

Veranschaulichung flugmechanischer Zusammenhänge im Windkanal anhand eines additiv gefertigten Prüfkörpers

Jakub Dlouhý ¹, David Rieck ², Lars Muth ³

1 Technische Hochschule Wildau, Hochschulring 1, 15745 Wildau, jakub.dlouhy@th-wildau.de

2 Technische Hochschule Wildau, Hochschulring 1, 15745 Wildau, david.riECK@th-wildau.de

3 Technische Hochschule Wildau, Hochschulring 1, 15745 Wildau, lars.muth@th-wildau.de

Abstract

Das Ziel der hier beschriebenen Arbeit ist es, die Anwendbarkeit additiv gefertigter Prüfkörper für die Veranschaulichung flugmechanischer Zusammenhänge, vor allem in Bezug auf die statische Längsstabilität, im Windkanal an der Technischen Hochschule Wildau zu untersuchen. Nach der Festlegung der Anforderungen an den zu entwerfenden Prüfkörper wird ein Windkanalmodell mittels des FDM-Verfahrens hergestellt. Mit diesem können die Einflüsse der Schwerpunktverschiebung und der Veränderung des Höhenleitwerkeinstellwinkels auf die Momentenkennlinie demonstriert werden.

1. Einleitung

Im Rahmen einer Abschlussarbeit wurde der Frage nachgegangen, inwieweit additive Fertigungsmethoden eingesetzt werden können, um die Grundsätze der statischen Längsstabilität eines Flugzeuges bei der Lehre an der Technischen Hochschule Wildau zu demonstrieren. Dabei wird das Ziel verfolgt, mittels der FDM-3D-Drucktechnologie einen Prüfkörper für den GUNT HM 170 Windkanal herzustellen, der über notwendige Merkmale verfügt, mit denen grundlegende Zusammenhänge der Flugmechanik demonstriert werden können.

2. Theoretischer Hintergrund

2.1 Statische Längsstabilität eines Flugzeuges

In der Flugmechanik wird unter statischer Längsstabilität laut Fichter (2015, S. 1) verstanden, „ob sich eine konstante Fluggeschwindigkeit einstellen kann und ob diese beibehalten werden kann, auch wenn zeitweise Störungen wie z.B. Windböen von außen einwirken.“ Das bedeutet, dass bei einer Veränderung des Anstellwinkels eines ausgetrimmten Flugzeuges ein rückstellendes Moment um den Schwerpunkt entstehen muss, welches das Flugzeug in seine Ausgangslage bringt. Ob das entstandene Moment positiv oder negativ ist und somit der Anstellwinkel entweder weiter vergrößert oder das Flugzeug in seine Ausgangslage gebracht wird, hängt von der Lage des Flugzeugschwerpunktes relativ zum Gesamtneutralpunkt ab.

Wie in Abbildung 1 veranschaulicht wird, wird als Gesamtneutralpunkt der Bezugspunkt eines Flugzeuges betrachtet, in dem der resultierende Zusatzauftrieb ΔA_{Res} bei einer Veränderung des Anstellwinkels um $\Delta\alpha$ gegenüber dem Referenzzustand α_r angreift (Fichter, 2015, S. 7 f). Dieser zusätzliche Auftrieb ΔA_{Res} erzeugt ein Drehmoment ΔM um den Flugzeugschwerpunkt und bringt somit das Flugzeug in seine Ausgangslage bei α_r zurück.

Aus diesem Sachverhalt ist zu entnehmen, dass sich der Schwerpunkt vor dem Gesamtneutralpunkt befinden und x_N somit negativ sein muss, damit bei einer Veränderung des Anstellwinkels ein negatives Rückstellmoment entsteht und das Flugzeug statisch längs stabil ist. Das bedeutet gleichzeitig, dass die Steigung des Momentenverlaufs über dem Anstellwinkel α negativ sein muss.

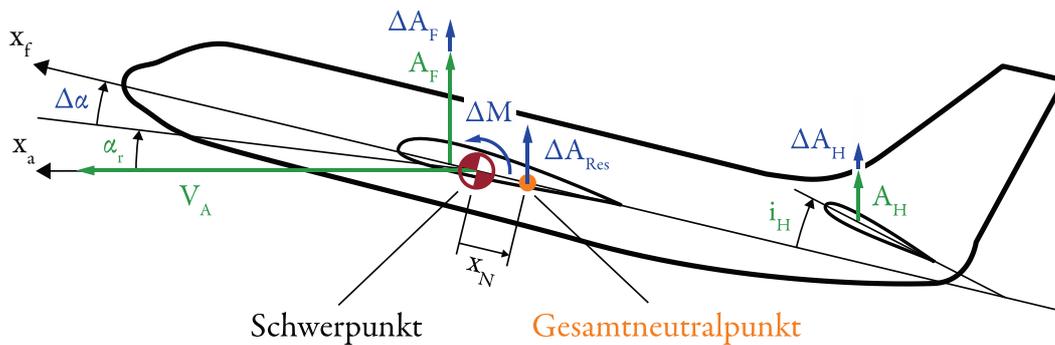


Abbildung 1: Störverhalten eines statisch längs stabilen Flugzeuges¹ (Quelle: Eigene Darstellung in Anlehnung an Brockhaus et al., 2011, S. 12)

