

WINDKANALUNTERSUCHUNG EINER HUBSCHRAUBERZELLE EINSCHLIEßLICH EINES ROTIERENDEN ROTORKOPFES

R. Reiß, M. Grawunder, C. Breitsamter, N. A. Adams
Lehrstuhl für Aerodynamik und Strömungsmechanik, Technische Universität München,
Boltzmannstr. 15, 85748 Garching, Deutschland

Zusammenfassung

Die vorliegende Arbeit stellt ein Forschungsvorhaben vor, das sich mit der Reduktion des Formwiderstands einer leichten Transporthubschrauberkonfiguration auf Basis von Windkanalversuchen beschäftigt. Die hier beschriebenen Versuche umfassen die Ermittlung eines Basisdatensatzes für ein 1:5 Windkanalmodell, das aus Rumpf mit Landewerk, Mastverkleidung und einem drehenden 5-Blatt-Rotorkopf einschließlich Blattstummel (Steuertüten) besteht. Den Schwerpunkt der dargelegten Betrachtung bildet eine Diskussion der experimentell bestimmten Widerstands-, Auftriebs- und Giermomentenbeiwerte, sowie der Oberflächen-druckverteilung im Heckbereich des Hubschraubers bei Anstell- und Schiebewinkeln zwischen -10° und $+10^\circ$.

Nomenklatur

C_W	Widerstandsbeiwert
C_A	Auftriebsbeiwert
C_n	Giermomentenbeiwert im Modell – Koordinatensystem
C_p	Druckbeiwert
W	Widerstandskraft [N]
A	Auftrieb [N]
M_Z	Giermoment [Nm]
A_{ref}	Referenzfläche [m ²]
l_{ref}	Referenzlänge [m]
p	Druck [Pa]
p_∞	Umgebungsdruck [Pa]
U_∞	Anströmgeschwindigkeit [m/s]
Ψ	Azimuthwinkel des Rotorblatts in der Rotorebene [°]
ρ_∞	Luftdichte

1. EINLEITUNG

Zur Verringerung von Emissionen und Einsparung von Treibstoff in unterschiedlichsten Bereichen der Luftfahrt hat die Europäische Union gemeinsam mit der europäischen Luftfahrtindustrie die CleanSky – Initiative ins Leben gerufen. Im Rahmen dieses Vorhabens befasst sich das hier vorgestellte Programm „ADHeRo“ (Aerodynamic Design Optimization of a Helicopter Fuselage Including a Rotating Rotor Head) mit der Reduktion des Formwiderstands der Zelle eines leichten zweimotorigen Transporthubschraubers (TEL) unter den Bedingungen des schnellen Vorwärtsflugs. Einen Schwerpunkt der vorgesehenen Aufgaben bilden Windkanaluntersuchungen zur Ermittlung von geeigneten Modifikationen der Formgebung des Hubschraubers hinsichtlich der Verringerung des aerodynamischen Widerstands. Aus bereits vorliegenden Untersuchungen [1] ist bekannt, dass Rotorkopf, Landewerk und der Rumpf mit ca. 74% den größten Anteil am gesamten parasitären Widerstand eines Hubschraubers haben. BILD 1 zeigt eine Aufteilung des

parasitären Gesamtwiderstands auf Einzelkomponenten für eine TEL-Konfiguration.

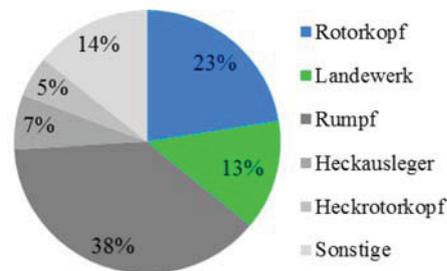


BILD 1. Anteile einzelner Komponenten am gesamten parasitären Widerstand einer TEL-Konfiguration mit MTOW von 2,5 t [1].

In einem ersten, der vorliegenden Arbeit zugrunde liegenden Abschnitt wurde eine entsprechend modular aufgebaute Basiskonfiguration definiert, in ein Windkanalmodell umgesetzt und auf ihre aerodynamischen Eigenschaften hin untersucht. Im weiteren Verlauf des Programms werden dann alternative Varianten der Landekufen, der Mastverkleidung und des Rotorkopfes im Hinblick auf ihren Beitrag zum Gesamtwiderstand untersucht, um in einem abschließenden Schritt die widerstandsärmste Version zu ermitteln. Im Folgenden werden ausgewählte Ergebnisse und Analysen der Windkanalversuche an der Basiskonfiguration vorgestellt.

2. WINDKANALVERSUCH

2.1. Modell

Zur Windkanaluntersuchung wird das Modell einer TEL-Konfiguration im Maßstab 1:5 verwendet. BILD 2 zeigt farbig unterschieden die äußeren Bauelemente des Modells. Zur Durchführung der ADHeRo-Baseline-Messkampagne wurden folgende Module zusammengefasst: Rumpf (F0), Landewerk (L0), Mastverkleidung (M0) und Rotorkopf einschließlich Blattstummel (Steuertüten) (R0).

Der Heckausleger ist gekürzt und beinhaltet nicht die Stabilisierungsflächen bzw. Finne. Der 5-Blatt-Rotorkopf umfasst die Steuertüten und verfügt über zyklische sowie kollektive Blattverstellung. Er ist elektrisch angetrieben und es besteht zusätzlich die Möglichkeit, ihn in Azimuth-Positionen $\Psi = \text{const.}$ zu fixieren.



BILD 2. CAD-Seitenansicht des Windkanalmodells.

Der modulare Aufbau ermöglicht einerseits den Einfluss einzelner Komponenten auf den Gesamtwiderstand zu ermitteln und andererseits die Modifikationen durch einfachen Austausch der Komponenten mit jeweils geänderten Varianten durchzuführen. Die Windkanalversuche werden an 3 Teilkonfigurationen sowie der Gesamtkonfiguration durchgeführt, wie sie in BILD 3 dargestellt sind.

