 4,2 % für $c_W$. Der maximale Fehler erreicht den größten Wert bei kleinen Anstellwinkeln, was auf die relativ kleinen Kräfte zurückzuführen

ist. Beim kritischen Winkel dagegen sinkt der systematische Fehler von $c_A$ und $c_W$ auf unter 0,6 %.

Der zufällige Fehler hingegen wird mit der Standardabweichung erfasst. Diese ist in der Abbildung 4.4 a) und b) bei der unkorrigierten Kurve als Fehlerbalken aufgetragen. Bei kleineren Anstellwinkeln wird die Standardabweichung größer, was sich vor allem aus kleinen Messwerten ergibt. Am kritischen Winkel beträgt diese für $c_A \pm 5\,\%$ und für $c_W \pm 8\,\%$. Trotz des systematischen und zufälligen Fehlers ist das Ergebnis der gemessenen Koeffizienten reproduzierbar. Bei einer Wiederholung der Messung von drei Messreihen konnte eine maximale Abweichung von unter 1 % festgestellt werden.

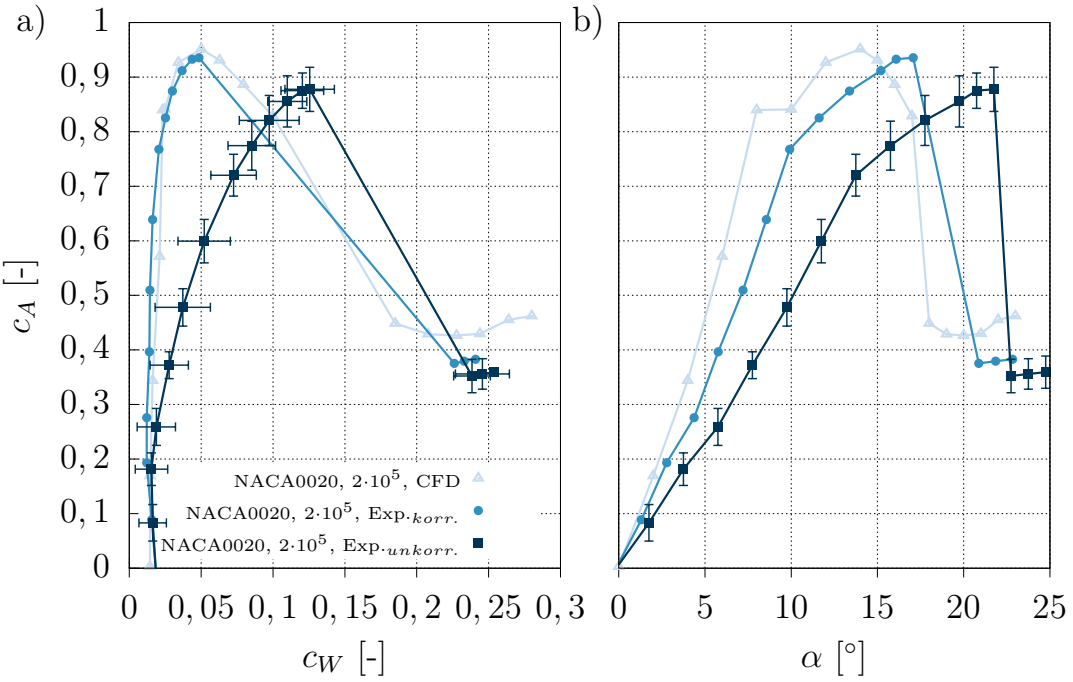


Abbildung 4.4: Gegenüberstellung von a) Polaren und b) über Winkel aufgetragener Auftriebskoeffizienten der Tragflügel ohne Flaps; Einbezogene Daten: numerische 2-D Simulation von NACA0020 Profil (CFD) sowie unkorrigierte und korrigierte experimentelle Daten von NACA0020 Profil bei $Re_S$ von 200.000

Abbildung 4.4 zeigt, dass die experimentell ermittelten Daten bei höheren Anstellwinkeln vor allem in Bezug auf den Widerstand stark von der numerischen Simulation abweichen. Der vor der Düse platzierte Tragflügel verursacht eine Stromlinienkrümmung, die als Folge der Luftstromaufweitung entsteht. Aufgrund des divergierten Luftstroms werden bei steigendem Anstellwinkel der Auftrieb und Widerstand des Tragflügels beeinflusst. Um diese Abweichung zu korrigieren, wird das von Du et al. [17] vorgeschlagene Korrekturverfahren angewendet. Hierbei handelt es sich um ein von Garner et al. [20] abgeleitetes Verfahren, welches für offene Messstrecken

gilt und eine möglichst zweidimensionale Umströmung der Profils voraussetzt. Die Korrekturgleichungen sind wie folgt definiert:

$$c_{A,korr.} = c_A + c_A \frac{\pi^2}{24} \left( \frac{c}{\left(\sqrt{|1 - Ma^2|}\right) H} \right)^2 , \tag{4.6}$$

$$c_{W,korr.} = c_W - \frac{1}{2\pi} \left( \left( 1 + \frac{\pi c}{2H} \right) - 1 \right) c_A^2 . \tag{4.7}$$

Neben den unkorrigierten Werten von $c_A$ und $c_W$ setzt sich der korrigierte Auftriebs- $c_{A,korr}$ und Widerstandskoeffizienten $c_{W,korr}$ aus der Sehnenlänge $c$, Machzahl $Ma$ und Düsenhöhe $H$ zusammen. Die benötigte Winkelkorrektur erfolgt mit der Gleichung (4.8) und resultiert aus der Arbeit von Balduzzi und Holst [7, 28]. Dieses Korrekturverfahren wurde für geöffnete Messstrecken mithilfe von numerischen Simulationen entwickelt und validiert.

$$\alpha_{korr.} = \alpha - a_l c_A . \tag{4.8}$$

Der korrigierte Anstellwinkel $\alpha_{korr.}$ errechnet sich aus der Differenz des unkorrigierten Winkels $\alpha$ und dem Produkt von $c_A$ und der profilformabhängigen Konstanten $a_l$. Für das NACA0020 Profil abgeleitete Konstante $a_l$ hat einen Wert von 5 und wird aus der Reziproken der letzten zwei Zahlen der Profildaten (NACA00**20** → **0,2**) abgeleitet.

Nach Anwendung der Koeffizientenkorrektur erfahren die Messwerte eine Annäherung an die numerischen Werte (siehe Abbildung 4.4). Bei kleineren Anstellwinkeln ergibt sich eine ähnliche Tendenz, die im Unterkapitel 3.2 zwischen der numerischen und experimentellen Gegenüberstellung beobachtet wurde. Weiterhin konnten die Strömungsablösung und der kritische Winkel $\alpha_{krit}$ präzise vorausgesagt werden. Wie bereits in Unterkapitel 3.2 beobachtet, ist der Auftrieb bei $\alpha_{krit}$ um etwa 10 % größer. Die entstandenen Unterschiede zwischen den korrigierten und numerischen Werten resultieren primär aus der zweidimensionalen Strömung. Ebenfalls liegen im Realfall bei den Experimenten kleine Störungen in der Strömung vor, die im numerischen Modell nicht berücksichtigt wurden. Trotz der Abweichungen bietet das numerische Modell eine hinreichende Voraussage der Koeffizienten.

Des Weiteren werden in Abbildung 4.5 die gemessenen Ergebnisse des nackten Tragflügels mit Resultaten aus der Literatur verglichen, um das Messverfahren dieser Arbeit zu validieren. Die Literaturrecherche ergab, dass es keine Auftriebs-

und Widerstandskoeffizienten für die gleiche Profilform und des betrachteten *Re*-Bereich existieren. Deswegen werden zum Vergleich ähnliche Profile bei gleicher Reynolds-Zahl von Rainbird [52] und Timmer [64] herangezogen. Hierbei handelt es sich um Tragflügel mit einem NACA0018 Profil und einer sehnenlängenbasierten Reynolds-Zahl von 200.000 bei Rainbird [52] und 150.000 bei Timmer [64] (siehe Abbildung 4.5).

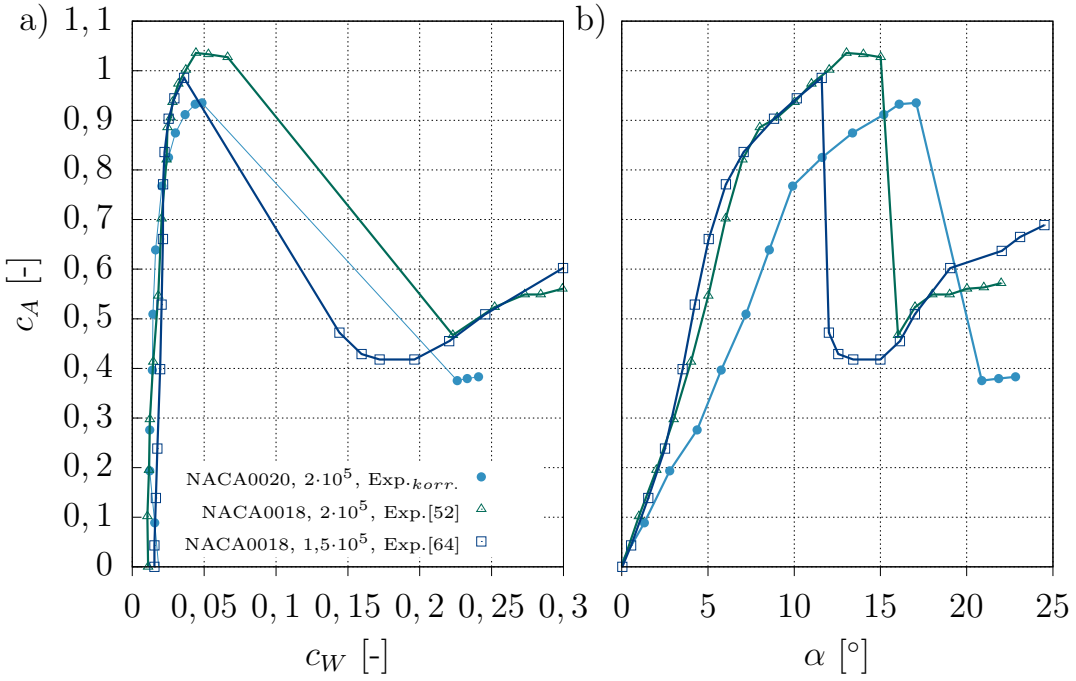


Abbildung 4.5: Gegenüberstellung von a) Polaren und b) über Winkel aufgetragener Auftriebskoeffizienten der Tragflügel ohne Flaps; Einbezogene Daten: Rainbird [52] mit NACA0018 Profil bei $Re_S$ von 200.000; Timmer [64] mit NACA0018 Profil bei $Re_S$ von 150.000; korrigierten experimentelle Daten von NACA0020 Profil bei $Re_S$ von 200.000

Beim Vergleich der beiden Literaturquellen zwischen Rainbird [52] und Timmer [64] zeigt sich eine gute Übereinstimmung der Auftriebskurve, während der Widerstand um bis zu 30 % abweicht. Die Abweichung zwischen den Studien zeigt, dass eine genaue Messung bei kleinen Anstellwinkeln und kleiner Reynolds-Zahl problematisch und herausfordernd ist. Der gemessene Widerstand dieser Arbeit dagegen bewegt sich bis zu dem $\alpha$ von etwa 12° im Bereich der Literatur- und numerischen Werte. Bis zum kritischen Winkel steigt die Widerstandsabweichung um etwa 30 % im Vergleich zu Rainbird [52] und bis zu 50 % zur numerischen Studie. Die Abweichung des Auftriebs am kritischen Winkel dagegen ist im Vergleich zu Rainbird [52] 9 % kleiner und resultiert aus der offenen Messstrecke. In der Studie von Du et al. [17] wurde beim Vergleich der Koeffizienten einer offenen und geschlossenen Messstrecke ab dem

kritischen Winkel ebenfalls eine Auftriebsabweichung von etwa 10 % festgestellt.

Zusammenfassend lässt sich aus dem Vergleich in der Abbildung 4.5 ableiten, dass trotz der Korrektur die Messdaten eine Abweichung aufweisen. Zum einen kann diese Abweichung auf die nicht ideale und zweidimensionale Umströmung zurückgeführt werden, die das Verfahren nach Du et al. [17] voraussetzt. Zum anderen wurden während der Versuchsdurchführung Vibrationen und leichte seitliche Schwankungen des Tragflügels beobachtet. Diese Störungen werden durch die bereits erwähnte nicht stationäre Umströmung des Modells ausgelöst und nehmen beim steigenden Anstellwinkel zu. Infolgedessen kann die Drei-Komponenten-Kraftwaage nicht die Kraft in der $z$-Richtung erfassen, was zu den reduzierten Auftriebskoeffizienten führt.

Trotz der unterschätzen Auftriebswerte konnten die Ergebnisse reproduzierbar gemessen werden. Das gewählte Korrekturverfahren wird somit auf die Koeffizienten der Konfigurationen mit Flaps angewendet. Die Flaps tragen bei kleineren Anstellwinkeln nicht wesentlich zur Störung der Tragflügelumströmung bei. Weiterhin werden beim Vergleich der Koeffizienten von unterschiedlichen Konfigurationen die Tendenzen durch das Korrekturverfahren nicht verändert. Aus diesem Grund erfolgt im weiteren Verlauf der Arbeit die Wiedergabe der Polare von Konfigurationen mit Flaps in korrigierter Form.

## 4.3 Position der Flaps auf dem Tragflügel

### 4.3.1 Flapgeometrie und Flappositionen

Für die ersten Untersuchungen werden Flaps aus reiner Silikonfolie ohne Faserverstärkung verwendet. Die Silikonfolie mit der technischen Bezeichnung DS3003/60 wurde vom FILK[1] bereitgestellt. Die wesentlichen Eigenschaften dieser Folie sind in der Tabelle 4.1 zusammengefasst. Infolge der geringen Dicke von 200 µm besitzt diese Folie eine relativ niedrige Biegesteifigkeit, was eine gute Anpassung an den gekrümmten Tragflügel ermöglicht. Aufgrund der ausreichend hohen Zugfestigkeit und Weiterreißkraft konnte das Material in der Testphase den von der Strömung erzeugten Schubspannungen ohne Beschädigungen standhalten.

Die Herstellung der Flaps erfolgt über die Zuschneidung der Folie in Streifen, die 600 mm breit und 30 mm lang sind. Durch Einschnitte in Streifen ist die Breite der einzelnen Flaps auf 10 mm festgesetzt. Entsprechend den bereits vorliegenden Erkenntnissen [11, 13, 56] wird die Länge der einzelnen Flaps auf 10 % der Sehnen-

[1] FILK - Forschungsinstitut für Leder und Kunststoffbahnen in Freiberg

Tabelle 4.1: Materialeigenschaften der Silikonflaps ohne Faserverstärkung - DS3003/60

| | |
|---|---|
| Dicke | 200,0 µm |
| Dichte | 1155,0 kg/m$^3$ |
| Zugfestigkeit | 13,8 N/mm$^2$ |
| Weiterreißkraft | 2,0 N |
| Biegesteifigkeit | 10,9·10$^{-2}$ N·mm$^2$ |

länge festgelegt, was einer Länge von 20 mm entspricht. Die verbleibenden 10 mm der Gesamtreihenlänge dienen zur Verbindung der einzelnen Flaps sowie als Klebefläche, um diese am Tragflügel zu befestigen (siehe Abbildung 4.6). Weiterhin wurde zwischen den einzelnen Flaps eine Kerbe eingefügt, um das Auseinanderreißen der Flapreihe aufgrund von Schubspannungen zu verhindern. Die grün schraffierte Fläche in Abbildung 4.6 dient zur Visualisierung der gesamten Klebefläche, die für die Fixierung der Flapreihe auf dem Tragflügel benötigt wird.

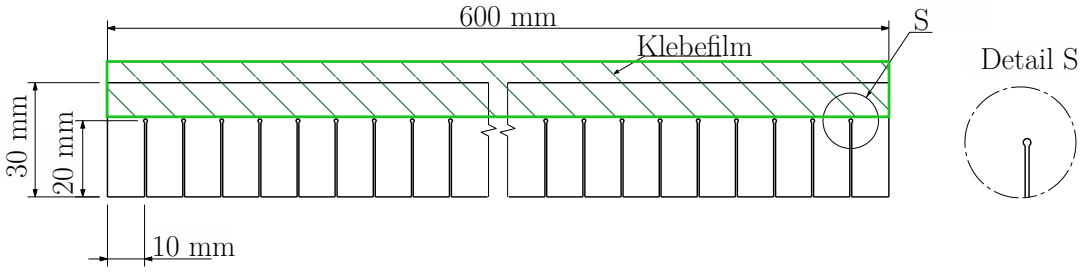


Abbildung 4.6: Skizze der Flapmaße und -geometrie; Detail S ist die Vergrößerung des Kerbbereiches zwischen den einzelnen Flaps, der ein Weiterreißen des Schnitts aufgrund der Schubspannungen verhindern soll

Die auf der Tragflügeloberfläche angeklebten Silikonflaps sind in Abbildung 4.7 dargestellt. Das Verkleben zwischen Flaps und Tragflügel erfolgt durch einen Klebefilm, der eine einfache und reproduzierbare Verbindung ermöglicht. Da der Klebefilm oberhalb der Flaps aufgetragen wird, ergibt sich eine effektive Flaplänge von 30 mm (siehe Abbildung 4.7 a)). Aufgrund der dadurch entstehenden Linienverbindung hebt sich bei einer Strömungsablösung die Flapreihe mitsamt der Klebefläche vom Tragflügel. Das wiederum bedeutet, dass die einzeln abstehenden Flaps während der Versuchsdurchführung eine Bewegung der Nachbarflaps auslösen können. Weiterhin wird die Klebefläche der Flapreihe an beiden Seiten des Tragflügels mit Klebefilm fest verbunden. Somit kann bei der Strömungsablösung die Flapreihe mitsamt der Klebefläche nicht komplett umklappen.

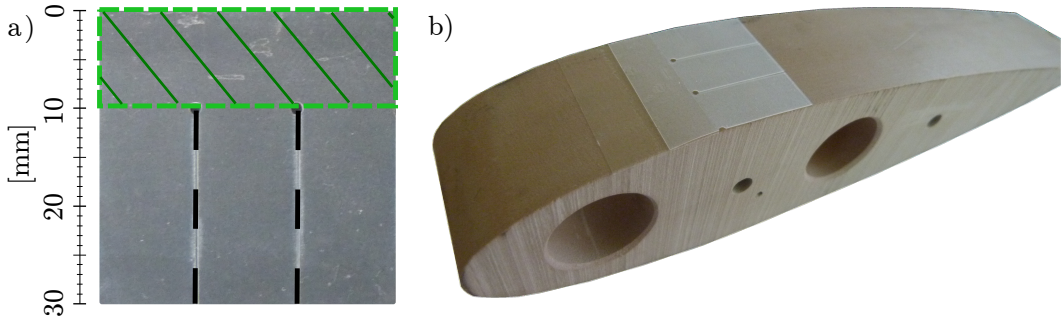


Abbildung 4.7: a) Ausschnitt der im Experiment verwendeten Silikonflapreihe; die gestrichelte Fläche markiert die Klebefläche; b) Darstellung der aufgeklebten Flaps auf einem Tragflügel

In Abbildung 4.8 sind die unterschiedlichen Konfigurationen der Flappositionierung auf dem Tragflügel zusammengefasst. In der Variante a) bis d) erfolgt eine Untersuchung des Einflusses einer einzelnen Flapreihe, deren Position von der Hinterkante bis zur Vorderkante verschoben wird. Ziel ist es, die Auswirkungen der einzelnen, elastischen Flapreihe auf den Auftrieb und Widerstand zu untersuchen.

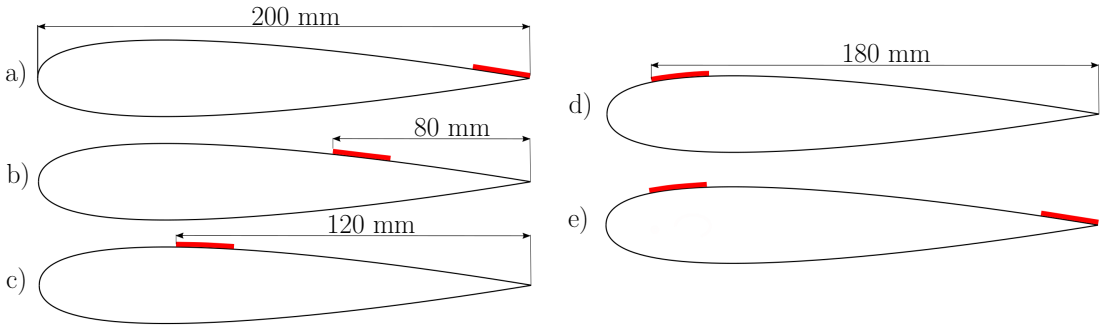


Abbildung 4.8: Positionierung der elastischen Flaps auf dem Tragflügel; a) entspricht der Hinterkanten - Konfiguration (HK), d) der Vorderkanten - Konfiguration (VK) und e) der Vorder- und Hinterkantenkonfiguration (VK-HK)

Die letzte Variante e) bezieht zwei Flapreihen ein, die an der Hinter- und Vorderkante positioniert werden. Sie resultiert aus Erkenntnissen der Literaturrecherche und numerischer Untersuchung. Die Hinterkantenflaps können die Strömungsinstabilitäten an der Hinterkante des Tragflügels unterdrücken, während bei den Vorderkantenflaps eine Auswirkung auf zwei Mechanismen vermutet wird. Zum einen können die Vorderkantenflaps mit der turbulenten Ablösung interagieren, die bei kleinen Anstellwinkeln an der Hinterkante des Tragflügels entsteht und sich mit steigendem Winkel zur Vorderkante bewegt (siehe Kapitel 3). Zum anderen können die Vorderkantenflaps Wirbel beeinflussen, die nach der Strömungsablösung an der Vorderkante des Tragflügels entstehen (siehe Studie von Hsiao et al. [30]).

### 4.3.2 Polardiagramme für variierende Flapposition

In der Abbildung 4.9 a) und b) ist das Polardiagramm sowie die über den Anstellwinkel $\alpha$ aufgetragenen $c_A$ und Gleitzahl-Reziproken $1/\epsilon$ der unterschiedlichen Konfigurationen dargestellt. Die Gleitzahl-Reziproke in Abhängigkeit von $\alpha$ ermöglicht die Feststellung der aerodynamisch effizientesten Konfiguration, da hierbei der Auftrieb und Widerstand berücksichtigt werden. Sie ist wie folgt definiert:

$$\frac{1}{\epsilon} = \frac{c_W}{c_A} \ . \tag{4.9}$$

Die Darstellung von $c_A(\alpha)$ in Abbildung 4.9 b) visualisiert die Verzögerung der Strömungsablösung durch die Flaps. Die Reziproke von $\epsilon$ ermöglicht in diesem Fall eine übersichtliche Einbindung der Gleitzahl in das Diagramm. Des Weiteren sind in beiden Diagrammen die Messdaten des Tragflügels ohne Flaps als Referenzkörper beigefügt.

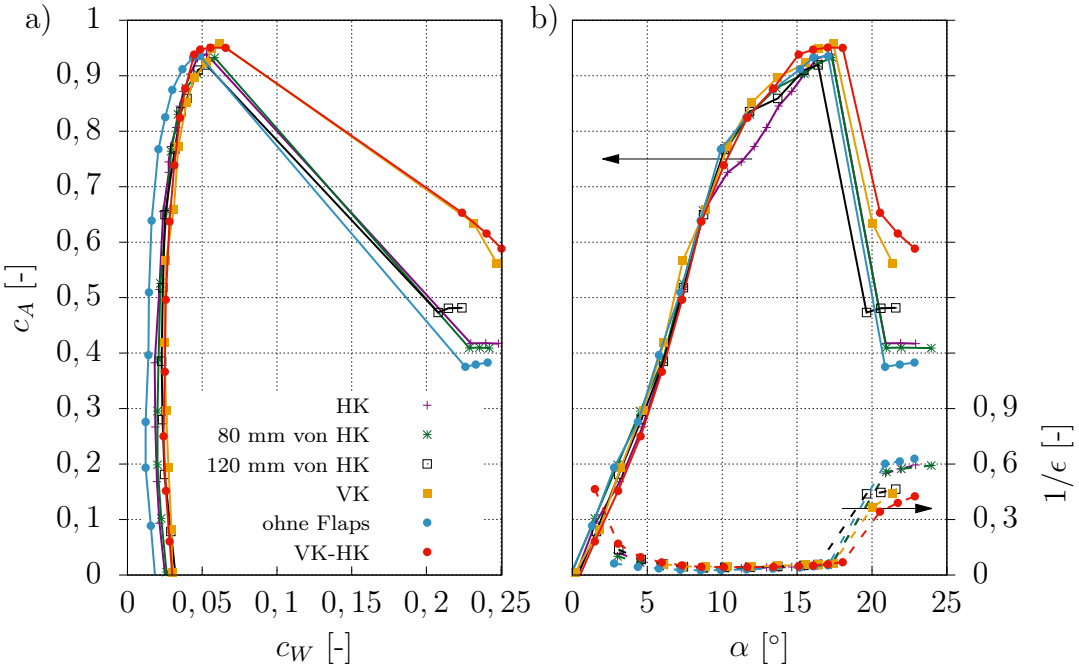


Abbildung 4.9: Positionsuntersuchung: a) Polardiagramm ($c_A$ über $c_W$) b) Auftriebskoeffizient und Gleitzahl-Reziproke $1/\epsilon$ über den Anstellwinkel $\alpha$ aufgetragen; HK - Hinterkantenflaps; VK - Vorderkantenflaps; VK-HK - Kombinationen der Flaps an der Vorder- und Hinterkante; Pfeile weisen die Kurve der jeweiligen $y$-Achse zu

Die positive Auswirkung der Flaps ist vor allem nach dem Eintreten der Strömungsablösung zu beobachten. Je nach Konfiguration wird eine Steigerung von $c_A$ um bis zu 70 % erreicht (VK-HK Konfiguration). Diese Beobachtung passt zu den Ergebnissen von Hsiao et al. [30] für starre, aktive Flaps. Er berichtet im Bereich

der abgelösten Strömung von einer Auftriebserhöhung zwischen 50 % und 70 %. Der erhöhte Auftriebskoeffizient der VK-HK Konfiguration beeinflusst wiederum den Wert von $1/\epsilon$, was im Vergleich zu anderen Konfigurationen zur höchsten Gleitzahl führt. Bei den Konfigurationen HK und 80 mm von HK hingegen ist der Auftrieb nach der Strömungsablösung um 10 % höher als beim Referenzkörper, während die Konfiguration 120 mm von HK einen Auftriebsanstieg von 25 % verzeichnet. Damit gilt für den Strömungsabrissbereich, je weiter stromauf die elastischen Flaps auf dem Tragflügel platziert sind, umso besser ist das aerodynamische Verhalten.

Eine Auftriebssteigerung vor dem Strömungsabriss liegt bei Konfigurationen VK und VK-HK um den kritischen Winkel vor. Dieser liegt für VK bei 17,5° und für VK-HK bei 18°. Für den Tragflügel ohne Flaps beträgt $\alpha_{krit} = 17°$, wodurch die Strömungsablösung bei der VK Konfiguration um 0,5° und bei der VK-HK Konfiguration um 1° verzögert werden konnte. Am kritischen Winkel ist $c_A$ von VK und VK-HK Konfiguration um etwa 2 % höher als beim Referenzkörper. $c_W$ nimmt hingegen um 15 % zu. Der erhöhte Widerstand resultiert aus dem erhöhten kritischen Winkel, wodurch sich eine größere angeströmte Fläche senkrecht zur Strömung ergibt. Ebenfalls tragen die leicht angehobenen Flaps zur einen Widerstandserhöhung bei. Unter Berücksichtigung der maximal erreichten Verzögerung bei der VK-HK Konfiguration (bei $\alpha = 18°$) und dem gleichen Winkel wie beim Tragflügel ohne Flaps ergibt sich somit eine Erhöhung von $c_A$ um 150 % und eine Reduzierung von $c_W$ um 60 %. Des Weiteren bewegen sich die Flaps vor dem Strömungsabriss erst ab dem kritischen Winkel, wobei Flapbewegungen ausschließlich bei den Hinterkantenflaps vorliegen. Die Vorderkantenflaps wurden erst nach dem kritischen Winkel in Bewegung versetzt. Zudem ist die Interaktion zwischen Hinterkantenflaps und der Strömung am kritischen Winkel nur geringfügig ausgeprägt. Ein ähnliches Verhalten wurde bei den Wasserkanalmessungen von Brücker und Weidner [13] beobachtet, jedoch waren die Flapbewegungen in ihrer Studie viel stärker ausgeprägt. Dieser Unterschied ist auf das ungleiche Dichteverhältnis der Fluide und der Flaps zurückzuführen.

Weiterhin zeigt die Abbildung 4.9 a), dass die Flaps den Widerstand generell erhöhen. Im Vergleich zum Tragflügel ohne Flaps wächst bei kleineren Anstellwinkeln ($\alpha < 8°$) der $c_W$ bei Konfigurationen mit Flaps um bis zu 50 %. Bei stetigem Winkelanstieg sinkt diese Differenz zwischen den einzelnen Konfigurationen. Die Widerstandserhöhung ist auf die unebene Tragflügeloberfläche zurückzuführen, die durch die Flaps verursacht wird.

Die Konfigurationen HK, 80 mm von HK und 120 mm von HK weisen vor der Strömungsablösung keine Vorteile bezüglich der Erhöhung von $c_A$ auf. Abbildung 4.9 b) zeigt, dass im Winkelintervall von 6° und 20° $1/\epsilon$ für alle Konfigurationen nahezu konstant bleibt. Für Anstellwinkel $< 3°$ werden die Werte der $1/\epsilon$-Kurve im Diagramm nicht berücksichtigt. Grund dafür sind die sehr kleinen Auftriebswerte bei kleinen Anstellwinkeln, was zu einer Divergenz der Auftriebskurve führt (siehe VK-HK Konfiguration in Abbildung 4.9 b)). Der Unterschied von $1/\epsilon$ zwischen der VK-HK Konfiguration und dem Referenzkörper im Winkelintervall von 3° bis 6° ist hierbei auf die Asymmetrie des Tragflügels zurückzuführen, die durch die Flaps entsteht. Im Vergleich zum Referenzkörper vergrößern die auf der Tragflügeloberseite angebrachten Flapreihen den Widerstand, während der Auftrieb der beiden Konfigurationen ähnlich klein bleibt.

Ausgehend von den bisher erreichten Ergebnissen erfolgt im nächsten Unterkapitel die Untersuchung der VK-HK Konfiguration unter Verwendung von faserverstärkten Materialien. Ziel ist es, die Biegesteifigkeit zu erhöhen und die Auswirkungen auf den Auftrieb und Widerstand zu analysieren.

