

ERMITTLUNG DER MASSENKRÄFTE PERIODISCH BEWEGTER TRAGFLÜGELMODELLE UNTER ANWENDUNG VON OPTISCHER MESSTECHNIK

H. Ehlers¹, R. Konrath¹, J. Agocs¹, R. Radespiel², R. Wokoek²

¹Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR), Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen, Deutschland

²Technische Universität Braunschweig, Institut für Strömungsmechanik (ISM), Bienroder Weg 3, 38106 Braunschweig, Deutschland

Zusammenfassung

Im Rahmen eines DFG-Projektes zur instationären Aerodynamik von Tragflügeln bei kleinen Reynolds-Zahlen werden Messungen der aerodynamischen Kräfte von im Windkanal periodisch bewegten Tragflächen verschiedener Geometrien und Bewegungsparameter durchgeführt. Die Massenträgheitskräfte, welche durch die Schlagbewegung hervorgerufen werden, sind mit 80 – 90 % der Gesamtkräfte deutlich größer als die aerodynamischen Kräfte der kleinen Tragflügelmodelle. Somit ist eine Kompensation der mittels Windkanalwaage gemessenen Kräfte erfahrungsgemäß mit größeren Unsicherheiten behaftet. Diese Arbeit soll einen neuen Ansatz zur Bestimmung der Massenträgheitskräfte während eines Windkanalversuchs aufzeigen. Eine optische Positionserfassungs-Messtechnik wird zur Rekonstruktion der 3D-Verschiebungen des Tragflügels verwendet. Diese werden weiterhin zum Berechnen der Tragflächen-Beschleunigungen herangezogen. Mit der bekannten Masse, der Schwerpunktlage sowie dem Massenträgheitsmoment des Modells, können nun die exakten Massenkräfte und -momente des Tragflügels bestimmt werden.

1. EINLEITUNG

Durch das aufkommende Interesse an Mikroflugzeugen, sogenannten ‚Micro Air Vehicles‘ oder kurz MAV erfährt das Interesse an der technischen Umsetzung des Schlagfluges seit einigen Jahren wieder verstärkt Aufmerksamkeit. Grund hierfür ist die stark abnehmende aerodynamische Effizienz stationär angeströmter Profile im Bereich niedriger Reynolds-Zahlen [1]. Gerade dieser charakterisiert die Flugbedingungen besagter MAV. Je nach Ausführung sind die Abmessungen und die Fluganforderungen der kleinen Flugzeuge ähnlich zu denen kleiner Vögel oder sogar großer Insekten. Nach Shyy et al. [2], sowie Müller et al. [3] ist die Spannweite mit $b \leq 15$ cm, die Fluggeschwindigkeit mit $U_\infty \leq 15$ m s⁻¹ und die Reynolds-Zahl mit $Re = c \cdot U_\infty / \nu \leq 100.000$ begrenzt. Anforderungen für ein MAV sind neben der effektiven Auftriebs- und Schuberzeugung eine sehr präzise Manövrierfähigkeit zum Ausweichen von Hindernissen, für den gezielten Anflug und auch um plötzliche Windböen unbeschadet zu überstehen [1]. Ausgerüstet mit jeder Art von Sensorik sollen MAV sowohl im zivilen als auch militärischen Bereich vielseitig Anwendung finden. Denkbare zivile Einsatzszenarien sind: Luftaufnahmen zur Kartographie, meteorologische Messungen, Zivil- und Katastrophenschutz, Umweltschutz, Aufnahme von Sportveranstaltungen sowie Forschungszwecke.

Beobachtungen an Vögeln sowie erste Forschungsergebnisse zeigen, dass der Schlagflug für Mikroflugzeuge eine sehr effektive Variante zur Schuberzeugung bei

kleinen Reynolds-Zahlen darstellt. Diese ist jedoch äußerst komplex und erst seit kurzer Zeit mit modernster Technik in ihren Grundzügen entschlüsselt. Jones et al. [4] zeigen eine gute Übereinstimmung von experimentellen Ergebnissen und analytischen Ansätzen für die Schuberzeugung des schlagenden Flügels bei angelegter Strömung. Experimentelle Untersuchungen zum Strömungsfeld um eine rechteckige, ebene Platte mit Schlagbewegung wurden von Ames et al. [5] für eine Reynolds-Zahl von $Re = 20.000$ durchgeführt.

Diese Arbeit wurde im Rahmen des DFG-Projektes „Instationäre Aerodynamik von Tragflügeln bei kleinen Reynolds-Zahlen“ durchgeführt. Hierin sollen Strömungsvorgänge am instationär angeströmten Tragflügel analysiert werden. Hintergrund ist eine Bewertung der aerodynamischen Effizienz hinsichtlich des erzeugten Auf- und Vortriebes durch kombinierte Nick- und Hub-Bewegungen für eine Anwendung auf MAV. Effekte der Reynolds-Zahl, der Bewegungsform, der Schlagfrequenz, der Bewegungsamplituden sowie der Streckungsverhältnisse und der Grundform des Tragflügels sollen systematisch anhand der aerodynamischen Beiwerte untersucht werden.

Charakteristisch für den niedrigen Reynolds-Zahl-Bereich sind die sehr geringen aerodynamischen Kräfte im Vergleich zu den Trägheitskräften des schlagenden Flügels [6]. Eine genaue Ermittlung der Trägheitskräfte ist somit äußerst wichtig, um eine exakte Aussage über die Aerodynamik des Tragflügels treffen zu können. Hierin liegt ein noch nicht vollständig gelöstes Problem

vor. Aufgrund der verhältnismäßig großen Masse eines untersuchten Profils konnten Rival und Tropea [7] die Flügelbewegung nur bis zu einer reduzierten Frequenz von $k = \pi f c / U_\infty = 0.1$ betrachten. Darüber hinaus wurde der Anteil der Inertialkräfte an den Gesamtkräften deutlich größer als der Anteil der aerodynamischen Kräfte. Aus diesem Grund sind für derartige Versuche Modelle in extremer Leichtbauweise einzusetzen. Wu et al. [8] verwenden eine Vakuumglocke, die den gesamten Messaufbau inklusive des Schlagflugapparates umschließt, um so die reinen Massenkräfte aufzunehmen. Die ermittelten Kräfte werden später von den Waagenmesssignalen mit Strömung subtrahiert. Dieses Verfahren berücksichtigt jedoch keine aeroelastischen Effekte, d.h. Veränderungen der Beschleunigung der Tragfläche aufgrund der Umströmung werden nicht erfasst.