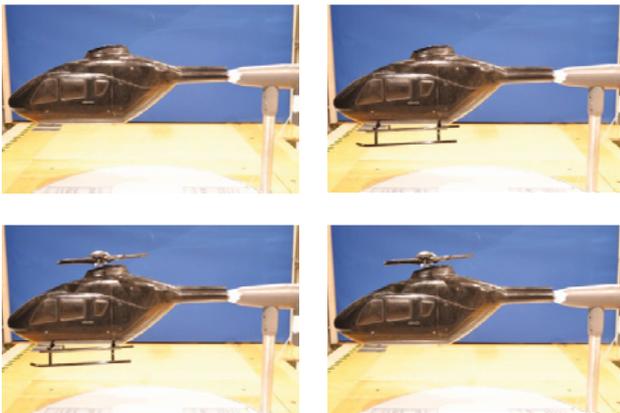


BILD 3. Die Konfigurationen F0M0, F0M0L0, F0M0R0 und F0M0L0R0 (im Uhrzeigersinn, beginnend oben links).

Die Konfigurationen umfassen im Einzelnen:

- F0M0: Rumpf + Mastverkleidung
- F0M0L0: Rumpf + Mastverkleidung + Landewerk
- F0M0R0: Rumpf + Mastverkleidung + Rotorkopf
- F0M0L0R0: Rumpf + Mastverkleidung + Landewerk + Rotorkopf

Die obigen Bezeichnungen werden im weiteren Verlauf dieser Betrachtung zur alleinigen Kennzeichnung der Konfigurationen verwendet.

Das Modell ist mit 192 Druckmessstellen zur Messung stationärer Oberflächendrücke und 26 Messstellen zur Messung instationärer Oberflächendrücke versehen. BILD 4 gibt einen Überblick über die gewählte Verteilung der stationären (blau gekennzeichnet) und instationären (grün) Druckmessstellen. Die überwiegende Zahl der Messbohrungen befindet sich im, für die Analyse widerstandsminimierender Maßnahmen, besonders interessanten Heckbereich.

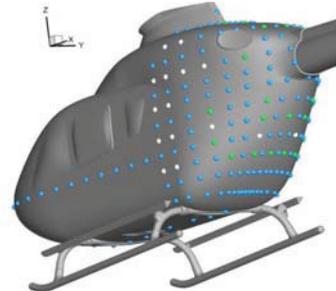


BILD 4. Verteilung der Druckmessbohrungen am Windkanalmodell.

2.2. Messtechnik und Versuchsbedingungen

Zur Durchführung der Messungen steht der Windkanal A des Lehrstuhls für Aerodynamik und Strömungsmechanik der TU München zur Verfügung. Dabei handelt es sich um einen Niedergeschwindigkeitswindkanal Göttinger Bauart, der im Rahmen dieser Untersuchung mit offener Messstrecke betrieben wird. Zur Bestimmung der aerodynamischen Kräfte und Momente dient eine unterhalb der Messstrecke angeordnete 6-Komponenten-Windkanalwaage. Die Anbindung an das Modell geschieht dabei über einen verkleideten Heckstiel. Diese Art ermöglicht im Vergleich zu einer Bauchstielanbindung eine weitgehend ungestörte Umströmung des unteren Heckbereichs des Modells (vgl. auch BILD 3). Zur stationären Druckmessung sind im Modell drei 64-Kanal Druckscanner installiert. Die instationären Druckmessstellen sind mit nah an der Modelloberfläche montierten Differenzdrucksensoren ausgestattet. Alle hier beschriebenen Versuche wurden bei einer Anströmgeschwindigkeit von 40m/s, entsprechend einer Reynoldszahl von ungefähr $1 \cdot 10^6$ durchgeführt. Für Messungen mit rotierendem Rotorkopf gelten die Bedingungen des schnellen Vorwärtsflugs. Daraus ergibt sich bei den gegebenen Anströmbedingungen eine Rotordrehzahl von 963 U/min. Der Rotor dreht sich von oben betrachtet gegen den Uhrzeigersinn. Schlag- und Schwenkbewegungen der Rotorblätter bzw. der Blattstummel wurden im Rahmen dieser Versuche nicht abgebildet.

Das Modell wird über einen Anstell- und Schiebewinkelbereich von jeweils -10° bis $+10^\circ$ bei einer Winkelauflösung von 2° untersucht. Zu beachten bei der Bewertung der Ergebnisse ist, dass die Einstellung der Blattverstellung bei Anstell- und Schiebewinkeländerungen nicht angepasst wird. BILD 5 zeigt die Einstellung der Schiebe- und Anstellwinkel in der Messstrecke des Windkanals.

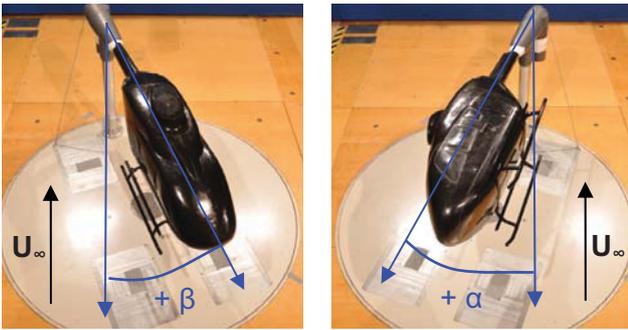


BILD 5. Einstellung von Schiebewinkel β und Anstellwinkel α in der Messstrecke.

Die Datenerfassung der Kraftmessung erfolgt mit einer Integrationszeit von 1s bei einer anschließenden Mittelung über 15 Sekunden je Polarenpunkt. Entsprechend wurden auch die stationären Drucksignale je Polarenpunkt 15 Sekunden lang erfasst und gemittelt. Mittels der instationären Drucksensoren werden bei einer Abtastrate von 4000 Hz und einer Tiefpassfilterfrequenz von 1000 Hz Zeitreihen von 15 Sekunden Dauer aufgenommen. Die vorliegende Darstellung der Ergebnisse beschränkt sich auf stationäre Druckmesswerte. Die Zeitreihen der instationären Druckmessung werden hier ebenfalls gemittelt und in der Darstellung der Ergebnisse in Abschnitt 3 analog zu den stationären Druckmesswerten behandelt.

3. ERGEBNISSE

Nachfolgend werden ausgewählte Ergebnisse der Kraft- und Druckmessungen vorgestellt. In Abschnitt 3.1 wird der Einfluss von Landewerk und rotierendem Rotorkopf auf die aerodynamischen Beiwerte C_W , C_A und C_n betrachtet und ergänzend dazu in Abschnitt 3.2 die an drei Konfigurationen gemessene Oberflächendruckverteilung im Heckbereich des Rumpfes bei unterschiedlichen Anstell- und Schiebewinkeln analysiert. Die dargestellten Ergebnisse in Form von dimensionslosen Beiwerten werden aus den Versuchsdaten mittels der unten aufgeführten Gleichungen (1) bis (5) berechnet.