## 4.4 Faserverstärkte Silikonflaps

### 4.4.1 Verwendeten Materialien

Bei der Untersuchung von faserverstärkten Silikonflaps werden drei Folienvarianten (FHT64, FHT65 und FHT75) mit unterschiedlichen Materialeigenschaften betrachtet. Zwei der Folien sind mit Kunststofffasern und eine Folie mit Glasfasern verstärkt. Bei den Fasern handelt es sich um ein rechteckiges Gittergewebe, welches zwischen zwei Silikonfolien geklebt wurde. Die Materialeigenschaften sind in der Tabelle 4.2 zusammengefasst, die für Vergleichszweck ebenfalls die Eigenschaften der Silikonfolie DS3003/60 enthält. Die Dichte unterscheidet sich bei allen Folien nur geringfügig, wobei für FHT75 keine Angaben vorliegen. Die Dicke, Zugfestigkeit, Weiterreißkraft und Biegesteifigkeit sind hingegen bei faserverstärkten Folien um ein Vielfaches höher als bei der Folie ohne Faserverstärkung. Bei den kunststofffaserverstärkten Folien ist die Weiterreißkraft von der Quer- bzw. Längsbeanspruchung des Materials abhängig. Die Biegesteifigkeit von faserverstärkten Folien unterscheidet sich je nach Belastungsrichtung und benötigt somit für die Verbiegung in jeweilige Richtung unterschiedlichen Kraftaufwand. Die Kennzeichnungen „oben“ und „unten“ resultieren aus den Probenmessungen des FILK Prüflabors, wobei die genaue Ausrichtung des Materials am Tragflügel weiter unten erfolgt. Bei den Kunststofffaserfolien ist das

Tabelle 4.2: Materialeigenschaften der unterschiedlichen Silikonflaps; q/l - gemessenen Kräfte bei Quer- und Längsbeanspruchung der Folie; o/u - Biegesteifigkeit bei Belastung der Folie von oben bzw. unten; k.A. - keine Angabe

| | DS3003/60 | FHT64 | FHT65 | FHT75 |
|---|---|---|---|---|
| Verstärkung | keine | Kunstofffaser | | Glasfaser |
| Dicke [µm] | 200,0 | 675,0 | 560,0 | 350,0 |
| Dichte [kg/m$^3$] | 1155,0 | 930,0 | 1005,0 | k.A. |
| Zugfestigkeit [N/mm$^2$] | 13,8 | 32,8 | 27,3 | 42,3 |
| Weiterreißkraft q/l [N] | 2,0 | 50,4/39,8 | 35,7/30,9 | 25,0 |
| Biegesteifigkeit o/u [N·mm$^2$] | 0,11 | 4,51/0,49 | 4,92/0,17 | 0,50/0,11 |

Verhältnis der Biegesteifigkeit in die obere oder untere Richtung am höchsten. Dieser deutliche Unterschied resultiert aus der Neigung zum Aufrollen der kunststofffaserverstärkten Folie und entstand infolge des Herstellungsverfahrens. Somit liegt bei diesem Material eine Verformung ohne einer äußeren Krafteinwirkung vor.

Aufgrund der Oberflächenbeschaffenheit ließen sich die faserverstärkten Flaps nicht mit einem Klebefilm fixieren. Vor der Versuchsdurchführung werden die faserverstärkten Flaps daher mit einem Silikonkleber auf der Tragflügeloberfläche befestigt. Der Silikonkleber wird beim Fixieren der Flaps im vorderen Bereich der Klebefläche als Linie aufgetragen. Somit entsteht zwischen Folie und Tragflügel eine linienartige Verbindung, sodass die effektive Flaplänge bei allen Konfigurationen möglichst konstant ist. Zusätzlich zum Silikonkleber erfolgt das Aufbringen eines Klebefilms oberhalb der Klebefläche der Flaps, wobei die Flapreihe seitlich fixiert wird. Ziel dieser Maßnahme ist die Unebenheit zu reduzieren, die durch den leicht abstehende Klebeflächenrand entsteht. Des Weiteren soll dadurch eine gleichbleibende Präparierung der Flaps bei allen Konfigurationen erfolgen, um eventuelle Unterschiede und dadurch entstehende Abweichungen zu unterbinden. Da sich die Folien an der Ober- und Unterfläche stark in ihrer Rauigkeit unterscheiden, erfolgt bei der Anklebeprozedur eine Ausrichtung der glatteren Oberfläche nach oben. Durch die Reduzierung der Rauigkeit wird die Verringerung des Tragflügelwiderstandes angestrebt. In Abbildung 4.10 ist die Positionierung sowie Flapausrichtung im Ruhezustand, d.h. ohne Umströmung der jeweiligen Folie, skizziert. Die Folie DS3003/60 passt sich aufgrund der geringen Biegesteifigkeit an die Krümmung des Tragflügels an (siehe Abbildung 4.10 a)).

Die kunststofffaserverstärkten Folien dagegen stehen ab und sind während der Versuchsdurchführung nicht mit der Tragflügeloberfläche kongruent, was auf die aufrollende Eigenschaft des Materials zurückzuführen ist (siehe Abbildung 4.10 b)). Der maximale Abstand zwischen der Flapspitze und der Tragflügeloberfläche

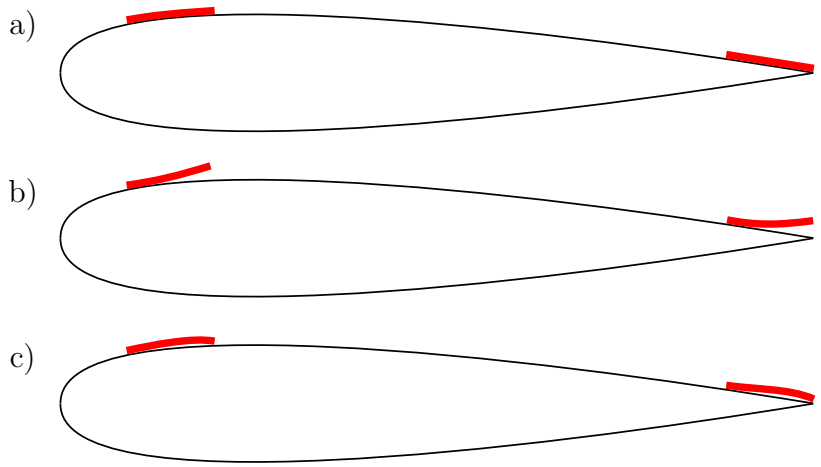


Abbildung 4.10: Skizze der Flapausrichtung der jeweiligen Folie auf dem Tragflügel; a) DS3003/60; b) FHT64 und FHT65; c) FHT75; Die unterschiedlich stark ausgeprägte Neigung zum Aufrollen ist ebenfalls angedeutet

beträgt hierbei bis zu 8 mm. Des Weiteren wurde in den ersten Probeversuchen die Seitenausrichtung der Flaps vertauscht, was das Aufrollen der Flapspitzen verhindern sollte (wie in Abbildung 4.10 c)). Die Probeversuche ergaben, dass sich die Flaps auf dem Tragflügel stark nach innen wölbten. Aufgrund der hohen Biegesteifigkeit gab es keine Interaktion mit der Strömung vor und nach dem Strömungsabriss, sodass das aerodynamische Verhalten grundsätzlich negativ beeinflusst wurde. Bei der FHT75 Folie hingegen ist die Neigung zum Aufrollen geringer ausgeprägt. Da die glatte Oberfläche nach oben zeigt, entsteht in diesem Fall nur eine leichte Wölbung auf dem Tragflügel (siehe Abbildung 4.10 c)). Der maximale Abstand zwischen Flap und der Tragflügeloberfläche ist in diesem Fall maximal 1 mm. Die Ausrichtungsänderung von der Ober- und Unterseite wurde in den Probeversuchen ebenfalls bei der FHT75 Konfiguration durchgeführt. Sobald die Flaps jedoch mit der Tragflügeloberfläche in Kontakt kamen, blieben sie daran haften. Aufgrund der fehlenden Interaktion mit der Strömung werden die Ergebnisse dieser Ausrichtung nicht berücksichtigt.

### 4.4.2 Polardiagramm für faserverstärkte Silikonflaps

In Abbildung 4.11 sind die Ergebnisse der vier verschiedenen Folien zusammengefasst. Die Vorteile der kunststofffaserverstärkten Flaps werden erst nach der Strömungsablösung deutlich. Im Vergleich zum Tragflügel ohne Flaps steigen $c_A$ und $c_W$ der FHT64 und FHT65 Konfigurationen um bis zu 60 % bzw. 16 %. Der erhöhte $c_A$ resultiert aus der stark ausgeprägten Flapinterkation mit der Strömung, die während der Versuchsdurchführung beobachtet wurde. Bei den leicht nach innen gewölbten

Flaps der FHT75 Konfiguration dagegen wurden kaum Bewegungen nach der Strömungsablösung festgestellt. Im Vergleich zum Tragflügel ohne Flaps verursachen die glasfaserverstärkten und unbeweglichen Flaps zudem eine Reduzierung des Auftriebs um 4,5 % und Vergrößerung des Widerstands um 4 %. Dieser negative Effekt beeinflusst wiederum $1/\epsilon$, was zum höchsten Wert von allen Konfigurationen führt.

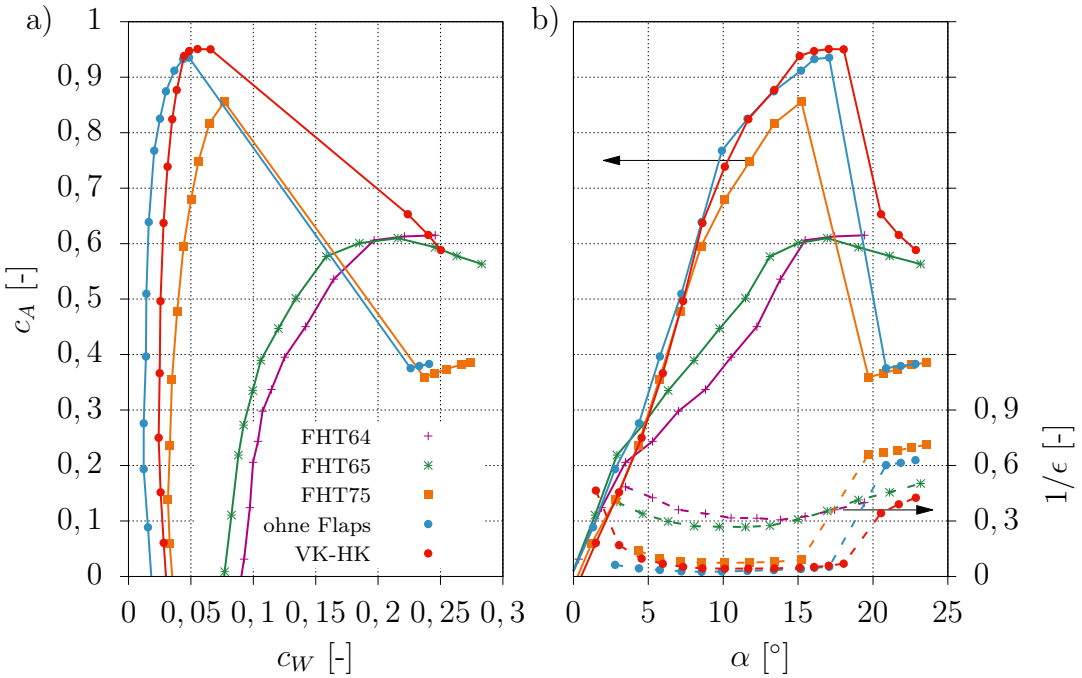


Abbildung 4.11: Materialuntersuchung: a) Polardiagramm ($c_A$ über $c_W$) b) Auftriebskoeffizient und Gleitzahl-Reziproke $1/\epsilon$ aufgetragen über den Anstellwinkel $\alpha$; HK - Hinterkantenflaps; VK - Vorderkantenflaps; VK-HK - Kombinationen der Flaps an der Vorder- und Hinterkante; Pfeile weisen die Kurve der jeweiligen $y$-Achse zu

Der Widerstand der FHT64 und FHT65 Konfigurationen vergrößert sich vor dem Strömungsabriss um das Dreifache gegenüber dem Tragflügel ohne Flaps. Die Widerstandsdifferenz ist bei Anstellwinkeln unter 8° am stärksten ausgeprägt. Die aufgerollten Flaps mit höheren Biegesteifigkeit interagieren bereits bei kleinen Anstellwinkeln mit der Strömung und verursachen dadurch Störungen auf der Oberseite des Tragflügels. Die Strömung kann somit nicht ideal auf der Tragflügeloberfläche anliegen, was zur Verringerung von $c_A$ und zur Erhöhung von $c_W$ führt. Ein weiterer und wesentlicher Unterschied zur DS3003/60 Konfiguration ist, dass bei den Flaps mit Kunststofffaserverstärkung weder ein kritischer Winkel noch eine plötzliche Strömungsablösung klar ausgeprägt sind. Ein ähnliches Verhalten wurde ebenfalls in der Studie von Wang et al. [69] beobachtet, jedoch konnten die Autoren trotz der PIV Messungen keine Angaben zur Ursache machen. Beim Vergleich des kritischen Winkels der DS3003/60 Konfiguration und des gleichen Anstellwinkels bei der

FHT64/65 Konfiguration zeigt sich bei den Flaps mit höheren Biegesteifigkeit eine Auftriebsreduzierung um 40 %, während der Widerstand um 90 % ansteigt. Somit ist eine möglichst geringe Biegesteifigkeit des elastischen Flapmaterials von Vorteil. Vor der Strömungsablösung können sich die Flaps ohne Faserverstärkung besser an die Profilgeometrie des Tragflügels anpassen und somit den Widerstand reduzieren. Nach der Strömungsablösung interagieren sie besser mit der turbulenten Ablösung, was dementsprechend $c_A$ erhöht.

Die glasfaserverstärkten Flaps (FHT75) weisen am kritischen Winkel im Vergleich zu den DS3003/60 Flaps einen nahezu gleichen Widerstand auf, während der Auftrieb um 11 % sinkt (siehe Abbildung 4.11 a)). Hierbei muss jedoch beachtet werden, dass die gewölbten und glasfaserverstärkten Flaps eine vorzeitige Strömungsablösung einleiten (siehe Abbildung 4.11 b)). Diese tritt 2° früher ein als beim Tragflügel ohne Flaps und entsteht vermutlich durch die leicht gewölbte Struktur der Flaps. Somit wirken sich die Flaps aus dem FHT75 Material grundsätzlich negativ auf das aerodynamische Verhalten der Tragflügels aus.

Im Vergleich zu anderen Konfigurationen und Materialien zeigte die VK-HK Konfiguration ohne Faserverstärkung die höchste Verbesserung des aerodynamischen Verhaltens. Aufgrund dessen erfolgt im nächsten Abschnitt eine Variation der Flapform, während die Flapposition und das Flapmaterial von der VK-HK Konfiguration beibehalten werden.

## 4.5 Flapgeometrie

### 4.5.1 Untersuchte Flapformen

Bezüglich der Flapform wurden bereits ähnliche Untersuchungen von Meyer [44, 43] und Traub [65] in ihren Studien gemacht. Sie berichten, dass die v-förmigen bzw. geschlitzten Flaps bei kleineren Anstellwinkeln eine Widerstandsreduzierung bewirken können. Deshalb werden drei unterschiedliche und v-förmige Konfigurationen mit den Flaps an der Vorder- und Hinterkante untersucht, was der Flapplatzierung der VK-HK Konfiguration aus dem Unterkapitel 4.3 entspricht. Diese drei Formvariationen unterscheiden sich jeweils durch die Breite an der Vorder- und Hinterkante der einzelnen Flaps. Die Gesamtlänge der Flaps bleibt konstant bei 30 mm, wobei die ersten 10 mm wiederum als Klebefläche vorgesehen sind. Die Fixierung der Flaps auf dem Tragflügel erfolgt wieder mit dem Klebefilm. In der Abbildung 4.12 sind die Maßangaben der untersuchten Konfigurationen dargestellt.

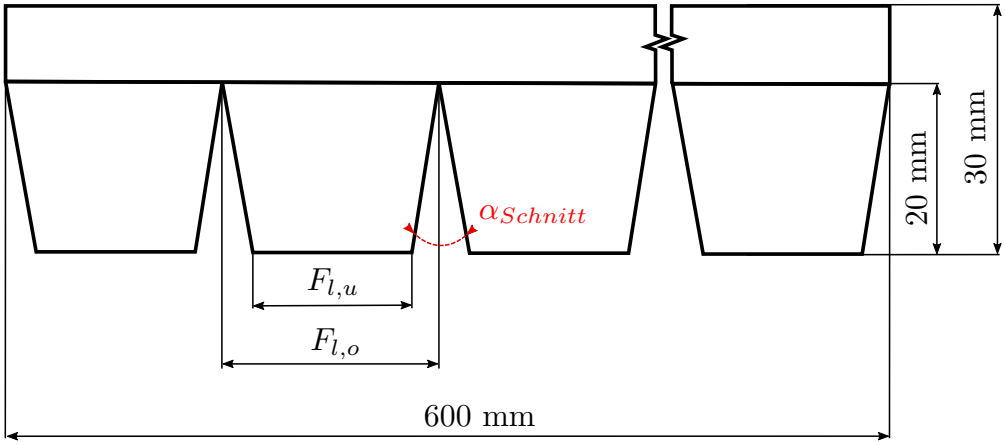


Abbildung 4.12: Maßangaben der v-förmigen Flaps; $F_{l,u}$ entspricht der Flaphinterkante, welche sich zentriert gegenüber der Flapvorderkante $F_{l,o}$ befindet; $\alpha_{Schnitt}$ entspricht dem Schnittwinkel zwischen den Flaps

Tabelle 4.3: Maßangaben der drei v-förmigen Flaps Konfigurationen an der Flapoberseite $F_{l,o}$, Flapunterkante $F_{l,u}$ sowie dem Schnittwinkel $\alpha_{Schnitt}$

| Konfiguration | 1 | 2 | 3 |
|---|---|---|---|
| $F_{l,o}$ [mm] | 10 | 20 | 40 |
| $F_{l,u}$ [mm] | 5 | 10 | 20 |
| $\alpha_{Schnitt}$ [°] | 14 | 29 | 54 |

Tabelle 4.3 fasst die entsprechenden Maße der drei Konfigurationen zusammen. $F_{l,o}$, $F_{l,u}$ und $\alpha_{Schnitt}$ entsprechen der Breite der Flapvorderkante, der Flaphinterkante und dem Schnittwinkel zwischen den Flaps. Die Versuchsdurchführung erfolgt entsprechend der Vorgehensweise, die bereits im Unterkapitel 4.3 und 4.4 erläutert wurde.

### 4.5.2 Polardiagramm der untersuchten Flapformen

Die Polare der v-förmigen Flaps werden in der Abbildung 4.13 dargestellt. Zur Orientierung erfolgt eine zusätzliche Eintragung der Messdaten des Tragflügels ohne Flaps und der VK-HK Konfiguration mit rechteckiger Flapform. Eine Auftriebssteigerung ist vor allem nach dem Einsetzen der Strömungsablösung klar ausgeprägt.

Im Vergleich zum Tragflügel ohne Flaps verzeichnet sich eine starke Auftriebssteigerung bei allen v-förmigen Konfigurationen. Den höchsten $c_A$ verzeichnet die 10 mm $\times$ 20 mm Konfiguration. Im Vergleich zum Tragflügel ohne Flaps liegt ein Anstieg von circa 116 % vor. Des Weiteren wird der Widerstand durch die v-förmigen Flaps gegenüber dem nackten Tragflügel um bis zu 37 % reduziert. Im Vergleich zur VK-HK

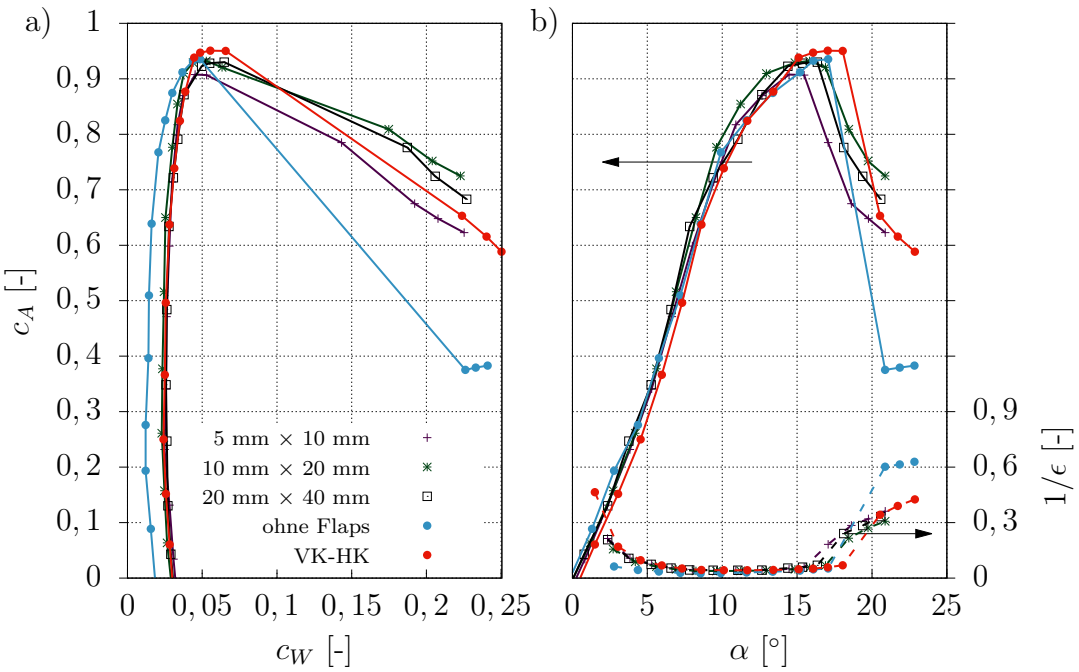


Abbildung 4.13: V-förmige Flaps: a) Polardiagramm ($c_A$ über $c_W$) b) Auftriebskoeffizient und Gleitzahl-Reziproke $1/\epsilon$ aufgetragen über den Anstellwinkel $\alpha$; HK - Hinterkantenflaps; VK - Vorderkantenflaps; VK-HK - Kombinationen der Flaps an der Vorder- und Hinterkante; Pfeile weisen die Kurve der jeweiligen $y$-Achse zu

Konfiguration mit rechteckigen Flaps bieten die v-förmigen Flaps ebenfalls eine Auftriebssteigerung (bis zu 20 %). Dementsprechend kann die Gleitzahl-Reziproke des Tragflügels durch die v-förmigen Flaps erheblich reduziert und das aerodynamische Verhalten verbessert werden (siehe Abbildung 4.13 b)).

Bei der Gegenüberstellung der v-förmigen Flaps untereinander weist die 10 mm × 20 mm Konfiguration im Strömungsablösungsbereich den höchsten Auftrieb auf. Da die Biegesteifigkeit dieser drei Konfigurationen konstant ist, wirkt sich primär die Größe der Flapfläche auf die Koeffizienten aus. Es wird vermutet, dass aufgrund der kleinen Flapfläche die 5 mm × 10 mm Konfiguration störungsanfälliger auf die dreidimensionalen Wirbel reagiert und dadurch mehr chaotische Bewegungen bzw. Torsionsbewegungen ausführt. Wogegen die 20 mm × 40 mm Konfiguration mit größeren Flapfläche etwas träger mit der Strömung interagiert, was sich dementsprechend auf den Auftrieb auswirkt. Somit können die Beobachtungen von Meyer [44] bezüglich der Widerstandsreduktion vor und nach dem Strömungsabriss im Vergleich zu rechteckigen Flaps bestätigt werden.

Ein weiterer Unterschied der v-förmigen Konfigurationen gegenüber dem Tragflügel ohne Flaps oder der VK-HK Konfiguration ist die vorzeitige Strömungsablösung. Bei der Konfiguration 5 mm × 10 mm reißt die Strömung 1,5° früher ab, als bei dem

Tragflügel ohne Flaps. Einhergehend dazu sinkt der Auftrieb am kritischen Winkel um 3 %. Mithilfe der Flapbreitenerhöhung können der Auftriebsverlust und die vorzeitige Ablösung jedoch minimiert werden (siehe Konfiguration 10 mm × 20 mm und 20 mm × 40 mm in Abbildung 4.13 b)). Die vorzeitige Strömungsablösung ist vermutlich auf die Strömungsvorgänge in der Grenzschicht zurückzuführen.

Wie bereits bei Konfigurationen im Unterkapitel 4.3 und 4.4 festgestellt, steigt vor dem Strömungsabriss der Widerstandskoeffizient ebenfalls bei den v-förmigen Flaps. Der erhöhte $c_W$ entsteht infolge der Unebenheiten auf der Tragflügeloberfläche. Weiterhin ist eine Auftriebsanstieg vor dem Strömungsabriss nur bei der 10 mm × 20 mm Konfiguration vorhanden und erreicht die maximale Erhöhung von etwa 4 % im Anstellwinkelintervall zwischen 13° und 17°. Somit weist am kritischen Winkel die VK-HK Konfiguration mit rechteckigen Flaps den höchsten Auftrieb auf, wobei ebenfalls die größte Strömungsablösungsverzögerung erreicht werden konnte (siehe Abbildung 4.13 a) und b)). Aufgrund dessen erfolgt eine Untersuchung dieser Konfiguration bei einer transienten Anströmung.

## 4.6 Wirkung der Flaps bei instationären Anströmung

### 4.6.1 Versuchsdurchführung

Das Ziel dieser Untersuchung ist es die Auswirkung der Flaps auf $c_A$ und $c_W$ bei künstlich erzeugten Böen zu erfassen. Weil die v-förmigen Flaps eine frühzeitige Strömungsablösung einleiten, erfolgt eine Betrachtung der VK-HK Konfiguration mit rechteckigen Flaps ohne Faserverstärkung. Während der Versuchsdurchführung soll die Auswirkung der Flaps auf die Koeffizienten bei einer transienten Anströmung analysiert werden. Zum Vergleich ist als Referenzkörper die Konfiguration des Tragflügels ohne Flaps beigefügt. Es wird die Klebeprozedur sowie die Positionierung aus dem Abschnitt 4.3 beibehalten.

Die transiente Strömung wird durch eine im Windkanal rotierende Platte erzeugt, die den Strömungswiderstand variiert. In Abbildung 4.14 sind die gemessenen Werte der Strömungsgeschwindigkeit $U_0$ über die Messzeit $t$ aufgetragen.

Die Messung der Strömungsgeschwindigkeit erfolgte mit der Thermistorsonde *Eurelco AVM500*, die eine Abtastrate von 50 Hz ermöglicht. Die Geschwindigkeitsausgabe des Messgerätes ist jedoch auf zwei Stellen nach dem Komma eingeschränkt. Dementsprechend kann die zeitliche Veränderung der Geschwindigkeit nur begrenzt

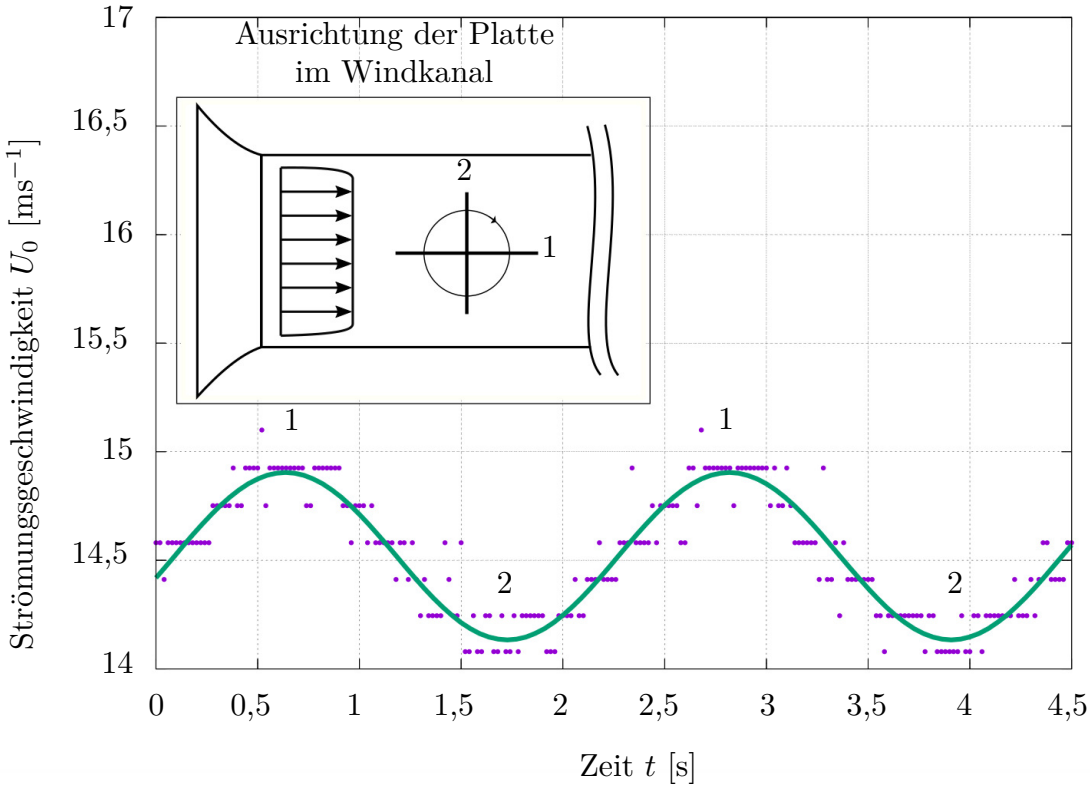


Abbildung 4.14: Strömungsgeschwindigkeit am Austritt der Düse bei einer sich drehenden Rotationsplatte; durch die Messpunkte gelegte Linie entspricht der Regressionskurve; die Zahlen auf der Funktion stellen die Positionierung der Rotationsplatte im Windkanal dar

detailliert wiedergegeben werden, was die ausgegeben Datenpunkte in der Abbildung 4.14 verdeutlichen. Die durch die Messpunkte gelegte Regressionskurve ergibt dennoch eine sinusförmige Funktion, was einer künstlich erzeugten Böe entspricht. Weiterhin ist in Abbildung 4.11 zur Veranschaulichung die Ausrichtung der Rotationsplatte beigefügt. Somit ergibt sich bei vertikaler Ausrichtung der Platte eine reduzierte und bei horizontaler Ausrichtung erhöhte Strömungsgeschwindigkeit an der Düse. Die Rotationsfrequenz der Platte ist während der Versuchsdurchführung konstant bei 0,25 Hz. Das ermöglicht die Generierung eines Spitze-Tal-Wertes der Strömungsgeschwindigkeit von etwa $1\,\mathrm{m\,s^{-1}}$. Höhere Frequenzen werden in dieser Studie nicht beachtet, da die Geschwindigkeitsschwankungen ab $f_{rot} > 1\,\mathrm{Hz}$ auf einen Spitze-Tal-Wert von etwa $0{,}22\,\mathrm{m\,s^{-1}}$ sinken.

Während der Versuchsdurchführung werden die zwei Konfigurationen auf den kritischen Winkel eingestellt. Bei dem Tragflügel ohne Flaps ist $\alpha$ bei etwa 17° und bei der VK-HK Konfiguration $\alpha$ bei etwa 18°. Nach 7 Sekunden der stationären Anströmung beginnt die Platte zu rotieren, was zu einer transienten Strömung führt.