In dieser Arbeit wird ein neuer Ansatz zur Bestimmung der vorherrschenden Trägheitskräfte verfolgt. Die Beschleunigungen der Tragflügel sollen mit Hilfe einer optischen Positionserfassungsmethode ermittelt werden. Hierzu müssen die Tragflügel mit einem Muster versehen werden. Die Oberfläche wird dann mittels zweier High-Speed-Kameras aufgezeichnet und über optische Triangulation rekonstruiert. Aus den ermittelten Verschiebungen können anschließend – durch Kenntnis der erzeugten Bildrate – die Geschwindigkeits- sowie Beschleunigungsvektoren bestimmt werden. Die Windkanalmodelle wurden so ausgelegt, dass neben der Positionserfassung zusätzlich eine optische Vermessung der Umströmung mittels ‚Particle Image Velocimetry‘ (PIV) möglich ist. (vgl. Konrath et al. [6])

2. DER SCHLAGFLUG

Der Mechanismus des Schlagfluges kann vereinfacht durch zwei Gleichungen für die Flügelbewegungen beschrieben werden: Die reine Hubbewegung

$$(1) \quad z(t) = z_s + \hat{z} \cdot \cos(\omega t)$$

und die Nickbewegung

$$(2) \quad \alpha(t) = \alpha_{D(t)} = \alpha_s + \hat{\alpha} \cdot \cos(\omega t - \kappa).$$

Vereinfacht werden diese als harmonische Schwingung dargestellt. Eine Phasenverschiebung kann durch κ eingeführt werden.

Wie aus der stationären Aerodynamik bekannt, erzeugt ein angeströmter Tragflügel unter einem gegebenen Anstellwinkel α_s eine Auftriebskraft sowie einen Widerstand. Beim Schlagflug werden beide Kräfte von instationären Strömungseffekten beeinflusst. Ein Kennwert, der die instationären Eigenschaften der Flügelumströmung beschreibt, ist die reduzierte Frequenz [9]

$$(3) \quad k = \frac{\pi f \cdot c_{MAC}}{U_\infty}.$$

Sie bildet das Verhältnis von Schlagfrequenz zur Anströmgeschwindigkeit. Hierin stellt c_{MAC} die mittlere aerodynamische Flügeltiefe dar.

2.1. Hubbewegung

Die reine Hubbewegung des Flügels kann als Änderung der Anströmung des Flügelprofils angesehen werden. Die zeitabhängige, induzierte Anstellwinkeländerung (α_H) lässt sich durch die folgende Beziehung herleiten:

$$(4) \quad v_{z(t)} = -\hat{z}\omega \cdot \sin(\omega t)$$

$$(5) \quad \alpha_{H(t)} = \arctan \frac{-v_{z(t)}}{U_\infty}.$$

In Gleichung (5) ist ersichtlich, dass ein Profil unter horizontaler Anströmung (U_∞) bei einem Abschlag ($0 \dots \pi$) einen positiven Anstellwinkel und somit zusätzlichen Auftrieb erfährt. Abbildung 1 zeigt, dass die Luftkräfte L und D durch die geänderte Anströmrichtung rotieren. Im raumfesten Koordinatensystem ist nun ersichtlich, dass der Abschlag eines Flügelprofils neben Auftrieb auch Schub produziert. Analog dazu kann festgestellt werden, dass ein aufschlagendes Flügelprofil Abtrieb und Schub produziert. Für das dargestellte symmetrische Profil ohne stationären Anstellwinkel α_s heben sich die Auf- und Abtriebskräfte über eine komplette Bewegungsperiode gegenseitig auf. Durch Aufbringen eines stationären Anstellwinkels kann jedoch die Profilmströmung verändert werden, so dass im Mittel über eine Bewegungsperiode Auftrieb erzeugt wird. Die Schuberzeugung ist ebenfalls im Nachlauf der Strömung eines schlagenden Profils zu erkennen. Wie schon 1935 von Kármán und Burgers [10] erkannt, bildet sich hinter einem schubproduzierenden Profil ein düsenförmiges Geschwindigkeitsprofil aus, wohingegen ein stationär angeströmtes Profil einen Widerstand produziert, der sich über den Impulserhaltungssatz aus der Nachlaufdele errechnen lässt [4].

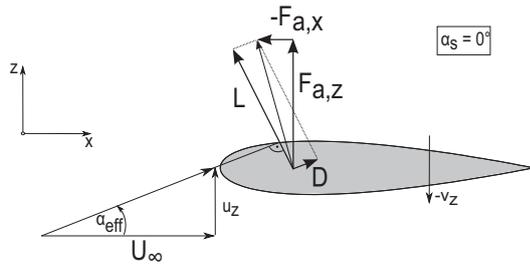
2.2. Kombinierte Hub- und Drehbewegung

Im Falle einer kombinierten Bewegung überlagert sich der geometrische Anstellwinkel (α_D) mit dem Effekt aus der Hubbewegung (α_H). Somit kann ein rein kinematischer, effektiver Anströmwinkel

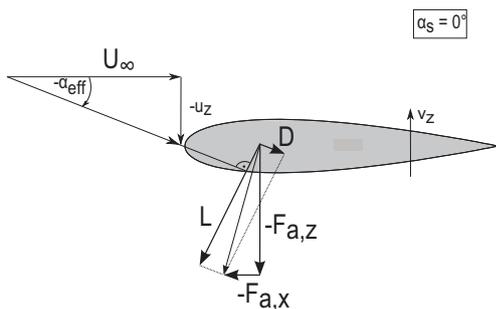
$$(6) \quad \alpha_{eff(t)} = \alpha_D + \alpha_H$$

bestimmt werden.