Aus dieser Tatsache lässt sich die grundlegende Bedingung für ein statisch längs stabiles Flugzeug formulieren (Brockhaus et al., 2011, S. 11 ff):

$$\frac{\partial C_M}{\partial \alpha} < 0 \quad (1)$$

Der Verlauf des Momentenbeiwertes C_M über dem Anstellwinkel α (auch häufig als Momentenkennlinie bezeichnet) kann bei kleinen Anstellwinkeln als linear angenommen werden und lässt sich anhand der Veränderung der Schwerpunktlage oder des Höhenleitwerkeinstellwinkels i_H beeinflussen.

¹ In der Grafik wird der Fall einer Windkanalmessung betrachtet, weshalb Vereinfachungen im Vergleich zu einem realen Flugzeug zu beachten sind.

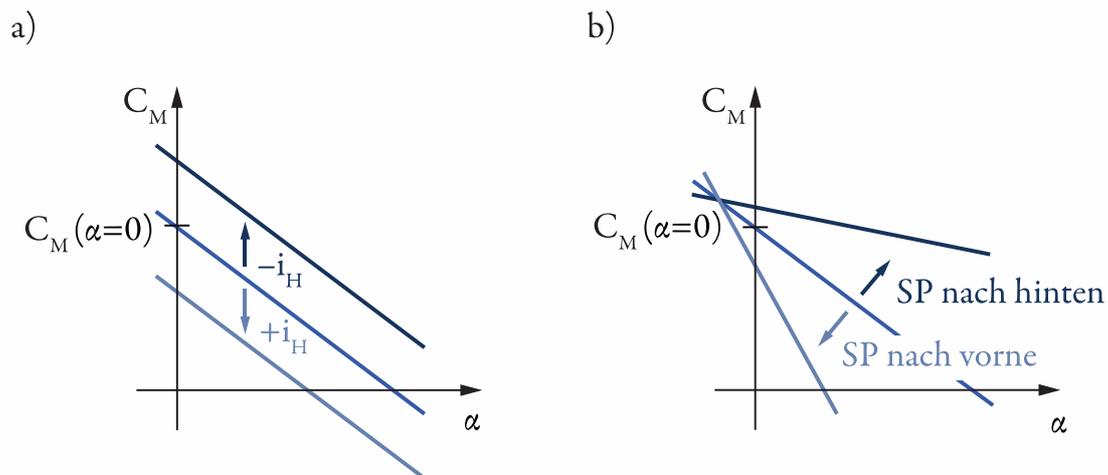


Abbildung 2: Beeinflussung der Momentenkennlinie anhand der Veränderung von i_H und der Schwerpunktlage

Wie in Abbildung 2 dargestellt, verursacht die Veränderung des Höhenleitwerkeinstellwinkels i_H die Parallelverschiebung der Momentenkennlinie. Eine Veränderung der Schwerpunktlage resultiert in einer Veränderung der Steigung ($C_{M\alpha}$) der Momentenkennlinie (Fichter, 2015, S. 3).

2.2 Additive Fertigung

Als additive Fertigungsverfahren (AM, engl. Additive Manufacturing) bezeichnet man nach Klahn et al. (2018, S. 11) eine „Gruppe von Fertigungsverfahren, die dreidimensionale Bauteile in einem automatisierten, schichtweisen Prozess aus einem formlosen oder formneutralen Material aufbauen.“ Dieser Begriff beschreibt besser die Vielfalt der einzelnen Fertigungsmethoden als der in der Umgangssprache verwendete „3D-Druck“, da manche der dazugehörigen Verfahren dem allgemeinen Verständnis des 3D-Drucks nicht direkt entsprechen, aber trotzdem auf dem Prinzip der additiven Fertigung beruhen (Klahn et al., 2018, S. 13).