Einhergehend dazu werden während der stationären und transienten Strömung die Auftriebs- und Widerstandskräfte mit der Kraftwaage mit einer Abtastrate von 50 Hz aufgenommen. Die Aufnahmedauer der Kräfte beträgt pro Messung insgesamt 60 Sekunden, wobei diese anschließend in Koeffizienten $c_A$ und $c_W$ umgerechnet werden. Als Folge der Reduzierung der Strömungsgeschwindigkeit wird erwartet, dass sich die Strömung an dem Tragflügel durch die Einleitung der künstlichen Böe ablöst.

### 4.6.2 Ergebnisse der instationären Untersuchung

Abbildung 4.15 präsentiert die Koeffizienten $c_A$ und $c_W$ des Tragflügels ohne Flaps und der VK-HK Konfiguration. Die Koeffizienten sind über der dimensionslosen Zeit $t^*$ aufgetragen, die sich aus der Sehnenlänge $c$, der Zeit $t$ und der Anströmgeschwindigkeit $U_0$ ergibt:

$$t^* = \frac{t \cdot U_0}{c} \ . \tag{4.10}$$

Die Zeit $t$ durchläuft das Zeitintervall von 0 bis 60 Sekunden, wobei $U_0 = 15\,\mathrm{m\,s^{-1}}$ ist. Die über $t^*$ aufgetragenen Auftriebskoeffizienten der zwei Konfigurationen sind in der Abbildung 4.15 a) dargestellt.

Die Strömungsablösung kann anhand von $c_A$ des nackten Tragflügels in der Abbildung 4.15 a) beobachtet werden. Nach Einleitung der Böen ab $t^* \approx 750$ findet eine sprunghafte Reduzierung von $c_A$ um 60 % statt. Im Gegensatz dazu sinkt $c_A$ bei der VK-HK Konfiguration nur geringfügig um etwa 6 % (siehe Mittellinie). Somit konnte mithilfe der Flaps eine Strömungsablösung verhindert werden. Die leichte Auftriebsverringerung resultiert vermutlich aus der transienten Strömung und der dadurch verursachten Dynamik des Messsystems. Als Folge dessen entstehen am Tragflügel mehr Vibrationen und seitliche Hin- und Herbewegungen als im stationären Zustand der Strömung. Während die Amplitude des $c_W$ beider Konfigurationen vor und nach der Böe relativ konstant bleibt, ist sie beim $c_A$ der VK-HK Konfiguration zweifach größer ausgeprägt. Dieser deutliche Unterschied geht hervor aus der Erhöhung von dynamischen Lasten am Tragflügel in böiger Strömung.

Aus Abbildung 4.15 a) geht hervor, dass die Geschwindigkeitsreduzierung die Strömungsablösung verursacht. Bei mehrmaliger Versuchsdurchführung des Experiments wurde wiederholt beobachtet, dass sich die Strömung nach dem Erreichen der geringsten Geschwindigkeit und einhergehend mit sinkenden $c_A$ ablöst. Wie bereits in der Literaturrecherche beschrieben, neigt die Strömung dazu bei kleinen Reynolds-Zahlen schneller abzulösen. Die temporäre Geschwindigkeitsreduzierung während der

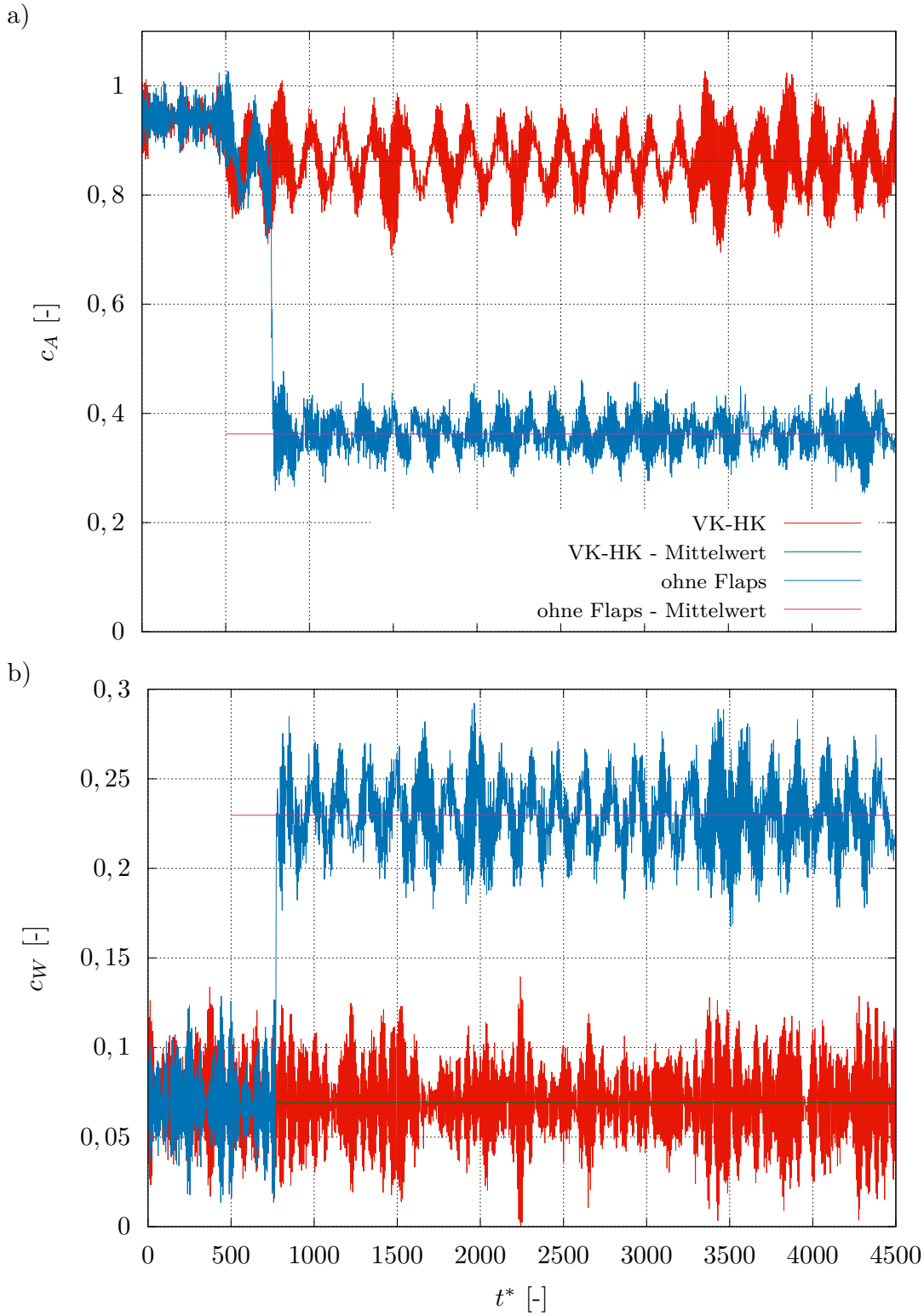


Abbildung 4.15: a) Widerstands- und b) Auftriebskoeffizient des Tragflügels mit und ohne Flaps bei einer transienten Anströmung; Anströmwinkel des Tragflügels beträgt 17° für die Konfiguation ohne Flaps und 18° für die Konfiguration mit Flaps an der Vorder- und Hinterkante

Versuchsdurchführung destabilisiert die Strömung auf dem nackten Tragflügel und verursacht somit eine Strömungsablösung. Die elastischen Flaps auf der Vorder- und Hinterkante dagegen reduzieren offensichtlich diese Auswirkung der Böe, was die komplette Ablösung von dem Tragflügel unterbindet.

Die Strömungsablösung am Tragflügel ohne Flaps kann ebenfalls anhand des Widerstandes festgestellt werden, der um das Zweifache ansteigt. Im Gegensatz dazu sinkt $c_W$ der VK-HK Konfiguration um etwa 6 %. Die leichte Widerstandsverringerung ist wiederum die Folge der transienten Strömung und der Dynamik des Messsystems. Weiterhin zeigen die Widerstandsaufzeichnungen eine sinusförmige Belastung der Wägezellen im transienten Betrieb, die nur leicht von der vorgegebenen Frequenz abweicht. Aufgrund der stark schwankenden Anströmung kann der Elektromotor die Rotationsbewegung der Platte nicht exakt konstant ausführen.

## 4.7 Schlussfolgerung der Auftriebs- und Widerstandsuntersuchungen

Die experimentelle Untersuchung von elastischen und passiven Flaps ergab, dass primär die Positionierung, Biegesteifigkeit und Form das aerodynamische Verhalten vor und nach dem Strömungsabriss beeinflussen. Bei der Positionsänderung der einzelnen Flapreihe wurde festgestellt, dass durch eine Verschiebung der Flaps zur Vorderkante der Auftrieb im kritischen Winkel und nach dem Strömungsabriss bedeutend anstieg. Weiterhin wurde bei der VK Konfiguration eine reproduzierbare Verzögerung der Strömungsablösung festgestellt. Durch die zusätzliche Flapreihe an der Hinterkante des Tragflügels konnte der Auftrieb erhöht und der Strömungsabriss verzögert werden. Die Auswertung der Materialuntersuchung ergab, dass die passiven Flaps eine möglichst geringe Biegesteifigkeit aufweisen müssen. Das führt zum einen dazu, dass die Flaps durch das kongruente Anlegen vor der Strömungsablösung weniger Widerstand erzeugen. Zum anderen führt die geringe Biegesteifigkeit nach der Strömungsablösung dazu, dass die Flaps besser auf die Fluktuationen der Geschwindigkeit reagieren. Grundsätzlich konnte bei faserverstärkten Flaps vor und nach dem Strömungsabriss eine Verringerung der Gleitzahl beobachtet werden, was auf die träge Interaktion mit der Strömung und die aufrollende Materialeigenschaft zurückzuführen ist. Bei der Untersuchung der Flapform konnte die höchste Auftriebssteigerung nach dem Strömungabriss bei den v-förmigen Flaps festgestellt werden. Diese Steigerung ist von der Fläche der Flaps abhängig. Jedoch leiteten die v-förmigen Flaps eine vorzeitige Strömungsablösung ein, die von der jeweiligen Flapfläche unterschiedlich stark ausfällt.

Im letzten Abschnitt wurden Auftrieb und Widerstand der rechteckigen Flaps ohne Faserverstärkung in einer transienten Strömung untersucht, da diese Konfiguration die größte Verzögerung der Strömungsablösung bewirkte. Die eingeleiteten Böen lösten am kritischen Winkel des nackten Tragflügels einen Strömungsabriss aus. Bei der Konfiguration mit Flaps an Vorder- und Hinterkante hingegen konnte der Strömungsabriss verhindert werden. Hierbei wurde eine Interaktion der Hinterkantenflaps mit der transienten Strömung beobachtet.

# 5

# Strömungsvisualisierung mithilfe der Rauchdrahttechnik

In diesem Kapitel erfolgt eine Untersuchung der Flaps und ihren Einfluss auf die Profilumströmung nach dem Strömungsabriss. Dabei werden mithilfe der Rauchdrahttechnik Strömungsstrukturen mit einer Hochgeschwindigkeitskamera erfasst und über die Mittelungsprozedur der Bilder zeitlich gemittelte Strömungsfelder bestimmt. Somit lässt sich die Größe der turbulenten Ablösungen beim Tragflügel ohne Flaps, der VK Konfiguration und der VK-HK Konfiguration ohne Faserverstärkung feststellen, was einen Vergleich untereinander ermöglicht.

## 5.1 Experimenteller Aufbau

In Abbildung 5.1 ist der Aufbau des Versuchsstandes skizziert, wobei die Methodik aus den Studien von Kirk et al. [36] und Yarusevych et al. [70, 71] übernommen wurde.

Während der Versuchsdurchführung ist der Tragflügel ohne die seitlichen Endscheiben vor der Windkanaldüse platziert, sodass die Oberseitenumströmung mit einer Hochgeschwindigkeitskamera erfasst werden kann. Etwa 10 cm vor dem Tragflügel ist ein Rauchdraht aus Wolfram mit einer Dicke von 0,1 mm vertikal aufgespannt. Während des Experiments wird dieser durch eine Feder und ein Gewicht stabilisiert, was die von der Strömung verursachten Vibrationen des Drahtes dämpft. Weiterhin ist der Rauchdraht mit einem Netzteil verbunden, das die Heizleistung mit einer Spannung von 30 V und einer Stromstärke von 5 A zur Verfügung stellt. Auf den

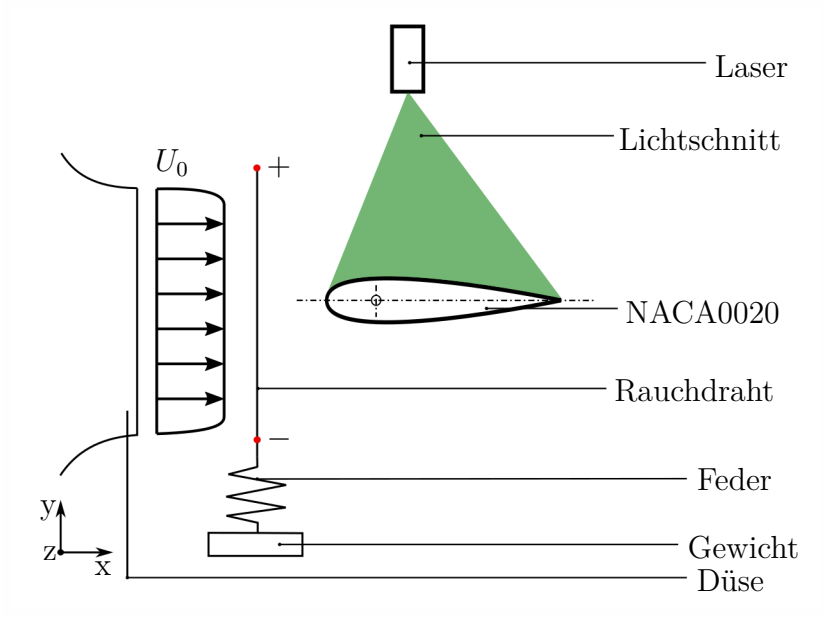


Abbildung 5.1: Skizze des Versuchsaufbaus für die Rauchdrahtuntersuchung aus der seitlichen Perspektive; die Hochgeschwindigkeitskamera ist in Blickrichtung orientiert

Draht wird ein Gemisch (70 % Glycerin und 30 % Wasser) mit einem Wattestäbchen aufgetragen. Nachdem die Strömung des Windkanals auf $15\,\mathrm{m\,s^{-1}}$ eingestellt wurde, erfolgt die Auslösung der Verdampfung über das Netzteil. Es entsteht eine senkrecht zum Profil stehende Nebelfläche, die den Tragflügel umströmt. Dabei wird die Fläche mit einem 10 mJ Nd:YLF High Speed Laser beleuchtet, der einen Lichtschnitt in der Nebelfläche aufspannt (siehe Abbildung 5.1).

Aufgrund der Strömung wird die Nebelfläche durch die erzeugten Streichlinien strukturiert, die mit einer senkrecht zu dem Lichtschnitt positionierten Phantom V12.1 Hochgeschwindigkeitskamera erfasst werden. Die Bildfrequenzaufnahme beträgt 2000 Hz und die Belichtungszeit liegt bei 70 µm mit einer Auflösung von 1280 × 800 (35,5 Pixel pro cm). Die aufgenommenen Bilder werden durch ein Programm gemittelt, um das mittlere Strömungsfeld sowie die Rückströmung zu visualisieren.

## 5.2 Vorgehensweise bei der Auswertung

Die Prozedur der Bildverarbeitung wird in Abbildung 5.2 dargestellt. Als Beispiel dient die Aufnahme des Tragflügels ohne Flaps bei einem Anstellwinkel von 15°.

Eine Momentaufnahme der visualisierten Strömung um das NACA0020 Profil ist in Abbildung 5.2 a) dargestellt. Der Nebel dringt dabei praktisch nicht in den Bereich der turbulenten Ablösung. Da die Größe der laminaren Blase und turbulenten Ablösung

zeitabhängig ist, werden die aufgenommenen Bilder gemittelt (siehe Abbildung 5.2 b)). Das gemittelte Strömungsfeld enthält Bilder von fünf Messreihen und jede davon bezieht bis zu 200 Bilder ein. Im letzten Schritt der Bildauswertung wird das gemittelte Strömungsfeld invertiert und der Kontrast erhöht. Eine über das NACA0020 Profil gelegte Maske ermöglicht eine bessere Differenzierung zwischen der Strömung und dem Tragflügel (siehe Abbildung 5.2 c)).

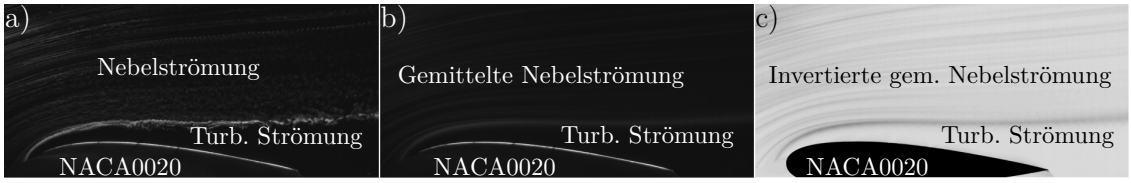


Abbildung 5.2: Prozedur der Bildauswertung für den Tragflügel ohne Flaps bei $\alpha = 15°$; a) Momentaufnahme der visualisierten Strömung; b) Gemittelte Strömung; c) Invertierte gemittelte Strömung mit einer Maske des NACA0020 Profils

Mithilfe der gemittelten Strömungsfelder lässt sich die Trennfläche zwischen der turbulenzarmen Außenströmung und dem Ablösegebiet darstellen. Die Grenzschicht an der Tragflügelwand wird dagegen nicht aufgelöst. Die Abbildung 5.2 a) - c) zeigt, dass weder die laminare Blase noch die Rezirkulation im Rückstromgebiet direkt sichtbar sind. Bei kleinen Anstellwinkeln wird die wandnahe Strömung erst ab einem Abstand von etwa 3 mm von der Tragflügeloberfläche visualisiert. Somit können die laminaren Blasen aufgrund ihrer kleinen Höhe nicht erfasst werden. Des Weiteren konnte die Rezirkulation in der Ablösung nur für einen sehr geringen Zeitraum erfasst werden, sodass keine Erkenntnisse abgeleitet werden konnten. Der Grund für diese Einschränkung sind die Wirbel, die das Nebelfluid in die Rückströmung leiten. Diese begünstigen die Durchmischung von Luft und Nebel, was die Visualisierungszeit in dem Ablösegebiet drastisch verkürzt (siehe Abbildung 5.2 a)).

Trotz der genannten Einschränkungen kann die Außenströmung um die Ablösung visualisiert werden. Deswegen eignet sich dieses Verfahren vor allem für die Erfassung der Strömung nach der Strömungsablösung. Am kritischen Anstellwinkel wurden während der Versuchsdurchführung keine Unterschiede zwischen dem Tragflügel mit und ohne Flaps festgestellt.

## 5.3 Ergebnisse der Visualisierung

In Abbildung 5.3 erfolgt die Darstellung der gemittelten Strömungsfelder des Tragflügels ohne Flaps, der VK und der VK-HK Konfiguration ohne Faserverstärkung. Der Anstellwinkel beträgt bei allen drei Konfigurationen 22,5°, was zu einer vollstän-

digen Ablösung der Strömung führt. Zwischen der Außenströmung und turbulenten Ablösung deutet eine gestrichelte Linie die Trennfläche an. Das ermöglicht einen Vergleich der drei Konfigurationen untereinander bezüglich der Größe der turbulenten Ablösung.

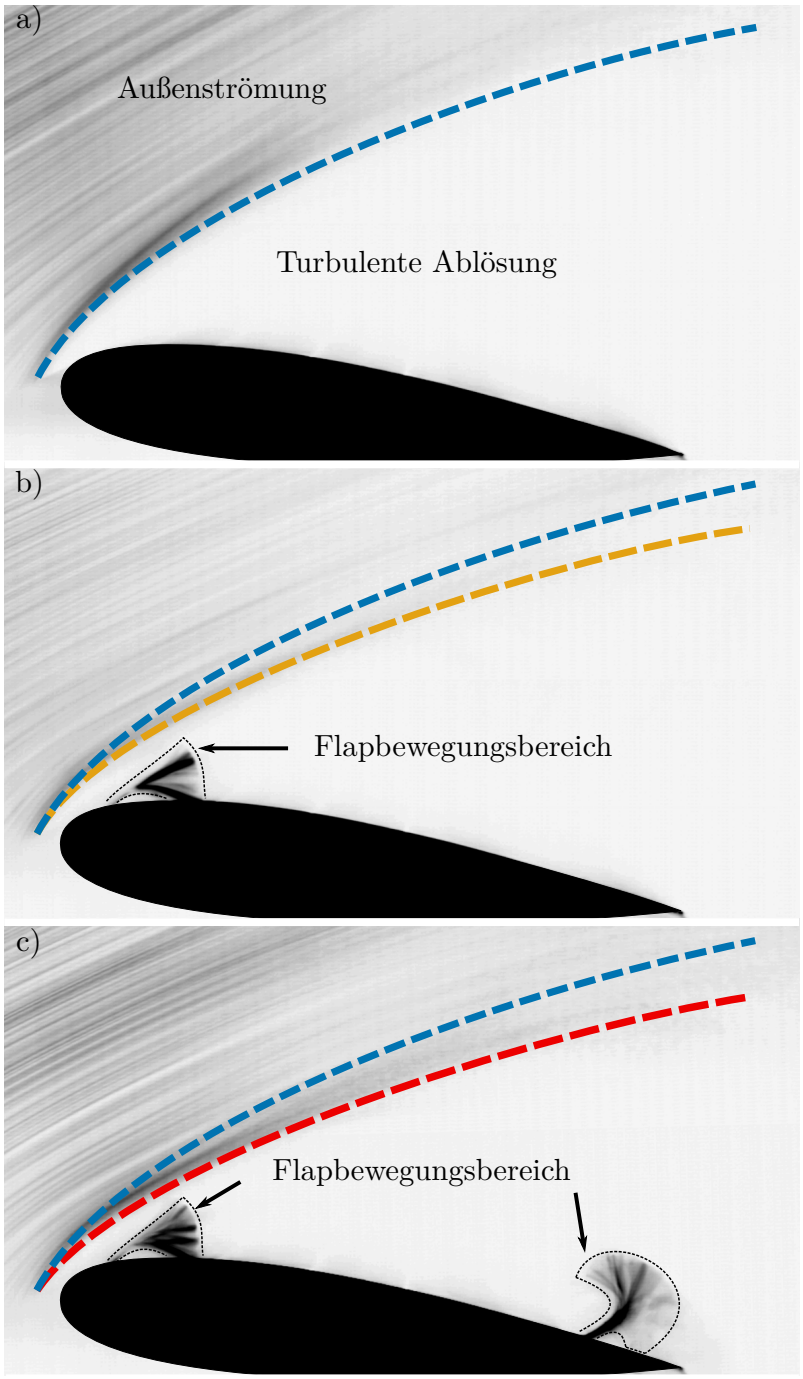


Abbildung 5.3: Mittlere Strömung bei $\alpha = 22{,}5°$; a) Tragflügel ohne Flaps; b) VK Konfiguration; c) VK-HK Konfiguration; gestrichelte blaue/orange/rote Linie ist die Trennfläche zwischen Außenströmung und der turbulenten Ablösung des Tragflügels ohne Flaps/VK/VK-HK

Im Vergleich zu der VK und VK-HK Konfiguration ist beim Tragflügel ohne Flaps der Abstand zwischen der Trennfläche und der Tragflügeloberfläche am größten (siehe Abbildung 5.3). Die an der Vorderkante platzierten Flaps bewirken eine Verringerung des turbulenten Ablösegebiets. Weiterhin ist in Abbildung 5.3 b) und c) der komplette Bewegungsbereich der Flaps an der Vorder- und Hinterkante dargestellt. Im Gegensatz zu den Vorderkantenflaps klappen die Hinterkantenflaps um (siehe Abbildung 5.3 c)), was durch die Rückströmung auf dem Tragflügel verursacht wird. In den Kraftmessungen in Kapitel 4 wurde bei der VK-HK Konfiguration nach der Strömungsablösung eine Verbesserung des Auftriebes festgestellt. Das bedeutet, dass die Hinterkantenflaps mit dem erfassten Flapbewegungen zum besseren aerodynamischen Verhalten beitragen. Jedoch können die Strömungsvorgänge in dem Rückstromgebiet mit dem gezeigten Versuchsaufbau nicht erfasst werden.

Eine detaillierte Einsicht auf die Rückstromgebietsgröße der drei Konfigurationen ermöglicht Abbildung 5.4. Für eine präzise Auswertung wird die Distanz $h$ eingeführt, die als Abstand zwischen der Trennfläche und Tragflügeloberfläche an der Position $x$ entlang Sehnenlänge definiert ist.

Wie bereits in Abbildung 5.3 festgestellt, ist der Abstand zwischen Trennfläche und Tragflügeloberfläche bei der VK und der VK-HK Konfiguration kleiner. Abbildung 5.4 zeigt, dass $h$ von der Vorder- zur Hinterkante des Tragflügels bei allen Konfigurationen näherungsweise linear ansteigt. Außerdem liegt eine Anlehnung der Außenströmung an die Tragflügeloberfläche bereits an der Position $x = 0\,\mathrm{mm}$ vor. Somit beginnt die Anlehnprozedur bereits vor den elastischen Flaps. Ein weiterer Unterschied des Tragflügels ohne Flaps gegenüber den Konfigurationen mit Flaps ist die Steigung der Kurve $h(x)$. Bei der VK und VK-HK Konfiguration ist die Steigung der Trennflächen untereinander gleich, wogegen die Steigung von $h(x)$ beim Tragflügel ohne Flaps größer ausfällt.

Die Anlehnung der Außenströmung kann durch die Bewegungsausführung der Vorderkantenflaps in Abbildung 5.5 nachvollzogen werden. Dabei wird ein Zyklus für eine vollständige Aufstell- und Anlegebewegung des Flaps von und zur Tragflügeloberfläche dargestellt. Es wird vermutet, dass die Vorderkantenflaps aufgrund der Rückströmung anheben, was zwischen dem Zeitintervall $t = 0\,\mathrm{s}$ und $t = 0{,}025\,\mathrm{s}$ erfolgt. Die Aufstellprozedur endet bei $t = 0{,}025\,\mathrm{s}$, wobei der Flap in die Außenströmung ausschwenkt und dabei den maximalen Ausschlagpunkt erreicht. Durch den Impuls der Außenströmung und die Anspannung des Klebebereiches, die aufgrund der seitlichen Fixierung der Flapreihe entsteht, erfolgt eine ruckartige Anlehnung des abstehenden Flap an die Tragflügeloberfläche. Die Anlegebewegung vollzieht sich somit bis zu

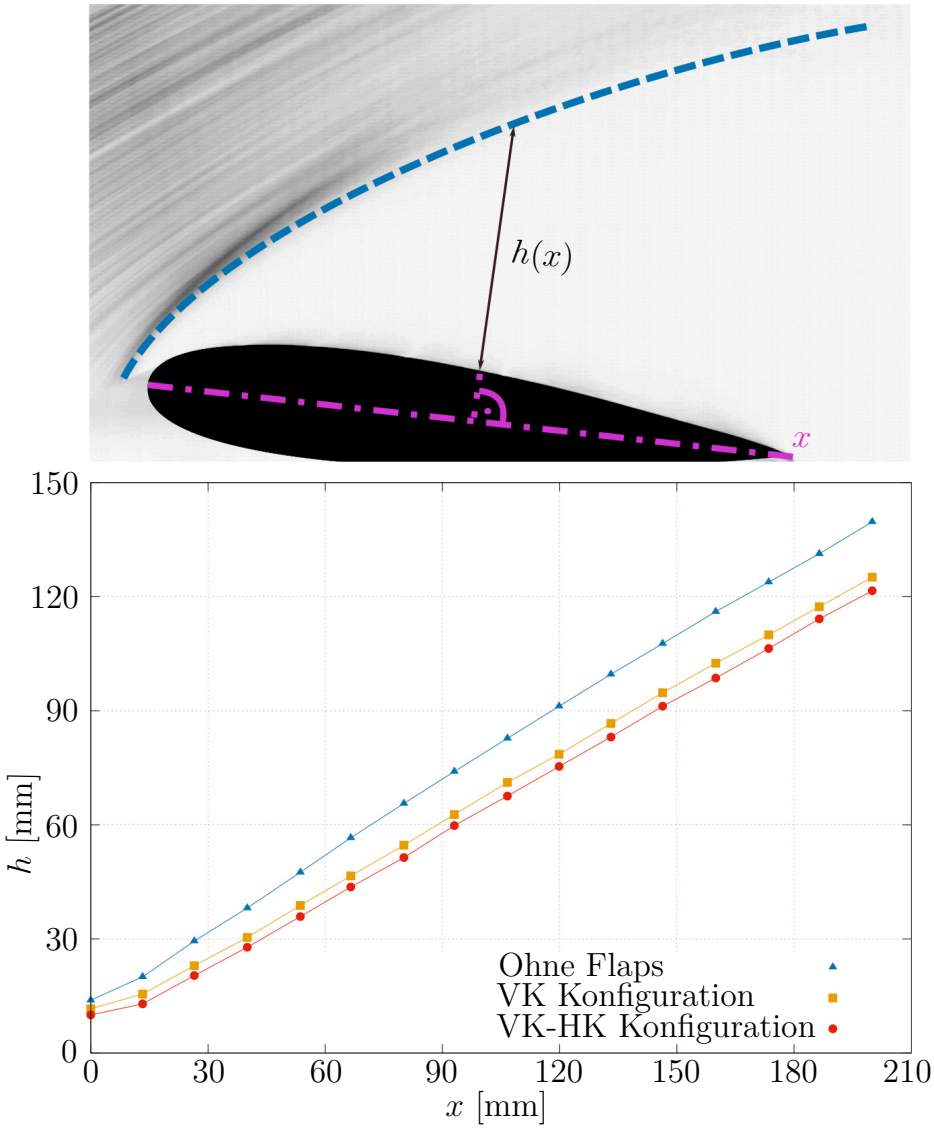


Abbildung 5.4: Abstand $h$ zwischen der gemittelten Trennfläche und der Tragflügeloberfläche an Position $x$ der Sehnenlänge; die Trennflächen der Konfigurationen: ohne Flaps, VK, VK-HK sind für $\alpha = 22{,}5°$ dargestellt

drei mal schneller als die Aufstellbewegung. Das führt zu der Vermutung, dass das aerodynamische Verhalten des Tragflügels wesentlich durch die Ausführungsart der Flapbewegung beeinflusst wird.