Durch geschickte Kombination der Hub- und Nickbewegung kann der Schlagflug noch effizienter gestaltet werden. Beobachtungen an Vögeln sowie experimentelle Untersuchungen haben gezeigt, dass für einen effektiven Schlagflug eine Phasenverschiebung von $\kappa \approx -90^\circ$ zwischen der Schlag- und der Nickschwingung liegen sollte [11]. Die Nickschwingung sollte der



(a) Profil im Abschlag, Auftrieb und Schub werden produziert



(b) Profil im Aufschlag, Abtrieb und Schub werden produziert

Abbildung 1 Kräfte am schlagenden Flügel-Profil (Hubbewegung)

Schlagschwingung dementsprechend um 90° voraussehen um einen besonders wirkungsvollen Mechanismus zu erhalten. Eine weitere Voraussetzung für effektiven kombinierten Schlagflug ist das Verhältnis zwischen der Dreh- und der Hubamplitude. Um den Widerstand des Profils zu überwinden und Schub zu erzeugen, muss der Anstellwinkel aus der Schlagbewegung α_H zu jeder Zeit größer sein als der momentane Winkel der Drehbewegung α_D . Im anderen Fall würde zusätzlicher Strömungswiderstand erzeugt werden [4] [11].

3. OPTISCHE OBERFLÄCHENMESSTECHNIK

Viele optische Verfahren zur berührungslosen Vermessung von sowohl Oberflächengeometrien, -verschiebungen als auch -deformationen basieren auf den Grundlagen der Photogrammetrie. In der vorliegenden Arbeit wird die Software DaVis der Firma LaVision zur Oberflächenberechnung genutzt. Ziel ist es, aus den erhaltenen Verschiebungsdaten und unter Berücksichtigung der Bildrate die Objektbeschleunigung zu ermitteln. Hieraus können dann Massenkräfte des bewegten Tragflügels bestimmt werden.

Die Photogrammetrie ist ein passives, also berührungsloses Fernerkundungs- und Vermessungsverfahren zur Rekonstruktion der dreidimensionalen Form eines

Objektes aus Messbildern. [12]

Die zentralen Gleichungen der Photogrammetrie sind die Kollinearitätsgleichungen. Sie enthalten den Zusammenhang zwischen 2D-Bildkoordinaten und 3D-Objektkoordinaten unter der Annahme einer Zentralprojektion. Zum Lösen der Kollinearitätsgleichungen können z. B. zwei Bilder vom gleichen Objekt aus unterschiedlichen Perspektiven ausgewertet werden.

Die Firma LaVision stellt in DaVis zwei Möglichkeiten zur Berechnung von Objektoberflächen im Raum zur Verfügung: ‚DaVis StrainMaster 3D‘ (Image Pattern Correlation Technique – IPCT) [13] und ‚DaVis PointTracker‘ (Positionserfassung) [14]. Das erste Verfahren basiert auf einem sehr feinen, stochastischen Punktemuster. Dieses wird auf der Objektoberfläche fest oder durch Projektion aufgebracht. Mit Hilfe von Korrelationsalgorithmen lassen sich sehr kleine Oberflächensegmente in einem Bildpaar einander zuordnen. Hierdurch ist es speziell für die Ermittlung der Objektform mit einer feinen Auflösung der Oberflächenstrukturen geeignet. Durch Aufbringung eines körperfesten Musters kann weiterhin die Objektverschiebung bzw. -deformation innerhalb einer Bildfolge bestimmt werden.

Für das ‚PointTracker‘ -Verfahren werden größere Marker auf der Objektoberfläche benötigt, die die Software erkennen und eindeutig identifizieren muss. Dieses Verfahren ist für größere Verschiebungen geeignet. Es wird von einer starren Oberfläche ausgegangen, deren Verschiebungen mit Hilfe von Triangulationsalgorithmen bezüglich einer Referenzaufnahme bestimmt werden. In dieser Arbeit wird vorerst das ‚PointTracker‘ -Verfahren verwendet, da von sehr steifen Tragflächen ausgegangen wird. In Voruntersuchungen konnte für den gegebenen Kameraaufbau eine maximale Ungenauigkeit von 0,1 mm in der Positionsbestimmung festgestellt werden. [15]

4. WINDKANALVERSUCH

Die durchgeführte Messkampagne im Windkanal der TU Braunschweig hatte zum Ziel die neue Methode zum Bestimmen der Massenkräfte anzuwenden und zu validieren. Hierfür wurden Bewegungsformen und Strömungsparameter ausgewählt (vgl. Tabelle 1) und zeitgleiche Kraft- sowie optische Messungen durchgeführt. Die Kraftmessungen wurden durch das Institut für Strömungsmechanik (ISM) der TU Braunschweig ausgeführt.

