

# ENTWICKLUNG EINES AUTONOM OPERIERENDEN TILT WING-UAV FÜR DEN EINSATZ IN SELBSTORGANISIERENDEN DROHNENSCHWÄRMEN

T. Ostermann, J. Holsten, D. Moormann

Lehrstuhl für Flugdynamik - RWTH Aachen, Wüllnerstraße 7 52062 Aachen, Deutschland

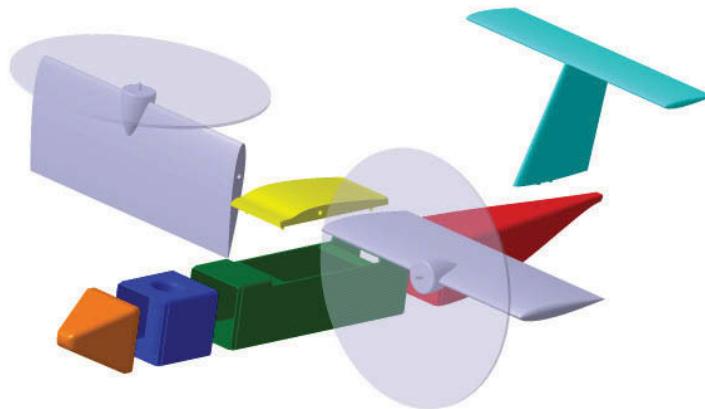


BILD 1. Entwurf AVIGLE Tiltwing

## Zusammenfassung

Im Rahmen des von der Europäischen Union geförderten F&E-Projektes AVIGLE wird am Lehrstuhl für Flugdynamik der RWTH Aachen ein unbemanntes, multifunktionales Fluggerät entwickelt. Dies soll künftig im Schwarmverbund mit mehreren baugleichen Mustern als avionische Serviceplattform zur aerialen Bilddatenerfassung oder ad-hoc Mobilfunkversorgung eingesetzt werden. Durch die Operation im Schwarm und die unterschiedlichen Aufgabenszenarien ergibt sich ein breites Spektrum von Anforderungen, die das UAV erfüllen muss. Aus diesen wurden zunächst die für den Entwurfsprozess relevanten Aspekte identifiziert. Im Zuge einer Untersuchung verschiedener Fluggerätekonzepte wurde eine Tiltwing-Konfiguration als am besten für die vorgesehenen Anwendungszwecke geeignet ermittelt. Dieses Konzept wird gegenwärtig in ein anwendungsspezifisch zugeschnittenes Fluggerät umgesetzt, welches als Basis für die avionische Serviceplattform verwendet wird. Neben der Definition der Rumpfgeometrie und der bordseitig integrierten Systeme umfasst der Entwicklungsprozess zunächst die Auslegung der Tragflügel- und Leitwerkskomponenten sowie der Antriebskonfiguration.

Hinweis: Bei den in Kapitel 4 bis 6 angegebenen Größen und Leistungsdaten handelt es sich um derzeit für den Entwurfsprozess abgeschätzte Zahlenwerte. Eine genaue Festlegung erfolgt erst mit Abschluss der Spezifikationsphase im dritten Quartal 2010.

## 1. EINFÜHRUNG

Das vom Ministerium für Innovation, Wissenschaft, Forschung und Technologie des Landes Nordrhein Westfalen in der zweiten Auflage des Technologiewettbewerbs High-tech.NRW ausgewählte F&E-Projekt AVIGLE verfolgt die Vision, in naher Zukunft selbstorganisierende Drohnen Schwärme für unterschiedliche aeriale Anwendungszwecke einzusetzen. Vor diesem Hintergrund sollen sich autonom operierende, unbemannte Fluggeräte (engl. Unmanned Aerial Vehicle, UAV) zu Verbänden zusammenschließen und als avionische Serviceplattformen die ihnen übertragenen Aufgaben in Eigenkoordination durchführen. Je nach Auftrag müssen die Fluggeräte mit unter-

schiedlichen Nutzlasten ausgestattet werden. Ein Missionskontrollzentrum am Boden gibt den Schwärmen globale Ziele vor, die dann unter den Drohnen in lokale Ziele bzw. Arbeitsaufträge aufgeteilt und autonom abgearbeitet werden. Die Koordination der UAVs erfolgt mittels bordseitig integrierter Missionscontroller, die über ein WiFi-Kommunikationsnetz direkt miteinander verbunden sind und permanent mit Informationen über andere Schwarmteilnehmer versorgt werden. Die Positionierung im Schwarm soll dynamisch erfolgen, so dass einzelne Drohnen den Verbund beispielsweise bei niedrigem Energienstatus verlassen können und durch andere ersetzt werden. Als Datenanbindung zur Bodenstation ist mit LTE, einem Nachfolgestandard von UMTS, Mobilfunktechnik der 4. Generation vorgesehen.