Widerstandsbeiwert:

$$(1) C_W = \frac{W}{q_\infty \cdot A_{ref}}$$

Auftriebsbeiwert:

$$(2) C_A = \frac{A}{q_\infty \cdot A_{ref}}$$

Giermomentenbeiwert:

$$(3) C_n = \frac{M_z}{q_\infty \cdot A_{ref} \cdot l_{ref}}$$

Druckbeiwert:

$$(4) C_P = \frac{(p - p_\infty)}{q_\infty}$$

Dynamischer Druck der Anströmung:

$$(5) q_\infty = \frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2$$

3.1. Aerodynamische Beiwerte

In BILD 6 und BILD 7 sind die Widerstandsbeiwerte als Anstellwinkelpolaren für die Konfigurationen FOM0L0 und FOM0R0 jeweils der Konfiguration FOM0 gegenübergestellt.

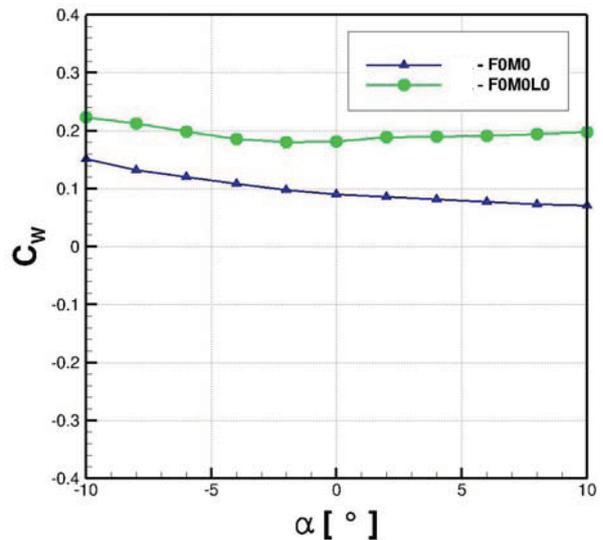


BILD 6. FOM0 und FOM0L0: C_W über α bei $\beta = 0^\circ$.

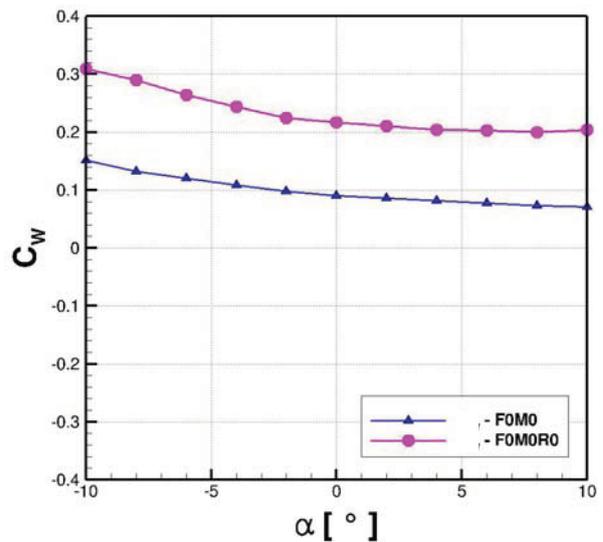


BILD 7. FOM0 und FOM0R0: C_W über α bei $\beta = 0^\circ$.

Für FOM0 fällt C_W über den betrachteten Anstellwinkelbereich zu positiven Anstellwinkeln hin ab. Es wird ersichtlich, dass sowohl das Hinzufügen des Landewerks zur Grundkonfiguration FOM0, als auch des Rotorkopfes für sich genommen den Widerstandsbeiwert im Anstellwinkelbereich um $\alpha = 0^\circ$ bei $\beta = 0^\circ$ mindestens verdoppeln. Zu positiven Anstellwinkeln hin vergrößert das Landewerk ab $\alpha = -2^\circ$ die Widerstandszunahme gegenüber FOM0 (BILD 6). In diesem Fall ist das Landewerk der wenig gestörten Anströmung ausgesetzt, während es sich bei negativen Anstellwinkeln teilweise im Nachlauf des Rumpfes befindet. Es ist zu berücksichtigen, dass das Landewerk in beiden Fällen erheblich die Umströmung des Rumpfes beeinflusst (vgl. hierzu Diskussion von C_A und Abschnitt 3.2). Der rotierende Rotorkopf (BILD 7) führt bei negativen

Anstellwinkeln zu einer wachsenden Widerstandszunahme gegenüber Konfiguration F0M0. Im Gegensatz zum Landewerk ist der Rotorkopf im negativen Anstellwinkelbereich der Anströmung direkt ausgesetzt, bei gleichzeitig vergrößerter Projektionsfläche senkrecht zu ihr. Bei positiven Anstellwinkeln wird ein Teil des Rotors durch die Mastverkleidung gegenüber der Anströmung abgeschattet. Zusätzlich ist im gesamten Polarenverlauf die durch die Steuertüten vorhandene Auftriebs- und Schubwirkung des drehenden Rotorkopfes überlagert (siehe hierzu auch BILD 11 bzw. das Verhalten des Auftriebsbeiwerts C_A). In BILD 8 und BILD 9 ist der Widerstandsbeiwert für die eben betrachteten Konfigurationen in Form vom Schiebewinkelpolaren bei $\alpha = 0^\circ$ dargestellt. F0M0 zeigt einen zu $\beta = 0^\circ$ symmetrischen Verlauf mit einem Minimum eben dort, entsprechend der kleinsten Projektionsfläche senkrecht zur Anströmung.