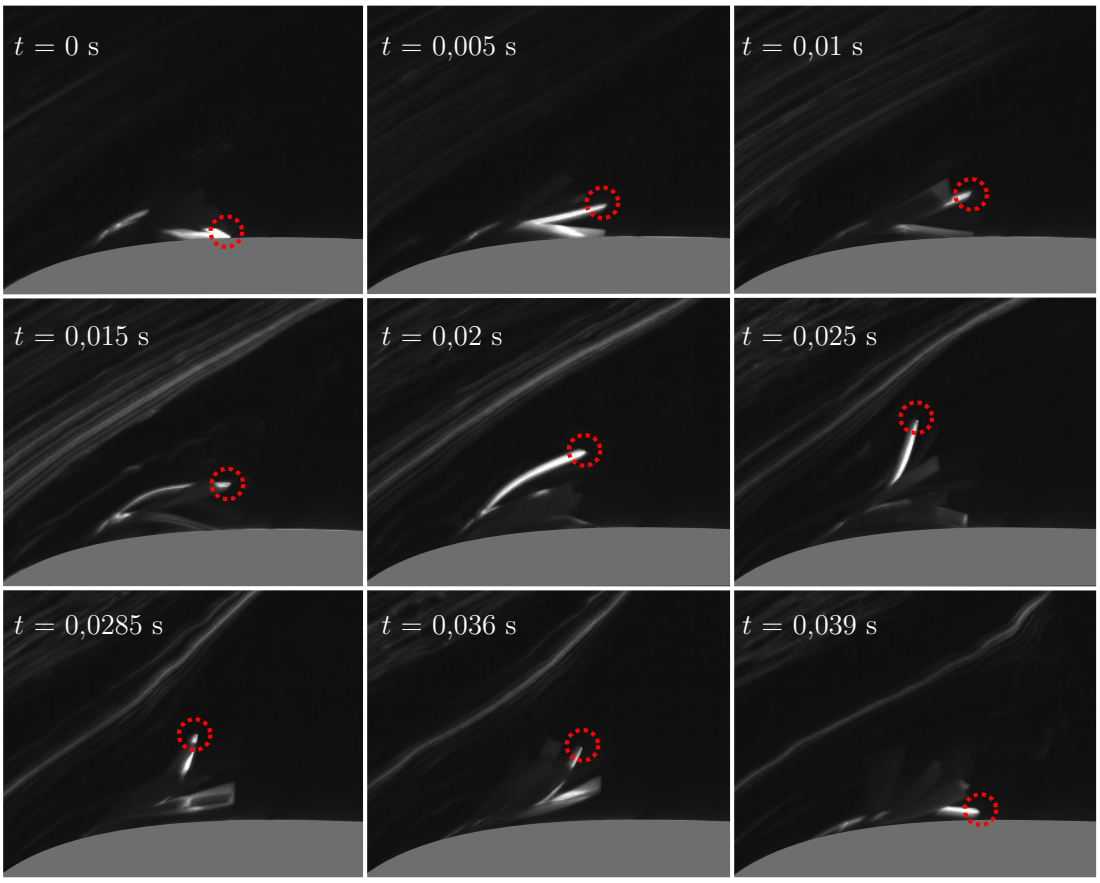


Abbildung 5.5: Momentaufnahme des Vorderkantenflaps bei einer Aufstell- und Anlegebewegung (VK-HK Konfiguration bei $\alpha = 22{,}5°$)

Wie bereits in der Literaturrecherche dargelegt, wurde die Auswirkung der unterschiedlichen Aufstell- und Anlegebewegungen auf den Auftrieb eines Tragflügels nach der Strömungsablösung in der Studie von Hsiao et al. [30] untersucht. Allerdings erfolgt in dieser Studie die Betrachtung eines an der Vorderkante platzierten aktiven und starren Flaps.

Der vereinfachte schematische Aufbau des Versuchsstandes mit dem aktiven Flap ist in Abbildung 5.6 a) dargestellt. $\zeta_{max}$ und $\zeta_{min}$ definieren den größten und den kleinsten dimensionslosen Anstellwinkel des Flaps. $\zeta(t)$ entspricht der zeitlich abhängigen Anstellposition in dem Bewegungsintervall. In Abbildung 5.6 b) sind die untersuchten Arten der Bewegungsmodi des Flaps dargestellt. Um den Bewegungsmodus vereinfacht darzustellen, ist $\zeta(t)$ über $t/T$ aufgetragen. $t$ definiert den Zeitpunkt an jeweiliger Anstellposition und $T$ die Periodendauer. Der erste Modus entspricht einer sinusförmigen Kurve, während bei den restlichen Modi die Dauer der Aufstell- und Anlegebewegung variiert wurde. Ebenfalls erfolgte eine Variation der Verweildauer des Flaps am maximalen Ausschlagpunkt.

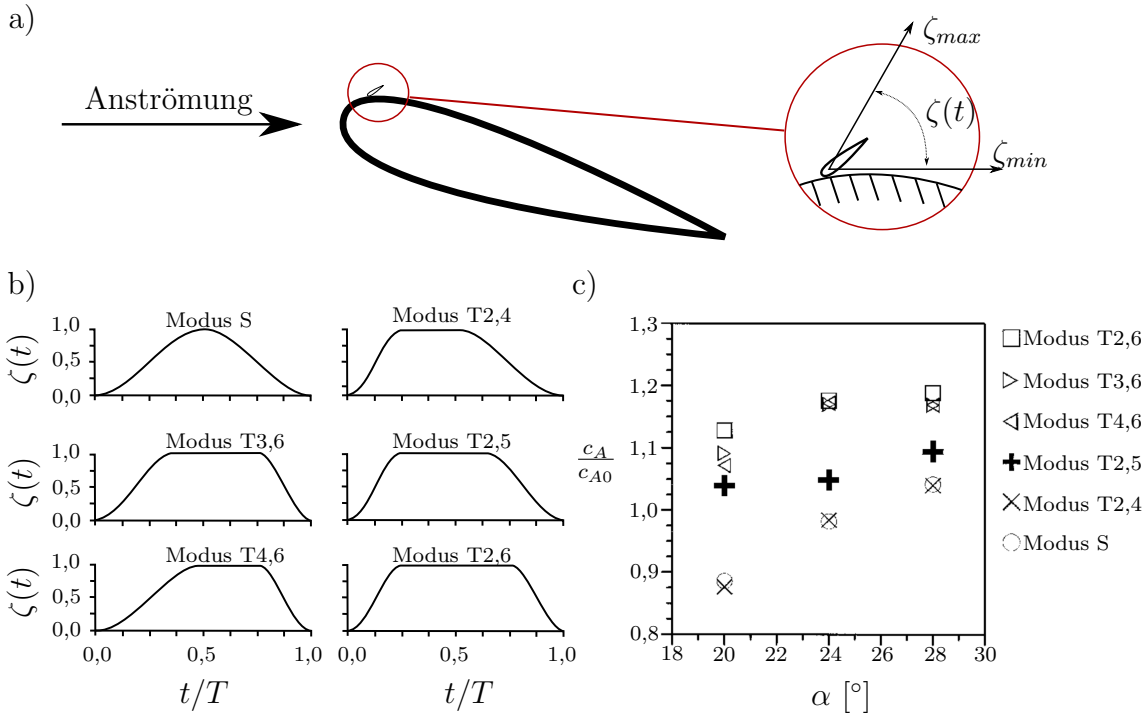


Abbildung 5.6: a) Quereinsicht des Versuchsaufbaus; Vergrößerung zeigt den Bewegungsbereich des aktiven und starren Flaps; b) Bewegungsmodi des Flaps; c) Über Anstellwinkel des Tragflügels aufgetragene Auftriebssteigerung im Strömungsablösungsbereich; in Anlehnung an Hsiao et al. [30]

In Abbildung 5.6 c) ist das Auftriebsverhältnis $\frac{c_A}{c_{A0}}$ über den Anstellwinkel des Tragflügels aufgetragen, wobei $c_{A0}$ dem Auftrieb ohne Flap entspricht. Im Bereich der Strömungsablösung ist eine Auftriebststeigerung bei den Modi T2,6, T3,6 und T4,6 am stärksten ausgeprägt. Ein gemeinsames Merkmal dieser Modi ist die schnelle Anlegebewegung. Ein weiterer Vergleich dieser drei Modi untereinander zeigt, dass durch eine Erhöhung der Verweildauer des Flaps am maximalen Ausschlagpunkt der Auftrieb zusätzlich vergrößert werden kann. Mit steigendem Anstellwinkel des Tragflügels ist der Einfluss der Verweildauer jedoch geringer ausgeprägt, was die schnelle Anlegebewegung zum hauptsächlichen Faktor für die Auftriebssteigerung macht. Hsiao et al. vermutet, dass diese Steigerung auf die besser organisierten Vorderkantenwirbel zurückzuführen ist. Diese entstehen an der Vorderkante des Tragflügels infolge der Strömungsablösung. Eine weitere Vermutung ist, dass die aktiven Flaps die Trajektorie der Vorderkantenwirbel beeinflussen. Dabei wird der Vorderkantenwirbel während des Abführens zur Hinterkante des Tragflügels weiter nach unten zur Tragflügeloberfläche gedrückt. Der erhöhte Auftrieb ist somit eine direkte Folge der nach unten gedrückten Wirbel und des dadurch entstehenden Impulsausgleichs. Mit dem langsamen Aufstellen und schnellen Anlegen des starren

Flaps ähnelt vor allem der Modus T4,6 der Bewegungsausführung, die bei den elastischen und passiven Flaps in dieser Arbeit festgestellt wurde (siehe Abbildung 5.5). Aufgrund dessen erfolgt im nächsten Kapitel eine detaillierte Auseinandersetzung mit der Bewegungsausführungsart des elastischen Flaps. Für ein repräsentatives Ergebnis wird eine größere Anzahl von Anlege- und Aufstellbewegungszyklen betrachtet.

# 6

# Flapkantenkinematik

In diesem Kapitel erfolgt eine detaillierte Analyse der Flapbewegung an der Vorderkante des Tragflügels. Dabei werden mithilfe der Stereo Vision Technik die räumlichen Koordinaten der Flapunterkante während der Aufstell- und Anlegebewegung ermittelt. Aus dieser Information lassen sich die Frequenzen, die Geschwindigkeiten und gesamter Bewegungsbereich ableiten, was wiederum den Vergleich des Bewegungsablaufs bei drei unterschiedlichen Konfigurationen ermöglicht. Anschließend werden die Ergebnisse kapitelübergreifend diskutiert und zusammengefasst.

## 6.1 Versuchsaufbau und Versuchsdurchführung

Während der Versuchsdurchführung werden die Aufstell- und Anlegebewegungen von drei Konfigurationen betrachtet, nämlich der VK und der VK-HK ohne Faserverstärkung sowie der VK-HK mit Faserverstärkung. Ziel dieser Untersuchung ist es, die Kinematik dieser Konfigurationen aufzunehmen und die gemessene Auftriebssteigerung nachvollziehbar zu erläutern. Die Stereo Vision Technik ermöglicht eine dreidimensionale Koordinatenrekonstruktion der Flapunterkante und somit eine genaue Erfassung der Flapkinematik. Für eine repräsentative Aussage werden mehrere aufeinander folgenden Aufstell- und Anlegezyklen aufgenommen, woraus sich eine gemittelte Bewegungsausführung erstellen lässt.

Um die Bewegung der Flapunterkante während der Versuchsdurchführung bei größeren Winkeln zwischen Flap und Tragflügel aufnehmen zu können, werden zunächst auf der Ober- und Unterseite des Flaps ca. 0,5 mm breite Streifen eines Fluorescein-Kleber-Gemisches (siehe Abbildung 6.1) entlang der ganzen Flapkantenbreite aufgetragen. Das Gemisch fluoresziert grünlich, sobald es durch blaues Licht angeleuchtet wird. Diese Eigenschaft soll die Erfassung der Flapunterkante während der Versuchsdurchführung in einem verdunkelten Raum ermöglichen. In den Experimenten erfolgt ausschließlich die Beobachtung der Bewegungen der Vorderkantenflaps. Die Hinterkantenflaps können mit diesem Versuchsaufbau nicht erfasst werden, da sie vollständig umklappen und so die Sicht auf die Flapunterkante verhindern.

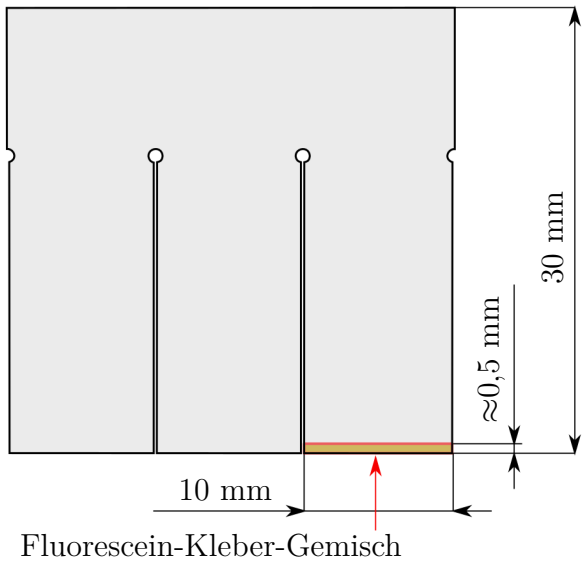


Abbildung 6.1: Fluorescein-Kleber-Gemisch aufgetragen auf der Flapunterkante

Der experimentelle Aufbau ist in Abbildung 6.2 skizziert. Hierbei wird der Tragflügel mit den Flaps zentral vor der Düse des Windkanals platziert und mit einem starren Rahmen fixiert, um Vibrationen zu unterdrücken. Da die Mitte der Düse den geringsten Turbulenzgrad aufweist, erfolgt die Untersuchung des Flaps in der Mitte des Tragflügels.

Für die Versuchsdurchführung ist der Anstellwinkel des Tragflügels auf 22,5° und Strömungsgeschwindigkeit auf $15\,\mathrm{m\,s^{-1}}$ eingestellt, um den Strömungsabriss auszulösen und so die Flaps in Bewegung zu versetzen. Die Aufnahme der dreidimensionalen Bewegung erfolgt durch zwei an den Seiten des Tragflügels positionierte Phantom V12.1 Hochgeschwindigkeitskameras. Weiterhin werden die Hochgeschwindigkeitskameras und Blaulicht LEDs über einen Sequencer gesteuert, was eine synchrone Beleuchtung und Aufnahme ermöglicht. Um eine Verschmutzung der Bilder durch

das LED-Licht zu vermeiden, sind in den Kameraobjektiven Blaulichtfilter implementiert. So wird nur das Licht der fluoreszierenden Flapunterkante registriert, was die Bildverarbeitungsprozedur erheblich vereinfacht.

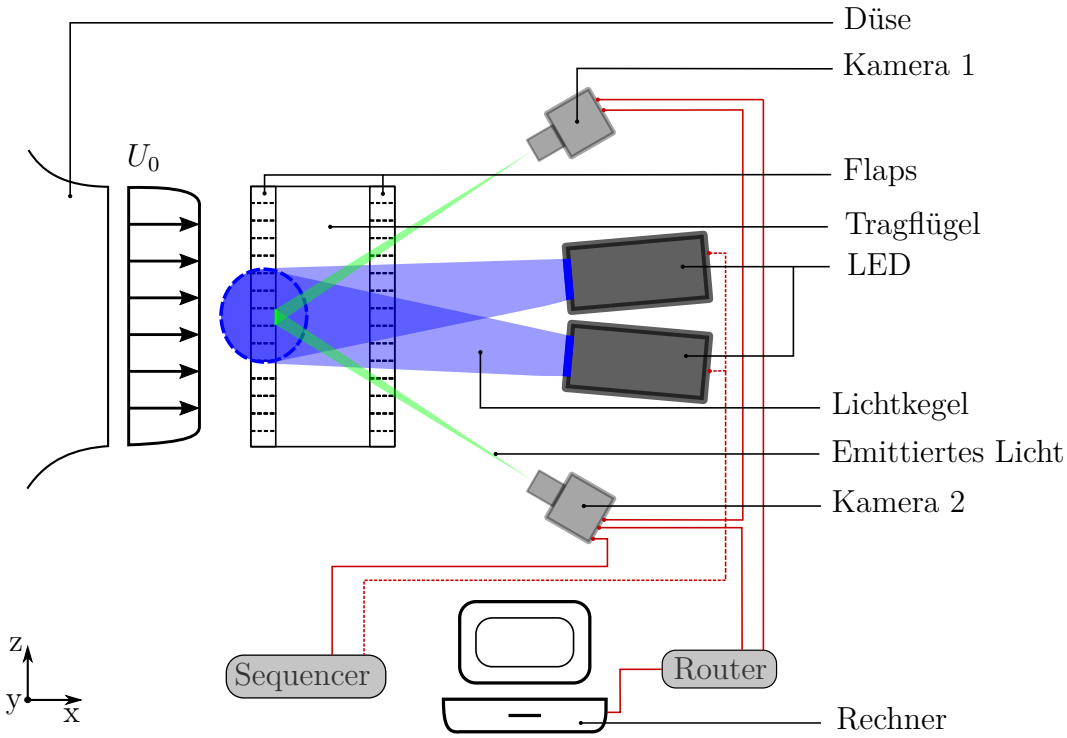


Abbildung 6.2: Skizze des Versuchsstandes zur Aufnahme der Flapbewegung an der Vorderkante aus der obigen Perspektive

Die Pulslänge der LEDs und die Belichtungszeit der Hochgeschwindigkeitskameras beträgt 350 µs. Während des Rauchdrahtexperimentes wurde die Durchführung der vollständigen Aufstell- und Anlegebewegung mit einer Frequenz von etwa 26 Hz beobachtet (siehe Kapitel 5). Um eine hinreichende zeitliche Auflösung der Aufstell- und Anlegebewegung zu gewährleisten, wurde eine Bildfrequenz von 500 Hz gewählt. Während einer Gesamtaufnahmezeit von 8 Sekunden werden so 4000 Bilder pro Kamera aufgenommen. Die generierten Bilder werden anschließend zum Auswerten über den Router an den Rechner weitergeleitet.

Mit einem Schachbrettmuster an der Aufnahmestelle erfolgte vor dem Experiment eine Kalibration der Hochgeschwindigkeitskameras. Die aufgenommenen Bilderpaare des Schachbrettmusters ermöglichen die Ermittlung von korrespondierenden Punkten. Mithilfe dieser Daten und der *Camera Calibration Toolbox for MATLAB* [8] erfolgt eine anschließende Berechnung von Projektionsmatrizen, die für die Rekonstruktion der Flapunterkantenposition notwendig sind.

## 6.2 Bildauswertung

Die Bilder werden mit dem Programm *MATLAB R2020a* nach dem in der Abbildung 6.3 dargestelltem Schema ausgewertet. Zunächst erfolgt mit den zwei Hochgeschwindigkeitskameras eine synchrone Bildaufnahme der Flapunterkante (siehe Abbildung 6.3 a)). Im nächsten Schritt wird der große Aufnahmebereich durch das automatisierte Eingrenzen auf den Bewegungsbereich reduziert, um so die Bearbeitungsprozedur zu verkürzen (Abbildung 6.3 b)).

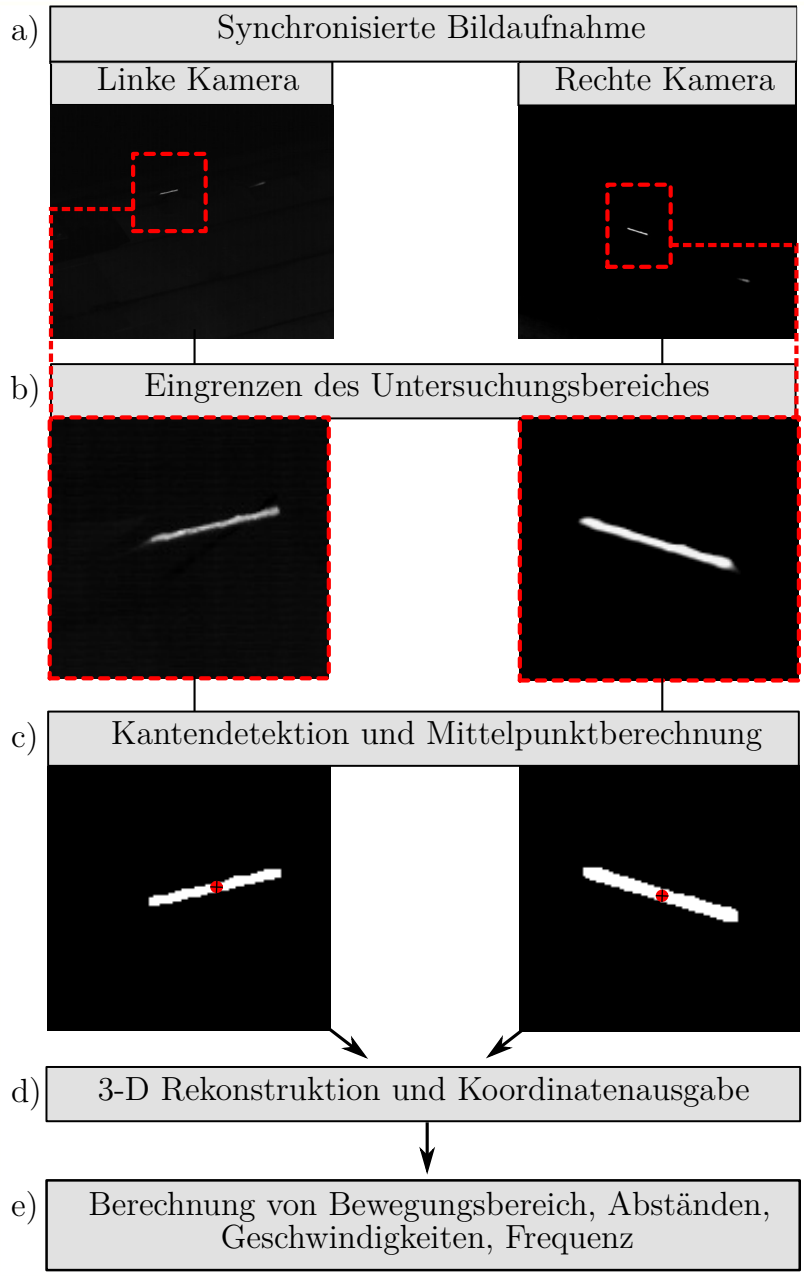


Abbildung 6.3: Schema der Prozedur für die Auswertung eines Bildpaares

Nach Eingrenzung des Untersuchungsbereiches erfolgt die Kantendetektion der Flapunterkante (Abbildung 6.3 c)). Dabei wird der Kantenumriss mit dem Helligkeitsgradient bestimmt und das Kanteninnere mit weißen Pixeln überschrieben. Dadurch entsteht eine weiße und streifenförmige Fläche, deren Pixelkoordinaten bekannt sind und zunächst in Koordinatensysteme der rechten und linken Hochgeschwindigkeitskamera unterteilt werden. Um zufällige und seitliche Schwankungen der Flapbewegung zu eliminieren, erfolgt eine Positionsmittelung der gesamten Unterkantenfläche. Hierbei werden die einzelnen Pixel der weißen Streifenfläche als ein einzelner Mittelpunkt für das linke und rechte Bild wiedergegeben (Abbildung 6.3 c)). Mithilfe dieser Punkte und der Projektionsmatrix lassen sich 3-D Koordinaten des Mittelpunktes rekonstruieren, was die zeitlich abhängige Bewegungserfassung gestattet (Abbildung 6.3 d)). Die Rekonstruktion der Punkte ergab eine mittlere Abweichung von $\pm$ 0,065 mm, was dem Triangulationsfehler entspricht. Mit definierter Bildfrequenz und Euklidischem Abstand zwischen den einzelnen Mittelpunktpositionen können anschließend Geschwindigkeiten, Frequenzen und Bewegungsabläufe berechnet werden (Abbildung 6.3 e)). Für detaillierte Einsicht in die Vorgehensweise der Stereo Vision Technik und die dabei angewendeten Formeln sei hiermit auf die Literatur von Hartley [26] und Bradski et al. [10] hingewiesen.

## 6.3 Ergebnisse

### 6.3.1 VK Konfiguration - ohne Faserverstärkung

In Abbildung 6.4 a) ist ein zeitlich gemittelter Flapbewegungsbereich während des Aufstellens und Anlegens skizziert. Die aus dem Rauchdrahtexperiment abgeleitete Skizze zeigt, dass das Luftpolster unter den Flaps eine vollständige Anlehnung an den Tragflügel unterbindet. Als Folge dessen erreicht nur die Flapunterkante die Tragflügeloberfläche. Die Stereo Vision Untersuchung zeigt ihren Bewegungsablauf zwischen der Tragflügeloberfläche und dem Ausschlagpunkt.

Der detaillierte Bewegungsbereich des Flaps aus der seitlichen Perspektive ist in der Abbildung 6.4 b) dargestellt. Während der Aufstell- und Anlegeprozedur des Flaps tritt eine maximale Höhenänderung von 25 mm auf, wobei sich an der Stelle $y = 0$ mm der Tragflügel und $y = 25$ mm der maximale Ausschlagpunkt befindet. Die Mittelpunkte sind entlang der $x$-Achse in einem Intervall von bis zu 5 mm verteilt. Die elastischen Flaps weisen ein dreidimensionales Bewegungsverhalten auf, was aus unterschiedlich starken Verformung des Flaps während der Aufstell- und Anlegeprozedur resultiert. Das führt zu der starken Streuung der Mittelpunkte

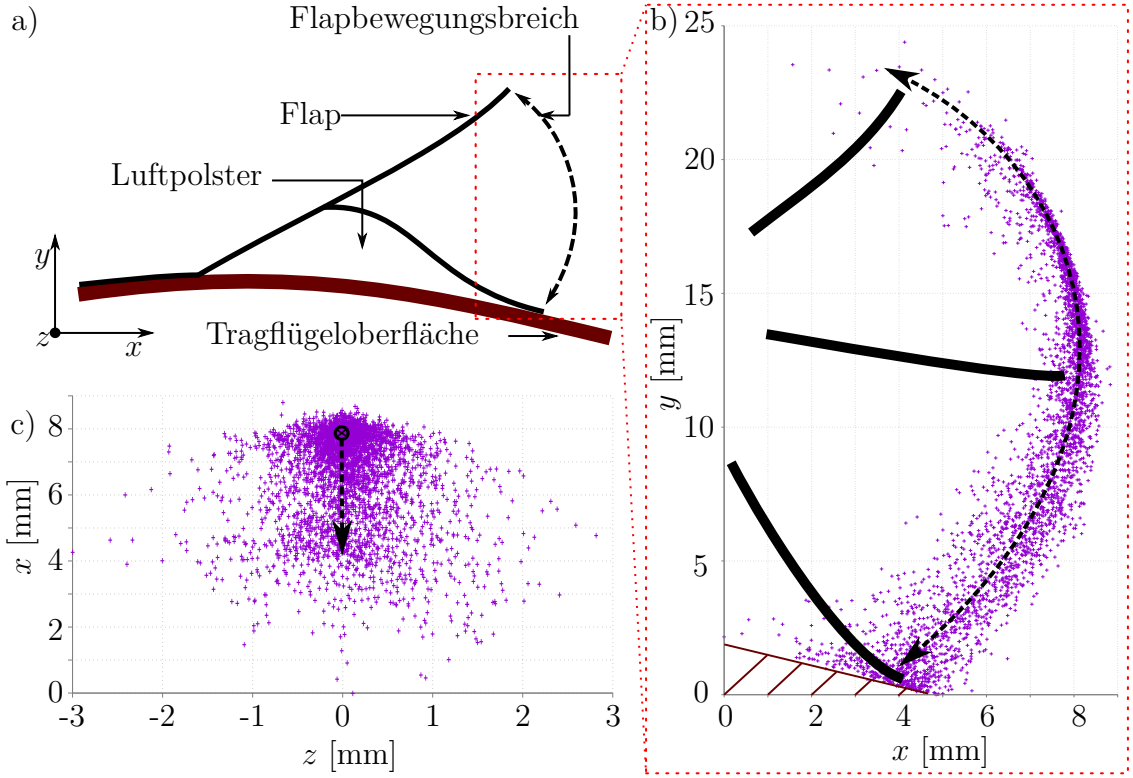


Abbildung 6.4: Mittelpunktkoordinaten der Flapunterkante bei der VK Konfiguration ohne Faserverstärkung; a) Skizze der Flapbewegung während der Aufstell- und Anlegeprozedur; b) Seitliche Ansicht der Flapkantenbewegung; bei $y = 0\,\text{mm}$ befindet sich die Tragflügeloberfläche und bei $y \approx 25\,\text{mm}$ der maximale Ausschlagpunkt; c) Seitliche Ansicht auf die Mittelpunktverteilung entlang der $z$-Achse; schwarzer und gestrichener Pfeil kennzeichnet die Bewegungsrichtung

entlang der $x$-Achse. Weiterhin zeigt die $x$-$y$-Ebene, dass eine hohe Punktdichte an der Tragflügeloberfläche vorliegt, was aus der hohen Verweilzeit der Flapunterkante auf der Tragflügeloberfläche resultiert. Der Median aller Mittelpunkte entlang der $y$-Achse ist etwa 9,8 mm (siehe Anhang 8.1). Die hohe Punktdichte um $y \approx 10\,\text{mm}$ entsteht durch die kürzeren Aufstell- und Anlegebewegungen, die auf der $y$-Achse im Bereich zwischen 5 mm und 15 mm auftreten. Die Ansicht auf den Flap von hinten (siehe $z$-$x$-Ebene in Abbildung 6.4 c)) zeigt eine seitliche Auslenkung. Diese erreicht in einzelnen Fällen bis zu 3 mm und entsteht durch Torsionsnbewegungen des relativ elastischen Flaps.

In Abbildung 6.5 sind als Beispiel drei komplette Aufstell- und Anlegebewegungen über die Zeit aufgetragen. Die Bewegungsabläufe zeigen, dass das Aufstellen und Anlegen des Flaps nicht streng periodisch verläuft. Beim Aufstellen treten oft kurze Abwärtsbewegungen auf, was zur Verzögerung des Aufstiegs führt. Dagegen verläuft das Anlegen der Flapunterkante tendenziell schneller. Hierbei wurden zwischendurch

kurze Aufwärtsbewegungen registriert, die allerdings nur vereinzelt auftreten.