4.1. Windkanalmodell

Es wurde ein Windkanalmodell mit rechteckigem Grundriss, der Streckung $\lambda = b^2/S = 1,0$ und einer Flügeltiefe von $c = 12,00$ cm verwendet. Das Modell stellt eine ebene Platte mit einem Rumpf auf der Unterseite dar. Um ein möglichst geringes Gewicht sowie eine hohe Steifigkeit zu erhalten, wurde in Faserverbund- und Sandwich-

	C1	C3	C4
k	0,2	0,2	0,2
Re	36000	36000	36000
U_∞ [m s^{-1}]	4,5	4,5	4,5
f [Hz]	2,387	2,387	2,387
\hat{z} [mm]	60	60	60
$\hat{\alpha}_h$ [$^\circ$]	11,3	11,3	11,3
$\hat{\alpha}$ [$^\circ$]	0	0	6,8
α_s [$^\circ$]	0	8	8

Tabelle 1 Bewegungsformen für die Messkampagne

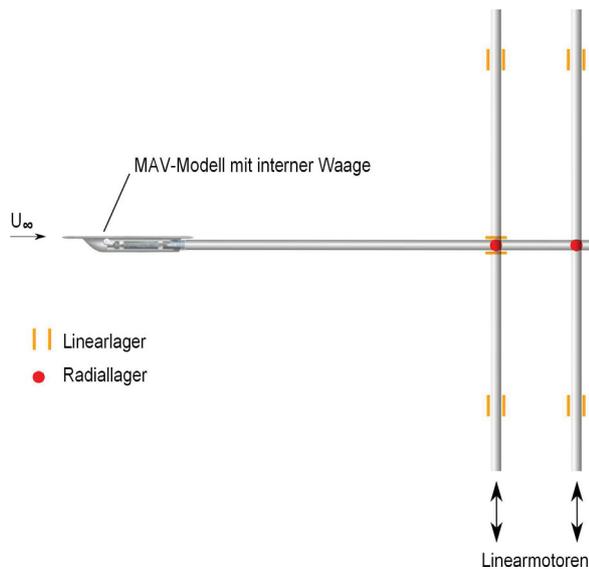


Abbildung 2 Prinzipskizze des Bewegungsapparates zur Ausführung von Hub- und Drehbewegungen [16]

bauweise gefertigt. Somit sind für den Versuch eine hohe Formtreue sowie geringe Massenkräfte gewährleistet.

4.2. Versuchsaufbau

Der Versuch wurde am ‚Leisen Niedergeschwindigkeits-Windkanal‘ (LNB) der TU Braunschweig durchgeführt [16]. Dieser kontinuierlich arbeitende Eiffel-Kanal mit geschlossener Messstrecke kann bei Strömungsgeschwindigkeiten von 4 m s^{-1} bis 19 m s^{-1} betrieben werden. Er wurde für kleine Reynolds-Zahlen, stationäre sowie instationäre Strömungen konzipiert und eignet sich aufgrund seiner verglasten Messstrecke für optische Messverfahren. Die Abmessungen der Messstrecke betragen $(l \times b \times h) = (1500 \times 400 \times 600) \text{ mm}$. Derzeit ist über einen Bewegungsapparat eine Modellbewegung in zwei Freiheitsgraden möglich, um Manöver oder auch eine kombinierte Hub-/Drehbewegung von bis zu 3 Hz auszuführen. (vgl. [16])

Für die optische Messung wurden zwei Hochgeschwindigkeitskameras ‚EoSens MC1362‘ von Mikrotron verwendet. Bei Vollaufösung (1280×1024 Pixel) errei-

chen diese eine maximale Bildrate von 500 Hz. Es wurde ein Blickwinkel von $\theta_{conv} = 55^\circ$ zwischen den Kameras eingestellt. Zusätzlich wurden die Kameras um $\varphi = 40^\circ$ zur Modelloberfläche geneigt. Für die Positionserfassung wurden weiße Marker aus dünner Folie auf die Oberfläche des Modells geklebt. Zur Beleuchtung der Marker wurde ein Projektor mit einer 1200 W-Metallampfampe gewählt (GL 1200EL). Die Bewegungen wurden mit einer Rate von 125 Bildern pro Periode aufgenommen. Dies entspricht bei einer Bewegungsfrequenz von 2,387 Hz einer Aufnahmefrequenz von knapp 300 Hz. Um eine Mittelung der Messungen durchführen zu können, wurden 100 Bewegungsperioden aufgenommen, die über zwei Lichtschranken am Bewegungsapparat getriggert wurden.

Weiterhin wird eine Windkanalwaage (W637) der TU Braunschweig [16] verwendet, um die Kräfte und Momente zu messen, die auf das MAV-Modell wirken. Die Waage ist eine der kleinsten erhältlichen 6-Komponentenwaagen. Sie wurde speziell für die Messung von Kraftbeiwerten kleiner Windkanalmodelle entwickelt.

5. ERMITTLUNG DER MASSENTRÄGHEIT

Die Windkanalwaage liefert Kraftdaten über die gesamte Bewegungsperiode. Diese stellen eine Überlagerung von aerodynamischen und Massenkräften (Inertialkräften) dar. Die herkömmliche Methode zum Bestimmen der reinen aerodynamischen Kräfte des Modells besteht darin, die Windkanalwaage während einer Messung mit einem Ersatzkörper (Dummy) zu belasten, der – im Vergleich zum Windkanalmodell – das gleiche Gewicht, den gleichen Schwerpunkt sowie das gleiche Eigenträgheitsmoment um die Dreh-Achse aufweist. Gleichzeitig soll dieser möglichst geringe aerodynamische Kräfte erzeugen. Durch eine Vermessung des Tragflügel-Ersatzkörpers können somit die Massenträgheitskräfte des Modells näherungsweise bestimmt werden. Unter Annahme derselben Bewegungsform kann die Messung des Ersatzkörpers von der Modellmessung abgezogen werden, um die reinen aerodynamischen Kräfte des Tragflügels zu erhalten. Diese Methode weist jedoch einige Ungenauigkeiten auf, da Fehler aus dem Kalibrierungsprozess des Ersatzkörpers, aber auch Positionierungsabweichungen zwischen Ersatzkörper und Modell das Ergebnis verfälschen können. Weiterhin werden aeroelastische Effekte am Tragflügel nicht erfasst, da der Dummy diese nicht wiedergeben kann. Auch um diesen Fehler zu minimieren werden sehr steife Windkanalmodelle verwendet. Damit die optische Messmethode bewertet werden kann, werden die Ergebnisse aus den Kraftmessungen mit Ersatzkörper ebenfalls in dieser Arbeit aufgeführt.