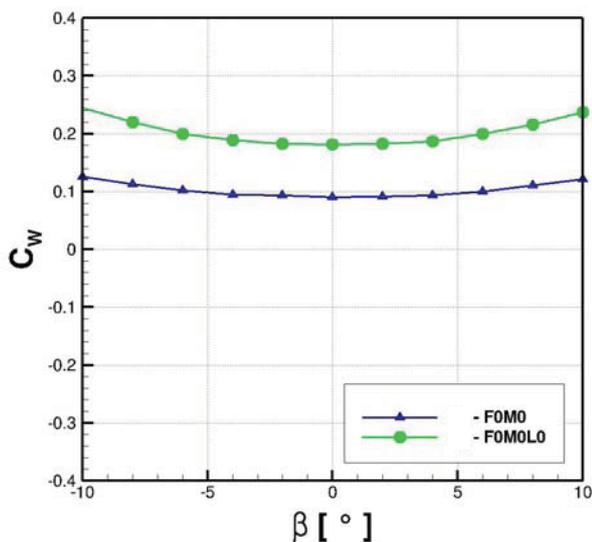


BILD 8. F0M0 und F0M0L0: C_w über β bei $\alpha = 0^\circ$.

Die durch das Landewerk (BILD 8) erzeugte Widerstandszunahme gegenüber F0M0 wächst zu höheren Schiebewinkeln hin an, was für das hier eingesetzte Kufenlandewerk auch zu erwarten ist (Stirnfläche wesentlich kleiner als Seitenfläche).

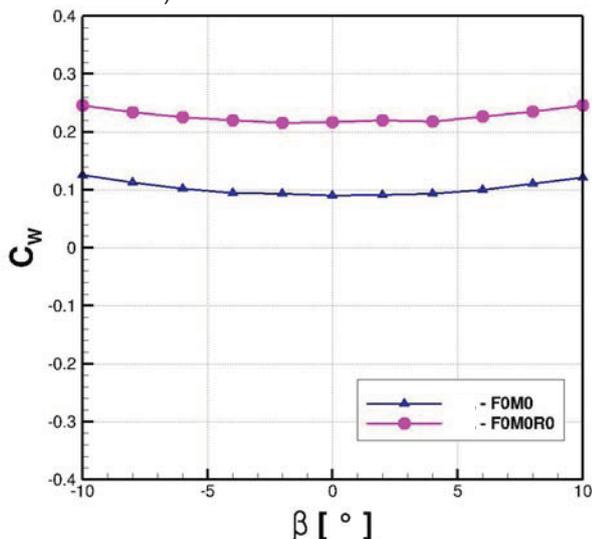


BILD 9. F0M0 und F0M0R0: C_w über β bei $\alpha = 0^\circ$.

Der rotierende Rotorkopf (BILD 9) hingegen erzeugt eine über β nahezu gleich bleibende Widerstandszunahme gegenüber F0M0. Die durch den rotierenden Rotorkopf in das Strömungsfeld induzierte Asymmetrie um $\beta = 0^\circ$ wirkt sich offensichtlich nicht auf den Widerstandsbeiwert aus.

In BILD 10 und BILD 11 sind die Anstellwinkelpolaren der Auftriebsbeiwerte für die Konfigurationen F0M0, F0M0L0 und F0M0R0 dargestellt.

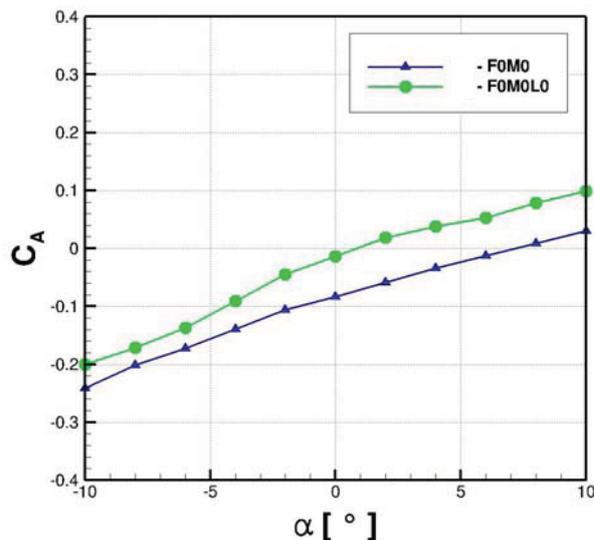


BILD 10. F0M0 und F0M0L0: C_A über α bei $\beta = 0^\circ$.

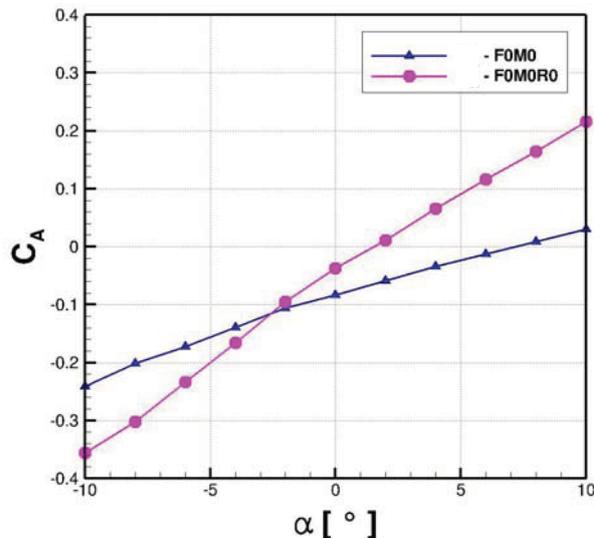


BILD 11. F0M0 und F0M0R0: C_A über α bei $\beta = 0^\circ$.

Zu erkennen ist, dass C_A für alle drei Konfigurationen F0M0, F0M0L0 und F0M0R0 über den betrachteten Anstellwinkelbereich ansteigt. Das Landewerk (BILD 10) führt dabei zu einer Auftriebszunahme gegenüber F0M0. Diese fällt bei positiven Anstellwinkeln deutlicher als bei negativen, am stärksten jedoch im Bereich von $\alpha = -2^\circ$ bis $\alpha = +4^\circ$ aus. Die Auftriebserhöhung lässt sich einerseits durch die Anströmung an das angestellte Landewerk und andererseits durch eine über den gesamten Anstellwinkelbereich geänderte Umströmung des Rumpfes erklären. Geht man davon aus, dass die Formgebung des un-

teren Heckbereichs des Rumpfes ohne Landwerk bei kleinen Schiebewinkeln zu einer Umlenkung der Strömung nach oben in Richtung Heckausleger führt und damit eine abtriebserzeugende Wirkung aufweist, lässt sich der gegenteilige Effekt des Landwerks durch die Störung eben dieser Heckumströmung erklären (vgl. hierzu [2] u. [3] und Abschnitt 3.2).