Während der Untersuchung für diese Arbeit werden vor allem die Möglichkeiten der FDM-3D-Drucktechnologie analysiert. Fused Deposition Modelling (FDM) oder Fused Filament Fabrication (FFF) kann ins Deutsche als Schmelzschichtung übersetzt werden (Ritter, 2020). Wie in Abb. 3 schematisch dargestellt, wird bei diesem Verfahren ein drahtförmiger Kunststoff (Filament) in einer Düse geschmolzen und schichtweise aufgetragen, um die gewünschte Geometrie zu erzeugen (Mohamed et al., 2015, S. 43).

3. Entwurf eines Laborversuches zum Thema statische Längsstabilität

3.1 GUNT HM 170 Windkanal

Das Fachgebiet Luftfahrttechnik der Technischen Hochschule Wildau verfügt über einen GUNT HM 170 Windkanal offener Bauweise (Eiffel-Windkanal), der zur Demonstration und Messung von aerodynamischen Eigenschaften verschiedener Modelle verwendet wird. Das zu untersuchende Modell bleibt in Ruhe, während die Luft von einem Gebläse durch eine Messstrecke gesaugt und damit die gewünschte Umströmung erzeugt wird. Im Bereich der geschlossenen Messstrecke können Strömungsgeschwindigkeiten von bis zu $28 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ erreicht werden (G.U.N.T. Gerätebau GmbH, 2023, S. 1). Die Messstrecke

hat einen quadratischen Querschnitt und ist 420 mm lang und 292 mm breit, wobei während des Prüfkörperentwurfs ein Mindestabstand zu den Windkanalwänden von 25 mm eingehalten wird, um Grenzschiefeinflüsse zu minimieren. Das Versuchsmodell wird 90° um die Längsachse gedreht untersucht und über eine Stahlstange in einer Kraftmessdose befestigt (vgl. Abb. 4).

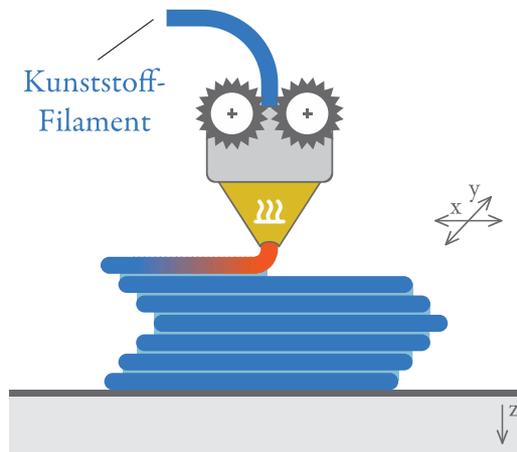


Abbildung 3: Schematische Darstellung des FDM/FFF-Verfahrens (Quelle: Eigene Darstellung Anlehnung an Ritter, 2020)

3.2 Anforderungen an den Prüfkörper

Das Ziel des angestrebten Laborversuches ist es, den Einfluss der Schwerpunktlage sowie des Höhenleitwerkeinstellwinkels auf die statische Längsstabilität zu vermitteln. Zur Minimierung der Einflüsse der Stabbefestigung auf die Modellgeometrie sowie auf die Umströmung wird in diesem Fall ein Halbmodell verwendet (vgl. Abb. 8).

Um die in Abschnitt 2.1 beschriebenen Einflüsse des Einstellwinkels vom Höhenleitwerk sowie der Schwerpunktlage demonstrieren zu können, muss das Versuchsmodell über zwei Merkmale verfügen:

- Verstellbares Höhenleitwerk
- Verschiebbarer Schwerpunkt

Während ein verstellbares Höhenleitwerk unkompliziert umgesetzt werden kann, stellt vor allem der verschiebbare Schwerpunkt eine Herausforderung dar. Im Windkanal der TH Wildau ist die Idee der Veränderung des tatsächlichen Modellschwerpunktes nicht umsetzbar, da die Prüfkörper bei der Vermessung im Windkanal um 90° gedreht werden. Diese Drehung führt dazu, dass die Gewichtskraft nicht entlang der Hochachse, sondern in Richtung der Querachse des Flugzeuges wirkt. Der Schwerpunkt eines Flugzeuges ist nicht nur der Angriffspunkt der resultierenden Gewichtskraft, sondern auch der Punkt, um den das Nickmoment durch die am Flügel und am Höhenleitwerk wirkenden Kräfte erzeugt wird. Mit der Überlegung, dass der Schwerpunkt die Funktion eines zentralen Drehpunktes erfüllt, ist es möglich, auch die zweite Forderung umzusetzen.



