

AERODYNAMISCHER ENTWURF VON KLEINSTFLUGGERÄTEN

J. Nowack¹, W. Wegner²

¹Lehrstuhl für Flugdynamik, RWTH Aachen, Wüllnerstraße 7, 52062 Aachen

²Institut für Aeroelastik, DLR Göttingen, Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen

ÜBERSICHT

Dieser Beitrag gibt einen Einblick in den aerodynamischen Entwurf von Kleinstfluggeräten. Er entstand im Rahmen des Verbundvorhabens "Sicherheitstechnische Überwachung von Flughäfen und besonders gefährdeten Objekten" (Projektkürzel "AutoMAV") des "Luftfahrtforschungsprogramm 2003 - 2007" des BM-WA. Die vorliegenden Arbeiten wurden vom Lehrstuhl für Flugdynamik der RWTH Aachen sowie dem Institut für Aeroelastik des DLR in Göttingen durchgeführt.

In der Konzeptionsphase des Kleinstflugzeugs wurde, basierend auf numerischen und halbempirischen Verfahren, eine Konfigurationsstudie im Windkanal durchgeführt. In der Auslegungsphase wurde mit grundlegenden Untersuchungen ein besseres allgemeines Verständnis über die Aerodynamik von Kleinstfluggeräten erlangt. So wurde der Einfluss der Vorderkantenpfeilung sowohl mittels CFD-Verfahren als auch in Windkanalversuchen untersucht. Eine Propellersimulation wurde hinzugefügt, um den Einfluss auf die Umströmung eines Flügels sowie die Ruderwirksamkeiten zu erörtern. Diese Untersuchungen dienten ebenfalls der Validierung von Digital DATCOM, durch das eine aerodynamische / flugmechanische Optimierung durchgeführt wurde.

BEZEICHNUNGEN

C_A	Auftriebsbeiwert
$C_{A\alpha}$	Auftriebsgradient
$C_{A\eta}$	Höhenruder-Auftriebsderivativ
C_l	Rollmomentenbeiwert
$C_{l\eta}$	Höhenruder-Rollmomentenderivativ
$C_{m\eta}$	Höhenruder-Nickmomentenderivativ
C_W	Widerstandsbeiwert
G	Fluggewichtskraft
S	Bezugsfläche (Flügelfläche)
V_{min}	min. Fluggeschwindigkeit

α	Anstellwinkel
η	Höhenruderausschlag, y-Richtung des Rechennetzes
Λ	Flügelstreckung
ξ	x-Richtung des Rechennetzes
AE	Institut für Aeroelastik
BMWA	Bundesministerium für Wirtschaft und Arbeit
DARPA	Defence Advanced Research Projects Agency
FD	Lehrstuhl für Flugdynamik
IFF	Institut für Flugführung
IFL	Institut für Flugzeugbau und Leichtbau
ILR	Institut für Luft- und Raumfahrtssysteme
ISM	Institut für Strömungsmechanik
MAV	Micro Air Vehicle
NN	Normal Null (Meereshöhe)
UAV	Unmanned Air Vehicle
USAF	United States Air Force

1 EINLEITUNG

Seit einigen Jahren ist das Interesse für den Bereich von unbemannten Fluggeräten (UAVs) stark gestiegen. Eine Sonderform dieser UAVs sind so genannte Kleinstfluggeräte, Micro Air Vehicles (MAVs). Erste Bewegungen in diese Klasse von Fluggeräten wurden, wie schon bei UAVs, von Militärs und militärischen Organisationen angeregt. So ist laut Definition der Defence Advanced Research Projects Agency (DARPA) ein MAV ein Fluggerät mit einer Größe von nicht mehr als 6 in. (15.2 cm) und einem Gewicht von maximal 100 g [5]. Es werden aber auch größere Fluggeräte mit Spannweiten bis zu 60 cm als MAVs bezeichnet.

Grund für das Interesse an diesen Fluggeräten ist das weite Spektrum möglicher Anwendungsgebiete als kostengünstige, wiederverwendbare Sensorplattformen, wie beispielsweise für militärische Aufklärung im Nahbereich, Katastrophenschutz und Überwachungsaufgaben. Durch ihre geringen Abmessungen und Massen sind sie von einer einzelnen Person bedienbar, benötigen keine aufwendige Logistik und sind nahezu unbegrenzt transportabel und einsetzbar. Hinzu kommt ein deutlich geringerer Kostenfaktor für die Produktion sowie den Betrieb eines MAV gegenüber anderen Fluggeräten.

Die Aerodynamik von Kleinstfluggeräten ist nicht ein einfaches Skalieren größerer Fluggeräte. Aufgrund ihrer geringen Abmessungen weisen MAVs einen niedrigen Reynoldszahlbereich (zwischen etwa 7×10^3 und 3×10^5) sowie kleine Streckungen, meist unter zwei, auf. Gerade in diesem Bereich ist das Wissen über die Aerodynamik noch sehr gering. Hierdurch bereitet der Entwurf eines MAV immer noch große Probleme.

Die Aktivitäten zum allgemeinen Verständnis der Aerodynamik kleiner Reynoldszahlen und/oder Flügel kleiner Streckung sowie die aerodynamische Untersuchung von MAVs hat sich aber ebenfalls in den letzten Jahren verstärkt. Die meisten Untersuchungen hatten jedoch bisher nur Profile geringer Dicke zum Thema. Pelletier und Mueller [8] zeigten bei Untersuchungen von dünnen Profilen, dass gewölbte Profile hierbei bessere aerodynamische Eigenschaften und Leistungen aufweisen. Des Weiteren wurde festgestellt, dass die Hinterkante des Flügels sowie der Turbulenzgrad des Windkanals nur geringe Einflüsse auf die Ergebnisse haben sowie Hystereseffekte nicht auftreten. Untersuchungen von Torres und Mueller [14] zeigten, dass die Streckung den Haupteinfluss auf die Aerodynamik kleiner Reynoldszahlen ausübt, gefolgt von der Geometrie und der Reynoldszahl.