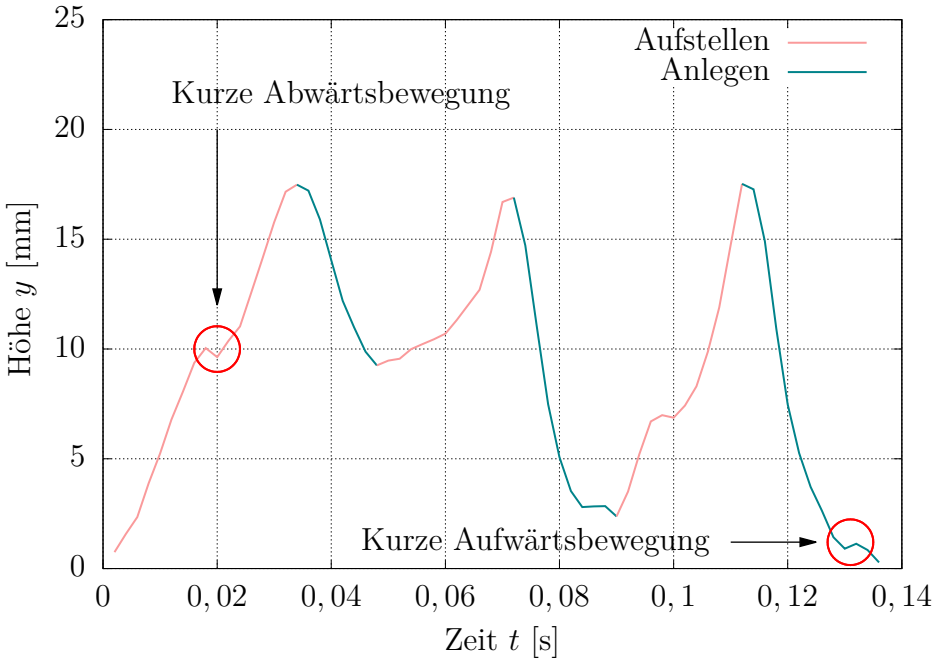


Abbildung 6.5: VK Konfiguration - Zeitlich abhängige Höhenänderung der Flapunterkante bei drei aufeinander folgenden Aufstell- und Anlegebewegungen

Aufgrund der großen Anzahl von Aufstell- und Anlegebewegungen erfolgt zur Ermittlung der Geschwindigkeitstendenzen eine Betrachtung der gesamten Aufnahmezeit. Die Box-Plots in Abbildung 6.6 ermöglichen eine Übersicht der Geschwindigkeitsverteilung von allen aufgenommenen Aufstell- und Anlegebewegungen. Diese Geschwindigkeiten resultieren aus dem Euklidischen Abstand zwischen den einzelnen und aufeinanderfolgenden Mittelpunkten und der Bildfrequenz. Der Vorteil der Datendarstellung durch Box-Plots ist, dass sie eine Hervorhebung der Ausreißer ermöglichen.

Der Geschwindigkeitsbereich des Box-Plots für das Aufstellen erstreckt sich im Bereich von -0,47 $\mathrm{m\,s^{-1}}$ bis 1,46 $\mathrm{m\,s^{-1}}$. Der hellrote Bereich kennzeichnet das untere und obere Quartil, die ein Intervall zwischen 0,25 $\mathrm{m\,s^{-1}}$ und 0,73 $\mathrm{m\,s^{-1}}$ einbeziehen. Die beiden Quartile umfassen 50 % der Geschwindigkeitsdaten und werden durch den Median bei 0,46 $\mathrm{m\,s^{-1}}$ getrennt. Die Ausreißer liegen im Box-Plot unter- und oberhalb der Antennen, die auch als Whisker bezeichnet werden. Die maximale Länge der Whisker entspricht dem 1,5-fachen des Interquartilabstandes und umfasst die in diesem Bereich liegenden restlichen Daten. Beim Aufstellen entstehen die Ausreißer unterhalb des Whiskers durch die vereinzelt auftretenden Abwärtsbewegungen. Die Ausreißer oberhalb des Whiskers hingegen resultieren aus hohen Geschwindigkeiten beim Ausschlagen des Flaps. Der Geschwindigkeitsbereich des Box-Plots beim Anlegen

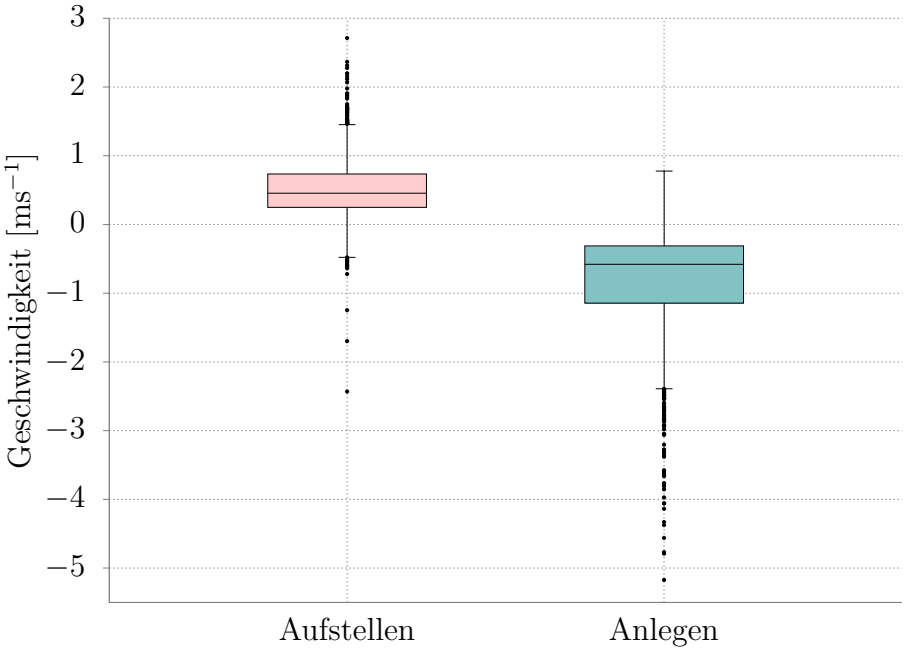


Abbildung 6.6: VK Konfiguration - Box-Plot der Geschwindigkeit für das Aufstellen und Anlegen der Flapunterkante

erstreckt sich im Intervall zwischen 0,78 m s$^{-1}$ und -2,40 m s$^{-1}$. Im Bereich von -0,31 m s$^{-1}$ und -1,14 m s$^{-1}$ liegen 50 % der Daten, wobei der Median -0,58 m s$^{-1}$ beträgt. Die Zwischenbewegungen in die umgekehrte Richtung kommen beim Anlegen des Flaps seltener vor, weshalb es nur Ausreißer unterhalb des Whiskers gibt. Diese entstehen durch ruckartige Bewegungen des Flaps zur Tragflügeloberfläche. Der Vergleich der Mediane beider Bewegungen zeigt, dass das Anlegen circa 25 % schneller verläuft als das Aufstellen.

Da die einzelnen Geschwindigkeiten zwischen den Mittelpunkten stark variieren, erfolgt im nächsten Schritt eine Mittelung der Geschwindigkeiten für die Aufstell- oder Anlegebewegungen nach der in Abbildung 6.5 dargestellten Einteilung. Es werden nur Daten berücksichtigt, die zum vollständigen oder teilweise ausgeführten Aufstellen oder Anlegen des Flaps beitragen. Ziel dieser Vorgehensweise ist es die mittleren Aufstell- und Anlegegeschwindigkeiten zu analysieren. Weiterhin wird eine Filterung von Flapbewegungen durchgeführt, die über einen längeren Zeitraum eine Veränderung der Höhe von weniger als 1 mm aufweisen. Diese Art der Bewegung wurde gelegentlich beim Aufstellen des Flaps von der Tragflügeloberfläche beobachtet. Die kleinen Bewegungen beschränken eine präzise Aussage über die tatsächliche Frequenz der Aufstell- und Anlegeprozedur. Nach der Filterungsprozedur werden 95 % der insgesamt aufgenommenen Daten für die Auswertung der VK Konfiguration berücksichtigt.

Abbildung 6.7 zeigt die relative Häufigkeit der mittleren Geschwindigkeit $u_M$ von insgesamt 159 Aufstell- und Anlegezyklen. Aus Übersichtsgründen wurde eine Betragsbildung bei den negativen Geschwindigkeiten der Anlegebewegungen durchgeführt. Wie bereits nach der Einteilung der einzelnen Geschwindigkeiten festgestellt, erstreckt sich $u_M$ der jeweiligen Bewegung in unterschiedlichen Intervallen. Die gemittelte Aufstellprozedur des Flaps umfasst Geschwindigkeiten zwischen $0\,\mathrm{m\,s^{-1}}$ und $1{,}8\,\mathrm{m\,s^{-1}}$. Die höchste relative Häufigkeit tritt zwischen $0{,}3\,\mathrm{m\,s^{-1}}$ und $0{,}6\,\mathrm{m\,s^{-1}}$ auf. Das Intervall der Anlegeprozedur dagegen ist zweifach größer und umfasst einen Geschwindigkeitsbereich zwischen $0\,\mathrm{m\,s^{-1}}$ und $3{,}6\,\mathrm{m\,s^{-1}}$. Die Tendenz des schnellen Anlegens der Flapunterkante nach Geschwindigkeitsmittelung bleibt somit unverändert.

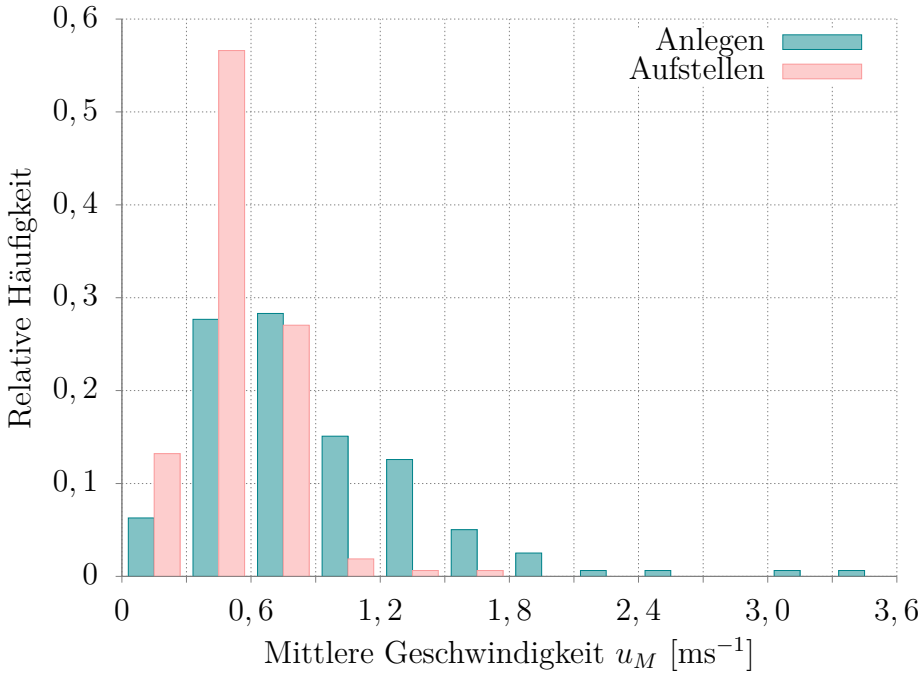


Abbildung 6.7: VK Konfiguration - Relative Häufigkeit der gemittelten Geschwindigkeitsbeträge beim Aufstellen und Anlegen der Flapunterkante

Nach der Filterungsprozedur der Flatterbewegungen ergibt eine Fourier-Transformation keine eindeutigen Tendenzen im Frequenzspektrum. Das ist vor allem auf die einzelnen eher zufälligen und aperiodischen Abwärtsbewegungen während des Aufstellens zurückzuführen. Die Frequenzen werden aus einzelnen Zeitintervallen errechnet, die der Flap für eine Aufstell- und Anlegebewegung benötigt. In Abbildung 6.8 ist die Frequenz von kompletten und aufeinander folgenden Bewegungen dargestellt. Daraus geht hervor, dass der Spitzenwert bei der Frequenz von etwa $\approx 20\,\mathrm{Hz}$ ausgeprägt ist. Die gestrichelte Kurve fasst die Verteilung zusammen und soll im späteren Verlauf zum Vergleich mit anderen Konfigurationen herangezogen werden.

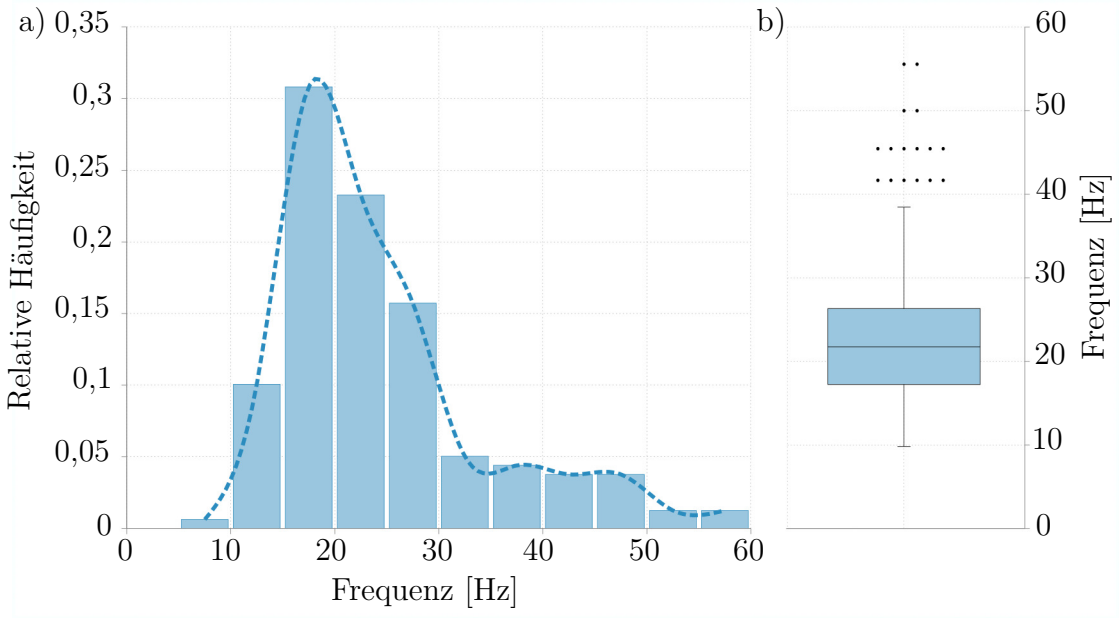


Abbildung 6.8: VK Konfiguration - a) Relative Häufigkeit der Frequenzen für komplette Aufstell- und Anlegebewegung; b) Box-Plot zur Verteilung der Frequenz

Abbildung 6.8 b) zeigt die detaillierte Frequenzverteilung. Der Box-Plot beinhaltet hierbei Frequenzen zwischen 9,8 Hz und 38,5 Hz. Der Bereich von 17,4 Hz bis 26,3 Hz umfasst 50 % der Daten, wobei ein Median von 21,7 Hz vorliegt. Die Ausreißer oberhalb des Whiskers sind hierbei nebeneinander aufgetragen. Aufgrund der konstanten Bildfrequenz entstehen Bewegungsintervalle mit exakt gleichen Werten. Eine parallele Abbildung der Ausreißer verhindert eine Überlagerung der exakt gleichen Werte und ermöglicht eine genauere Übersicht der Ausreißeranzahl. Die dargestellten Ausreißer resultieren aus den kurzen Aufstell- und Anlegebewegungen der Flapunterkante.

Anschließend werden durch Abbildung 6.9 die Ergebnisse dieses Unterkapitels zusammengefasst. Um eine bessere Vergleichbarkeit der Daten zu gewährleisten, werden sowohl die Höhe $y_i$ , als auch die Zeit $t$ entdimensionalisiert aufgetragen. Dabei wird $y_i$ auf den maximalen Ausschlagpunkt $y_{max}$ und die Zeit $t$ auf die Periodendauer $T$ bezogen. Die zufällig ausgewählten Bewegungsabläufe in Abbildung 6.9 a) verdeutlichen, dass sich die Bewegungsabläufe generell voneinander unterscheiden. Trotz der unterschiedlichen Bewegungsabläufe zeigt sich eine Tendenz zum langsamen Aufstellen und schnellen Anlegen. Abbildung 6.9 b) gibt alle 159 kompletten Bewegungsabläufe wieder, die durch die Punkte gekennzeichnet sind. Für die Berechnung der Mittelkurve wurde eine Mittelung von je 100 Datenpunkten durchgeführt und anschließend eine Regressionskurve ermittelt, die den mittleren Bewegungsablauf zeigt. Die Hauptinformation der Abbildung 6.9 b) ist, dass das Aufstellen der Flapunterkante 60 % der Zeit innerhalb der Periode entspricht und es damit deutlich

langsamer ausgeführt wird als das Anlegen. Weiterhin geht aus der Abbildung 6.9 b) hervor, dass zahlreiche Aufstell- und Anlegebewegungen nicht direkt an der Tragflügeloberfläche anfangen bzw. enden. Das resultiert aus den zahlreichen Aufstell- und Anlegebwegungen, die im $y$-Bereich zwischen 5 mm und 15 mm auftreten. Im weiteren Verlauf der Arbeit ermöglicht die Berechnung der Regressionskurven einen vereinfachten Vergleich der unterschiedlichen Konfigurationen untereinander.

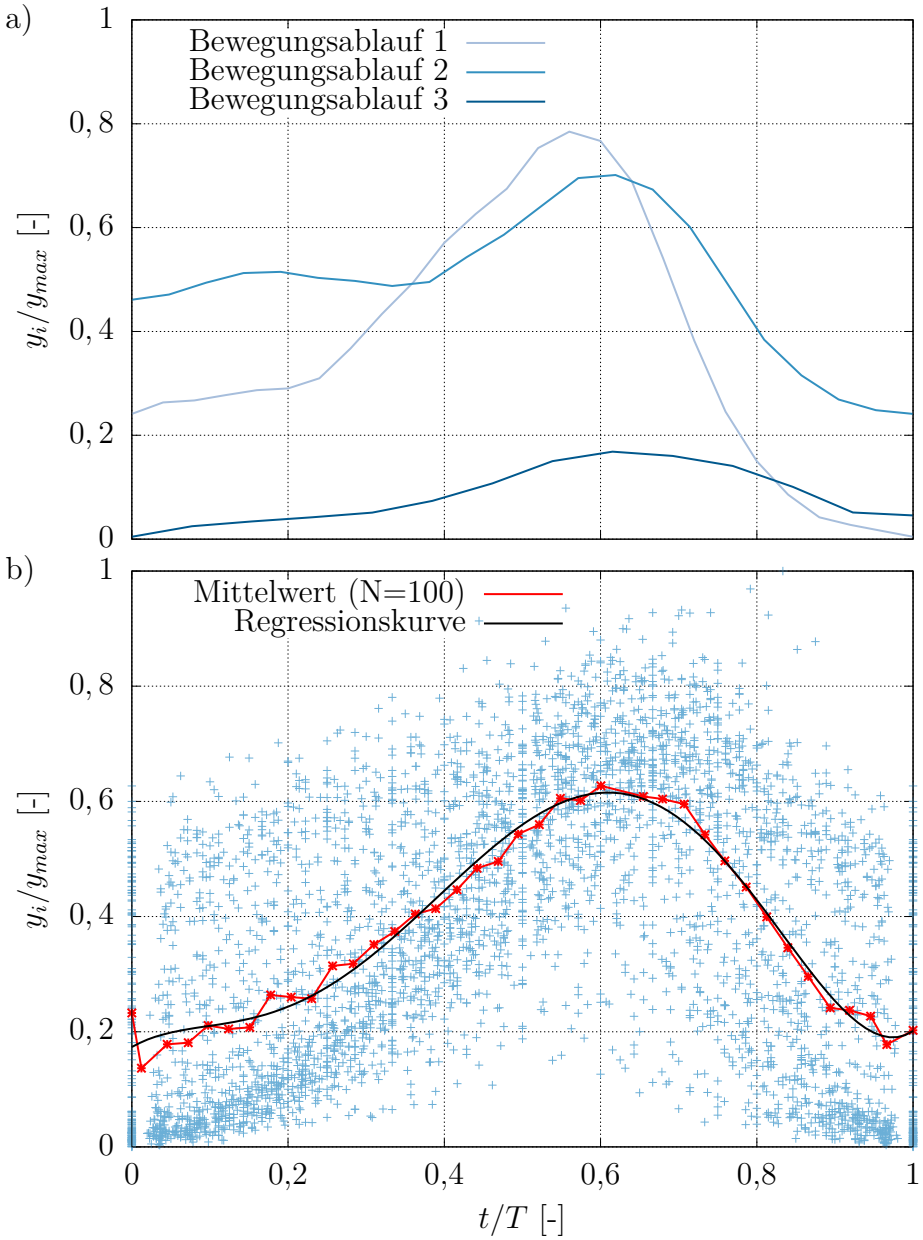


Abbildung 6.9: VK Konfiguration - a) Zeitliche Höhenänderung der Flapunterkante innerhalb der Periodendauer bei drei kompletten Bewegungsabläufen; b) Gemittelte Bewegungsausführung für 159 Bewegungsabläufe

### 6.3.2 Bewegungsausführung des Vorderkantenflaps der VK-HK Konfiguration - ohne Faserverstärkung

Bei der VK-HK Konfiguration ohne Faserverstärkung erfolgt ebenfalls eine Untersuchung des Flaps an der Vorderkante. In Abbildung 6.10 a) ist die Skizze der Flapbewegung aus seitlicher Perspektive dargestellt und resultiert aus den Beobachtungen des Rauchdrahtexperiments. Der Flapbewegungsbereich der VK-HK Konfiguration ähnelt der VK Konfiguration, wobei unterhalb des Flaps ebenfalls ein Luftpolster entsteht. Dieser verhindert die komplette Anlehnung des Flaps an die Tragflügeloberfläche.

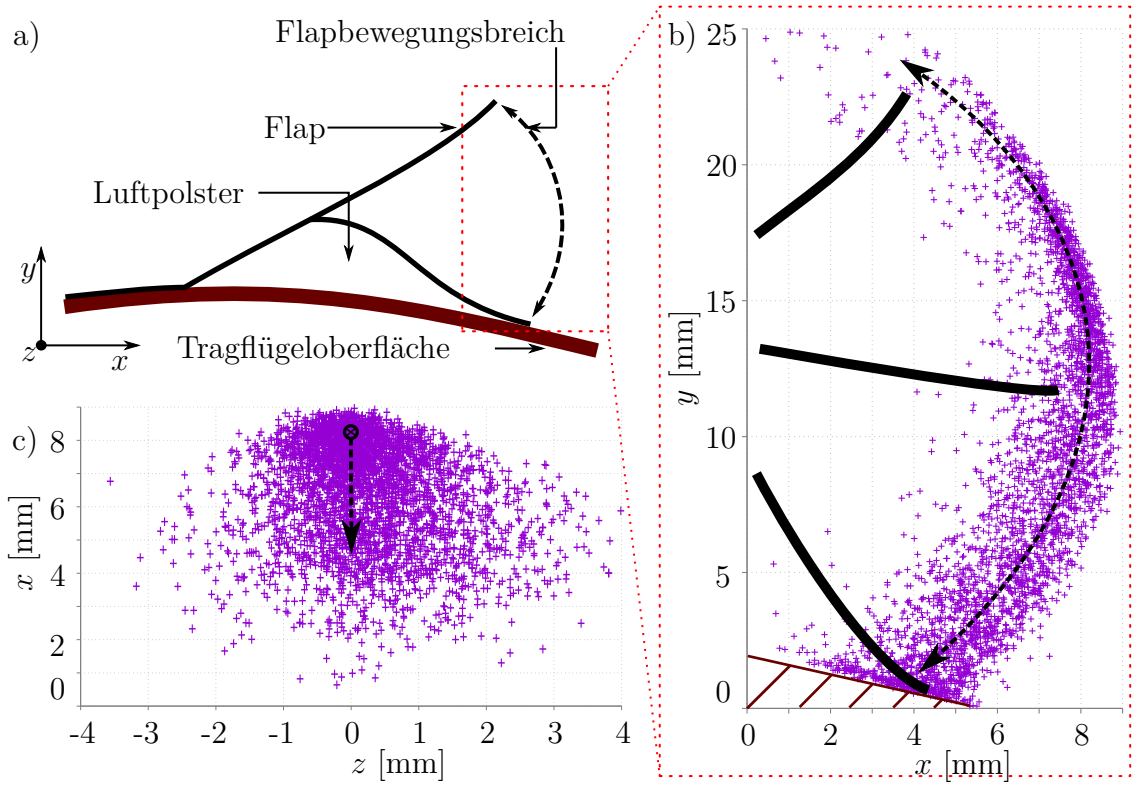


Abbildung 6.10: Mittelpunktkoordinaten der Flapunterkante des Vorderkantenflaps bei der VK-HK Konfiguration ohne Faserverstärkung; a) Skizze der Flapbewegung während der Aufstell- und Anlegeprozedur; b) Seitliche Ansicht der Flapkantenbewegung, wobei sich bei $y = 0\,\text{mm}$ die Tragflügeloberfläche und bei $y \approx 25\,\text{mm}$ der maximale Ausschlagpunkt befindet; c) Seitliche Ansicht auf die Mittelpunktverteilung entlang der $z$-Achse; schwarzer und gestrichener Pfeil kennzeichnet die Bewegungsrichtung

Abbildung 6.10 b) zeigt die Verteilung der Mittelpunkte aus der seitlichen Perspektive ($x$-$y$-Ebene). An der Stelle $y = 0\,\text{mm}$ befindet sich die Tragflügeloberfläche und an $y = 25\,\text{mm}$ der maximale Ausschlagpunkt der Flapunterkante. Wie bereits bei der VK Konfiguration festgestellt, führt die Flapunterkante bei der VK-HK Konfiguration ebenfalls dreidimensionale Aufstell- und Anlegebewegungen aus. Aufgrund des elasti-

schen Materials kommt es deswegen zu unterschiedlich starken Verformungen des Flaps und infolge dessen sind die Mittelpunkte entlang der $x$-Achse in einem Bereich von etwa 5 mm verteilt. Weiterhin liegen 50 % der Mittelpunkte um $y$ = 8,3 mm (siehe Anhang 8.1), was unter dem Positionsmedian der VK Konfiguration liegt. Diese Verteilung bestätigt die Beobachtungen aus der Rauchdrahtuntersuchung, wobei die Trennfläche der VK-HK Konfiguration weiter unten zur Tragflügeloberfläche geneigt wurde (siehe Abbildung 5.3).

Bei der seitlichen Bewegung in $z$-Richtung ist eine nahezu symmetrische Verteilung der Mittelpunktpositionen erkennbar (siehe Abbildung 6.10 c)). Hierbei tritt an der Stelle $z$ = 0 die größte Dichte auf, was der Mittelpunktlinie entspricht. Die Auslenkung aufgrund der Torsion beträgt während der Versuchsdurchführung bis zu 4 mm und ist im Vergleich zur VK Konfiguration um 1 mm größer. Der Großteil der aufgenommenen Mittelpunkte liegt einem Intervall zwischen $z$ = -1,5 und $z$ = 1,5.

Eine detaillierte Einsicht in die Bewegungsabläufe erfolgt durch die Abbildung 6.11, die drei zufällig ausgewählte und aufeinander folgende Aufstell- und Anlegebewegungen darstellt.

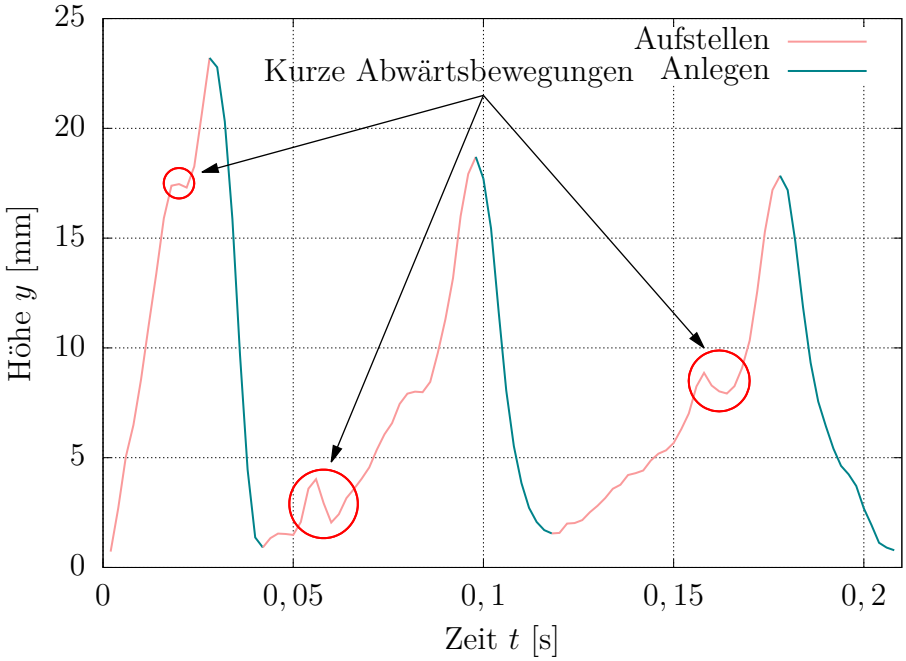


Abbildung 6.11: VK-HK Konfiguration - Zeitlich abhängige Höhenänderung der Flapunterkante bei drei aufeinander folgenden Aufstell- und Anlegebewegungen

Wie bereits bei der VK Konfiguration beobachtet, kommen auch bei der VK-HK Konfiguration beim Aufstellen kurze Abwärtsbewegungen vor. Dabei führt der elastische Flap während der Aufstellprozedur Torsionsbewegungen und Verformungen entlang der $x$-$y$-Ebene aus. Es wird vermutet, dass diese Bewegungen sowie die instationäre Rückströmung den temporären Höhenverlust der Flapunterkante verursachen. Ein wesentlicher Unterschied der VK-HK Konfiguration gegenüber der VK Konfiguration bezüglich der Flapkinematik ist das Fehlen von Aufwärtsbewegungen während des Anlegens. Diese Beobachtung gilt für den gesamten erfassten Zeitraum und wird durch die Hinterkantenflaps verursacht.

Nach der Betrachtung einzelner Aufstell- und Anlegebewegungen erfolgt im nächsten Schritt die Einbeziehung der Geschwindigkeiten für die gesamte Aufnahmezeit, was eine repräsentative Aussage der Geschwindigkeitstendenz ermöglicht (siehe Abbildung 6.12).

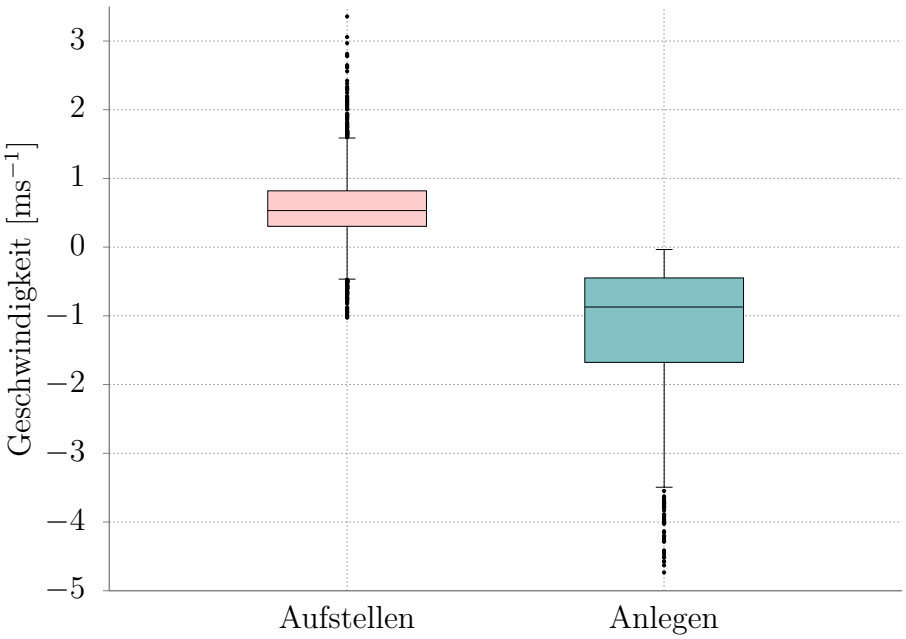


Abbildung 6.12: VK-HK Konfiguration - Box-Plot der Geschwindigkeit für das Aufstellen und Anlegen der Flapunterkante

Der Box-Plot der Aufstellprozedur erstreckt sich im Bereich von -0,50 m s$^{-1}$ bis 1,66 m s$^{-1}$. Es befinden sich 50 % der Geschwindigkeiten in einem Intervall zwischen 0,30 m s$^{-1}$ und 0,84 m s$^{-1}$, wobei der Median bei 0,50 m s$^{-1}$ liegt. Die Ausreißer am oberen und unteren Whisker entstehen durch die einzelnen Anlegebewegungen während der Aufstellprozedur, sowie durch die erhöhten Geschwindigkeiten beim Ausschlagen des Flaps. Der Box-Plot beim Anlegen erstreckt sich im Bereich zwischen -0,03 m s$^{-1}$ und -3,5 m s$^{-1}$ und umfasst ein breiteres Datenintervall von 50 % der

Geschwindigkeiten. Diese liegen im Bereich zwischen -0,33 m s$^{-1}$ und -1,69 m s$^{-1}$, wobei der Median -0,89 m s$^{-1}$ beträgt. Die Ausreißer am unteren Whisker resultieren aus den einzelnen hohen Geschwindigkeiten, die durch das ruckartige Aufschlagen der Flaps auf die Tragflügeloberfläche entstehen. Der Vergleich der Mediane zeigt, dass die Anlegebewegung der VK-HK Konfiguration 78 % schneller ausgeführt wird als die Aufstellbewegung.