Abbildung 4: Im Kraftsensor befestigter Prüfkörper

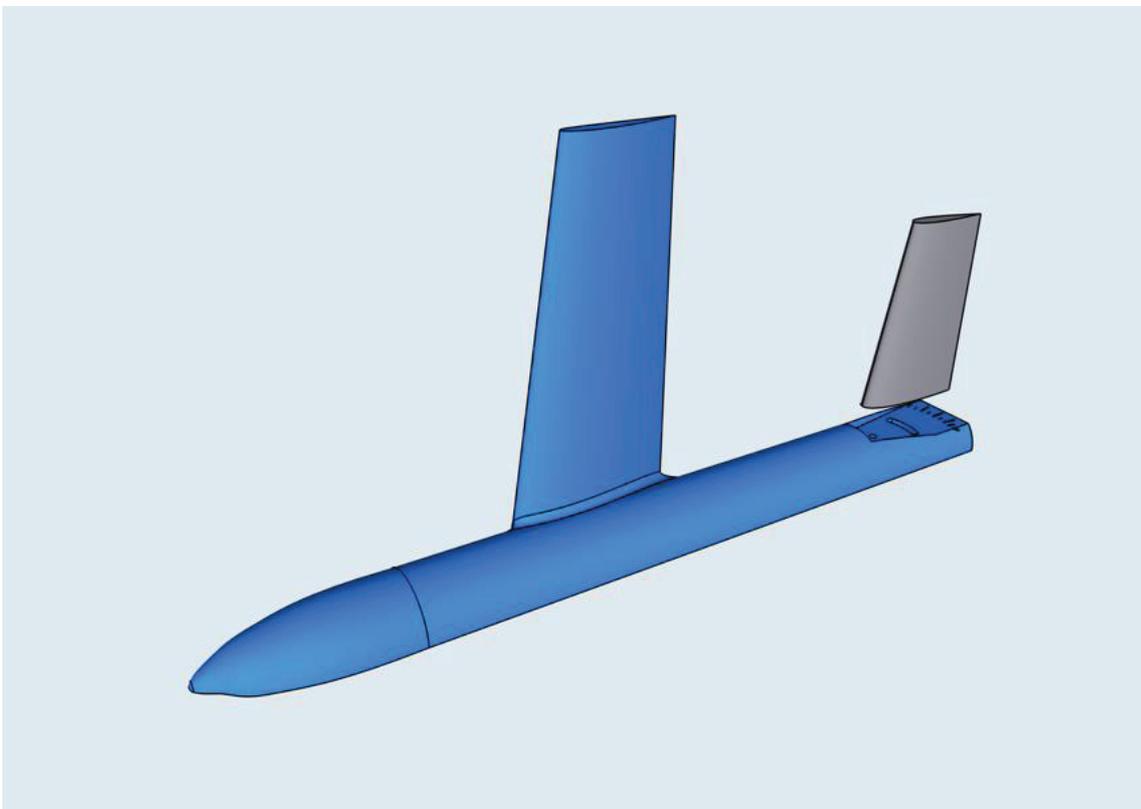


Abbildung 5: Versuchsmodellentwurf in Fusion 360

Wie in Abschnitt 3.1 beschrieben, werden die Modelle mittels eines Haltestabes im Kraftsensor befestigt. Da der Haltestab gleichzeitig die Funktion einer Drehachse erfüllt, kann der Punkt, an dem er mit dem Versuchsmodell verbunden ist, als „virtueller Schwerpunkt“ betrachtet werden. Wird dieser Punkt verschoben, können identische Effekte wie bei Veränderung der Schwerpunktlage beobachtet werden.

3.3 Entwurf und Fertigung des Prüfkörpers

In Folge der im vorherigen Abschnitt beschriebenen Überlegungen wird mittels einer CAD-Software ein Versuchsmodell entworfen (siehe Abb. 5), bei dem zum einen der Einstellwinkel vom Höhenleitwerk und zum anderen der Punkt, an dem der Stab befestigt ist, verändert werden kann. Die Unterseite enthält Elemente, die zur Befestigung des Haltestabes (vgl. Abb. 6) sowie zur Veränderung des Höhenleitwerkseinstellwinkels (siehe Abb. 7) vorgesehen sind. Der Haltestab kann somit an drei verschiedenen Stellen befestigt werden (vgl. Abb. 9), wobei d_{SV} die vordere Schwerpunktlage (weit vor dem Neutralpunkt), d_{SM} die mittlere Schwerpunktlage (möglichst nah am Neutralpunkt) und d_{SH} die hintere Schwerpunktlage (hinter dem Neutralpunkt) darstellt. Dieses Modell wird mittels des FDM-3D-Druckverfahrens gefertigt und die Oberfläche mit 2-Komponenten-Harz beschichtet, um eine möglichst reibungsfreie Umströmung im Windkanal sicherzustellen.