Mit Hilfe der optischen Erfassung der Modellbeschleunigungen liegt eine Methode vor, Massenträgheitskräf-

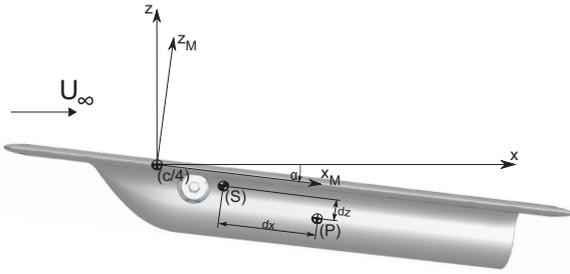


Abbildung 3 Koordinatensysteme des Windkanalmodells

te berührungslos bestimmen zu können. Diese Messung wird direkt am schwingenden Modell, zeitgleich zur Kraftmessung, durchgeführt. Umströmungseffekte, die zu Strukturanregungen führen und somit die Massenträgheitskräfte beeinflussen, werden auf diese Weise berücksichtigt. Das Koordinatensystem ist in Abbildung 3 dargestellt. Zur Bestimmung der Modellbeschleunigungen im Modellschwerpunkt, wird auf einen zentralen Differenzenquotienten zweiter Ordnung

$$(7) \quad a_z = \left(\frac{\partial^2 z}{\partial t^2} \right)_i = \frac{z_{i+1} - 2z_i + z_{i-1}}{\Delta t^2} + O(\Delta t^2)$$

zurückgegriffen. Weiterhin werden die Beschleunigungen im modellfesten Koordinatensystem (M) ausgedrückt, da die Windkanalwaage ebenfalls ein modellfestes Ergebnis liefert. Hierfür wird eine Drehmatrix als Funktion des Nickwinkels α verwendet

$$(8) \quad \begin{pmatrix} a_x \\ a_z \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\alpha) & \sin(\alpha) \\ -\sin(\alpha) & \cos(\alpha) \end{bmatrix} \cdot \begin{pmatrix} a_{x_M} \\ a_{z_M} \end{pmatrix}$$

bzw.

$$(9) \quad \vec{a}_M = \mathbf{R}^{-1} \cdot \vec{a}.$$

Die Massenträgheitskräfte im Modellschwerpunkt ergeben sich aus

$$(10) \quad \vec{F}_{m,M} = -m \cdot \vec{a}_M.$$

Das inertielle Drehmoment wird bezüglich des Waagenbezugspunktes (P) definiert. Es berechnet sich aus dem Eigenträgheitsmoment ($J_y^{(S)}$) und den Inertialkräften des Modells.

$$(11) \quad M_{m,y}^{(P)} = -J_y^{(S)} \cdot \ddot{\alpha} + F_{m,x_M} \cdot d_z + F_{m,z_M} \cdot d_x.$$

Das Eigenträgheitsmoment wurde aus den CAD-Daten des Modells ermittelt, die Abstände d_x und d_z sind in Bild 3 dargestellt.

Für die folgende Berechnung der aerodynamischen Kräfte und Momente müssen weitere Effekte beachtet werden, die sich aus dem Bewegen bzw. Beschleunigen der Waage selbst ergeben. Zum Einen muss ein Anstellwinkel abhängiger Gewichtskrafteinfluss beachtet werden, da die Windkanalwaage in horizontaler Lage mit mon-

tiertem Modell variiert wird. Zum Anderen liefert die beschleunigte Masse der Waage, zu einem gewissen Teil, einen zusätzlichen Beitrag zu den Inertialkräften und -momenten (Im Folgenden Waageneigenanteil genannt). Um den Eigenanteil der Waage bestimmen zu können, wurde die Waage bei gleicher Bewegung zusätzlich ohne Modell gemessen. Es wird die vereinfachte Annahme getroffen, dass der Eigenanteil durch eine Punktmasse (m_W) mit einem bestimmten Abstand zum Waagenbezugspunkt ($d_{W,x}$) modelliert werden kann. Zusätzlich wird davon ausgegangen, dass die Beschleunigungsamplituden der Messung mit Modell und der Messung ohne Modell übereinstimmen, so dass sich Masse und Schwerpunktlage des Eigenanteils aus dem Kraft- bzw. Momentensignal der leeren Waage errechnen lassen.

Die berechneten und korrigierten Inertialkräfte und -momente haben denselben Bezugspunkt wie die Windkanalwaage und befinden sich im selben Koordinatensystem. Folglich können die Datensätze voneinander abgezogen werden

$$(12) \quad \begin{pmatrix} F_{a,x_M} \\ F_{a,z_M} \\ M_{a,y} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} F_{ges,x_M} \\ F_{ges,z_M} \\ M_{ges,y} \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} F_{m,x_M} \\ F_{m,z_M} \\ M_{m,y} \end{pmatrix}.$$

Die so ermittelten aerodynamischen Momente werden auf den 25%- bzw. c/4-Punkt des Modells umgerechnet und die Kräfte ins raumfeste, aerodynamische Koordinatensystem transformiert. Hierfür kann auf die Rotationsmatrix in Formel 8 zurückgegriffen werden. Die aerodynamischen Beiwerte sind definiert durch

$$(13) \quad C_D = \frac{F_{a,x}}{\rho/2 \cdot U_\infty^2 \cdot S},$$

$$(14) \quad C_L = \frac{F_{a,z}}{\rho/2 \cdot U_\infty^2 \cdot S}$$

und

$$(15) \quad C_M = \frac{M_{a,y}^{(c/4)}}{\rho/2 \cdot U_\infty^2 \cdot S \cdot c}.$$

6. ERGEBNISSE

Im Folgenden sollen die optisch ermittelten Messdaten erläutert werden und die errechneten Massenkräfte sowie die resultierenden aerodynamischen Beiwerte aufgezeigt werden. Zur Bewertung werden die Ergebnisse der herkömmlichen Messmethode (Ermittlung der Massenträgheit mittels Tragflügelersatzkörper) mit aufgeführt.