Für die Konfiguration mit rotierendem Rotorkopf (BILD 11) ergibt sich über den gesamten Anstellwinkelbereich ein deutlich höherer Auftriebsanstieg ($dC_A/d\alpha$) als für F0M0. Hier muss sowohl die auftriebserzeugende Wirkung des sich drehenden Rotorkopfs als auch diejenige des Hub caps (siehe hierzu [4]) in die Betrachtung mit einbezogen werden. Bei einem Anstellwinkel von etwa -2° schneiden sich die beiden Kurven. Unterhalb dieses Anstellwinkels erzeugt der rotierende Rotorkopf zusätzlichen Abtrieb.

In BILD 12 und BILD 13 sind die Schiebewinkelpolaren des Auftriebsbeiwerts für die Konfigurationen F0M0, F0M0L0 und F0M0R0 dargestellt. In BILD 12 zeigt C_A an der Konfiguration mit Landwerk ein um $\beta = 0^\circ$ symmetrisches Verhalten. Auffallend ist die geringere Auftriebszunahme gegenüber F0M0 in Bereichen um die Schiebewinkel $+7^\circ$ und -7° . Die genaue Ursache hierfür kann anhand der vorliegenden Daten nicht ermittelt werden. Eine mögliche Erklärung kann in der winkelabhängig unterschiedlichen Beeinflussung der Rumpfumströmung durch die Biegerohre und Landekufen des Landwerks liegen.

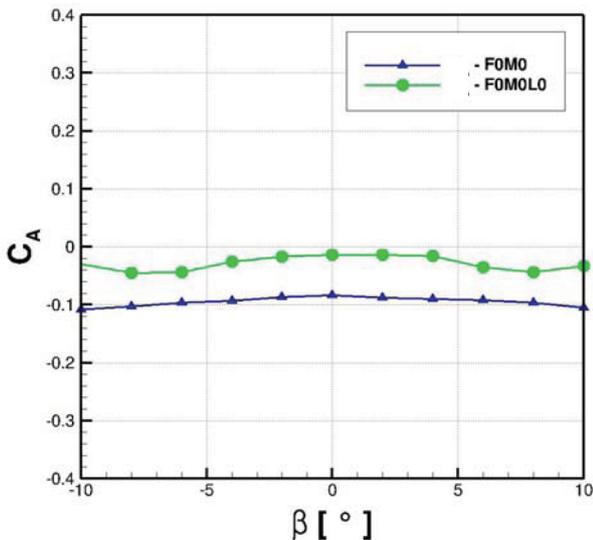


BILD 12. F0M0 und F0M0L0: C_A über β bei $\alpha = 0^\circ$.

Die durch den rotierenden Rotorkopf entstehende Auftriebszunahme gegenüber F0M0 (BILD 13) verläuft dagegen asymmetrisch um $\beta = 0^\circ$. Da die zyklische Blattverstellung nicht an die Anströmbedingungen bei Schiebewinkeln $\neq 0^\circ$, also an Schiebeflugbedingungen angepasst wird, ist die resultierende Geschwindigkeit relativ zu den profilierten Teilen der Blattwurzel bei gleichem Azimutwinkel Ψ für $\beta > 0^\circ$ und $\beta < 0^\circ$ nicht symmetrisch um den Fall $\beta = 0^\circ$. Im Fall $\beta > 0^\circ$ weist das Rotorblatt im Vergleich zur den Vorwärtsflugbedingungen über dem Heckbereich der Zelle einen „zu niedrigen“ Anstellwinkel auf, während es über der Hubschrauberfront einen zu hohen Anstellwinkel hat. Der in der ungestörten Anströmung über

der Front des Modells einen höheren Anstellwinkel aufweisende Rotorstummel ist für den erhöhten C_A -Wert bei $\beta > 0^\circ$ ursächlich. Da über die aerodynamischen Eigenschaften der Rotorstummel keine Daten vorliegen, kann an dieser Stelle keine genauere Aussage über den Auftriebsgewinn bzw. -verlust am Rotorkopf unter diesen Gegebenheiten gemacht werden.

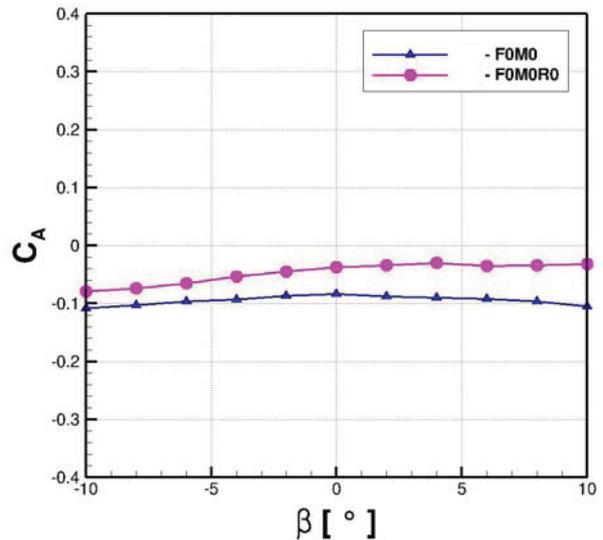


BILD 13. F0M0 und F0M0R0: C_A über β bei $\alpha = 0^\circ$.

Als Beiwert der Seitenstabilität wird im Folgenden der Giermomentenbeiwert im körperfesten Koordinatensystem betrachtet. Den bisherigen Betrachtungen folgend zeigen BILD 14 und BILD 15 den Einfluss von Landwerk und rotierendem Rotorkopf auf den Giermomentenbeiwert in Abhängigkeit vom Anstellwinkel.

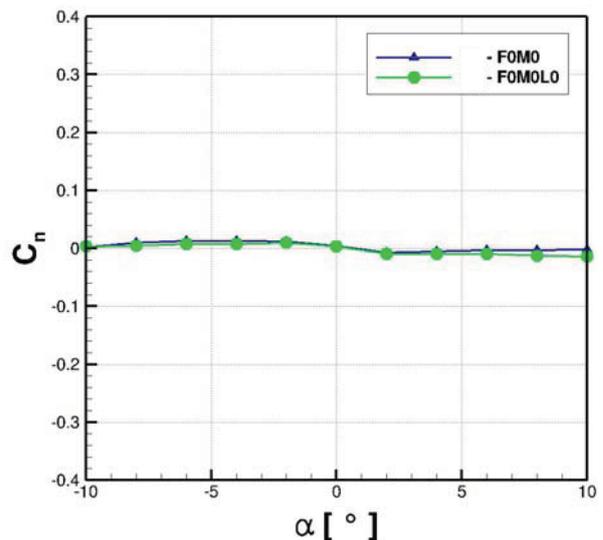


BILD 14. F0M0 und F0M0L0: C_n über α bei $\beta = 0^\circ$.