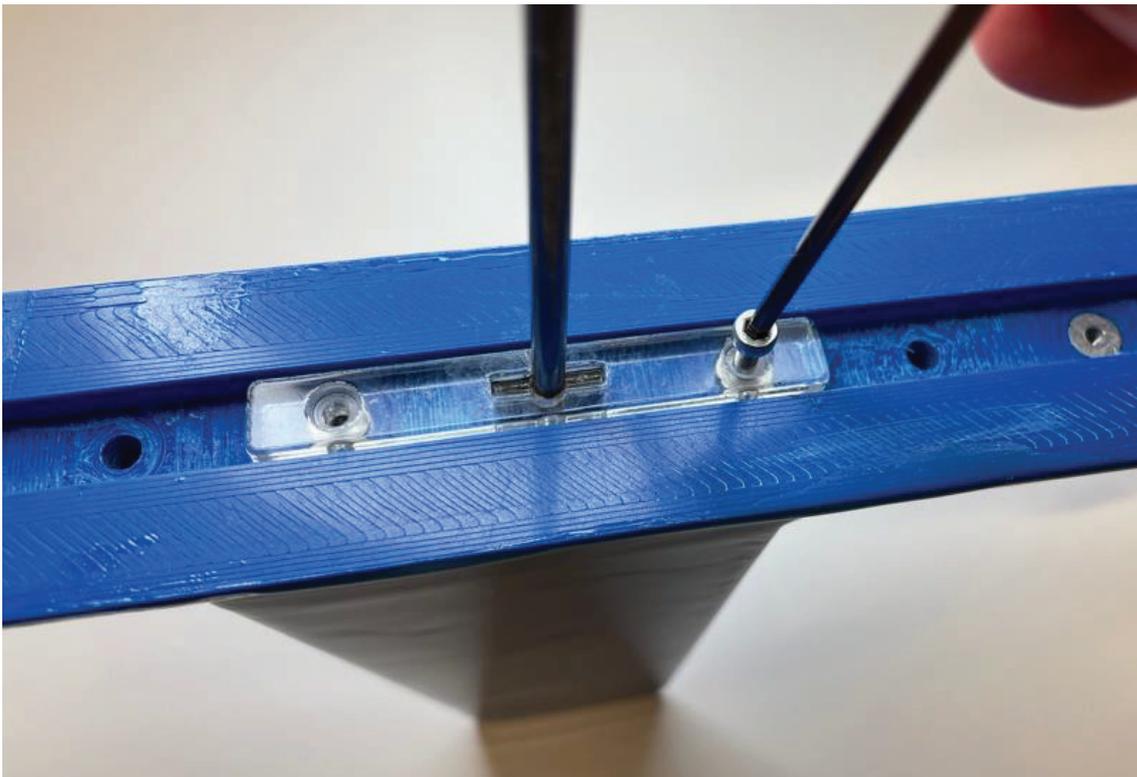


Abbildung 6: Befestigung des Haltestabes im Versuchsmodell

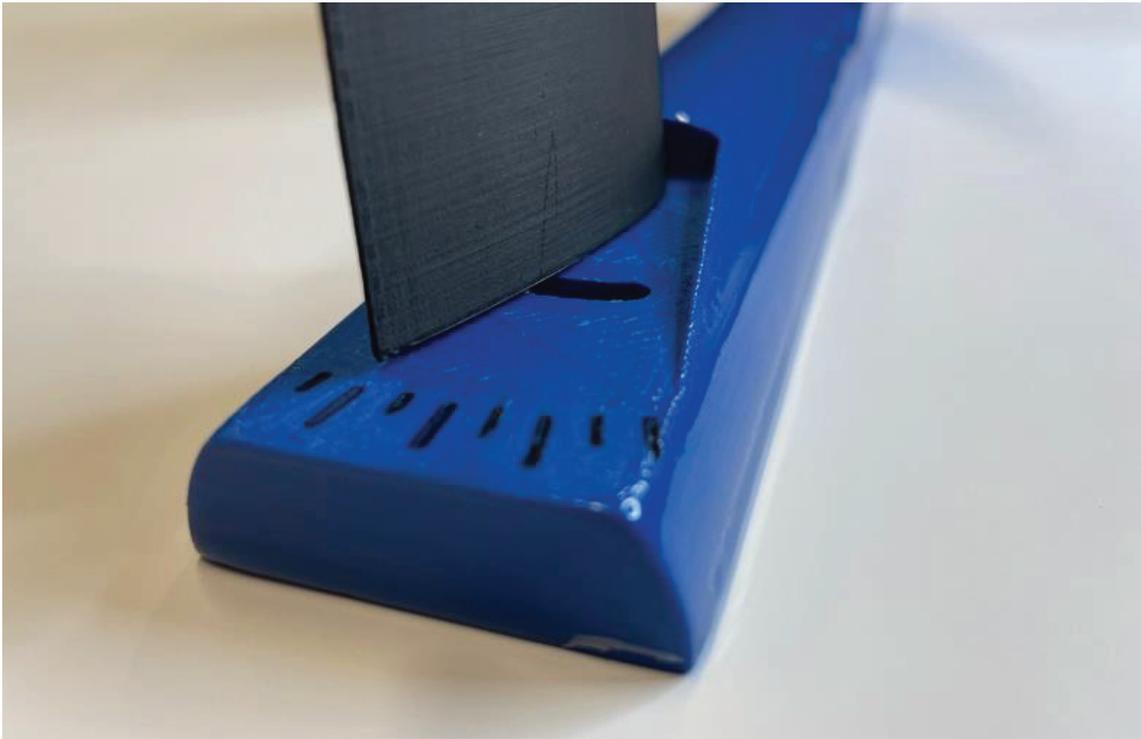


Abbildung 7: Veränderbarer Einstellwinkel des Höhenleitwerks



Abbildung 8: Hergestellter Prüfkörper für den Laborversuch

4. Diskussion der Ergebnisse

Zunächst wird überprüft, ob das Konzept des virtuellen Schwerpunktes in der Praxis funktioniert. Wie in Abb. 10 zu sehen, können klare Unterschiede zwischen den einzelnen Momentenkennlinien beobachtet werden. In allen drei Fällen ist der Verlauf von C_M über α linear und mit der Verschiebung der Schwerpunktlage nach hinten (in Richtung Neutralpunkt) ändert sich die Steigung dieser Kurve. Bei mittlerer Schwerpunktlage (blau) bleibt das Nickmoment nahezu konstant und der virtuelle Schwerpunkt befindet sich dementsprechend unmittelbar am Neutralpunkt. Bei hinterer Schwerpunktlage (rot) liegt der virtuelle Schwerpunkt hinter dem Neutralpunkt, was zu einer positiven Steigung der Kennlinie und somit einem instabilen Verhalten des Flugzeugmodells führt.