Bild 4 stellt den optisch gemessenen Bewegungsverlauf des Modells für die reine Hubbewegung (Fall C1; vgl. Tabelle 1) dar. Die Verschiebungen beziehen sich auf den c/4-Punkt des Modells. Es ist eine Amplitude der Hubbewegung von $\hat{z} = 60,37$ mm gemessen worden. Neben dieser translatorischen Bewegung wurde zudem eine

überlagerte Drehbewegung von $\hat{\alpha} = 0,15^\circ$ gemessen. Die Ursache hierfür könnte aus einer Ungenauigkeit des Bewegungsapparates resultieren, da diese Bewegung jedoch in Phase zur Massenträgheit in Hub-Richtung (vgl. Bild 5) schwingt, scheint eine geringe Durchbiegung der Haltestange des Modells realistischer.

Die aus den Verschiebungen berechneten Massenkräfte und -momente sind in Bild 5 und 6 aufgezeigt. Alle Korrekturen für die Windkanalwaage sind hierin berücksichtigt (vgl. Abschnitt 5). Weiterhin wurden die Kraft- und Momentenmessungen der Windkanalwaage in diesen Abbildungen dargestellt: Zum einen die Messungen mit Ersatzkörper und zum Anderen die Messungen mit Modell. Deutlich zu erkennen ist, dass die Kurven der ermittelten Massenträgheit für beide Bestimmungsmethoden sehr nahe beieinander liegen. Sogar in den höherfrequenten Anteilen können Übereinstimmungen gefunden werden. Hierin wird die hohe Genauigkeit und Empfindlichkeit des optischen Messsystems deutlich. An der Waagenmessung mit Modell ist weiterhin ersichtlich, dass die aerodynamischen Kräfte eine Phasenverschiebung bezüglich der Massenträgheit hervorrufen.

Ein weiterer Vergleich der beiden Messsysteme wurde anhand der aerodynamischen Beiwerte durchgeführt, die mit einem Tiefpassfilter (Butterworth) bei einer Grenzfrequenz von 20 Hz gefiltert wurden. Die Grenzfrequenz wurde durch Versuche zum Eigenschwingverhalten der Struktur und der Regelung des Bewegungsapparates durch das ISM festgelegt. In den Abbildungen 7 bis 9 sind die ermittelten instationären Auftriebsbeiwerte über dem effektiven Anstellwinkel α_{eff} aufgezeigt. Zusätzlich wurden auch die statischen Beiwerte eingefügt, um die grundsätzlichen aerodynamischen Eigenschaften der Modelle darzustellen. In den Verläufen der dynamischen Beiwerte können nun größere Differenzen zwischen den Messtechniken festgestellt werden. Hieran wird deutlich, wie sensibel die aerodynamischen Größen von der exakten Ermittlung der Massenträgheit abhängig sind, da sie nur einen Bruchteil der Gesamtkräfte ausmachen. In Tabelle 2 und 3 sind die, über eine Periode gemittelten, aerodynamischen Beiwerte dargestellt. Am Beispiel des Widerstandsbeiwertes C_D wird deutlich, dass die kombinierte Hub-/ Drehbewegung (C3) gegenüber der reinen Hubbewegung (C1) einen größeren Schub erzeugt. Die kombinierte Bewegung C4 produziert hingegen einen nicht unerheblichen Widerstand. Aufgrund des hohen mittleren Anstellwinkels von $\alpha_s = 8^\circ$ wird jedoch ein hoher Auftriebsbeiwert (C_L) erreicht. Für die symmetrischen Bewegungen C1 und C3 sollte dieser theoretisch 0 betragen. Dies zeigt, dass der Rumpf auf der Modellunterseite einen nicht unwesentlichen Einfluss auf die Symmetrie der Umströmung und somit auch auf die vorherrschenden Kräfte hat. Auch die statische Messung des Auftriebsbeiwertes zeigt diese Asymmetrie mit $C_{L,stat}(\alpha = 0^\circ) = 0,0278$. Die beiden Messsysteme zeigen auch in diesem Vergleich dieselben Tendenzen, weisen jedoch gewisse Abweichungen auf.

	$C_{L,opt}$	$C_{D,opt}$	$C_{M25,opt}$
C1	0.04654	-0.03348	0.00027
C3	0.05749	-0.05436	0.01693
C4	0.50688	0.06596	-0.03688

Tabelle 2 Aerodynamische Beiwerte über eine Schlagperiode gemittelt; Massenkräfte mit optischer Methode bestimmt

	$C_{L,dmy}$	$C_{D,dmy}$	$C_{M25,dmy}$
C1	0.03641	-0.01712	0.00918
C3	0.05099	-0.04958	0.02459
C4	0.44658	0.05431	-0.02788

Tabelle 3 Aerodynamische Beiwerte über eine Schlagperiode gemittelt; Massenkräfte mit Tragflügeler-satzkörper bestimmt

7. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Das optische Messverfahren zur Bestimmung der Massenträgheit bewegter Windkanalmodelle wurde erfolgreich während eines Windkanalversuches angewendet. Es konnte gezeigt werden, dass diese Methode sehr präzise Ergebnisse liefert und einige Vorteile gegenüber der herkömmlichen Methode zur Kompensation der Massenkräfte aufweist. Da die optische Messung direkt am schwingenden Modell vorgenommen wird, können die inertialen Kräfte und Momente des Modells mit hoher Präzision ermittelt werden und so die aerodynamischen Kräfte genau bestimmt werden. Auch Strukturanregungen durch Umströmungseffekte werden hierbei berücksichtigt.