Der Giermomentenbeiwert C_n der Konfiguration F0M0 ändert sich nur geringfügig über den Anstellwinkel. Im Bereich $\alpha < 2^\circ$ zeigt sich ein sehr kleines positives Giermoment, das zu $\alpha = -10^\circ$ jedoch wieder verschwindet. BILD 14 zeigt, dass die Wirkung des Landwerks auf das Giermoment über den gesamten betrachteten Anstellwinkelbereich vernachlässigbar klein ist.

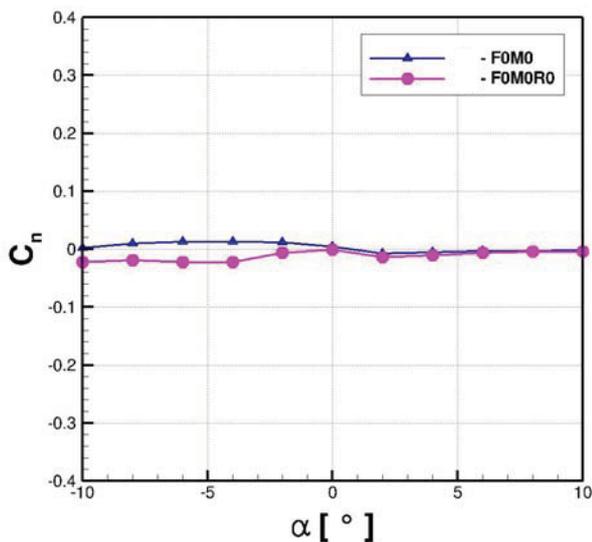


BILD 15. F0M0 und F0M0R0: C_n über α bei $\beta = 0^\circ$.

In BILD 15 ist zu erkennen, dass der rotierende Rotorkopf eine kleine Änderung des Giermoments für negative Anstellwinkel zur Folge hat. Bei negativen Anstellwinkeln hat der rotierende Rotor stärkeren Einfluss auf die Umströmung des Modells (geringere Abschattung), was eine Änderung des Giermoments erklärt. Außerdem ist zu berücksichtigen, dass Antriebsmomente des Rotors mit in die Waagenmessung eingehen.

In BILD 16 und BILD 17 sind die Schiebewinkelpolaren des Giermomentenbeiwertes dargestellt.

Der Giermomentenbeiwert C_n zeigt für alle untersuchten Konfigurationen einen über den Schiebewinkel linear fallenden Verlauf und bei Vergleich der einzelnen Konfigurationen nur geringfügige Unterschiede.

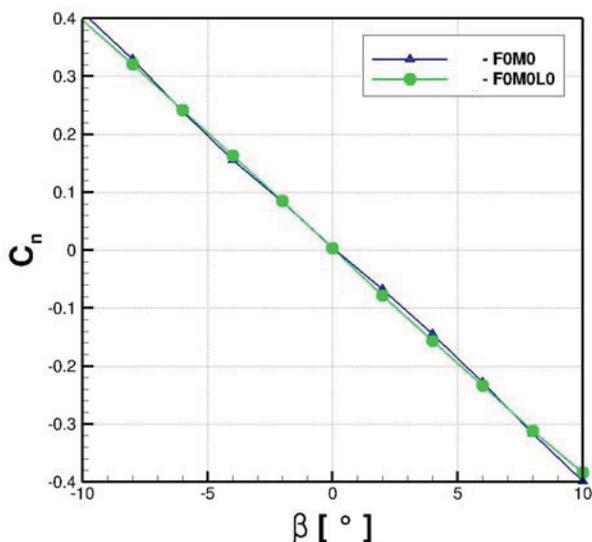


BILD 16. F0M0 und F0M0L0: C_n über β bei $\alpha = 0^\circ$.

Der Verlauf des Giermomentenbeiwertes über β wird bei Anstellwinkel 0° folglich überwiegend durch die Formgebung der Konfiguration F0M0, also den Rumpf mit Mastverkleidung gegeben.

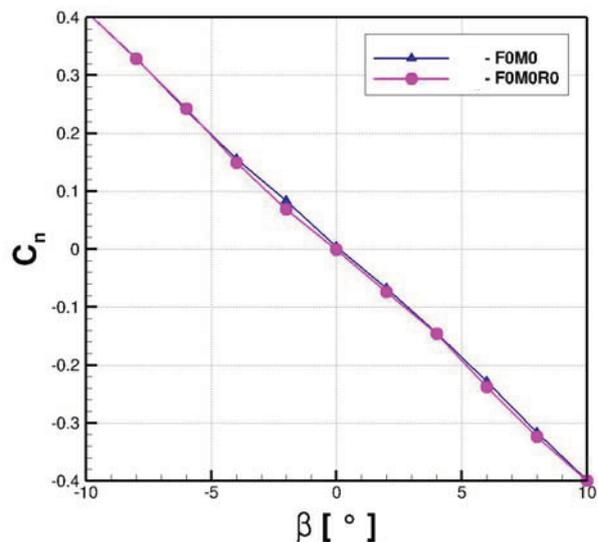


BILD 17. F0M0 und F0M0R0: C_n über β bei $\alpha = 0^\circ$.

3.2. Druckmessung

Die folgenden Abbildungen (BILD 18 bis 22) zeigen die Oberflächendruckverteilung an den Konfigurationen F0M0, F0M0L0 und F0M0L0R0 in Form des Druckbeiwertes C_p im Heckbereich des Modells (Rückansicht). In dieser Darstellung werden die Messergebnisse an den einzelnen Sensorpositionen (schwarz markiert) mit einer Kriging – Funktion auf der Modelloberfläche interpoliert und farbskaliert dargestellt. In den Bildern 18, 19 und 20 ist die Oberflächendruckverteilung bei $\alpha = -10^\circ$, $\alpha = 0^\circ$ und $\alpha = 10^\circ$, jeweils bei Schiebewinkel $\beta = 0^\circ$ dargestellt, vgl. [5].