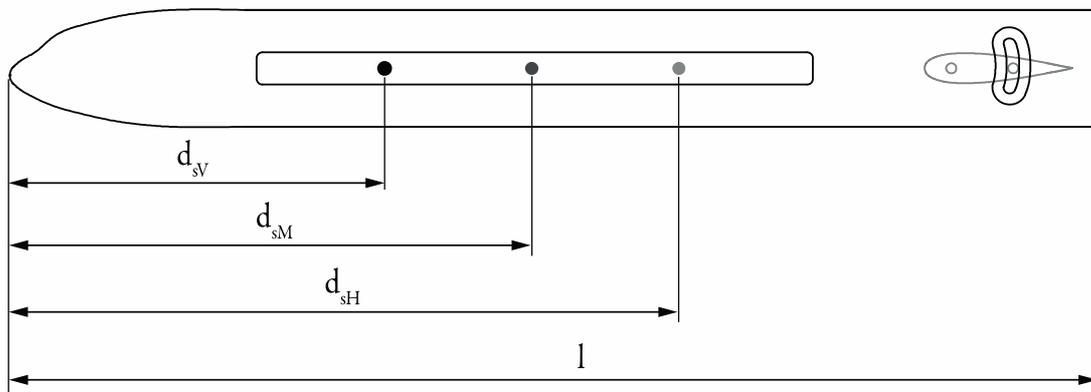


Abbildung 9: Abstände zwischen der Flugzeugnase und den Befestigungsstellen

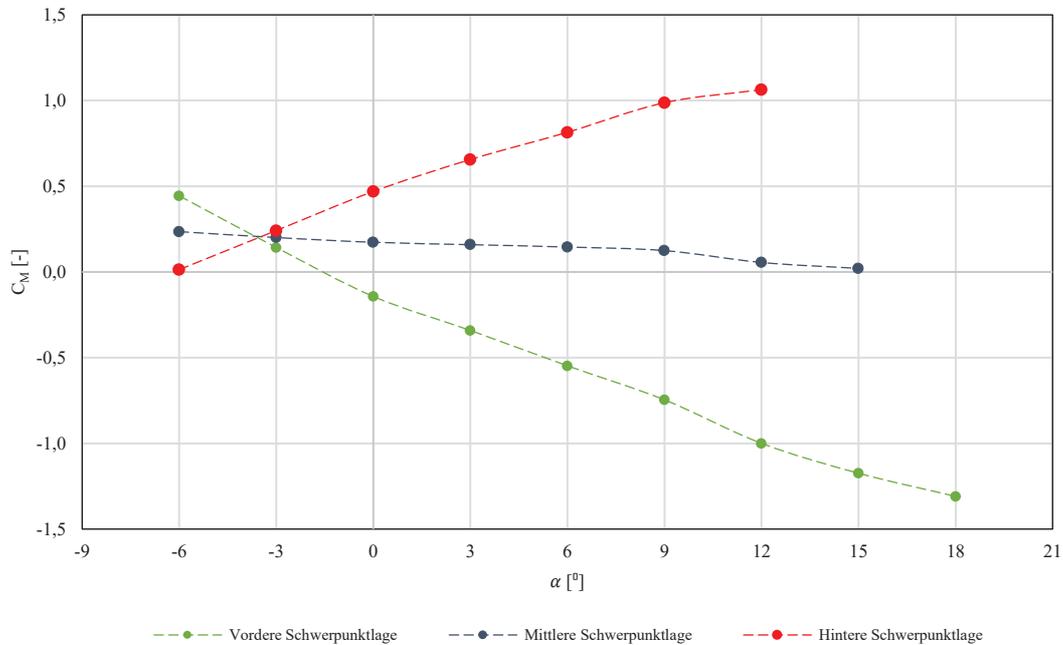


Abbildung 10: Nickmomentenbeiwert bei verschiedenen Schwerpunktlagen und $i_H = 0^\circ$

Anschließend wird der Einfluss des Höhenleitwerkeinstellwinkels i_H auf die Momentenkennlinie bei allen drei Schwerpunktlagen untersucht. Wie beispielhaft für die vordere Schwerpunktlage in Abb. 11 dargestellt, kann die Parallelverschiebung der Momentenkennlinie aufgrund der Veränderung des Höhenleitwerkeinstellwinkels i_H anhand des Versuchsmodells demonstriert werden.

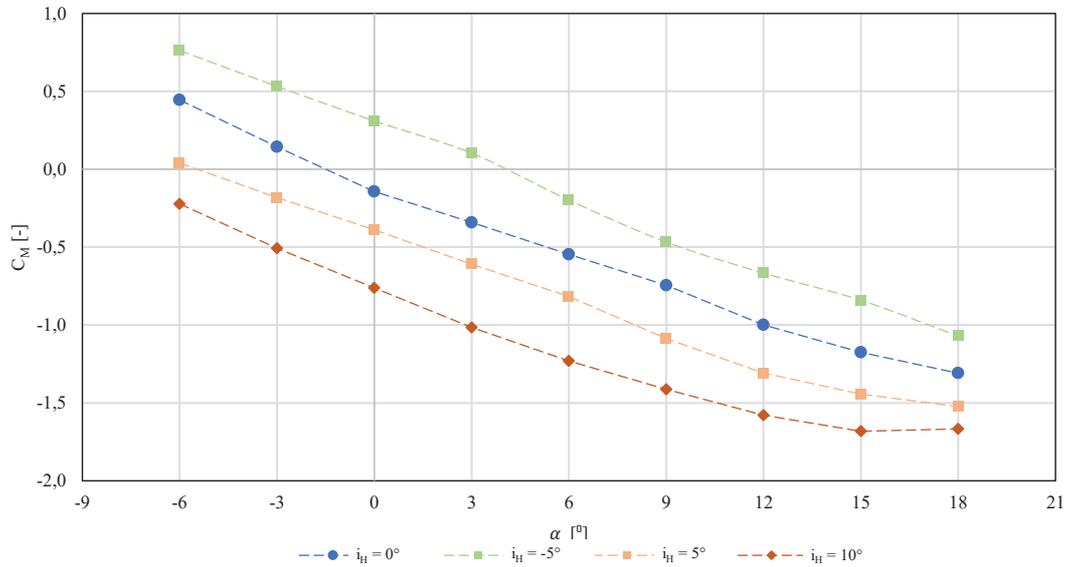


Abbildung 11: Nickmomentenbeiwert bei vorderer Schwerpunktlage und verschiedenen Höhenleitwerkeinstellwinkeln