Zum Berechnen der aerodynamischen Kräfte, wurden die instationären Messergebnisse der Windkanalwaage herangezogen. Um die Datensätze verrechnen zu können mussten die optischen Messergebnisse aufgrund von Waagen internen Inertialkräften angepasst werden. In zukünftigen Experimenten soll das optische Messverfahren auf elastische Modelle angewendet werden. Mit der IPCT stehen Auswertelgorithmen für eine sehr genaue Verformungsanalyse der Modelloberfläche zur Verfügung. Somit können lokale Beschleunigungen berechnet werden und aeroelastische Einflüsse präzise berücksichtigt werden.

LITERATUR

- [1] OL, M.V. und (MULTIPLE): *Unsteady Aerodynamics for Micro Air Vehicles*. Technischer Bericht AVT 149, Research and Technology Organisation, 2010.

- [2] SHYY, W., Y. LIAN, J. TANG, D. VIIEU und H. LIU: *Aerodynamics of Low Reynolds Number Flyers*. Cambridge University Press, 2008.
- [3] MUELLER, T.J. und J.D. DELAURIER: *An Overview of Mikro Air Vehicle Aerodynamics*. In: MUELLER, T.J. (Herausgeber): *Fixed and Flapping Wing Aerodynamics for Micro Air Vehicle applications*, Band **195** der Reihe *Progress in Astronautics and Aeronautics*, Seiten 1–10. AIAA, 2001.
- [4] JONES, K.D., T.C. LUND und M.F. PLATZER: *Experimental and Computational Investigation of Flapping Wing Propulsion for Micro Air Vehicle*. In: MUELLER, T.J. (Herausgeber): *Fixed and Flapping Wing Aerodynamics for Micro Air Vehicle applications*, Band **195** der Reihe *Progress in Astronautics and Aeronautics*, Seiten 307–339. AIAA, 2001.
- [5] AMES, R., O. WONG und N. KOMERATH: *On the Flowfield and Forces Generated by a Flapping Rectangular Wing at Low Reynolds Numbers*. In: MUELLER, T.J. (Herausgeber): *Fixed and Flapping Wing Aerodynamics for Micro Air Vehicle applications*, Band **195** der Reihe *Progress in Astronautics and Aeronautics*, Seiten 288–305. AIAA, 2001.
- [6] KONRATH, R., B. SCHLAGER, T. KIRMSE, J. KOMPENHANS, T. MÖLLER, R. WOKOECK, M. EMGE und R. RADESPIEL: *Simultaneous Measurements of Unsteady Aerodynamic Loads, Flow Velocity Fields, Position and Wing Deformations of MAVs in Plunging Motion*. In: DILLMANN, A., G. HELLER, W. NITSCHE und H.-P. KREPLIN (Herausgeber): *New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics VII*, Band **112** der Reihe *Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design*, Seiten 331–338. Springer-Verlag, 2010.
- [7] RIVAL, D. und C. TROPEA: *Characteristics of Pitching and Plunging Airfoils under Dynamic-Stall Conditions*. Orlando, Florida, 2009. 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting 5 - 8 January 2009. AIAA Paper 2009-537.
- [8] WU, P., B. STANFORD und P. IFJU: *Passive Bending and Twisting Motion during the Flapping Stroke of a Micro Elastic Wing for Thrust Production*. Orlando, Florida, 2009. 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting 5 - 8 January 2009. AIAA Paper 2009-879.
- [9] HUBEL, T.: *Untersuchungen zur instationären Aerodynamik an einem vogelähnlichen Flügelschlagmodell*. Dissertation, TH Darmstadt, 2006.
- [10] KÁRMÁN, T. VON und J.M. BURGERS: *General Aerodynamic Theory, Perfect Fluids*. Julius Springer, 1935.
- [11] SEND, W.: *Otto Lilienthal und der Mechanismus des Schwingenflugs*. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Dresden, 1996. Paper DGLR-JT96-030.
- [12] LUHMANN, T., S. ROBSON, S. KYLE und I. HARLEY: *Close Range Photogrammetry - Principles, Methods and Applications*. WILEY-Interscience Publishing, 2006.
- [13] LAVISION, GMBH: *DaVis Strain Master Software*. DaVis Software Manual, 2006.
- [14] LAVISION, GMBH: *DaVis Point Tracker*. DaVis System Manual, 2007.
- [15] EHLERS, H.: *Weiterentwicklung eines optischen Messsystems zur Bestimmung der Massenkräfte von periodisch bewegten 'Micro Air Vehicle' Tragflügelmodellen im Windkanal*. Technischer Bericht DLR-IB 224-2010 A 49, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V., 2010.
- [16] MÖLLER, T.J., R. WOKOECK, M. EMGE, J. SCHÜSSLER und R. RADESPIEL: *Experimental investigations of the aerodynamic characteristics of moving Micro Air Vehicle wings*. Darmstadt, 2008. DGLR Jahrestagung. Paper DLRK2008-81304.