Flügel kleiner Streckung weisen ein hohes α_{max} und C_{Amax} sowie ein nichtlineares $C_{A\alpha}$ auf. Zwei Einflussgrößen sind für den Auftrieb verantwortlich: Der erste lineare Anteil ergibt sich aufgrund der Zirkulation der Strömung um den Flügel. Dieser Anteil ist hinsichtlich seiner Wirkung identisch zum Anteil bei Flügeln größerer Streckung. Der zweite nichtlineare Anteil entsteht aufgrund starker Randwirbel, welche Querströmungen, primär auf der Profiloberseite, erzeugen. Dieser Effekt erhöht sich bei steigendem Anstellwinkel. Unterhalb von $\Lambda < 1.25$ ist dieser Effekt sehr stark ausgeprägt und es existieren sehr komplexe Strömungsformen. Bei steigender Streckung wird der Auftriebsverlauf immer linearer. Oberhalb von $\Lambda > 1.5$ werden auch die Einflüsse aufgrund der Geometrie immer geringer.

Die Aerodynamik sowie die Flugeigenschaften eines MAV werden aber nicht nur von seinem Hauptflügel bestimmt. So weisen diese Fluggeräte weiterhin noch Stabilisationsflächen und Ruder sowie einen Motor und ggf. einen Rumpf auf. Generelle Untersuchungen zu diesen Themen sind bisher noch gering.

2 DAS VERBUNDVORHABEN AUTOMAV

Im Folgenden wird eine kurze Übersicht über das Verbundvorhaben AutoMAV gegeben. Eine ausführlichere Übersicht sowie einer Erläuterung der Aufgaben der einzelnen Projektpartner ist in [16] aufgeführt.

In vorherigen Projekten zu Kleinstfluggeräten hat sich gezeigt, dass ein hohes Fachwissen in allen Bereichen eines MAV-Systems von Nöten ist. So besteht ein MAV-System neben dem eigentlichen Fluggerät z.B. auch aus Reglerkomponenten, Bodenstation sowie Flugplanungs- und Auswerteprogrammen. Es hat sich des Weiteren gezeigt, dass starke Kopplungen zwischen den einzelnen Systemkomponenten vorliegen. Resultierend aus diesen Erfahrungen wird dieses Projekt als ein Verbundvorhaben mit einem interdisziplinären Ansatz durchgeführt.

Das Gesamtziel des Verbundvorhabens "Sicherheits-technische Überwachung von Flughäfen und besonders gefährdeten Objekten" (Projektkürzel "AutoMAV") im Rahmen des "Luftfahrtforschungsprogramm 2003 bis 2007" der Bundesregierung ist die Demonstration der Fähigkeit zur Überwachung mittels Kleinstflugzeugen. Sechs Verbundpartner sind in dieses Projekt involviert: Institut für Luft- und Raumfahrtssysteme (ILR), Institut für Flugführung (IFF), Institut für Flugzeugbau und Leichtbau (IFL) und Institut für Strömungsmechanik (ISM), alle TU Braunschweig, sowie der Lehrstuhl für Flugdynamik (FD) der RWTH Aachen und das Institut für Aeroelastik des DLR Göttingen.

2.1 Demonstratorentwurf

Der Entwurf des Demonstrators ist in verschiedene Arbeitsschritte unterteilt. Die Hauptverantwortung für die Durchführung dieser Arbeitspunkte hat der Lehrstuhl für Flugdynamik. Bild 1 zeigt den Ablauf der Demonstratorentwicklung sowie die Schnittstellen der beiden Projektpartner FD und AE mit den Arbeitsschritten. Neben den gezeigten Schnittstellen existieren weitere der oben genannten Verbundpartner. Im Folgenden werden die Aufgaben des Lehrstuhls für Flugdynamik und des Instituts für Aeroelastik kurz vorgestellt.

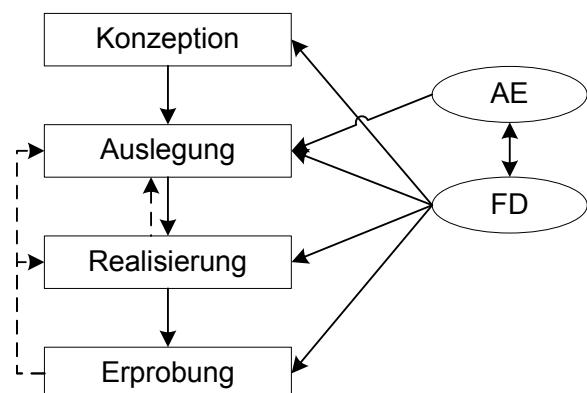


BILD 1: Aufgaben des Lehrstuhls für Flugdynamik und des Instituts für Aeroelastik

2.1.1 Aufgaben des Lehrstuhls für Flugdynamik

Die Aufgaben des Lehrstuhls für Flugdynamik lassen sich in die Kernaufgaben Konzeption, Auslegung, Realisierung und Erprobung des Demonstrators zusammenfassen.

Die Konzeptionsphase dient der Formulierung von Anforderungen und Ermittlung von Eckdaten einer Demonstrator-Konfiguration. Nach einer Konfigurationsstudie soll eine geeignete Konfiguration ausgewählt werden. Diese wird in der Auslegungsphase aerodynamisch sowie flugmechanisch optimiert. Des Weiteren dient diese Phase der Auswahl der weiteren Komponenten, wie etwa Aktuatoren, Antrieb, Bauweisen und Fertigungsverfahren. Hierzu stehen dem Lehrstuhl verschiedenste Prüfstände zur Verfügung. Außerdem stehen für die Konzeptions- und Auslegungsphase verschiedene numerische und halbempirische Verfahren sowie ein Windkanal zur Verfügung, welcher eine Vermessung von MAVs in Originalgröße erlaubt. Zur Durchführung des Arbeitspunktes Realisierung betreibt der Lehrstuhl ein Freifluglabor. Die abschließende Erprobung dient dem Nachweis der Fähigkeiten des Demonstrators.

Eine Zusammenfassung der Arbeiten der Konzeption und Auslegung ist in [7] zu finden.