Im nächsten Schritt erfolgt eine Filterung der Daten und Mittelung der Geschwindigkeiten (siehe Abbildung 6.13). Die Kriterien der einbezogenen Daten sind in Unterkapitel 6.3.1 angegeben. Nach der Filterungsprozedur werden insgesamt 91 % der Daten berücksichtigt. In Abbildung 6.13 ist die relative Häufigkeit der gemittelten Geschwindigkeiten $u_M$ von insgesamt 139 Aufstell- und Anlegezyklen dargestellt.

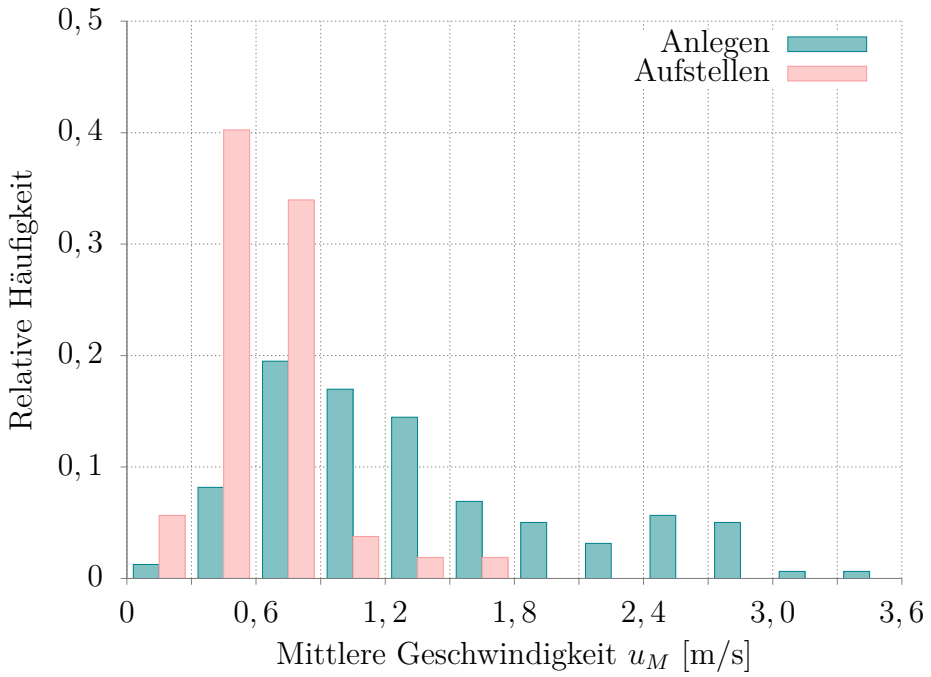


Abbildung 6.13: VK-HK Konfiguration - Relative Häufigkeit der gemittelten Geschwindigkeitsbeträge beim Aufstellen und Anlegen der Flapunterkante

Die Verteilung von $u_M$ während des Aufstellens ähnelt einer Gaußschen Verteilung, wobei der Großteil der Daten im Intervall zwischen 0,3 m s$^{-1}$ und 0,9 m s$^{-1}$ vorliegt. Die Anlegeprozedur dagegen verzeichnet im Histogramm zwei Spitzen. Diese liegen in einem Intervall zwischen 0,3 m s$^{-1}$ und 3,0 m s$^{-1}$. Das Anlegen verläuft schneller und umfasst einen doppelt so großen Geschwindigkeitsbereich. Ein ähnliches Verhalten konnte ebenfalls bei der VK Konfiguration beobachtet werden. Die hohen Geschwindigkeiten während der ruckartigen Bewegung nach unten treten zahlreicher auf. Dadurch entsteht eine zweite Spitze im Intervall zwischen 2,4 m s$^{-1}$ und 3,0 m s$^{-1}$.

Nach der Mittelung der Geschwindigkeiten ergibt sich eine unveränderte Tendenz, wobei das Aufstellen deutlich langsamer ausgeführt wird als das Anlegen.

Nach der Filterungsprozedur von Flapbewegungen mit geringer Höhenänderung konnte bei den überarbeiteten Werten der VK-HK Konfiguration eine Fourier-Transformation ebenfalls keine klaren Tendenzen im Frequenzspektrum zeigen. Das ist wiederum auf die einzelnen Abwärtsbewegungen während des Aufstellens der Flapunterkante zurückzuführen. Für die Ermittlung der Frequenz wird daher die Periodendauer $T$ der gesamten Bewegung betrachtet. Die Berechnung von $T$ erfolgt nach der selben Vorgehensweise wie bereits im Unterkapitel 6.3.1. beschrieben.

In Abbildung 6.14 a) ist die relative Häufigkeit der vorherrschenden Frequenzen jeweils einer kompletten Aufstell- und Anlegeprozedur dargestellt. Die Mittellinie der VK-HK Konfiguration zeigt, dass die Frequenzen ein klar ausgeprägtes Maximum aufweisen. Es liegt im Bereich von 10 Hz bis 30 Hz und beinhaltet circa 90 % der Daten.

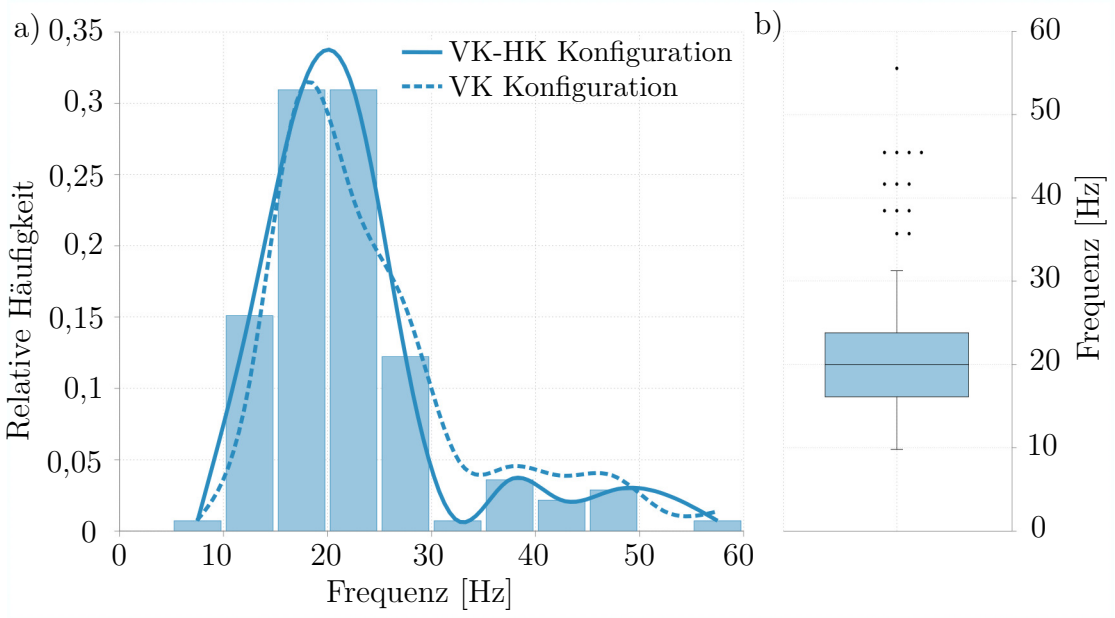


Abbildung 6.14: VK-HK Konfiguration - a) Gegenüberstellung der Frequenzen von VK und VK-HK Konfiguration; b) Box-Plot zur Verteilung der Frequenz

Die restlichen Frequenzen befinden sich im Intervall zwischen 35 Hz und 50 Hz. Sie bilden die Ausreißer im aufgenommenen Datensatz, was aus dem Box-Plot der Abbildung 6.14 b) hervorgeht. Diese höher frequenten Bewegungen resultieren aus Aufstell- und Anlegebewegungen, die kleinere Höhenänderungen entlang der $y$-Achse ausführen. Im Intervall zwischen 16,1 Hz und 23,8 Hz liegen 50 % der Frequenzen vor, wobei der Median 20 Hz beträgt. Zum Vergleich wurde als gestrichelte Linie die Frequenzver-

teilung der VK Konfiguration beigefügt. Daraus lässt sich schlussfolgern, dass sich die beiden Konfigurationen bezüglich der Frequenz nur geringfügig unterscheiden. Der Median von VK-HK Konfiguration ist um 1,7 Hz kleiner als bei der VK. Diese Differenz entsteht infolge der zusätzlichen Hinterkantenflaps, die die Rückströmung auf der Tragflügeloberseite beeinflussen. Trotz geringerer Geschwindigkeiten beim Aufstellen und Anlegen weist die VK Konfiguration eine höhere Frequenz auf. Das bedeutet, dass die Hinterkantenflaps die Bewegungsdauer der Vorderkantenflaps verzögern. Bei der VK Konfiguration werden dagegen mehr kürzere Bewegungen ausgeführt. Dementsprechend fällt der Median für die Frequenz der VK Konfiguration leicht höher aus. Aus der Frequenzverteilung der beiden Konfigurationen ohne Faserverstärkung geht weiterhin hervor, dass die Eigenschwingungen des elastischen Werkstoffs im berechneten Spektrum auftreten. Diese wurden experimentell mit einem Vibrometer gemessen und liegen bei 9,5 $\pm$ 1 Hz (siehe Anhang Abbildung 8.2).

Die Ergebnisse dieses Unterkapitels werden in Abbildung 6.15 zusammengefasst. In Abbildung 6.15 a) ist die dimensionslose Höhenänderung über $t/T$ für drei aufeinanderfolgende Bewegungsabläufe aufgetragen. Die als Beispiel zufällig gewählten Bewegungsausführungen zeigen, dass sich die Bewegungen zwar untereinander unterscheiden aber tendenziell ähnlich verlaufen. Hierbei kommt es zu einem langsamen Aufstellen der Flapunterkante während das Anlegen grundsätzlich schneller verläuft. Die gesamten 139 Bewegungsabläufe sind durch die Punkte in Abbildung 6.15 b) dargestellt. Hierzu wird alle 100 Datenpunkte ein Mittelwert gebildet und anschließend eine Regressionskurve berechnet. Die gemittelte Aufstellbewegung der VK-HK Konfiguration entspricht circa 68 % der Zeit innerhalb der Periodendauer, wodurch eine deutlich schnellere und mittlere Anlegebewegung entsteht. Genau wie bei der VK Konfiguration, ist der Beginn und das Ende der Bewegung nicht immer direkt an der Tragflügeloberfläche. Es werden ebenfalls Aufstell- und Anlegebewegungen mit kleineren Bewegungsintervallen ausgeführt.

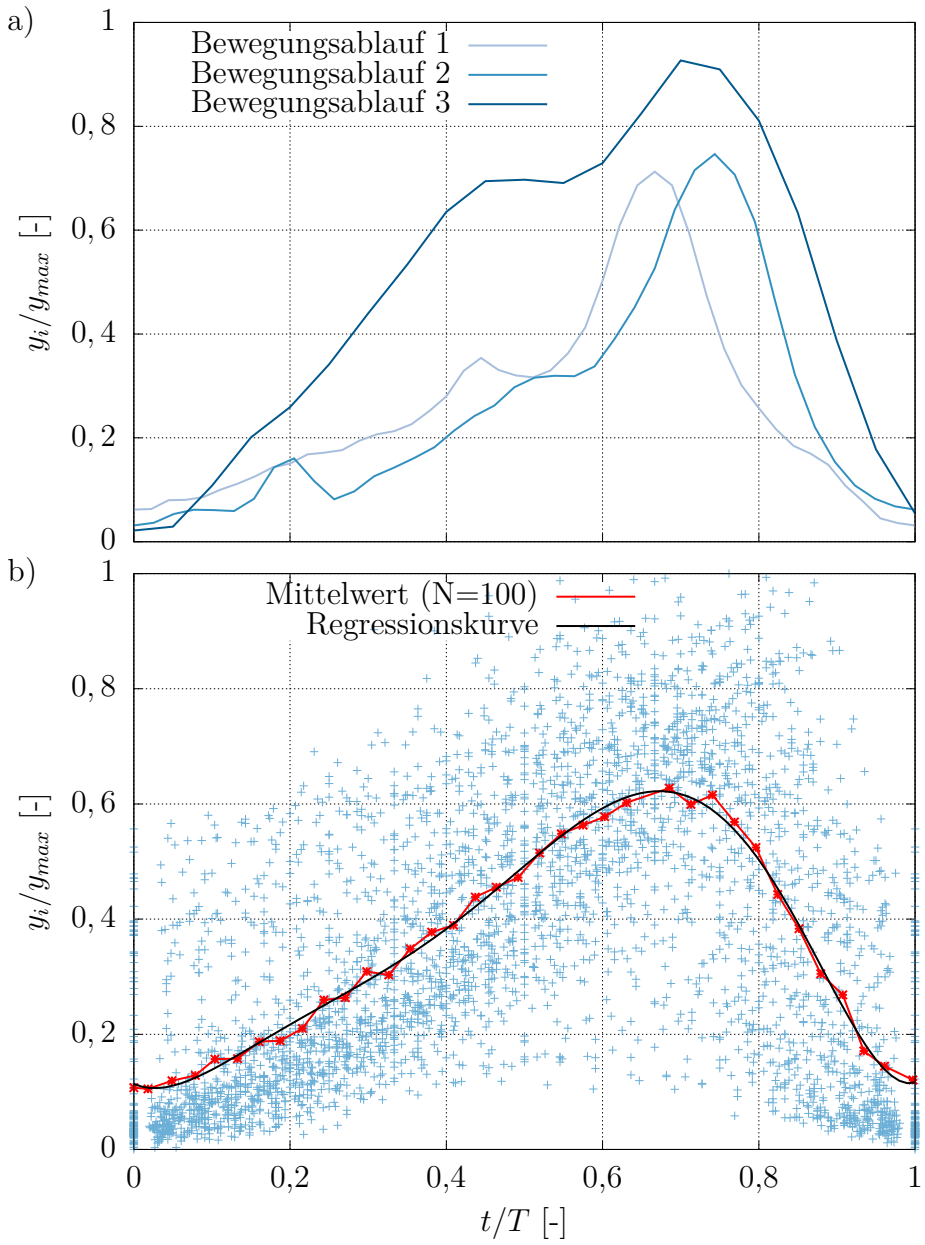


Abbildung 6.15: VK-HK Konfiguration ohne Faserverstärkung - a) Zeitliche Höhenänderung der Flapunterkante innerhalb der Periodendauer bei drei kompletten Bewegungsabläufen; b) Gemittelte Bewegungsausführung für 139 Bewegungsabläufe

### 6.3.3 Bewegungsausführung des Vorderkantenflaps der VK-HK Konfiguration - mit Faserverstärkung

Zusätzlich zu den Flaps ohne Faserverstärkung erfolgt eine Untersuchung der Bewegungsausführung von Flaps mit Kunststofffasern. Die Flaps dieser VK-HK Konfiguration sind aus der Silikonfolie FHT65 angefertigt. Während der Kraftwaagenmessungen im Bereich der Strömungsablösung wurde bei dieser Konfiguration eine Auftriebsstei-

gerung von etwa 60 % festgestellt (siehe Unterkapitel 4.4). Für die Untersuchung der Auswirkungen durch die Bewegungsausführung wird wiederum die Unterkante des Flaps an der Vorderkante des Tragflügels betrachtet.

Abbildung 6.16 a) skizziert die seitliche Ansicht des Flapbewegungsbereiches während der Versuchsdurchführung. Ein deutlicher Unterschied zu den Konfigurationen ohne Faserverstärkung ist, dass aufgerollten Flaps mit höheren Biegesteifigkeit während der Anlegebewegungen nicht in Kontakt mit der Tragflügeloberfläche kommen. Somit gibt es eine permanente Rückströmung unterhalb der Flaps.

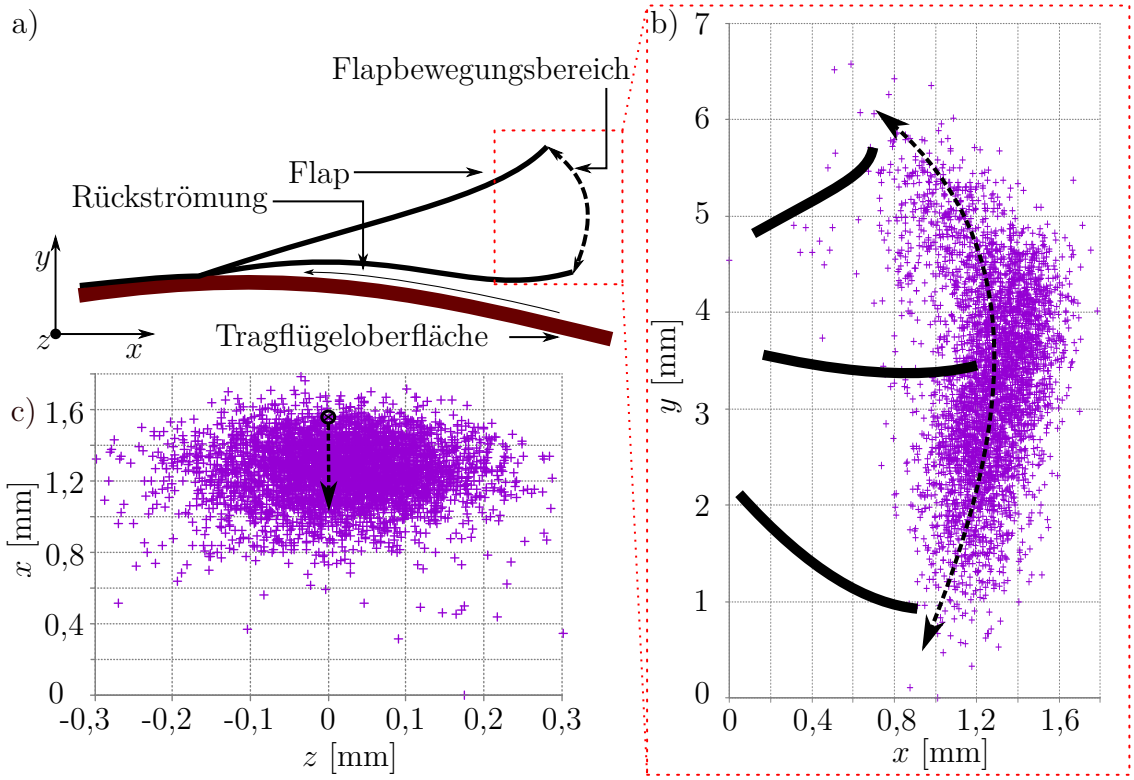


Abbildung 6.16: Mittelpunktkoordinaten der Flapunterkante des Vorderkantenflaps bei der VK-HK Konfiguration mit Faserverstärkung; a) Skizze der Flapbewegung während des Aufstellens und Anlegens; b) Seitliche Ansicht der Flapunterkantenbewegung, wobei sich bei $y = 0\,\text{mm}$ die Tragflügeloberfläche und bei $y \approx 7\,\text{mm}$ der maximale Ausschlagpunkt befindet; c) Seitliche Ansicht auf die Mittelpunktverteilung entlang der $z$-Achse; schwarzer und gestrichener Pfeil kennzeichnet die Bewegungsrichtung

Der Flapbewegungsbereich beträgt circa 7 mm und ist deutlich kleiner als bei der VK-HK Konfiguration ohne Faserverstärkung (siehe Abbildung 6.16 b)). Der verringerte Bewegungsbereich resultiert aus der höheren Biegesteifigkeit des Materials. Entlang der $x$-Achse sind die Mittelpunkte in einem Intervall zwischen 0 mm und 1,7 mm verteilt, wobei der Großteil der Punkte innerhalb eines Bereiches von 0,8 mm

liegt. Trotz der höheren Biegesteifigkeit verformt sich der Vorderkantenflap leicht infolge der Aufstell- und Anlegebewegungen. Dennoch ist das Intervall entlang der $x$-Achse um ein Vielfaches kleiner als bei Konfigurationen ohne Faserverstärkung.

Das seitliche Ausschwenken des Flaps wird durch die Mittelpunkte entlang der $z$-Achse in Abbildung 6.16 c) dargestellt. Die Flaps bewegen sich seitlich innerhalb eines kleinen Bereichs von 0,6 mm, wobei der Großteil der Punkte im Intervall zwischen -0,2 mm und 0,2 mm liegt. Die seitliche Abweichung ist um ein Vielfaches kleiner ausgeprägt als bei den Flaps mit Silikonfolie ohne Faserverstärkung was aus der höheren Biegesteifigkeit des Materials resultiert. Der geringe seitliche Bewegungsbereich entsteht durch die kleinen Torsionsbewegungen während des Aufstellens und Anlegens.

Eine Einsicht in den detaillierten Bewegungsablauf erfolgt durch die Abbildung 6.17, welche die Höhenänderung von drei zufällig ausgewählten und aufeinander folgenden Aufstell- und Anlegebewegungen zeigt. Ein wesentlicher Unterschied zur VK und VK-HK Konfiguration mit Flaps ohne Faserverstärkung stellen die zahlreich auftretenden Abwärts- und Aufwärtsbewegungen dar.

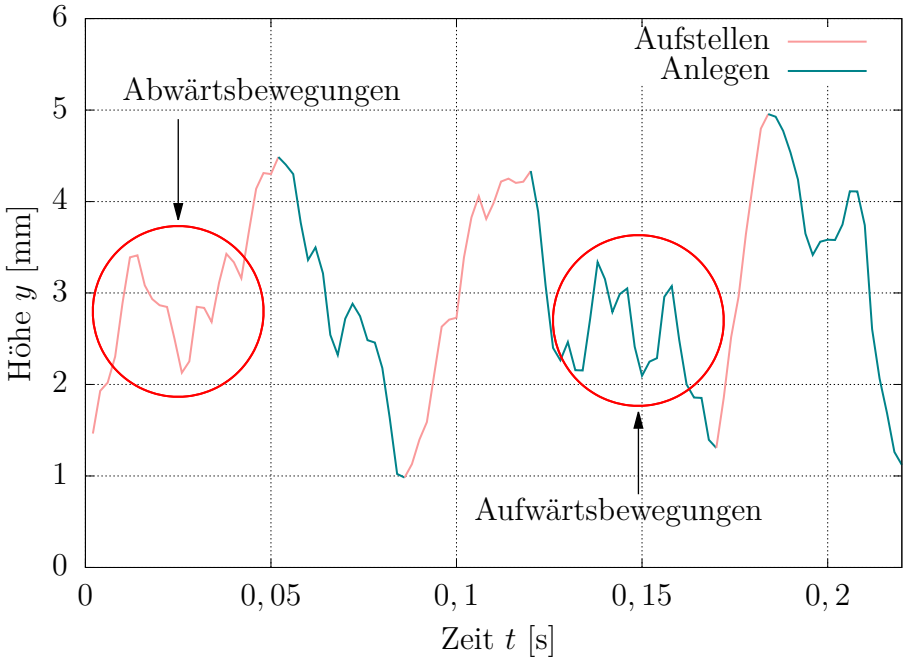


Abbildung 6.17: VK-HK Konfiguration mit Faserverstärkung - Zeitlich abhängige Höhenänderung der Flapunterkante bei drei aufeinander folgenden Aufstell- und Anlegebewegungen

Während der Versuchsdurchführung werden die aufgerollten und faserverstärkten Flaps durch die Strömung nach unten gedrückt, was zu Spannungen im Material

führen muss. Es wird vermutet, dass die kurzzeitigen Aufwärtsbewegungen durch diese Spannungen beim Anlegen des Flaps entstehen, wobei das Material seine ursprüngliche Form anstrebt. Die Abwärtsbewegungen während des Aufstellens sind dagegen auf die abstehende und aufgerollte Form des Flaps zurückzuführen. Dabei erfahren die kunstofffaserverstärkten Flaps eine Krafteinwirkung durch die Außenströmung.

Mit den Box-Plots der Abbildung 6.18 erfolgt eine anschließende Bewertung der Geschwindigkeitsverteilung zwischen den einzelnen Mittelpunkten der Flapunterkante für die gesamte Aufnahmedauer. Der Box-Plot für das Aufstellen beinhaltet Geschwindigkeiten zwischen -0,265 $\mathrm{m\,s^{-1}}$ und 0,527 $\mathrm{m\,s^{-1}}$. Im Bereich von 0,033 $\mathrm{m\,s^{-1}}$ bis 0,232 $\mathrm{m\,s^{-1}}$ liegen 50 % der Geschwindigkeiten vor, wobei der Median einen Wert von 0,135 $\mathrm{m\,s^{-1}}$ hat. Die Ausreißer ober- und unterhalb der Whisker entstehen durch ruckartige Abwärts- und Aufwärtsbewegungen während der Aufstellprozedur. Die Geschwindigkeiten beim Anlegen der Flapunterkante weichen nur geringfügig von der Aufstellprozedur ab und zeigt eine nahezu symmetrische Verteilung. Hierbei liegt der Geschwindigkeitsbereich des Box-Plots zwischen -0,504 $\mathrm{m\,s^{-1}}$ und 0,236 $\mathrm{m\,s^{-1}}$. Im Bereich von -0,230 $\mathrm{m\,s^{-1}}$ bis -0,044 $\mathrm{m\,s^{-1}}$ sind 50 % der Daten verteilt, wobei der Median -0,132 $\mathrm{m\,s^{-1}}$ beträgt. Der Geschwindigkeitsunterschied beim Aufstellen und Anlegen beträgt etwa 2 % und stellt den wesentlichen Unterschied zu den Flaps ohne Faserverstärkung dar.

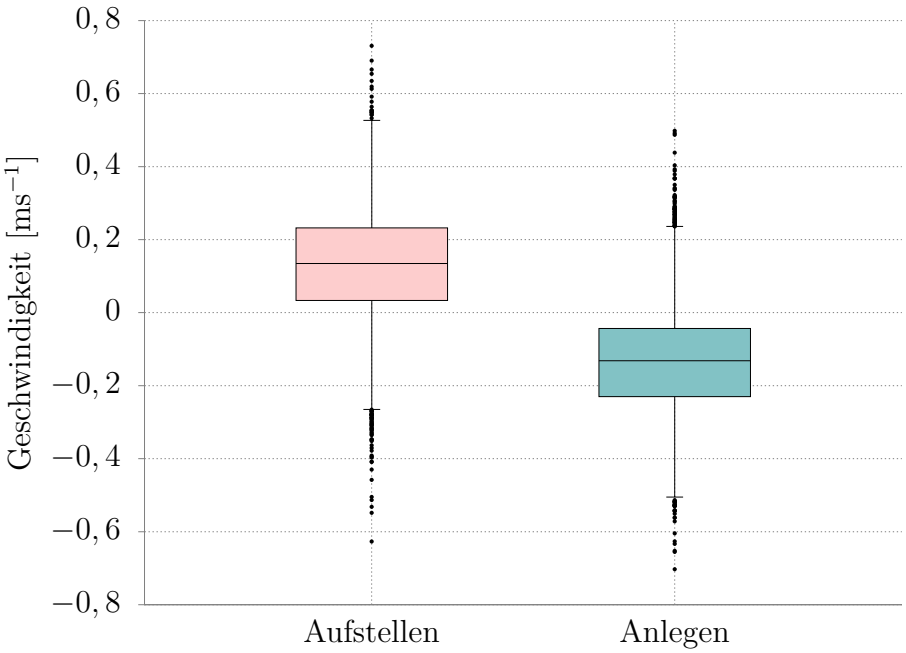


Abbildung 6.18: VK-HK Konfiguration mit Faserverstärkung - Box-Plot zur Geschwindigkeitsverteilung beim Aufstellen und Anlegen

Zur Überprüfung der mittleren Geschwindigkeit $u_M$ der Flapunterkante beim Anlegen und Aufstellen sind in der Abbildung 6.19 die Geschwindigkeiten von 114 Bewegungsabläufen dargestellt. Aus Übersichtsgründen wurde eine Betragsbildung bei den negativen Geschwindigkeiten durchgeführt. Das Histogramm zeigt, dass trotz der Geschwindigkeitsmittelung das Aufstellen und Anlegen mit einer nahezu identischen Geschwindigkeit verläuft. Infolge der höheren Biegesteifigkeit ist die Geschwindigkeit beim Anlegen der faserverstärkten Flaps deutlich kleiner als bei den Flaps ohne Faserverstärkung.

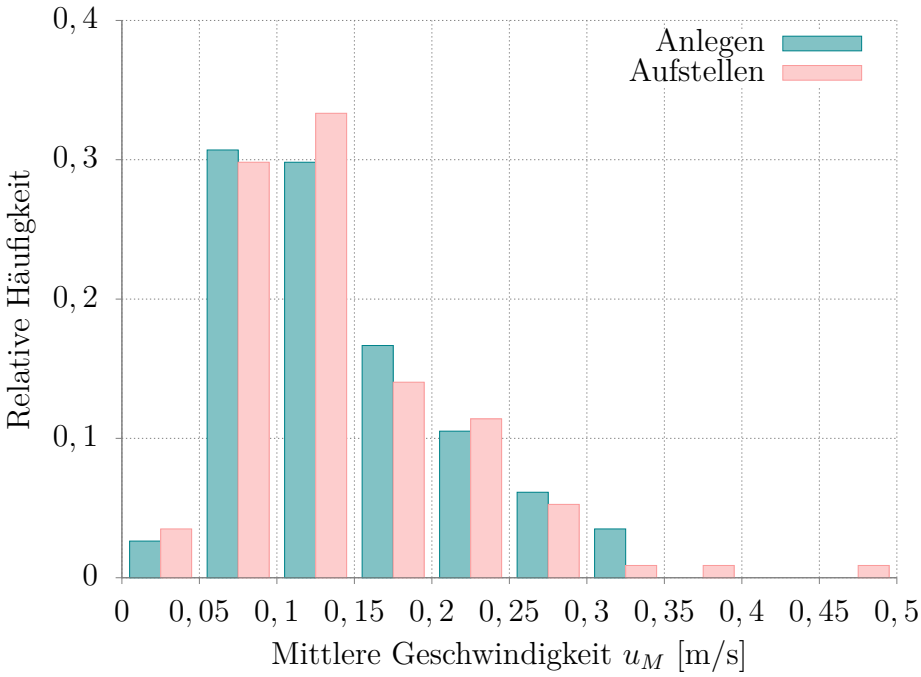


Abbildung 6.19: VK Konfiguration - Relative Häufigkeit der gemittelten Geschwindigkeitsbeträge beim Aufstellen und Anlegen der Flapunterkante

Zur Ermittlung der Frequenz wurde bei den aufgenommenen Daten eine Fourier-Transformation durchgeführt. Im Gegensatz zu den Flaps ohne Faserverstärkung ermöglichen die Flaps mit der höheren Biegesteifigkeit eine Generierung des Frequenzspektrums mit einer klaren Tendenz (siehe Abbildung 6.20).