Die Druckverteilung in BILD 19 ($\alpha = 0^\circ$, $\beta = 0^\circ$) zeigt an der Konfiguration F0M0 im seitlichen und unteren Heckbereich ein Unterdruckgebiet, und um den Heckausleger herum einen deutlichen Überdruck. Dies weist auf eine beschleunigte Umströmung der Randbereiche des Hecks hin, die zentral am Heck und im Bereich des Heckauslegers entsprechend aufgestaut wird. Das Landwerk (F0M0L0) stört die Umströmung des Hecks und führt zu einer deutlich geringeren Drucksteigerung im Bereich des Heckauslegers. Durch numerische Analysen [3] wird diese Ausprägung der Strömungstopologie ebenfalls bestätigt.

Bei negativem Anstellwinkel (BILD 18) entsteht an Konfiguration F0M0 zentral auf dem Heck ein gesondertes Überdruckgebiet. Dieses rückt zu höheren bzw. positiven Anstellwinkeln näher an den Heckausleger (BILD 19 und BILD 20). Die Entstehung dieses Überdruckgebiets wird durch das Landwerk (F0M0L0) verhindert.

Der rotierende Rotorkopf reduziert bei $\alpha = -10^\circ$ und $\alpha = 0^\circ$ vor allem auf der Oberseite des Heckauslegers die Anstauung der Strömung (BILD 18 und BILD 19, Konfiguration F0M0L0R0). Bei $\alpha = 10^\circ$ erzeugt er jedoch stärkeren Überdruck seitlich und oberhalb des Heckauslegers (BILD 20, Konfiguration F0M0L0R0). Hier trifft die Umströmung des angestellten Rumpfes auf den Abwind des sich drehenden und ebenfalls angestellten Rotorkopfes, was eine Druckerhöhung erklärt.

In BILD 21 und BILD 22 sind die Oberflächendruckverteilungen unter Schiebewinkel $\beta = -10^\circ$ und $\beta = 10^\circ$ bei $\alpha = 0^\circ$ für die Konfigurationen F0M0, F0M0L0 und F0M0L0R0 dargestellt. Deutlich erkennbar, insbesondere an Konfiguration F0M0, ist das Unterdruckgebiet auf der Luv-Seite, das auf eine, in diesem Bereich beschleunigte Umströmung des Heckbereichs hinweist. Die Aufstauung am Heckausleger fällt entsprechend auf der Lee-Seite stärker aus. Wie auch in den oben beschriebenen Fällen, sorgt das Landewerk für eine verlangsamte Umströmung des Hecks und damit einen geringer ausfallenden Druckrückgewinn am Heckausleger. Der Einfluss des rotierenden Rotorkopfes fällt bei diesen Schiebewinkeln gering aus, was einerseits durch den geringen Unterschied in den Druckverteilungen zwischen F0M0L0 und

F0M0L0R0, andererseits auch dadurch bestätigt wird, dass die Druckverteilungen im Heckbereich oberhalb des Heckauslegers für $\beta = 10^\circ$ und $\beta = -10^\circ$, trotz der durch den Rotor in Kombination mit der Anströmung verursachten Asymmetrie, gespiegelt nahezu deckungsgleich sind.

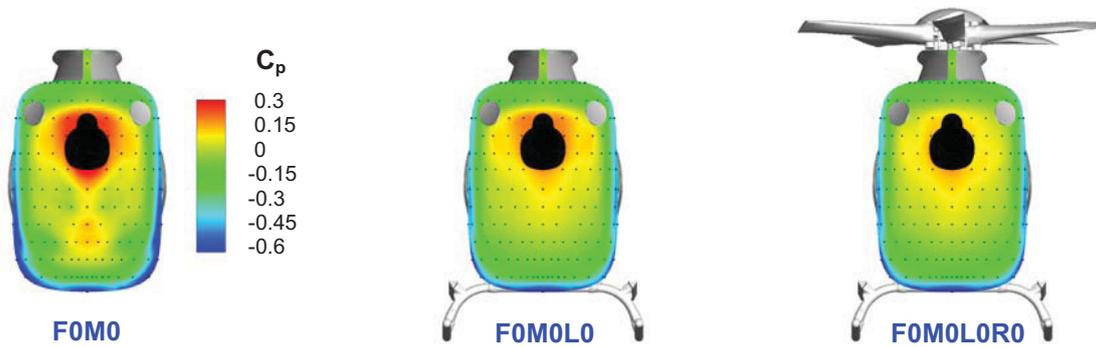


BILD 18. F0M0, F0M0L0 und F0M0L0R0: stationäre Oberflächendruckverteilung, C_p bei $\alpha = -10^\circ$ und $\beta = 0^\circ$.



BILD 19. F0M0, F0M0L0 und F0M0L0R0: stationäre Oberflächendruckverteilung, C_p bei $\alpha = 0^\circ$ und $\beta = 0^\circ$.

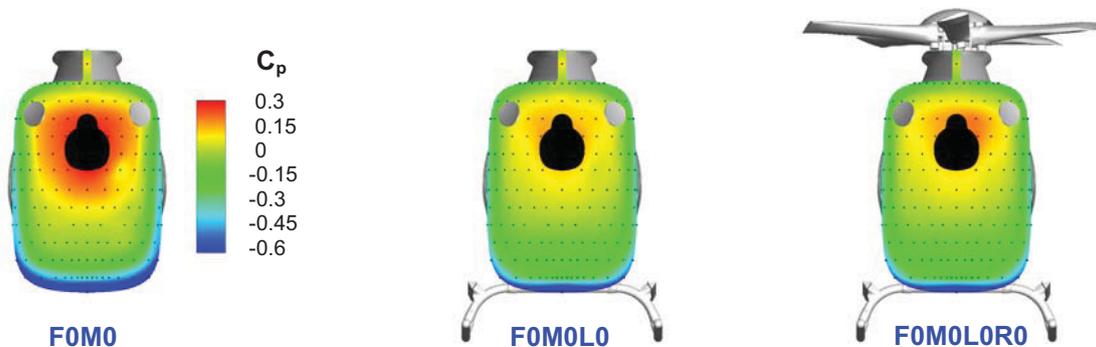


BILD 20. F0M0, F0M0L0 und F0M0L0R0: stationäre Oberflächendruckverteilung, C_p bei $\alpha = 10^\circ$ und $\beta = 0^\circ$.