A. ANHANG

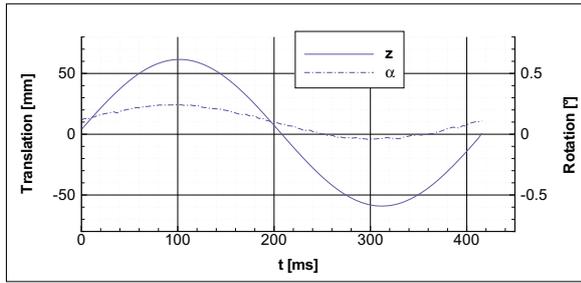


Abbildung 4 Fall C1 – Optisch ermittelte Translation und Rotation des Windkanalmodells bzgl. des c/4-Punktes

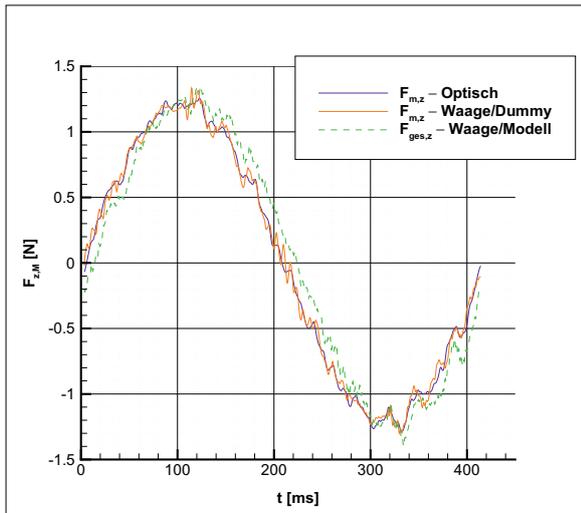


Abbildung 5 Fall C1 – Inertialkräfte ($F_{m,z}$) des Windkanalmodells im Vergleich zu den Gesamtkräften ($F_{ges,z}$); dargestellt im modellfesten Koordinatensystem

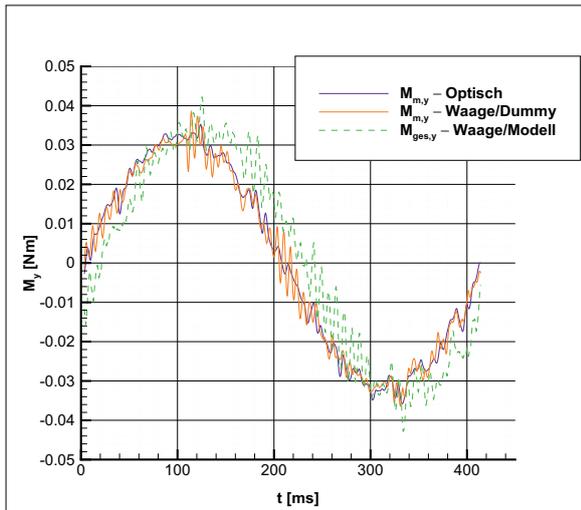


Abbildung 6 Fall C1 – Inertialmomente ($M_{m,y}$) des Windkanalmodells im Vergleich zu den Gesamtmomenten ($M_{m,y}$); dargestellt im modellfesten Koordinatensystem und bzgl. des Bezugspunktes der Waage

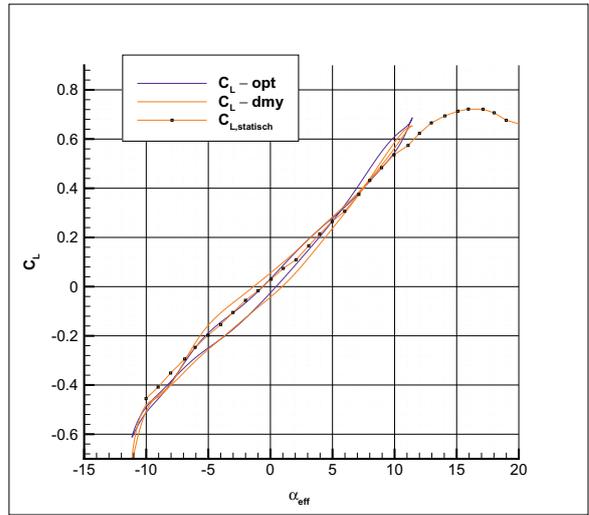


Abbildung 7 Fall C1 – Stationäre und instationäre aerodynamische Auftriebsbeiwerte

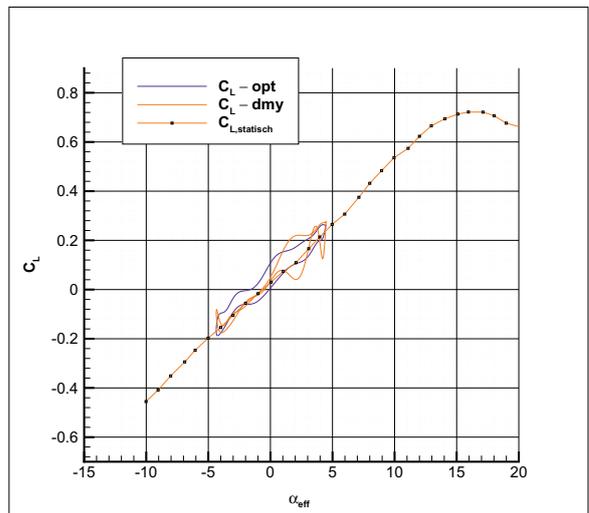


Abbildung 8 Fall C3 – Stationäre und instationäre aerodynamische Auftriebsbeiwerte

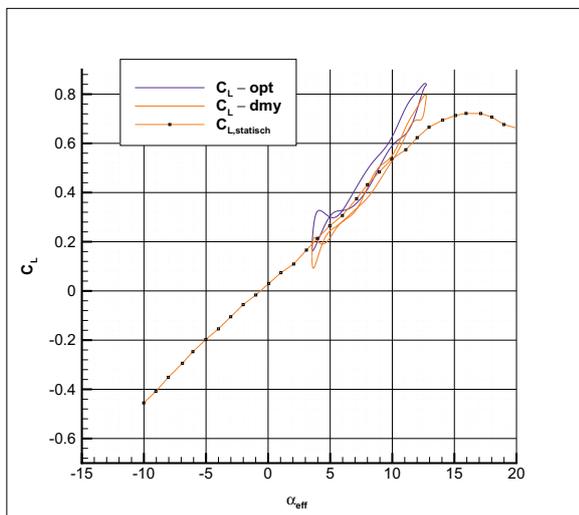


Abbildung 9 Fall C4 – Stationäre und instationäre aerodynamische Auftriebsbeiwerte