Der Frequenzbereich zwischen 0 Hz und 60 Hz umfasst mehrere Maxima, wobei die Frequenz von 14,01 Hz eindeutig ausgeprägt ist. Sie bildet die hauptsächliche Arbeitsfrequenz für das Aufstellen und Anlegen. Die gleiche Frequenz in beide Bewegungsrichtungen ergibt sich aus der symmetrischen Verteilung der Geschwindigkeiten. Die weiteren Spitzen entstehen vermutlich infolge der festgestellten Zwischenbewegungen sowie der Eigenschwingungen. Die mit dem Vibrometer ermittelten Eigenschwingungen der faserverstärkten Flaps wiesen eine Frequenz von 37 ± 1 Hz (siehe Anhang Abbildung 8.3) auf.

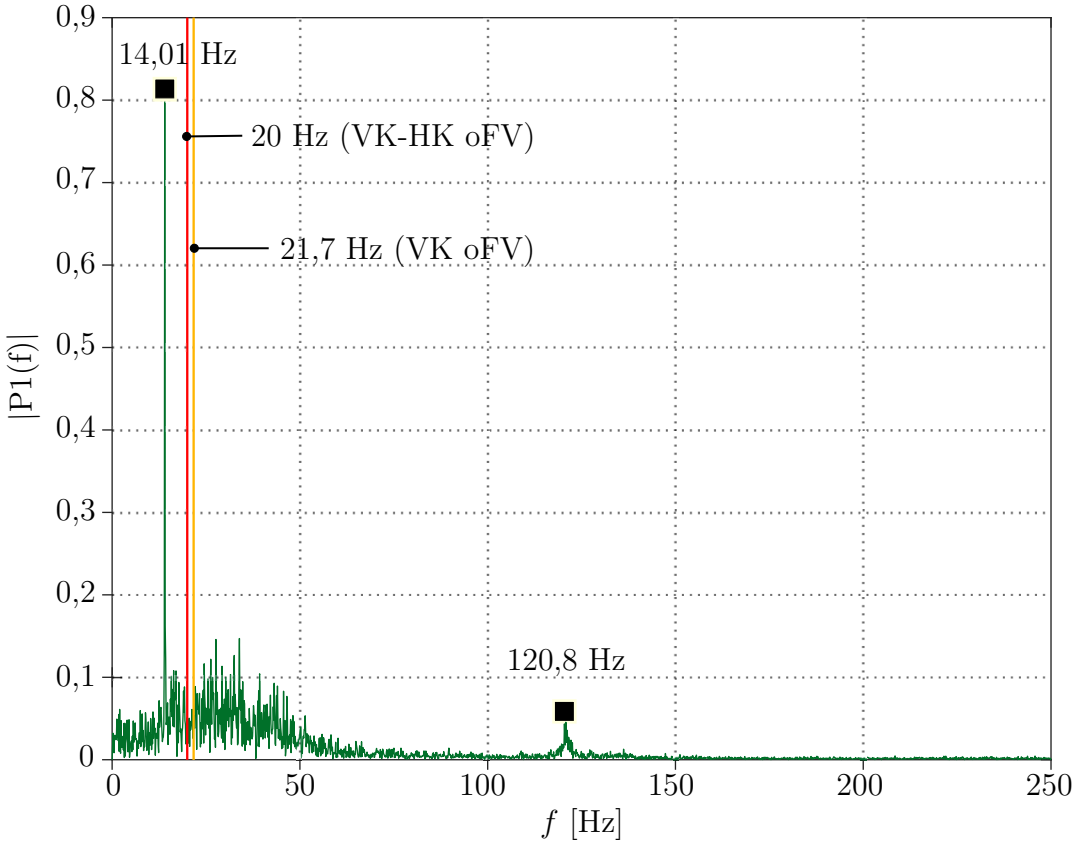


Abbildung 6.20: VK-HK Konfiguration mit Faserverstärkung - Frequenzspektrum ermittelt mithilfe der Fourier-Transformation des Höhenänderungssignals; zur Gegenüberstellung sind die Frequenzmediane der VK (orange) und VK-HK (rot) Konfiguration ohne Faserverstärkung beigefügt

Zur Gegenüberstellung wurden zusätzlich die Frequenzmediane der VK und VK-HK Konfiguration ohne Faserverstärkung beigefügt und als Linien angedeutet. Im Vergleich zu diesen beiden Konfigurationen liegt eine Reduzierung der Frequenz vor. Aufgrund der höheren Biegesteifigkeit werden die Geschwindigkeiten beim Aufstellen und Anlegen verringert. Somit dämpft die hohe Biegesteifigkeit die Flapbewegungen, was zu einer trägeren Interaktion mit der Strömung führt. Dadurch erhöht sich die Periodendauer in jeweilige Bewegungsrichtung und als Folge dessen sinkt die Frequenz.

Die Spitze bei 120,8 Hz resultiert aus Vibrationen, die durch die seitliche Fixierung der Flapreihe mit dem Klebefilm an dem Tragflügel entstehen. Diese Fixierung, die auch bei den Flaps ohne Faserverstärkung erfolgte, führt zur Bildung von Spannungen entlang des Klebeflächenbereiches. Sie wurde angebracht, um die abstehenden Ränder der Klebefläche zu verringern und einen gleichen Aufbau bei allen Messungen zu gewährleisten. Die dadurch entstehenden Kräfte in seitliche Richtung drücken die

Flaps leicht zusammen, was den untersuchten Flap während der Aufstell- und Anlegebewegungen temporär zwischen den Nachbarflaps einklemmt. Dabei kommt es zu hochfrequenten Vibrationen, wodurch sich der Flap herauslösen kann und weiterhin eine reguläre Bewegung ausführt. Dieses irregulär auftretendes Verhalten konnte erst deutlich durch die Stereo Vision Technik beobachtet werden und ausschließlich bei dieser Konfiguration.

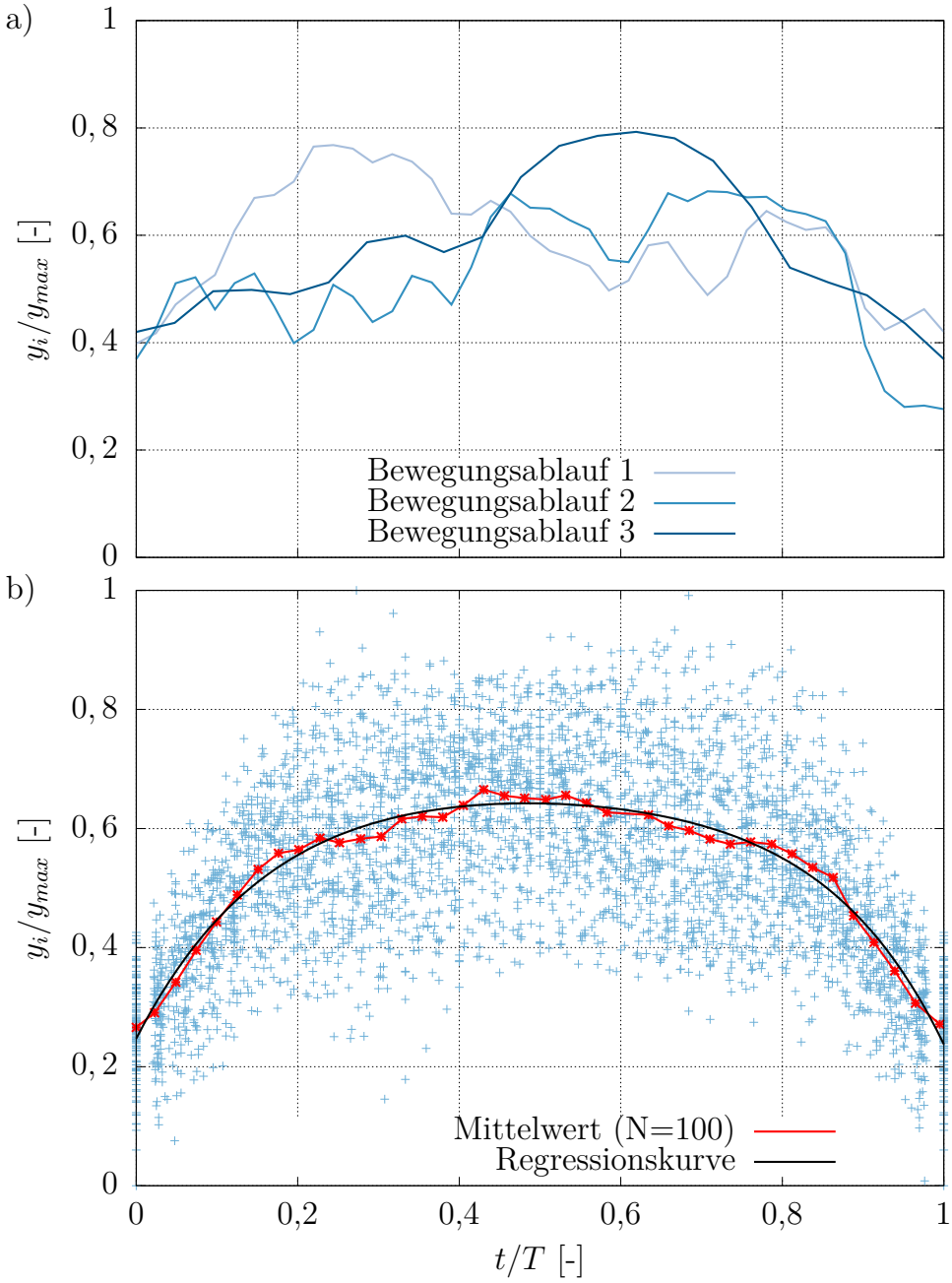


Abbildung 6.21: VK-HK Konfiguration ohne Faserverstärkung - a) Zeitliche Höhenänderung der Flapunterkante innerhalb der Periodendauer bei drei kompletten Bewegungsabläufen; b) Gemittelte Bewegungsausführung für 114 Bewegungsabläufe

In Abbildung 6.21 a) werden als Beispiel wiederum drei zufällig ausgewählte und aufeinander folgende Bewegungsabläufe dargestellt. Genau wie bei der VK und VK-HK Konfiguration fallen die Bewegungen stark unterschiedlich aus. Charakteristisch für die Bewegungsabläufe sind die zahlreichen und kurzen Zwischenbewegungen, die während der Aufstell- und Anlegeprozedur auftreten. Wie bereits erwähnt, entstehen sie aufgrund der aufgerollten Flapform sowie der höheren Biegesteifikgeit, die von der Belastungsrichtung abhängig ist. Trotz der Zwischenbewegungen sind die ruckartigen Anlegebewegungen in den Bewegungsabläufen vorhanden. Aufgrund der unterschiedlichen Bewegungsabläufen werden in Abbildung 6.21 b) alle 114 Aufstell- und Anlegebewegungen zusammengefasst. Die durch die Mittelpunkte gelegte Regressionskurve der Flaps mit Faserverstärkung ähnelt einer Kombination aus der Sinusfunktion und dem effektivsten Bewegungsmodus in der Studie von Hsiao et al. [30]. Dabei verzeichnet der Bewegungsablauf der FHT65 Konfiguration eine kurze Aufstell- und Anlegebewegung, sodass um den höchsten Ausschlagpunkt eine relativ hohe Verweildauer auftritt.

Im folgenden Unterkapitel werden die Ergebnisse der drei Konfigurationen zusammengefasst und ihre Resultate kapitelübergreifend einbezogen, um direkten Zusammenhang zwischen Effizienzsteigerung und Flapkinematik zu erläutern.

### 6.3.4 Auswertung und Interpretation

In der Tabelle 6.1 sind die wesentlichen und im Rahmen dieser Arbeit ermittelten Informationen zusammengefasst. Neben den Geschwindigkeitsmedianen beim Aufstellen und Anlegen der Flaps ($\overline{u}_{Auf}$ und $\overline{u}_{Ab}$) wird der Frequenzmedian $f$ und die prozentuelle Auftriebssteigerung $c_A \uparrow$ im Vergleich zum nackten Tragflügel berücksichtigt.

Tabelle 6.1: Zusammenfassung der gemessenen Größen für einen Anstellwinkel von 22,5°; oFV - ohne Faserversärkung (DS3003/60); mFV - mit Faserverstärkung (FHT65)

| Konfiguration | $\overline{u}_{Auf}$ / $\overline{u}_{Ab}$ [ms$^{-1}$] | $f$ [Hz] | $c_A \uparrow$ [%] | $Sr$ [-] |
|---|---|---|---|---|
| Vorderkante (oFV) | 0,46/0,58 | 21,70 | 46,40 | 0,122 |
| Vorder- und Hinterkante (oFV) | 0,50/0,89 | 20,00 | 60,40 | 0,113 |
| Vorder- und Hinterkante (mFV) | 0,135/0,132 | 14,01 | 51,50 | 0,079 |

Als zusätzliche Größe ist die Strouhal-Zahl $Sr$ beigefügt, die mit folgender Gleichung berechnet wird:

$$Sr = \frac{f \cdot L_{Char}}{U_0} \ . \tag{6.1}$$

Die Strouhal-Zahl setzt sich aus der Frequenz $f$, der charakteristischen Länge $L_{Char}$ sowie der Strömungsgeschwindigkeit $U_0$ zusammen. $L_{Char}$ ist die quer zur Strömung projizierte Höhe, die sich aus $c$ und $\alpha$ errechnet. Als dimensionslose Kennzahl ermöglicht $Sr$ die Bestimmung der Wirbelablösefrequenz und damit einen Vergleich mit anderen Geometrien. Für einen umströmten Zylinder im Bereich derselben Reynolds-Zahl gilt $Sr \approx 0{,}2$ [58].

Wie bereits durch die numerischen Simulationen im Kapitel 3 festgestellt, bildet sich aufgrund des ansteigenden Winkels eine turbulente Ablösung an der Hinterkante der Tragflügeloberseite. Sie entsteht infolge des auftretenden Druckgradienten in Strömungsrichtung und bewegt sich mit ansteigendem Winkel zur Vorderkante des Tragflügels, wobei ihre Größe einhergehend zunimmt. Beim Erreichen des Ablösepunktes nahe der Vorderkante löst sich die Strömung komplett ab, was eine drastische Reduzierung des Auftriebs und eine Erhöhung des Widerstands verursacht.

Beim Einsatz der Flaps in abgelöster Strömung wird angenommen, dass die Initiierung der Aufstellbewegung durch die Rückströmung erfolgt. Der maximale Ausschlag des Vorderkantenflaps ist durch die seitliche Fixierung der Flapreihe sowie die entgegen wirkende Außenströmung begrenzt. Abbildung 6.22 a) und b) veranschaulicht die Bewegungen der Flaps in der abgelösten Strömung. Aufgrund der seitlichen Fixierung wird der elastische Klebebereich der Flapreihe beim Aufstellen temporär angespannt. Diese Prozedur ähnelt dem Anspannen einer Torsionsfeder, was eine zusätzliche Kraft in die entgegengesetzte Richtung erzeugt. Diese Kraft und der Impuls der Außenströmung führen letztendlich dazu, dass das Anlegen des Flaps bei der VK Konfiguration 25 % schneller ausgeführt wird als das Aufstellen. Beim Vergleich mit der VK-HK Konfiguration ohne Faserverstärkung steigt dieser Unterschied sogar auf 78 %. Während sich Frequenz und Strouhal-Zahl der beiden Konfigurationen nur geringfügig unterscheiden, ist der Auftriebsunterschied stärker ausgeprägt (siehe Tabelle 6.1). In der Veröffentlichung von Hsiao [30] wird die Auftriebssteigerung im Wesentlichen durch die Ausführungsart der Bewegung des starren Flaps bewirkt. Das heißt, dass die ausgeführten Bewegungen während des Aufstellens und Anlegens bei gleicher Frequenz eine unterschiedliche Beschleunigung sowie Verweilzeit am maximalen Ausschlagpunkt erfuhren. Hierbei konnte bei allen getesteten Bewegungsmodi beim $\alpha > 24°$ eine Auftriebssteigerung festgestellt werden. Die größte Auftriebssteige-

rung liegt jedoch bei den Modi vor, die eine ruckartige Anlegebewegung ausführten. Diese Feststellung kann durch die Ergebnisse der flexiblen Flaps in dieser Arbeit bestätigt werden. Die gemittelten Bewegungsausführungen der VK und VK-HK ohne Faserverstärkung und der VK-HK Konfiguration mit Faserverstärkung sind in Abbildung 6.23 zusammengefasst.

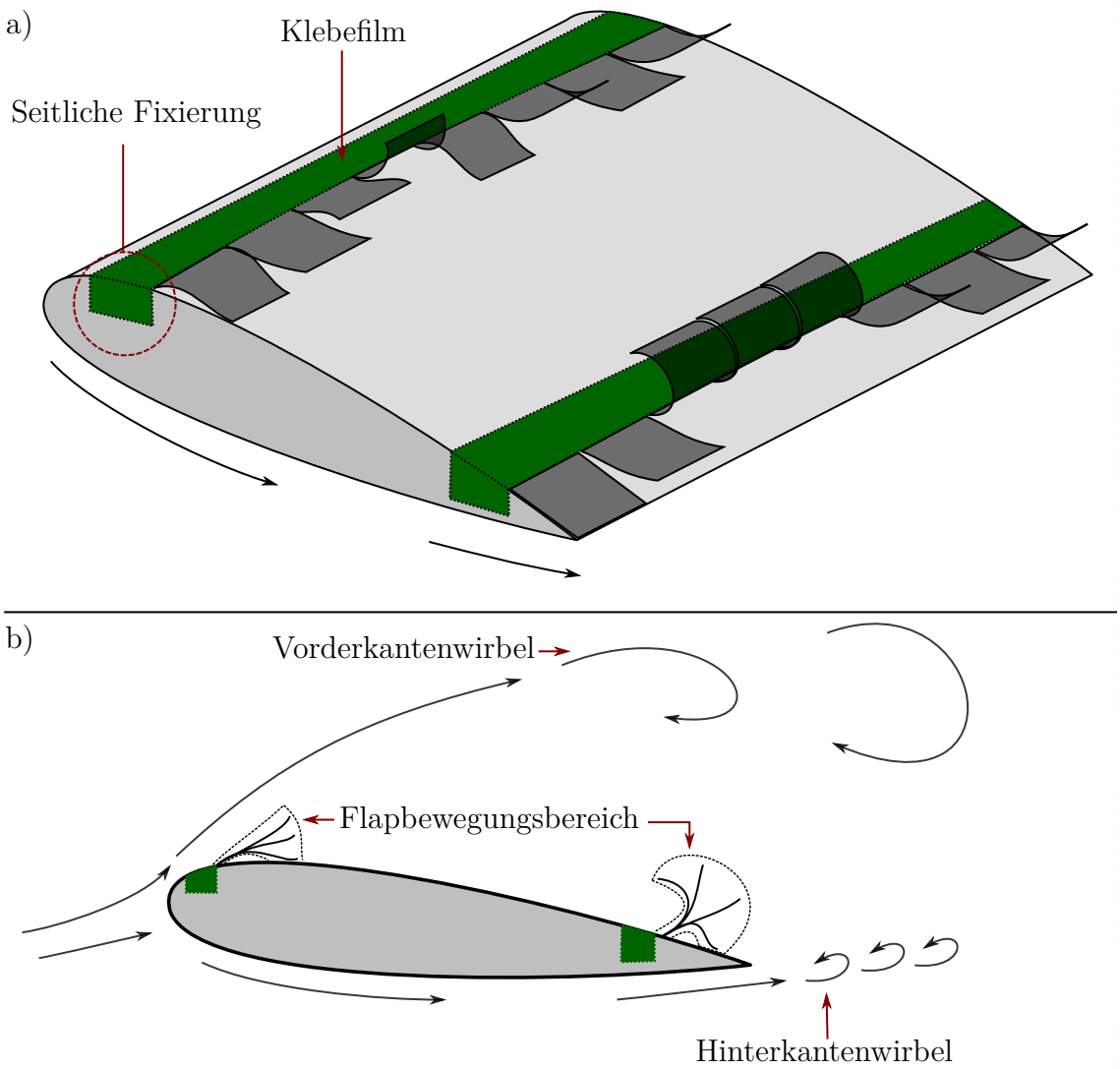


Abbildung 6.22: a) Dreidimensionale Illustrierung der Bewegung von Flaps auf dem Tragflügel mit abgelöster Strömung; b) Skizze der Umströmung des Tragflügels aus der seitlichen Perspektive

Die Frequenz der VK Konfiguration zeigt, dass der Flap mehr kürzere Aufstell- und Anlegebewegungen ausführt als die VK-HK Konfiguration ohne Faserverstärkung. Das Aufstellen erfolgt verzögert, weil die Flapunterkante zwischendurch an Höhe verliert. Das Anlegen dagegen wird schneller ausgeführt. Aufgrund der zahlreich auftretenden Aufwärtsbewegungen während des Anlegens verläuft die gemittelte Anlegebewegung

insgesamt langsamer als bei der VK-HK Konfiguration ohne Faserverstärkung (siehe Abbildung 6.23). Es wird vermutet, dass dadurch der Vorderkantenwirbel eine wenig stark ausgeprägte Neigung zur Tragflügeloberfläche erfährt. Dementsprechend ist die gemittelte Trennfläche, die während der Rauchdrahtuntersuchung ermittelt wurde, höher positioniert als bei der VK-HK Konfiguration ohne Faserverstärkung. Diese Beobachtung korreliert mit der Positionsverteilung der Flapunterkante entlang der Höhe (siehe Anhang Abbildung 8.1 und 8.1). Die resultierende Auftriebssteigerung entsteht vermutlich durch die nach unten gedrückten Wirbel, was infolge des Impulsausgleichs zur Erhöhung der Auftriebskraft führt.

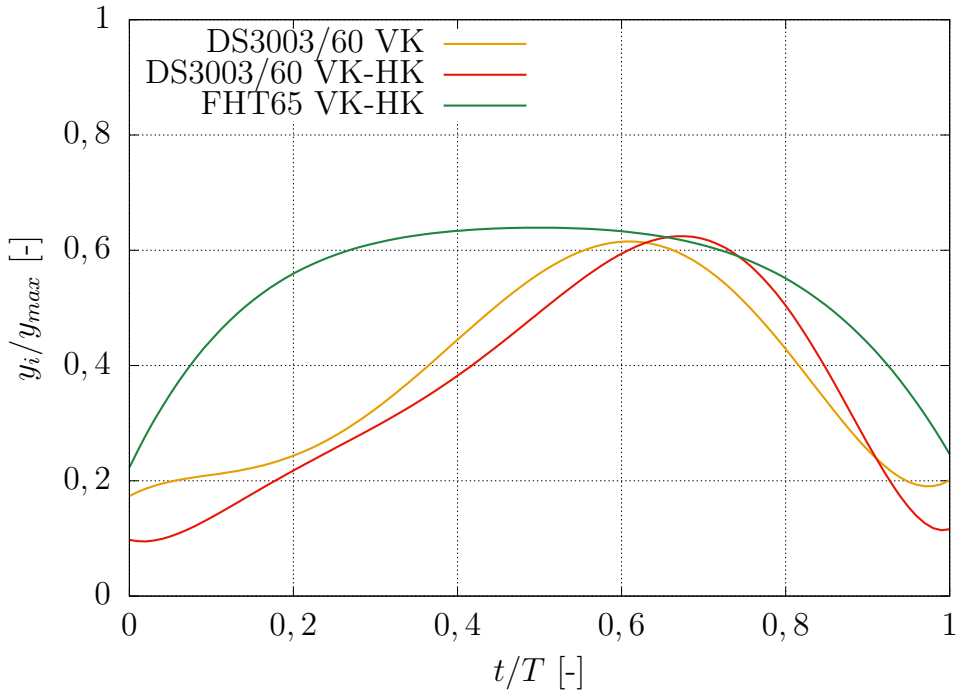


Abbildung 6.23: Gegenüberstellung der Bewegungsausführungen für die drei Konfigurationen: VK (oFV), VK-HK (oFV) und VK-HK (mFV)

Die Vorderkantenflaps der VK-HK Konfiguration ohne Faserverstärkung dagegen führen längere Aufstell- und Anlegebewegungen aus. Das geht aus der höheren Geschwindigkeiten hervor, wobei der Frequenzmedian kleiner als bei der VK Konfiguration ohne Faserverstärkung ausfällt. Durch die höheren Geschwindigkeiten beim Anlegen des Flaps entsteht eine steilere gemittelte Anlegebewegung (siehe Abbildung 6.23). Als Folge dessen liegt die Trennfläche weiter unten, als bei der VK Konfiguration oder dem Tragflügel ohne Flaps. Es wird vermutet, dass die schnellen und ruckartigen Anlegebewegungen die Wirbel stärker zur Oberfläche des Tragflügels drücken und infolge des entgegengesetzt wirkenden Impulses steigt der Auftrieb. Im Vergleich zur VK Konfiguration steigt die Geschwindigkeit beim Anlegen des

Vorderkantenflaps deutlich, was durch die Hinterkantenflaps verursacht wird. Diese führen ebenfalls Aufstell- und Anlegebewegungen aus, wobei es zu einem temporären Überklappen kommt. Aufgrund des Umklappens konnte trotz der seitlichen Fixierung die Flapkinematik nicht untersucht werden. Die Beobachtungen von Rosti et al. [56, 57] bezüglich der Verschiebung der Hinterkantenwirbel durch die Hinterkantenflaps konnten in dieser Arbeit nicht erfasst werden.

Anders als bei den Flaps ohne Faserverstärkung sind die Geschwindigkeiten bei der VK-HK Konfiguration mit Faserverstärkung vielfach kleiner ausgeprägt. Trotz der kleineren Geschwindigkeiten sowie verringerten Frequenz ist der Auftrieb für $\alpha = 22{,}5°$ leicht höher als bei der VK Konfiguration ohne Faserverstärkung für den gleichen Anstellwinkel (siehe Tabelle 6.1). Die gemittelte Bewegungsausführung dieser Konfiguration zeigt kurze Aufstell- und Anlegebewegungen sowie eine hohe Verweildauer um den Ausschlagpunkt (siehe Abbildung 6.23). Der gemittelte Bewegungsmodus ähnelt der Kombination aus Sinusfunktion und dem effektivsten Modus in der Studie von Hsiao et al.[30]. Die Auftriebssteigerung ist somit eine direkte Folge des Bewegungsmodus', wobei durch die ruckartigen Anlegebewegungen die Vorderkantenwirbel eine stärkere Neigung zur Tragflügeloberfläche erfahren.

Die experimentell ermittelten Wirbelablösefrequenzen werden anschließend mit dem Wert der numerischen 2D Simulation eines NACA0020 Profils verglichen. Die transiente Simulation ergibt im Nachlaufbereich eine Strouhal-Zahl von 0,151 (siehe Anhang Abbildung 8.4 und 8.5). Der errechnete Wert entspricht in etwa der experimentell ermittelten Strouhal-Zahl von Huang und Lin [31] für ein NACA0012 Profil und ist damit deutlich kleiner als bei einem Zylinder. Daraus lässt sich ableiten, dass durch die Flaps eine deutliche Reduzierung der Wirbelablösefrequenz stattfindet. Bei den Flaps ohne Faserverstärkung ist $Sr$ höher als bei der VK-HK Konfiguration mit Faserverstärkung, da diese eine geringe Biegesteifigkeit aufweisen und damit anpassungsfähiger an die Schwankungen der Strömung sind. Die faserverstärkten Flaps dagegen haben eine vielfach höhere Biegesteifigkeit und dämpfen die Interaktion zwischen der Rückströmung und der Außenströmung an der Vorderkante das Tragflügels stärker ab. Als Folge der starken Dämpfung wird die Strouhal-Zahl reduziert.

# 7

# Zusammenfassung

In der vorliegenden Arbeit wurden die Auswirkungen von flexiblen und passiven Rückstromklappen bzw. Flaps bei der Umströmung eines Tragflügels mit dem NACA0020 Profil untersucht. Die im Rahmen dieser Arbeit aufgenommenen Polare, Strömungsfelder und Bewegungsaufnahmen der Silikonflaps in abgelöster Strömung bilden somit den Kern der Thesis und tragen zum Verständnis der Flapkinematik bei.

Nach einer umfangreichen Literaturrecherche wurden zunächst numerische Simulationen durchgeführt, um das Strömungsverhalten bei steigendem Anstellwinkel zu beurteilen. Mithilfe der Simulationen konnte eine winkelabhängige Position der laminaren Blase und der turbulenten Ablösung ermittelt werden. Dabei wurde festgestellt, dass sich die Ablöseblasen bereits bei kleinen Anstellwinkeln bilden und mit steigendem Winkel zur Vorderkante des Tragflügels bewegen, bis sich die Strömung komplett ablöst. Daraus wurde abgeleitet, dass eine Positionierung der Flaps um den Ablösepunkt das aerodynamische Verhalten des Tragflügels vor und nach der Strömungsablösung begünstigen könnte.

Während der experimentellen Untersuchung mit der Kraftwaage erfolgte zunächst eine Erstellung von Polardiagrammen für unterschiedliche Positionen der Flaps ohne Faserverstärkung. Die Positionsverschiebung der Flaps entlang des Tragflügels ergab, dass an der Vorder- und Hinterkante (VK-HK) positionierten und elastischen Flaps die größte Auftriebssteigerung erst ab dem kritischen Anstellwinkel bewirken. Ein weiterer Effekt ist die Verzögerung der Strömungsablösung. Aus diesem Grunde wurden für die VK-HK Konfiguration weitere Materialien mit höherer Biegesteifigkeit analysiert. Es konnte eine Auftriebssteigerung bei den Flaps

mit Kunststofffasern gemessen werden, die allerdings erst nach der Strömungsablösung auftrat. Vor der Strömungsablösung haben die Flaps mit der höheren Biegesteifigkeit den Widerstandskoeffizienten erheblich vergrößert, was auf die aufrollende Eigenschaft des Materials zurückzuführen ist. Weiterhin wurden Polare für v-förmige Flaps aufgenommen, wobei eine Auftriebssteigerung gegenüber den rechteckigen Flaps gemessen werden konnte. Ein Nachteil der v-förmigen Flaps ist die vorzeitig eingeleitete Strömungsablösung. Im Anschluss der Kraftmessungen erfolgte eine transiente Untersuchung des Auftriebs und Widerstandes bei der VK-HK Konfiguration mit rechteckigen Flaps, da hierbei die größte Verzögerung der Strömungsablösung erreicht wurde. Diese Untersuchung ergab, dass diese Flaps mit Böen interagieren und so einen Strömungsabriss verhindern können.