2.1.2 Aufgaben des Instituts für Aeroelastik

Das DLR Institut für Aeroelastik hat die Aufgabe, aeroelastische Stabilitätsanalysen für schwingende aerodynamische Profile und für komplexe Konfigurationen im Flugzeugbau durchzuführen. Da der wissenschaftliche Fortschritt dabei insbesondere von der Entwicklung instationärer CFD-Verfahren und seinem physikalischen Erkenntnisgewinn abhängig ist, hat das Institut in dem hier vorliegenden Projekt den aerodynamischen Einfluss eines Propellerstrahls auf ein Kleinstflugzeug untersucht. Die bereitgestellten numerischen Lösungen dienten zunächst der Validierung der vom Lehrstuhl für Flugdynamik durchgeführten experimentellen und theoretischen Untersuchungen, welche dann auch Impulse für die optimale Auslegung des Demonstrators geben konnten.

2.2 Anforderungen aufgrund des Projektes

Die Anforderungen in diesem Projekt ergaben sich hinsichtlich der Überwachung von Flughäfen (Szenario) sowie bezüglich der Flugleistungen, der Flugeigenschaften, der Nutzlast und des Betriebes. Die Anforderungen wurden zu Beginn des Vorhabens, teilweise von den Verbundteilnehmern gemeinsam, teilweise aufgrund von Erfahrungswerten des Lehrstuhls für Flugdynamik, zusammengestellt. Die Anforderungen wurden bewusst hoch gewählt, um den konsequenten Einsatz von neuesten Technologien, Materialien usw. auf allen Teilgebieten zwingend vorauszusetzen. Tabelle 1 fasst die für den aerodynamischen Entwurf relevanten Anforderungen zusammen.

Flugzeit	30	min
Max. Abflugmasse	300	g
Max. Abmessungen	30	cm
Geschwindigkeit im Reiseflug	20	m/s
Minimalgeschwindigkeit	10	m/s
Mittl. Windgeschwindigkeit	12.5	m/s
Max. Flughöhe über Grund	500	m
Max. Flughöhe über NN	1500	m
Soll-Flughöhe über Grund	100	m
Min. Kurvenradius	25	m
Min. Steiggeschwindigkeit	2	m/s
Elektrischer Antrieb		
Handstartfähigkeit		

TAB 1: Anforderungen des Projektes an den aerodynamischen Entwurf

3 KONFIGURATIONSSSTUDIE

Den Anforderungen entsprechend wurden einige Eckdaten für die Konfigurationsstudie festgelegt. Diese ergaben sich aufgrund der bisherigen Erfahrungen des Lehrstuhls für Flugdynamik bei der Entwicklung von MAVs, siehe z.B. [9], [10], [11], Literaturrecherchen wie z. B. [2], [12], [13] und Ergebnissen aus Vortex-Lattice Rechnungen [6] sowie Berechnungen mittels Digital DATCOM [15]. Als Eckdaten wurden daraus die folgenden gewählt:

Flächenbelastung G/S	45	N/m ²
Sicherheit gegen Überziehen	15%	V _{min}
Flügelstreckung	1 < Λ < 2	
Stabilitätsmaß im Reiseflug	5%	bei C _{AReise}

TAB 2: Eckdaten für Konfigurationsstudie

Die Eckdaten der Flächenbelastung und der Flügelstreckung sind aus den folgenden Gründen sinnvoll: Eine Erhöhung der Flächenbelastung hat eine geringere Überziehgeschwindigkeit zur Folge und bei einer Verringerung wird die Böenempfindlichkeit erhöht. Die Flügelstreckung wird nach unten durch die Erhöhung des induzierten Widerstandes begrenzt. Höhere Flügelstreckungen sind durch das geforderte, möglichst geringe maximale Abmaß begrenzt. Des Weiteren hat die Erhöhung der Flügelstreckung eine Erhöhung der Böenempfindlichkeit zur Folge.

Vier Demonstrator-Konfigurationen wurden gefertigt, welche im Windkanal des Lehrstuhls für Flugdynamik vermessen wurden. Der Kanal ist von Göttinger Bauart mit einer offenen Messstrecke von $\varnothing 1,5 \times 3$ m Größe, wodurch die Modelle im Maßstab 1:1 vermessen werden können.

Die Konfigurationen 1 (Trapez/Deltaflügel mit Canard), 2 (Nurflügel) und 4 (Twin-Wing), Bild 2, weisen eine identische Hauptflügelgeometrie auf. Diese Geometrie sowie das ausgewählte Profil MH64 basieren auf den Er-

fahrungen des Lehrstuhls für Flugdynamik. Die Streckung beträgt 1.65. Der Hauptflügelgrundriss der Konfiguration 3 (Kreisscheibe mit Canard) entspricht einer Kreisscheibe, bestehend aus einer gewölbten Platte mit S-Schlagprofil. Alle Konfigurationen besitzen den gleichen Rumpf, in den die zu diesem Projektzeitpunkt bekannten Einzelkomponenten integriert werden können.

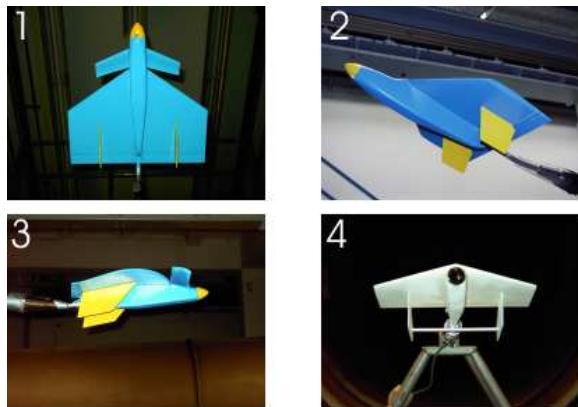


BILD 2: Demonstrator-Konfigurationen

Aus Gewichtsgründen wurde auf ein Seitenruder verzichtet, weshalb zur Erhaltung der Richtungsstabilität alle Konfigurationen zwei Seitenleitwerke besitzen. Aufgrund der geforderten niedrigen Fluggeschwindigkeiten, und somit hohen Anstellwinkeln, sowie der zu erwartenden komplexen Strömung auf der Profiloberseite sind diese auf der Unterseite des Hauptflügels angebracht. Aus dem gleichen Grund ist auch das Höhenleitwerk des Twin-Wing unterhalb des Hauptflügels positioniert.