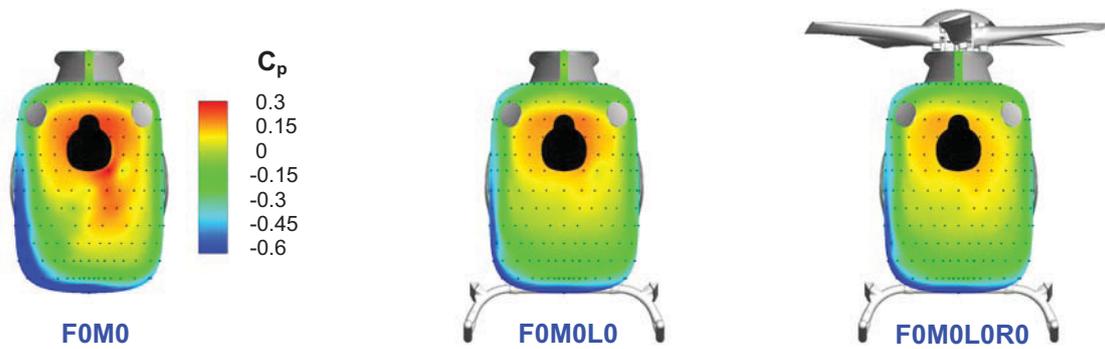


BILD 21. FOM0, FOM0L0 und FOM0L0R0: stationäre Oberflächendruckverteilung, C_p bei $\alpha = 0^\circ$ und $\beta = -10^\circ$.

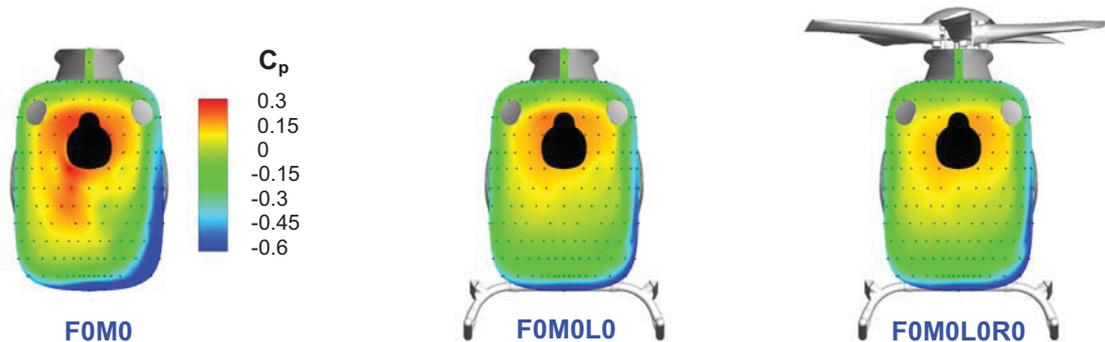


BILD 22. FOM0, FOM0L0 und FOM0L0R0: stationäre Oberflächendruckverteilung, C_p bei $\alpha = 0^\circ$ und $\beta = 10^\circ$.

4. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Aus der Baseline-Windkanaluntersuchung des ADHeRo-Programmes wurden erste ausgewählte Ergebnisse der Kraft- und Druckmessung vorgestellt. Besonderes Augenmerk wurde auf die Einflüsse von Landewerk und rotierendem Rotorkopf auf die Grundkonfiguration, bestehend aus Rumpf mit Mastverkleidung, im Hinblick auf die wirkenden aerodynamischen Kräfte gerichtet. Unter denselben Gesichtspunkten wurde die Druckverteilung im Heckbereich des Rumpfes anhand einzelner Fälle dargestellt und analysiert. Es konnte gezeigt werden, dass Rotorkopf und Landewerk in hohem Maße zum Gesamtwiderstand beitragen. Das Landewerk ist außerdem maßgebend für die Umströmung des Heckbereichs und für die Ausprägung des Nachlaufs. Damit stellen Rotorkopf und Landewerk besonders geeignete Objekte für widerstandsoptimierende Maßnahmen dar. Zu einer Vertiefung der Betrachtung, insbesondere des Nachlaufs der Zelle, werden die im ADHeRo-Programm vorgesehenen Strömungsfeldmessungen und ergänzende numerische Untersuchungen wesentlich beitragen. Die darauf aufbauende Analyse dieser Ergebnisse wird weiteren Aufschluss über die Strömungsphänomene an dieser Hubschrauberkonfiguration geben und die Basis legen für zu definierende, widerstandsreduzierende Modifikationen von Landewerk, Mastverkleidung und Rotorkopf.

Danksagung

The research leading to these results received funding from the European Community's Seventh Framework Program (FP/2007-2013) for the Clean Sky Joint Technology Initiative under grant agreement number 270563.

Die Autoren bedanken sich außerdem beim Projektpartner Eurocopter Deutschland GmbH für eine erfolgreiche Zusammenarbeit und wertvolle Unterstützung.

Dank gilt ebenso den Studenten Matthias Tebbe und Ziga Babosek für ihren wichtigen Beitrag zum Gelingen dieses Forschungsvorhabens.

5. LITERATURVERZEICHNIS

- [1] Wagner S N., "Problems in Estimating the Drag of a Helicopter", AGARD Conference Proceedings No. 124, April 1975.
- [2] Vogel F., Breitsamter C. und Adams N. A., "Aerodynamic Investigations on a Helicopter Fuselage", Proceedings of the 29th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Honolulu USA, 2011.
- [3] Babosek Z., „Numerische Simulation einer Helikopterkonfiguration inklusive eines rotierenden Rotorkopfes“, Diplomarbeit am Lehrstuhl für Aerodynamik und Strömungsmechanik der TUM, 2012.

- [4] Vogel F., Breitsamter C. und Adams N. A., "Aerodynamic Investigations on a Helicopter Main Rotor Hub", Proceedings of the American Helicopter Societies 66th Annual Forum, Phoenix USA, 2010.
- [5] Tebbe M., "Aerodynamische Analysen an einer Hubschrauberkonfiguration", Diplomarbeit am Lehrstuhl für Aerodynamik und Strömungsmechanik der TUM, 2012.