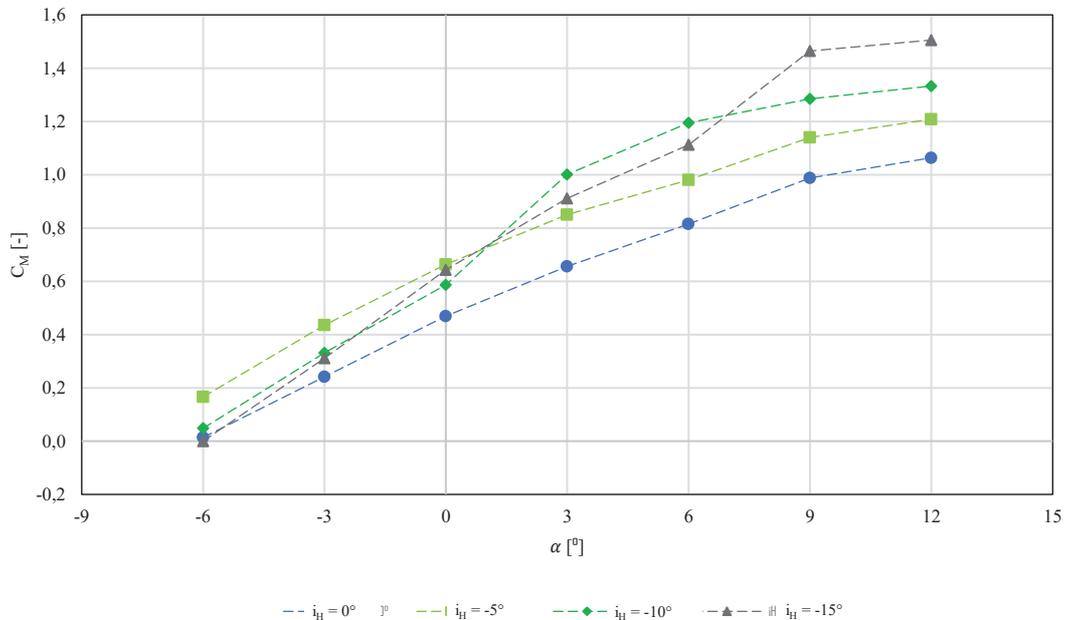


Abbildung 12: Veränderung der Momentenkennlinie bei hinterer Schwerpunktlage und größeren Höhenleitwerkeinstellwinkeln

Neben der Veranschaulichung der Einflüsse von i_H und x_N auf den Momentenverlauf ermöglicht der Prüfkörper die Untersuchung weiterer dazugehöriger Effekte. Bei größeren Einstellwinkeln ($i_H < -5^\circ \wedge i_H > 10^\circ$) können Strömungsabrissse am Höhenleitwerk beobachtet werden (siehe Abb. 12). Des Weiteren reißt die Strömung am Höhenleitwerk bei positiven Anstellwinkeln deutlich später und bei negativen Einstellwinkeln deutlich früher ab, was auf den Einfluss des vom Flügel erzeugten Abwindes zurückzuführen ist.

5. Zusammenfassung

Aus den Ergebnissen dieser Untersuchung lässt sich schließen, dass der Einfluss der Schwerpunktage und des Höhenleitwerkeinstellwinkels auf die statische Längsstabilität eines Flugzeuges anhand eines additiv gefertigten Versuchsmodells im GUNT HM 170 Windkanal demonstriert werden kann. Das entworfene Versuchsmodell und der dazugehörige Laborversuch haben sich bereits in der Lehre an der Technischen Hochschule Wildau bewährt.

Quellen

- Brockhaus, R., Alles, W., & Luckner, R. (2011). *Flugregelung*. Springer-Verlag Berlin Heidelberg: ISBN 978-3-642-01442-0.
- Fichter, W. (2015). *Statische Stabilität der Längsbewegung*. Stuttgart, Deutschland.
- G.U.N.T Gerätebau GmbH (2023), *HM 170 Offener Windkanal*,
[https://www.gunt.de/images/data sheet/769/H M-170-Offener-Windkanal-gunt-769-pdf_1_de-DE.pdf](https://www.gunt.de/images/data%20sheet/769/H%20M-170-Offener-Windkanal-gunt-769-pdf_1_de-DE.pdf)
- Klahn, C., Meboldt, M., Fontana, F., Leutenecker-Twelsiek, B., & Jansen, J. (2018). *Entwicklung und Konstruktion für die Additive Fertigung*. (C. Klahn, & M. Meboldt, Hrsg.) Würzburg: Vogel Business Media GmbH & Co. KG.
- Mohamed, O.A., Masood, S.H. & Bhowmik, J.L. *Optimization of fused deposition modeling process parameters: a review of current research and future prospects*. Adv. Manuf. 3, 42–53 (2015). <https://doi.org/10.1007/s40436-014-0097-7>
- Ritter, S. (2020). *Formnext AM Field Guide Compact*. Frankfurt am Main: Mesago Messe Frankfurt GmbH.