Da eine der Forderungen bezüglich der Flugleistungen der Langsamflug ist, wurden die beiden Canard-Konfigurationen (1,3) untersucht. Die Aufgabe des Canards ist die Umströmung des Hauptflügels zu höheren Auftriebsbeiwerten zu beeinflussen. Dies geschieht durch den Transport zusätzlicher Energie in die Grenzschicht des Hauptflügels mittels abschwimmender Wirbel des Canards. Eine wechselnde Vorderkantenpfeilung über die Spannweite (3) verstärkt diesen Effekt zusätzlich. Eine Kreisscheibe ist jedoch fertigungstechnisch deutlich aufwendiger, weshalb auch die Konfiguration 1 untersucht wurde.

Bei allen Konfigurationen ist untersucht worden, durch Positionsänderung der Seitenleitwerksflächen das Ergebnis hinsichtlich der Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte sowie der Richtungsstabilität zu verbessern. Des Weiteren wurden beim Twin-Wing die Position des Höhenleitwerkes variiert und bei den Canard-Konfigurationen die Höhe des Canardspaltes sowie der Einstellwinkel des Canards verändert.

Alle Messungen wurden bei 15.5 m/s durchgeführt, was einer Reynoldszahl von etwa 230.000 entspricht. Die Messungen sind für einen Anstellwinkelbereich von -5,2 bis 28,8° sowie einen Schiebewinkelbereich von 0 - 20° durchgeführt worden.

Bei der Auswertung der Windkanalversuche zeigte sich, dass die Einhaltung des Geschwindigkeitsbandes sowie die einzuhaltende Flugzeit den Konfigurationen Schwierigkeiten bereitet. Alle anderen Anforderungen bezüglich der Flugleistungen und Flugeigenschaften bereiteten keinerlei Probleme. Es können folgende Ergebnisse formuliert werden:

- Canard-Konfigurationen

- Sehr kritisch gegenüber kleinsten Veränderungen im Canardspalt und somit ungeeignet.
- Selbst durch Optimierung und/oder Massenreduktionen wird eine Flugzeit von 30 min. im Reiseflug nicht erreichbar sein.

- Nurflügel

- Durch Optimierung und/oder Massenreduktion ist eine Flugzeit von 30 min. im Reiseflug erreichbar.
- Eine minimale Geschwindigkeit von 10 m/s mit geforderter Sicherheit scheint nicht erreichbar.

- Twin-Wing

- Durch Optimierung und/oder Massenreduktion ist eine Flugzeit von 30 min. im Reiseflug erreichbar.
- Der geforderte Geschwindigkeitsbereich ist bereits jetzt möglich.

Aus diesen Gründen wurde die Twin-Wing-Konfiguration für die weitere Auslegung gewählt.

4 EINFLUSS DER VORDERKANTENPFEILUNG

Drei Nurflügelgrundrisse wurden gefertigt und untersucht. Die Grundrisse besaßen jeweils dieselbe Grundfläche und ein MH64-Profil, sie unterschieden sich jedoch in der Vorderkantenpfeilung. Die Pfeilung wurde von gerader Hinterkante zu gerader 1/4-Linie bis zu gerader Vorderkante variiert. Das Modell mit gerader Hinterkante entspricht dem Hauptflügel des Twin-Wing.

Die Untersuchungen wurden mittels Windkanalversuchen, CFD sowie durch Digital DATCOM-Rechnungen durchgeführt. Letztere dienten zur Validierung von Digital DATCOM für diesen Einsatzbereich.

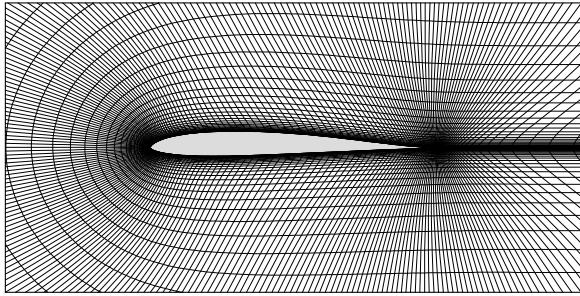


BILD 3: Rechennetz, $\eta = \text{konst.}$

Die numerische Untersuchung wurde mit einem bewährten CFD-Verfahren durchgeführt, das für strukturierte Netztopologien anwendbar ist. Für den Einzelflügel wurden Rechennetze in C-H-Topologie generiert. Bild 3 zeigt ein C-H-Rechennetz mit 305x93x99 Zellen in dem Schnitt $\eta = \text{konst.}$ an der Flügelwurzel. Für die komplexe Gesamtkonfiguration sind blockstrukturierte Rechennetze in H-H-Topologie zu generieren. Die Simulation der Klappeausschläge, Kapitel 6, erfolgte durch entsprechende Netzdeformationen.

Die vorliegenden numerischen Lösungen wurden unter der Voraussetzung einer turbulenten Strömung erzeugt, was bei dem zu betrachtenden Reynoldszahlbereich zunächst eine deutliche Einschränkung des Gültigkeitsbereichs bedeutet. Andererseits werden aber durch den relativ großen Propellerstrahl der Turbulenzgrad der Anströmung erhöht und Tollmien-Schlichting-Wellen angeregt, so dass die Grenzschicht im größten Teil ihrer Laufstrecke als turbulent angesehen werden kann.