Um die festgestellte Auftriebssteigerung zu verstehen, erfolgte im weiteren Verlauf der Arbeit eine Untersuchung der Umströmung mit der Rauchdrahttechnik. Dabei wurde die Größe der turbulenten Ablösung beim Tragflügel ohne Flaps, der Konfiguration mit einer Flapreihe an der Vorderkante (VK) und der VK-HK Konfiguration ohne Faserverstärkung bei gleichem Anstellwinkel untersucht und verglichen. Durch das gemittelte Strömungsfeld wurde festgestellt, dass bei den Konfigurationen mit Flaps die Größe der turbulenten Ablösung deutlich kleiner ist als beim Tragflügel ohne Flaps. Im Vergleich zur VK Konfiguration und Tragflügel ohne Flaps erfuhr die VK-HK Konfiguration die größte Auftriebssteigerung, größte Verzögerung der Strömungsablösung und die am kleinsten ausgeprägte Größe der turbulenten Ablösung.

Nach der Strömungsablösung beeinflussen primär die Vorderkantenflaps die Umströmung des Tragflügels. Aufgrund dessen wurde anschließend eine Stereo Vision Untersuchung der Flapunterkante an der Vorderkante des Tragflügels durchgeführt. Diese Untersuchung ermöglichte die Erfassung des Bewegungsbereiches, der Geschwindigkeit und der Frequenz. Die Auswertung zeigte, dass die Flaps der VK und VK-HK Konfiguration ohne Faserverstärkung beim Anlegen eine höhere Geschwindigkeit aufweisen als beim Aufstellen. Bei den Flaps mit Faserverstärkung hingegen sind die Geschwindigkeiten vielfach kleiner ausgeprägt und beim Aufstellen und Anlegen nahezu identisch. Die Erstellung der gemittelten Bewegungsausführung zeigte, dass die Auftriebsunterschiede der drei Konfigurationen aus den unterschiedlichen Bewegungsmodi resultieren. Jedoch haben alle drei Konfigurationen die schnelle Anlegebewegung des Flaps als Gemeinsamkeit, was als Hauptursache für die Auftriebssteigerung vermutet wird. Die höchste Auftriebssteigerung der VK-HK Konfiguration ohne Faserverstärkung entsteht somit als Folge der stärksten Beschleunigung während der Anlegebewegung.

# 8

# Ausblick

Trotz der umfangreichen Untersuchungen gibt es dennoch offene Fragen, die durch zusätzliche Experimente geklärt werden können. Die bisherige Auswertung beschäftigt sich hauptsächlich mit der Kinematik der Flaps an der Vorderkante. Die Bewegung der Hinterkantenflaps ohne Faserverstärkung ist hingegen mit dem derzeitigen Aufbau der Stereo Vision Technik nicht erfassbar. Das Umklappen der Flaps verdeckt die Unterkante, welche sich nicht mehr im sichtbaren Bereich der zwei Hochgeschwindigkeitskameras befindet. Deswegen werden hierfür zusätzliche Kameras mit bedachter Positionierung benötigt. Des Weiteren wäre es von Interesse mehrere Flaps auf der Vorder- und Hinterkante nebeneinander und synchron aufzunehmen. Damit kann die Wechselwirkung zwischen den Hinter- und Vorderkantenflaps besser verstanden werden.

Um die Auswirkung der Flaps auf die Strouhal-Zahl genauer zu untersuchen, können die Geschwindigkeiten und der Anstellwinkel variiert werden. Die bisherigen Ergebnisse ermöglichen eine begrenzte Interpretation. Für qualitative Aussagen wären für die unterschiedlichen Materialien und Konfigurationen mehr Messungen notwendig. Diese Herangehensweise benötigt allerdings eine Bildverarbeitungsprozedur die automatisierter und autonomer vorgeht. Für die bisherigen drei Konfigurationen wurden während der Stereo Vision Untersuchung insgesamt 24.000 Bilder verarbeitet. Der Aufwand für die Kantendetektion und die Filterungsprozedur war erheblich und müsste dementsprechend weiterentwickelt werden.

Für ein besseres Verständnis des Wirbelverhaltens sind PIV Messungen notwendig. Der Einfluss der Vorderkantenwirbel hat hierbei eine gravierende Rolle. Dementsprechend erfordert es zusätzliche Untersuchungen, um die Geschwindigkeit und die

Trajektorie des Wirbels nachzuvollziehen. Diese Erkenntnisse würden ein detailliertes Verständnis der Gründe für die Auftriebssteigerung liefern können.

Anschließend benötigt diese Untersuchung eine Validierung durch Freifeldversuche, um die Auswirkungen im realen Betrieb zu analysieren. Die Ergebnisse aus ersten Tests lieferten keine klaren Aussagen bezüglich der Einsatzfähigkeit der passiven und flexiblen Flaps.

# Literatur


[1] AG Energiebilanzen. *Energieverbrauch in Deutschland im Jahr 2019*. Techn. Ber. Berlin, 2020, S. 1–45.

[2] M. Alam und N. D. Sandham. "Direct numerical simulation of 'short' laminar separation bubbles with turbulent reattachment". In: *Journal of Fluid Mechanics* 403 (2000), S. 223–250. DOI: 10.1017/S0022112099007119.

[3] W. Albring. *Angewandte Strömungslehre*. 6., bearb. Berlin: Akademie-Verlag, 1990, S. 1–449. ISBN: 3-05-500206-7.

[4] M. A. Aldheeb u. a. "A review on aerodynamics of nonflapping bird wings". In: *Journal of Aerospace Technology and Management* 8.1 (2016), S. 7–17. DOI: 10.5028/jatm.v8i1.564.

[5] D. Arivoli und I. Singh. "Self-adaptive flaps on low aspect ratio wings at low Reynolds numbers". In: *Aerospace Science and Technology* 59 (2016), S. 78–93. DOI: 10.1016/j.ast.2016.10.006.

[6] C. Bak u. a. "Double stall". In: *Forskningscenter Risoe, Risoe-R, No. 1043(EN)* (1998), S. 1–32.

[7] F. Balduzzi u. a. "Static and Dynamic Analysis of a NACA 0021 Airfoil Section at Low Reynolds Numbers Based on Experiments and CFD". In: *Volume 9: Oil and Gas Applications; Supercritical CO2 Power Cycles; Wind Energy*. 51180. American Society of Mechanical Engineers, 2018, V009T48A004. DOI: 10.1115/GT2018-75426.

[8] J. Y. Bouguet. *Camera Calibration Toolbox for Matlab*. 2004.

[9] M. S. Boutilier und S. Yarusevych. "Effects of end plates and blockage on low-Reynolds-number flows over airfoils". In: *AIAA Journal* 50.7 (2012), S. 1547–1559. DOI: 10.2514/1.J051469.

[10] A. Bradski. *Learning OpenCV, [Computer Vision with OpenCV Library; software that sees]*. 1. ed. O'Reilly Media, 2008. ISBN: 0-596-51613-4.

[11] G. Bramesfeld und M. D. Maughmer. “Experimental Investigation of Self-Actuating, Upper-Surface, High-Lift-Enhancing Effectors”. In: *Journal of Aircraft* 39.1 (2002), S. 120–124. DOI: 10.2514/2.2905.

[12] British Petrol public limited company. *Statistical Review of World Energy*. Techn. Ber. London, 2020, S. 1–68.

[13] C. Brücker und C. Weidner. “Influence of self-adaptive hairy flaps on the stall delay of an airfoil in ramp-up motion”. In: *Journal of Fluids and Structures* 47 (2014), S. 31–40. DOI: 10.1016/j.jfluidstructs.2014.02.014.

[14] Bundesministerium für Wirtschaft und Energie. *Erneuerbare Energien 2019*. Techn. Ber. Berlin, 2020, S. 1–8.

[15] A. C. Carruthers, A. L. R. Thomas und G. K. Taylor. “Automatic aeroelastic devices in the wings of a steppe eagle Aquila nipalensis”. In: *Journal of Experimental Biology* 210.23 (2007), S. 4136–4149. DOI: 10.1242/jeb.011197.

[16] T. C. Corke und F. O. Thomas. “Dynamic Stall in Pitching Airfoils: Aerodynamic Damping and Compressibility Effects”. In: *Annual Review of Fluid Mechanics* 47.1 (2015), S. 479–505. DOI: 10.1146/annurev-fluid-010814-013632.

[17] L Du, A Berson und R. G. Dominy. “Aerofoil behaviour at high angles of attack and at Reynolds numbers appropriate for small wind turbines”. In: *Journal of Mechanical Engineering Science* 229.11 (2015), S. 2007–2022. DOI: 10.1177/0954406214550016.

[18] Z. Fang u. a. “Passive separation control of a NACA0012 airfoil via a flexible flap”. In: *Physics of Fluids* 31.10 (2019). DOI: 10.1063/1.5118933.

[19] J. Favier u. a. “Passive separation control using a self-adaptive hairy coating”. In: *Journal of Fluid Mechanics* 627 (2009), S. 451–484. DOI: 10.1017/S0022112009006119.

[20] H. C. Garner u. a. *Subsonic Wind Tunnel Wall Corrections. AGARDograph 109, North Atlantic Treaty Organization (NATO)*. Techn. Ber. 1966, S. 47–74.

[21] R. Gasch u. a. *Windkraftanlagen*. Wiesbaden: Vieweg+Teubner Verlag, 2005. DOI: 10.1007/978-3-322-99446-2.

[22] D. Gault. “A correlation of Low-Speed, Airfoil-Section Stalling Characteristics With Reynolds Number and AIrfoil Geometry”. In: *NACA Tech. Note 3963* (1957).

[23] J. Gilarranz und O. Rediniotis. “Compact, high-power synthetic jet actuators for flow separation control”. In: *39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reston, Virigina: American Institute of Aeronautics und Astronautics, 2001. DOI: 10.2514/6.2001-737.

[24] C. Hafien, A. Bourehla und M. Bouzaiane. “Passive Separation Control on a Symmetric Airfoil via Elastic-Layer”. In: *Journal of Applied Fluid Mechanics* 9.7 (2016), S. 2569–2580. DOI: 10.18869/acadpub.jafm.68.236.25141.

[25] W. Hao, Q. Ding und C. Li. “Optimal performance of adaptive flap on flow separation control”. In: *Computers and Fluids* 179 (2019), S. 437–448. DOI: 10.1016/j.compfluid.2018.11.010.

[26] R. Hartley und A. Zisserman. *Multiple View Geometry in Computer Vision*. Bd. 3. 2. Cambridge University Press, 2004, S. 54–67. DOI: 10.1017/CBO9780511811685.

[27] E. Hau. *Windkraftanlagen*. Springer Berlin Heidelberg, 2016. DOI: 10.1007/978-3-662-53154-9.

[28] D Holst u. a. “Experimental Analysis of a NACA 0021 Airfoil Under Dynamic Angle of Attack Variation and Low Reynolds Numbers”. In: *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power* 141.March (2019), S. 1–10. DOI: 10.1115/1.4041146.

[29] L. M. Horton. “Laminar separation bubbles in two and three dimensional incompressible flow”. Diss. University of London, 1968.

[30] F. B. Hsiao und P. F. Liang. “High-Incidence Airfoil Aerodynamics”. In: *Journal of Aircraft* 35.3 (1998), S. 508–510. DOI: 10.2514/2.2331.

[31] R. F. Huang und C. L. Lin. “Vortex shedding and shear-layer instability of wing at low-Reynolds numbers”. In: *AIAA Journal* 33.8 (1995), S. 1398–1403. DOI: 10.2514/3.12561.

[32] A. Inc. *ANSYS Fluent Theory Guide Vol. 15*. Canonsburg, PA, 2013.

[33] J. Johnston, A. Gopalarathnam und J. R. Edwards. “Experimental Investigation of Bio-Inspired High Lift Effectors on a 2-D Airfoil”. In: *Aerospace Engineering*. Bd. 4. Curran, 2011, S. 2930–2949. ISBN: 9781624101458.

[34] L. Kamps u. a. “Vortex shedding noise of a cylinder with hairy flaps”. In: *Journal of Sound and Vibration* 388 (2017), S. 69–84. DOI: 10.1016/j.jsv.2016.10.039.

[35] K. H. Kernstine, C. J. Moore und A. Cutler. “Initial Characterization of Self-Activated Movable Flaps, “Pop-Up Feathers””. In: *46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Bd. 7. AIAA, 2008, S. 4716–4724.

[36] T. M. Kirk und S. Yarusevych. “Vortex shedding within laminar separation bubbles forming over an airfoil”. In: *Experiments in Fluids* 58.5 (2017), S. 43. DOI: 10.1007/s00348-017-2308-z.

[37] A. Lambert und S. Yarusevych. “Effect of angle of attack on vortex dynamics in laminar separation bubbles”. In: *Physics of Fluids* 31.6 (2019). DOI: 10.1063/1.5100158.

[38] M. Lippold. *Aerodynamische Abnahme des Windkanals TU Bergakademie Freiberg*. Techn. Ber. Friedland, Deutschland: Ingenieurbüro Lippold, 2008.

[39] T. Liu, J Montefort und S Pantula. “Effects of Flexible Fin on Low-Frequency Oscillation in Post-Stalled Flows”. In: *AIAA Journal* 48.6 (2010), S. 1235–1247. DOI: 10.2514/1.J050205.

[40] V. Maldonado. “Active Flow Control of Wind Turbine Blades”. In: *Wind Turbines - Design, Control and Applications*. InTech, 2016. DOI: 10.5772/63480.

[41] S. Mauro u. a. “Transition turbulence model calibration for wind turbine airfoil characterization through the use of a Micro-Genetic Algorithm”. In: *International Journal of Energy and Environmental Engineering* 8.4 (2017), S. 359–374. DOI: 10.1007/s40095-017-0248-2.

[42] F. R. Menter, R. Langtry und S. Völker. “Transition Modelling for General Purpose CFD Codes”. In: *Flow, Turbulence and Combustion* 77.1-4 (2006), S. 277–303. DOI: 10.1007/s10494-006-9047-1.

[43] R. Meyer u. a. “Separation control by self-activated movable flaps”. In: *AIAA Journal* 45.1 (2007), S. 191–199. DOI: 10.2514/1.23507.

[44] R. K. J. Meyer. “Experimentelle Untersuchungen von Rückstromklappen auf Tragflügeln zur Beeinflussung von Strömungsablösungen”. In: *Phd thesis* (2000).

[45] K. Mulleners und M. Raffel. “The onset of dynamic stall revisited”. In: *Experiments in Fluids* 52.3 (2012), S. 779–793. DOI: 10.1007/s00348-011-1118-y.

[46] K. Mulleners und M. Raffel. “Dynamic stall development”. In: *Experiments in Fluids* 54.2 (2013). DOI: 10.1007/s00348-013-1469-7.

[47] K. Mulleners u. a. “The Dynamics of Static Stall”. In: 16th Int Symp on Applications of Laser Techniques to Fluid Mechanics, Lisbon, Portugal, 2012.

[48] H. Oertel. *Dynamik zäher Flüssigkeiten*. 2017, S. 1–797. DOI: 10.1007/978-3-658-08627-5_3.

[49] N. Osterberg und R. Albertani. “Investigation of self-deploying high-lift effectors applied to membrane wings”. In: *Aeronautical Journal* 121.1239 (2017), S. 660–679. DOI: 10.1017/aer.2017.10.

[50] M. L. Post und T. C. Corke. “Separation Control on High Angle of Attack Airfoil Using Plasma Actuators”. In: *AIAA Journal* 42.11 (2004), S. 2177–2184. DOI: 10.2514/1.2929.

[51] R. Radespiel, J. Windte und U. Scholz. “Numerical and experimental flow analysis of moving airfoils with laminar separation bubbles”. In: *AIAA Journal* 45.6 (2007), S. 1346–1356. DOI: 10.2514/1.25913.

[52] J. M. Rainbird. “Blockage tolerant tunnel testing of aerofoils at angles of incidence from 0 to 360 degree, with respect to the self-start of vertical-axis turbines”. Diss. Imperial College London, 2016.

[53] A. Reiswich u. a. “Effect of flexible flaps on lift and drag of laminar profile flow”. In: *Energies* 13.5 (2020), S. 1–16. DOI: 10.3390/en13051077.

[54] REN21. *Renewables 2019, Global Status Report*. Techn. Ber. Paris, 2019, S. 1–336.

[55] D. E. Rival. “Development, Control and Recovery of Leading- and Trailing-Edge Vortices in Tandem-Airfoil Configurations”. Diss. TU Darmstadt, 2009, S. 1–111.

[56] M. E. Rosti. “Direct numerical simulation of an aerfoil at high angle of attack and its control”. Diss. University of London, 2016, S. 1–91.

[57] M. E. Rosti, M. Omidyeganeh und A. Pinelli. “Direct numerical simulation of the flow around an aerofoil in ramp-up motion”. In: *Physics of Fluids* 28.2 (2016). DOI: 10.1063/1.4941529.

[58] H. Schlichting. *Prandtl - Führer durch die Strömungslehre*. Hrsg. von H. Oertel. Wiesbaden: Springer Fachmedien Wiesbaden, 2012. DOI: 10.1007/978-3-8348-2315-1.

[59] J. U. Schlüter. “Lift Enhancement at Low Reynolds Numbers using Pop-Up Feathers”. In: *39th AIAA Fluid Dynamics Conference* June (2009), S. 1–14. DOI: 10.2514/1.46425.

[60] R. Schwarze. *CFD-Modellierung*. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 2013. DOI: 10.1007/978-3-642-24378-3.

[61] H. Shah, S. Mathew und C. M. Lim. “Numerical simulation of flow over an airfoil for small wind turbines using the $\gamma$-Re$\theta$ model”. In: *International Journal of Energy and Environmental Engineering* 6.4 (2015), S. 419–429. DOI: 10.1007/s40095-015-0188-7.

[62] E. Talboys und C. Brücker. “Upstream shear-layer stabilisation via self-oscillating trailing edge flaplets”. In: *Experiments in Fluids* 59.10 (2018), S. 145. ISSN: 0723-4864. DOI: 10.1007/s00348-018-2598-9.

[63] E. Talboys, T. F. Geyer und C. Brücker. “An aeroacoustic investigation into the effect of self-oscillating trailing edge flaplets”. In: *Journal of Fluids and Structures* 91 (2019), S. 102598. ISSN: 08899746. DOI: 10.1016/j.jfluidstructs.2019.02.014.

[64] W. A. Timmer. “Two-dimensional low-Reynolds number wind tunnel results for airfoil NACA 0018”. In: *Wind Engineering* 32 No. 6 (2008), S. 525–537.

[65] L. W. Traub und L. Jaybush. “Experimental investigation of separation control using upper-surface spoilers”. In: *Journal of Aircraft* 47.2 (2010), S. 714–717. DOI: 10.2514/1.45434.

[66] Umweltbundesamt. *Erneuerbare Energien in Deutschland, Daten zur Entwicklung im Jahr 2019*. Techn. Ber. Dessau-Roßlau, 2020, S. 1–28.

[67] C. H. Wang und J. Schlüter. “Stall control with feathers: Self-activated flaps on finite wings at low Reynolds numbers”. In: *Comptes Rendus - Mecanique* 340.1-2 (2012), S. 57–66. DOI: 10.1016/j.crme.2011.11.001.

[68] C. H. J. Wang und J. U. Schluter. “Low Reynolds’ Number Application of Feather Inspired Passive High Lift Device on Finite Wing”. In: *31st AIAA Applied Aerodynamics Conference*. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics und Astronautics, 2013. DOI: 10.2514/6.2013-2669.

[69] L. Wang, M. M. Alam und Y. Zhou. “Experimental study of a passive control of airfoil lift using bioinspired feather flap”. In: *Bioinspiration & Biomimetics* 14.6 (2019), S. 66005. DOI: 10.1088/1748-3190/ab3d57.

[70] S. Yarusevych, P. E. Sullivan und J. G. Kawall. “On vortex shedding from an airfoil in low-Reynolds-number flows”. In: *Journal of Fluid Mechanics* 632 (2009), S. 245–271. DOI: 10.1017/S0022112009007058.

[71] S. Yarusevych, P. E. Sullivan und J. G. Kawall. “Smoke-wire flow visualization in separated flows at relatively high velocities”. In: *AIAA Journal* 47.6 (2009), S. 1592–1595. DOI: 10.2514/1.43539.

# Anhang

## A Anhang 1

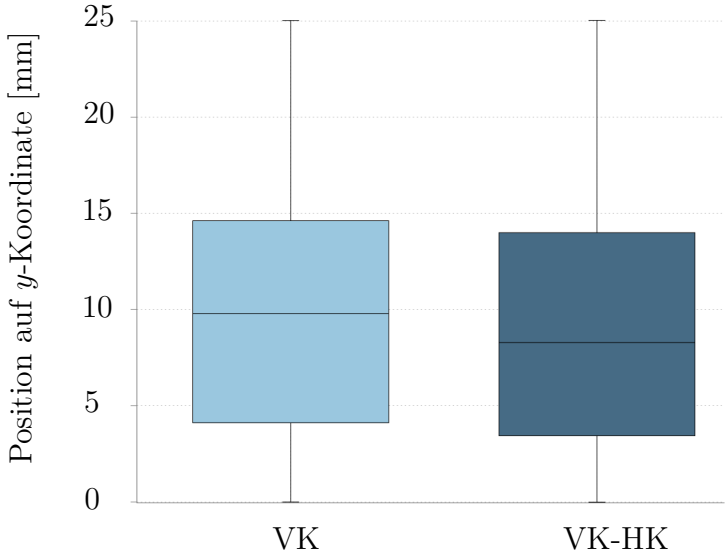


Abbildung 8.1: Box-Plot zur Verteilung der Mittelpunkte der VK Konfiguration entlang der $y$-Achse

# B Anhang 2

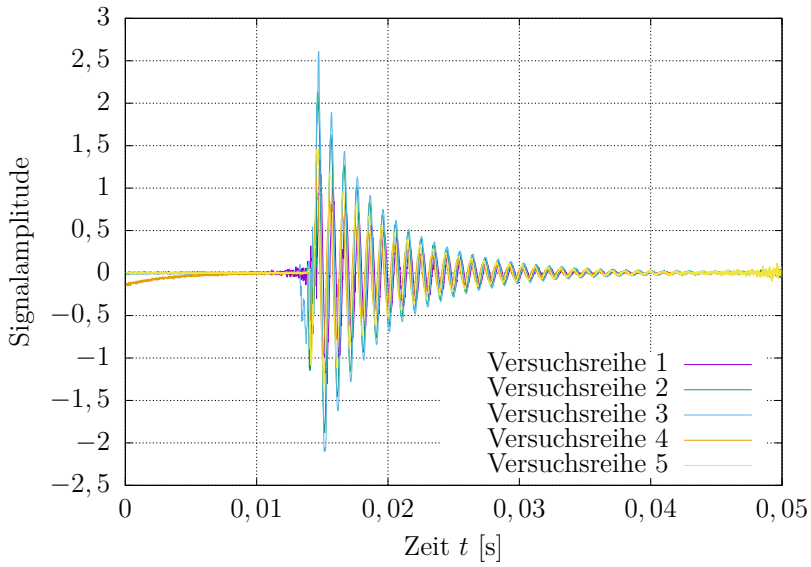


Abbildung 8.2: Mit Vibrometer ermittelte Eigenschwingung des Flaps ohne Faserverstärkung; mittlere Frequenz liegt bei 9,5 ± 1 Hz

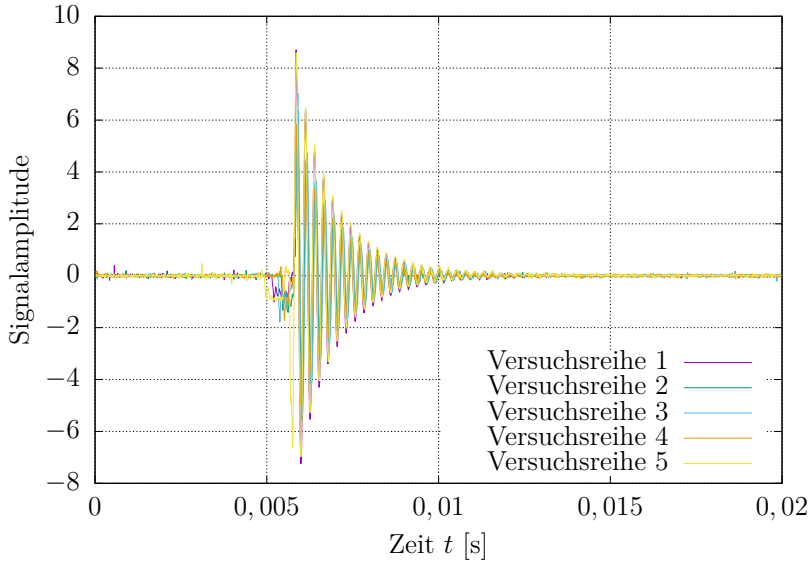


Abbildung 8.3: Mit Vibrometer ermittelte Eigenschwingung des Flaps mit Faserverstärkung; mittlere Frequenz liegt bei 37 ± 1 Hz

# C Anhang 3

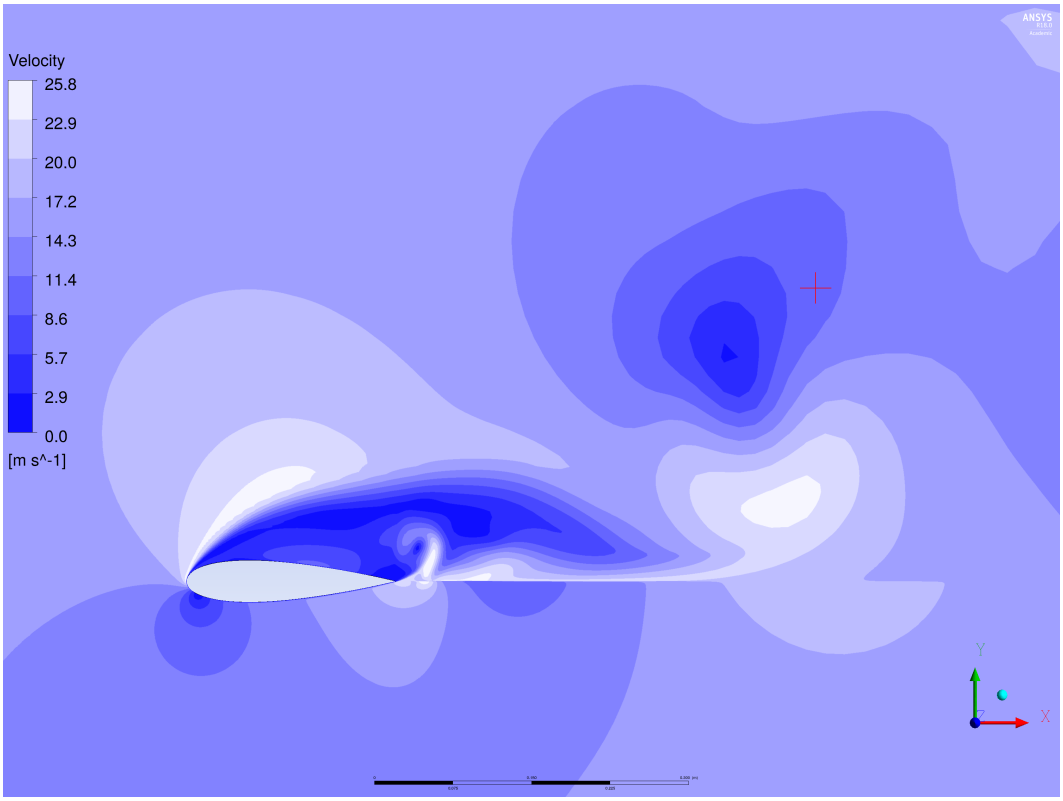


Abbildung 8.4: Transiente 2-D Simulation des NACA0020 Profils; Zeitschrittweite $\Delta t$ beträgt 0,001 s, wobei restliche Randbedingungen aus Kapitel 3 übernommen wurden; rotes Kreuz ist die Messstelle für Geschwindigkeitsfluktuationen und wurde aus dem Experiment von Huang und Lin [31] übernommen

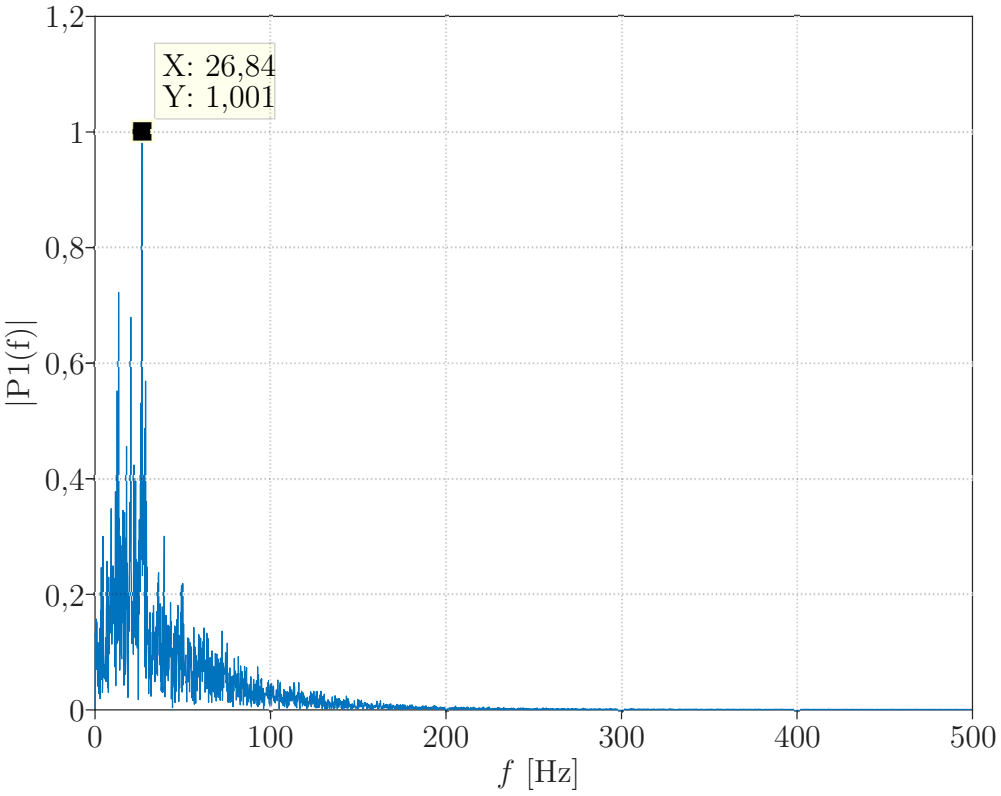


Abbildung 8.5: Fourier-Transformation des Geschwindigkeitsbetrages; Messstelle in Abbildung 8.4 dargestellt; dominierende Frequenz ist 26,84 Hz