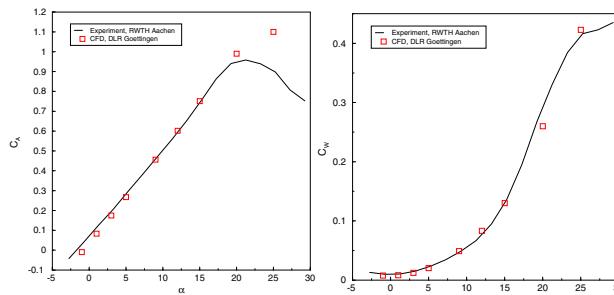


BILD 4: Vergleich der Windkanalmessungen zu CFD-Rechnungen

Bild 4 zeigt beispielhaft den Vergleich der Windkanalmessungen gegenüber den CFD-Rechnungen des Modells mit gerader Hinterkante. Es können qualitativ gute Übereinstimmungen festgestellt werden. Der erhöhte Auftriebsgradient sowie der leicht erhöhte Widerstand der CFD-Rechnungen ist durch das turbulente Modell zu begründen. Eine künstliche Turbulenz, z.B. durch Turbulenz- oder Transitionsstreifen, ist also lohnenswert. Eine ausführliche Untersuchung dieses Effektes wurde

in [4] durchgeführt. Für dieses Projekt ist der Einsatz von solchen Maßnahmen jedoch nicht notwendig, da sich für einen großen Propeller entschieden wurde, der die benötigte Turbulenz einbringen wird, siehe Kapitel 5.

Sowohl die Windkanalmessungen, die CFD-Rechnungen also auch die Rechnungen mittels Digital DATCOM kamen zu dem Ergebnis, dass die Konfiguration mit gerader Hinterkante für dieses Projekt am besten geeignet ist. Dies hat sowohl aerodynamische als auch flugmechanische Gründe.

Aus aerodynamischer Sicht wird bei der größten Vorderkantenpfeilung das höchste $C_{A\max}$ erreicht, was hier das bedeutendste Auslegungskriterium ist. Strömungsablösungen treten dann auch bei großen Anstellwinkeln nur im Flügelaußenbereich auf. Im Bereich der Flügelwurzel sind Druckänderungen aufgrund der durch die Pfeilung induzierten Querströmungskomponenten ausgeglichen, und die Strömung bleibt dort ablösungsfrei, siehe Bild 5.

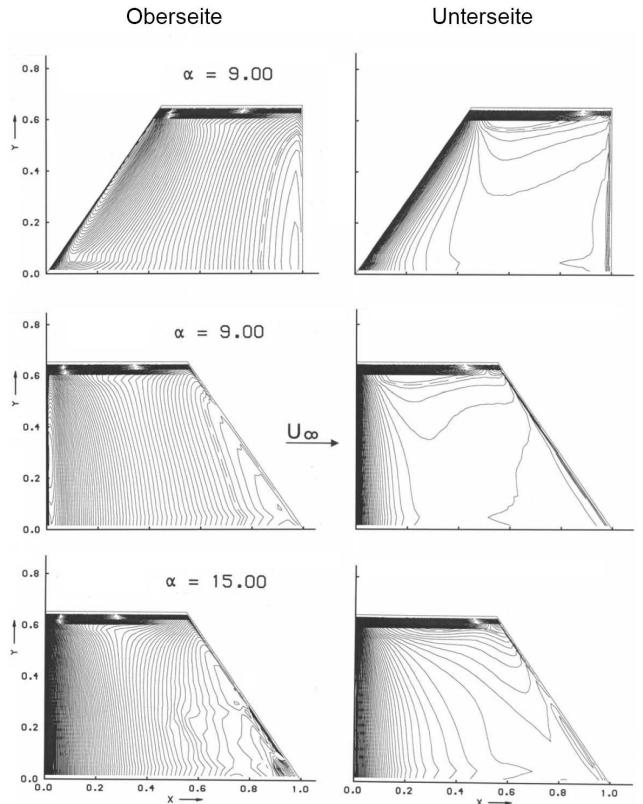


BILD 5: Isobaren gerade Vorderkante, gerade Hinterkante

Aus flugmechanischer Sicht ist die einzuhaltende Schwerpunktslage für einen natürlich stabilen Flug und das bessere Eigenverhalten ausschlaggebend.

5 PROPELLERMODELLIERUNG

Aufgrund des oftmals großen Verhältnisses von Propellerdurchmesser zu Spannweite ist der Einfluss des Propellers nicht zu vernachlässigen. Des Weiteren kommt es bei den vorhandenen kleinen Streckungen und auch den teilweise großen Vorderkantenpfeilungen zu großflächigen und komplexen Beeinflussungen der Strömung.

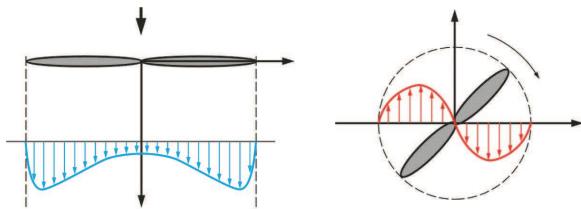


BILD 6: Geschwindigkeitskomponenten eines Propellerstrahls

Eine Propellerströmung besteht aus einer instationären Wirbelströmung, die zum Beispiel von Betz [1] beschrieben wird. Die Geschwindigkeiten teilen sich dabei in instationäre Axial- und Tangentialkomponenten auf. In der vorliegenden Beschreibung des Propellerstrahls wird eine Idealisierung zeitlicher Mittelwerte betrachtet, siehe Bild 6. Der qualitative Verlauf dieser mittleren induzierten Geschwindigkeiten wurde experimentell sowohl in der Propellerebene als auch im Nachlauf intensiv untersucht, siehe z.B. [3]. Er wurde bei der verwendeten Modellierung des Propellerstrahls berücksichtigt.

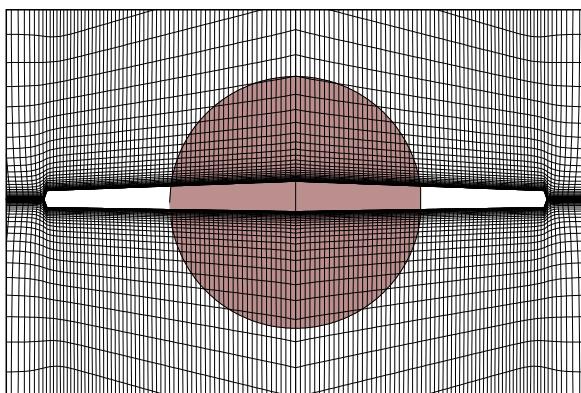


BILD 7: Rechennetz, $\xi = \text{konst.}$

Die Simulation des Propellereinflusses basiert auf dem Prinzip der Aktuatorscheibe, siehe z.B. [17]. In der Scheibe, die der umlaufende Propeller beschreibt, werden die vom Propeller verursachten Änderungen der Strömungsgrößen im CFD-Algorithmus direkt vorgegeben. Die aerodynamische Wechselwirkung zwischen dem Propellerstrahl und dem Flügel ergibt sich dann automatisch aus der numerischen Rechnung. Die vorzugebende Änderung der Strömungsgrößen in der Aktuatorscheibe erhält man

aus dem Propellerkennfeld bei bekannter Anströmgeschwindigkeit und aufgebrachter Propellerleistung.

Bei Erstellung des Propellerkennfeldes wurde der Antriebsstrang unter Anströmung im Windkanal vermessen. Bei dem Propeller handelt es sich um ein Modell mit einer Steigung von 6 und einem Durchmesser von 8 Zoll. Damit ergibt sich ein Verhältnis von Propellerdurchmesser zu Spannweite von 53,5%.

Bild 7 zeigt das Rechennetz im Schnitt $\xi = \text{konst.}$ mit dem Einflussbereich des Propellerstrahls. In Bild 8 wird der Propellereinfluss am Beispiel der Isobaren auf der Flügeloberseite demonstriert. Die Drallkomponente des Propellerstrahls verursacht ein deutlich unsymmetrisches Strömungsbild.

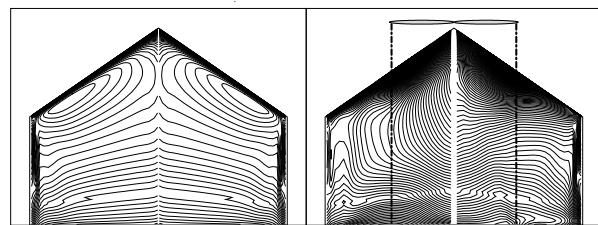


BILD 8: Vergleich der Isobaren auf Profiloberseite mit / ohne Propellereinfluss, $\alpha = 7^\circ$

In Bild 9 sind die Druckverteilungen auf der Flügeloberseite und in der Flügelebene vor und hinter dem Flügel dargestellt. Der Propeller induziert Drucksprünge vor dem Flügel im Bereich der Aktuatorscheibe.

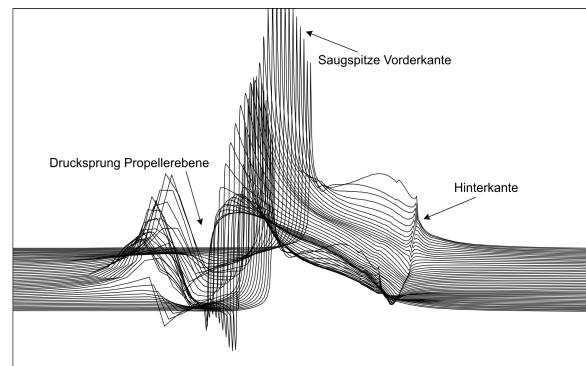


BILD 9: 3D-Ansicht der Druckverteilung in der Flügelebene, $\alpha = 22^\circ$

6 KLAPPENAUSSCHLÄGE MIT PROPELLERSCHUB

Die Untersuchung der Ruderderivative unter Einfluss des Propellerstrahls erfordert eine Unterscheidung von links-

und rechtsseitigen Klappenausschlägen, denn die Strömung ist aufgrund der vom Propeller induzierten Tangentialgeschwindigkeiten, des Dralls, stets unsymmetrisch.

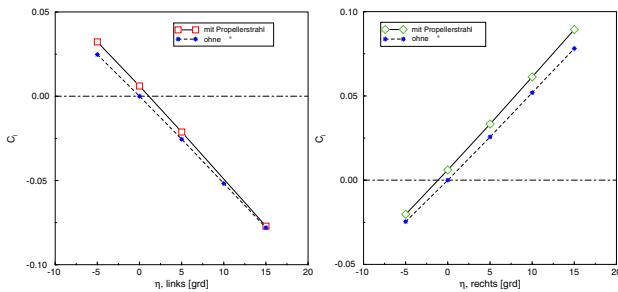


BILD 10: linksseitiger / rechtsseitiger Rollmomentenbeiwert C_l mit / ohne Propellereinfluss i.A. von η

Bild 10 zeigt beispielhaft die Unterschiede des Rollmoments $C_{l\eta}$ ohne und mit Propellerstrahl und jeweils für links- und rechtsseitige Klappenausschläge. Daraus ergeben sich die folgenden Verhältnisse der Rollmomentendervative, und zwar für die linke Klappe:

$$C_{l\eta,prop} = 1.064 C_{l\eta}$$

und für die rechte Klappe:

$$C_{l\eta,prop} = 1.067 C_{l\eta}$$

Ähnliche Verhältnisse ergeben sich für die Auftriebs- und Nickmomentenderivate. Die Ruderwirksamkeit wird durch den Propellerstrahl stets erhöht. Außerdem erhält man einen durch den Drall verursachten, prozentual definierbaren links- und rechtsseitigen Unterschied.

Das betrachtete Beispiel zeigt den Propellereinfluss bei einer für den Reiseflug typischen, niedrigen Propellerleistung. Bei hohen Propellerleistungen, wie sie z.B. beim Steigflug auftreten, sind die genannten Unterschiede deutlich größer.

7 AERODYNAMISCHE / FLUGMECHANISCHE OPTIMIERUNG

Das Ziel der Auslegung ist eine optimierte Demonstratorkonfiguration. Der Ansatz war, das Programm Digital DATCOM für diese Aufgaben zu nutzen. Dabei handelt es sich um eine halbempirische Methode der USAF. Der Vorteil dieser Methode liegt in kurzen Rechenzeiten von wenigen Minuten für eine Konfiguration sowie dem einfachen Aufbau des Eingabedatenstzes.

Zur Validierung des Verfahrens wurden die Nurflügelkonfigurationen in Abschnitt 4 mittels Digital DATCOM untersucht. Dabei konnten gute Übereinstimmungen zwischen den Windkanalmessungen und den Berechnungen

festgestellt werden, wie in Bild 11 exemplarisch für das Modell mit gerader Hinterkante dargestellt ist. Die dort zu sehenden Abweichungen sind bei den anderen Flügelgrundrissen nahezu identisch.

Es ist zu erkennen, dass sich zwischen den Auftriebsbeiwerten im Reiseflug ein konstanter Offset befindet. Bei den Widerstandsbeiwerten handelt es sich um einen konstanten Faktor. Festzustellen ist ein nahezu identischer Verlauf von $C_{A\eta}$ und $C_{m\eta}$.

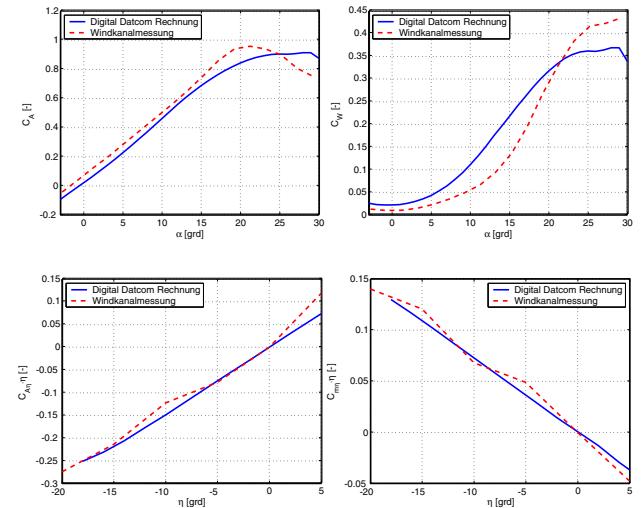


BILD 11: Vergleich von Digital DATCOM-Rechnungen mit Windkanalmessungen

Somit ergibt sich, dass Digital DATCOM für eine Optimierung in diesem Reynoldszahlensbereich geeignet ist. Die Verschiebungen sind vertretbar, da bei einer Analyse unterschiedlicher Konfigurationen nicht die Absolutwerte, sondern nur die relativen Abweichungen von Interesse sind.

Bild 12 zeigt den gewählten Optimierungsvorgang. Dieser wurde mit zwei verschiedenen Konfigurationen durchgeführt, um den Einfluss des Rumpfes zu untersuchen. Ausgewertet wurden die Ergebnisse für den Reiseflug, da sich das MAV die meiste Zeit in diesem Punkt aufhalten wird und da keine Gefahr besteht, dass die weiteren Anforderungen nicht eingehalten werden könnten.

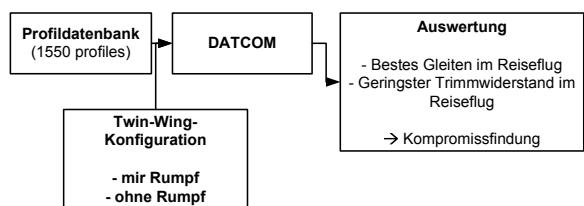


BILD 12: Schema der Optimierung

Als Ergebnis wurde eine Twin-Wing-Konfiguration ohne Rumpf mit dem Profil Eppler 361 gewählt. Das ehemalige

Profil MH64 ist für den Einsatz von Nurflügelkleinstflugzeugen ausgelegt und weist einen S-Schlag in der Profilsehne auf, um ein möglichst geringes Nickmoment im Reiseflug zu erzeugen. Dies wird jedoch durch einen erhöhten Widerstandsbeiwert, schlechtere Gleitzahlen sowie einen erhöhten Energiebedarf erkauft. Die Auslegung auf ein geringes Nickmoment des Hauptflügels ist aufgrund des vorhandenen Höhenruders nicht mehr notwendig.

Der Vergleich der Ergebnisse der Digital DATCOM Rechnungen der Twin-Wing-Konfiguration vor und nach der Optimierung ist in Bild 13 dargestellt. Dabei handelt es sich um ungetrimmte Werte ohne Klappenausschläge. Die Ergebnisse wurden durch Windkanalmessungen überprüft und validiert. Die zuvor gezeigten Abweichungen im Auftriebs- und Widerstandsbeiwert wurden dabei bestätigt.

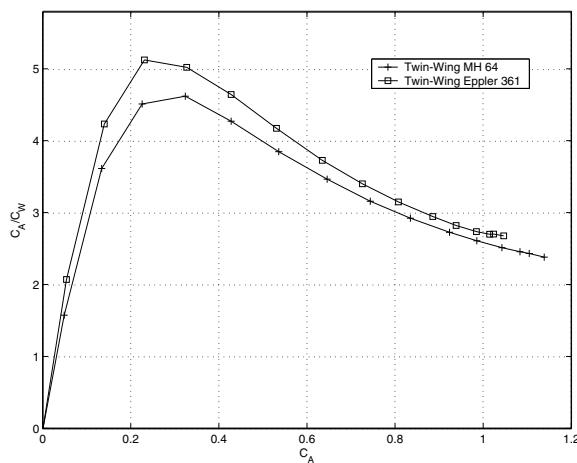


BILD 13: Vergleich Digital DATCOM Ergebnisse vor und nach der Optimierung

Neben der aerodynamischen Optimierung des Hauptflügels wurden die Position und Größe des Höhenleitwerkes sowie der Seitenleitwerke optimiert. Das Höhenleitwerk konnte unverändert beibehalten werden. Die Seitenleitwerke wurden minimiert. Zur Beibehaltung der Effektivität des Höhenruders wurde die Tiefe aber am Ende so gewählt, dass das Seitenleitwerk als End scheibe fungiert.

8 ZUSAMMENFASSUNG

Der vorliegende Beitrag beschreibt den aerodynamischen Entwurf von Kleinstfluggeräten. Diese Arbeiten wurden im Zuge des Verbundvorhabens "AutoMAV - Sicherheitstechnische Überwachung von Flughäfen und besonders gefährdeten Objekten" des "Luftfahrt-Forschungsprogramm 2003 - 2007" des BMWA vom Lehrstuhl für Flugdynamik der RWTH Aachen sowie dem Institut für Aeroelastik des DLR in Göttingen durchgeführt.

Basierend auf den Anforderungen des Projektes wurde eine Konfigurationsstudie mittels einfacher Vortex-Lattice-Rechnungen, halbempirischer Methoden sowie Windkanalmessungen durchgeführt. Das Ergebnis war die Twin-Wing-Konfiguration, welche aerodynamisch sowie flugmechanisch optimiert wurde.

Zur Optimierung wurde das halbempirische Verfahren Digital DATCOM für Kleinstflugzeuge validiert. Ein konstanter Offset sowie konstante Faktoren der Auftriebs- sowie Widerstandsbeiwerte gegenüber Windkanalmessungen wurde festgestellt. Es ergab sich eine nahezu exakte Übereinstimmung der Klappenderivative.

Der Einfluss der Vorderkantenpfeilung wurde mittels Windkanalmessungen, CFD-Methoden und Digital DATCOM-Rechnungen untersucht. Es konnte gezeigt werden, dass eine höhere Vorderkantenpfeilung aufgrund gutmütiger Überzieheigenschaften sowie aus Schwerpunktsgrenzen besser geeignet ist.

Eine Untersuchung zum Einfluss des Propellerstrahles auf die Aerodynamik wurde durchgeführt. Dazu wurde ein Propellermodell in die CFD-Rechnungen integriert. Aufgrund des großen Verhältnisses von Propellerdurchmesser zu Spannweite und der geringen Streckung kommt es zu signifikanten Veränderungen der Aerodynamik. Dies spiegelt sich auch in der Untersuchung von Klappenausschlägen mit und ohne Propellerstrahl wider.

Als Konsequenz ist die Integration des Propellers, und die damit verbundenen Auswirkungen auf die Aerodynamik, in den Entwurf von Kleinstfluggeräten unabdingbar.

Literatur

- [1] BETZ, A. : Verhalten von Wirbelsystemen. In: ZAAM 12 (1932), S. 162–174
- [2] BROCKHAUS, R. : *Flugregelung*. 1. Auflage. Springer Verlag, 1994
- [3] FAVIER, D. ; ETTAOUIL, A. ; MARESCA, C. : Numerical and Experimental Investigation of Isolated Propeller Wakes in Axial Flight. In: *Journal of Aircraft* 26 (1989), Nr. 9
- [4] GOPALARATHNAM, A. ; BROUGHTON, B. A. ; MCGRANAHAN, B. D. ; SELIG, M. S.: Design of Low Reynolds Number Airfoils with Trips. In: *Journal of Aircraft* 40 (2003), July-August, Nr. 4, S. 768–775
- [5] MCMICHAEL, J. M. ; FRANCIS, M. S.: Micro Air Vehicles - Toward a New Dimension in Flight. In: *Unmanned Systems* (1997), Summer, S. 10–17
- [6] MIRANDA, L. R. ; ELLIOT, R. D. ; BAKER, W. M.: A Generalized Vortex Lattice Method for Subsonic and

Supersonic Flow Applications. In: *Nasa Contractor Report 2865* (1977)

- [7] NOWACK, J. ; QUIX, H. ; BERTING, R. ; ALLES, W. : Konzeption und Auslegung eines autonomen Mikroflugzeuges für Überwachungsaufgaben (Projekt AutoMAV). In: *Jahrbuch 2005 der Deutschen Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt* Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Friedrichshafen 2005, DGLR-JT2005-136, 2005
- [8] PELLETIER, A. ; MUELLER, T. J.: Low Reynolds Number Aerodynamics of Low-Aspect-Ratio, Thin/Flat/Cambered-Plate Wings. In: *Journal of Aircraft* 37 (2000), September-October, Nr. 5, S. 825–832
- [9] QUIX, H. : Computer Based Design of Micro Air Vehicles. In: *6th International Micro Air Vehicle Competition, Brigham Young University, Provo*, 2002
- [10] QUIX, H. : Design of a Micro Air Vehicle with an Automatic Flight Control System. In: *7th International Micro Air Vehicle Competition, University of Florida, Gainesville*, 2003
- [11] QUIX, H. ; ALLES, W. : Multidisziplinäre Auslegung von Kleinstfluggeräten. In: *Jahrbuch 2004 der Deutschen Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt* Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Dresden 2004, DGLR-2004-188, 2004
- [12] RAYMER, D. P.: *Airplane Design: A Conceptual Approach*. 2. Auflage. AIAA Education Series, 1992
- [13] SCHLICHTING, H. ; TRUCKENBRODT, E. : *Aerodynamik des Flugzeuges, Teil I + II*. 3. Auflage. Springer Verlag, 2001
- [14] TORRES, G. E. ; MUELLER, T. J.: Low-Aspect-Ratio Wing Aerodynamics at Low Reynolds Numbers. In: *AIAAJ* 42 (2004), May, Nr. 5, S. 865–873
- [15] WILLIAMS, J. E. ; VUKELICH, S. R.: The USAF Stability and Control Digital DATCOM, Volume I, Users Manual. In: *AFFDL-TR 76* (1976), Nr. 45
- [16] WINKLER, S. ; BUSCHMANN, M. ; KRÜGER, L. ; SCHULZ, H. ; VÖRSMANN, P. ; RONNENBERG, A. ; HECKER, P. ; HANSEN, L. ; HORST, P. ; MÖLLER, T. ; WOKOECK, R. ; RADESPIEL, R. ; NOWACK, J. ; ALLES, W. ; WEGNER, W. : AutoMAV - Überwachung mit autonomen Mikroflugzeugen im deutschen Luftfahrtforschungsprogramm 2003-2007: Überblick und aktuelle Ergebnisse. In: *Jahrbuch 2005 der Deutschen Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt* Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Friedrichshafen 2005, DGLR-JT2005-135, 2005
- [17] ZONDERVAN, G. J. D.: A review of propeller modeling techniques based on Euler methods / TU Delft. 1995 (LR-797). – Report