Das interdisziplinäre Projekt wird über eine Laufzeit von drei Jahren mit Landes- und EU-Mitteln gefördert. An der Umsetzung sind neben den drei Hochschulen TU Dortmund, RWTH Aachen und WWU Münster sowie einem Fraunhofer Institut noch sechs weitere KMU aus Nordrhein Westfalen beteiligt. Im Rahmen der Forschungsarbeiten wird am Lehrstuhl für Flugdynamik der RWTH Aachen ein unbemanntes, multifunktionales Fluggerät entwickelt, das als Basis für die avionische Serviceplattform speziell auf die vielfältigen Anforderungen ausgelegt ist, die sich aus der Koordination und Operation im Schwarmverbund sowie den unterschiedlichen Anwendungen ergeben.

## 2. AUFGABEN / SZENARIEN

In AVIGLE sind zwei Anwendungsschwerpunkte für den Einsatz der Drohnen vorgesehen: die Aufnahme von Bildern aus der Luft und alternativ die ad-hoc Mobilfunkversorgung.

Bei der Luftbildaufnahme sollen mit Hilfe der fliegenden Plattformen für unterschiedliche Verwendungszwecke zwei- und dreidimensionale Luftbildaufnahmen generiert werden. Dabei erstellt eine hochauflösende Kamera zunächst zweidimensionale Aufnahmen von Objekten wie beispielsweise Gebäuden aus verschiedenen Blickwinkeln. Bei ausreichender Überlappung der Aufnahmen in Verbindung mit genauen Positionskoordinaten und Lagewinkeln der Kamera während des Auslösevorgangs können die aufgenommenen Objekte inklusive ihrer Textur in einem nachträglichen Verarbeitungsprozess dreidimensional modelliert und anschließend georeferenziert in vorhandenes Kartenmaterial eingebunden werden. Neben den gewöhnlichen Luftbildaufnahmen finden die 3D-Objektdaten unter anderem Verwendung bei der Solarpotentialanalyse von Gebäudedächern, der Städtemodellerstellung zur Katastrierung oder der Kartographisierung von Industrieanlagen und ähnlichen großflächig bebauten Arealen.

Einen anderen Aufgabenschwerpunkt bildet die Bereitstellung von Ad-hoc Mobilfunkinfrastruktur an Standorten, wo kein Kommunikationsnetz vorhanden ist oder ein bereits bestehendes ergänzt werden muss. Die Fluggeräte fungieren bei dieser Anwendung als mobile Sende-/ Empfangseinheiten ähnlich den stationären Mobilfunkmasten. Als Nutzlast wird in diesem Fall eine entsprechende LTE-Mobilfunkbasisstation mitgeführt. Einen besonderen Vorteil gegenüber der bodengebundenen Infrastruktur soll die Option bieten das Netz entsprechend des Nutzerbedarfs dynamisch zu verlagern. Denkbar wäre eine solche Verwendung beispielsweise während Großveranstaltungen. Der Aufbau eines autarken Mobilfunknetzes könnte z. B. nach einem Katastrophenfall erforderlich sein.

## 3. BETRIEBSARTEN

Das Betriebskonzept sieht im Regelfall eine vollautonome Operation der Drohnen nach Vorgabe einer globalen Missionsaufgabe vor. Die UAVs planen anhand bereitgestellter Zielkoordinaten eigenständig ihre Flugrouten und führen die definierte Aufgabe in Kooperation mit den übrigen Schwarmteilnehmern aus. Das Missionskontrollzentrum am Boden hat nach der Aufgabedefinition nur noch eine überwachende Funktion. Demgegenüber besteht auch eine Option mit aktivem Eingriff eines Operators. Bei

diesem halbautonomen Betrieb werden jeder Drohne die Flugrouten in Form von Wegpunkten vorgegeben sowie die Positionierungen und Aktionen im Zielgebiet kontrolliert. Für den Testbetrieb können die UAVs auch manuell über einen direkten Zugriff auf die Steuerelemente vom Boden pilotiert werden.

## 4. ANFORDERUNGEN

Das Fluggerät muss eine Vielzahl unterschiedlicher Anforderungen erfüllen. Besonders die Ansprüche an die Flugeigenschaften und -leistungen sind angesichts der verschiedenen Anwendungsschwerpunkte aber auch der Forderung einer gemeinsamen Operation im Schwarmverbund sehr vielfältig. Einige der Anforderungen beeinflussen sich dabei gegenseitig. Generell besteht die Forderung nach einer möglichst großen Ausdauer bzw. Einsatzreichweite. Diese wird maximal, wenn die Drohne während der Operation lange in der Nähe ihres Auslegungspunktes betrieben wird. Die Auslegungsgeschwindigkeit für die meisten Missionsanteile soll 15 m/s betragen. Es ist jedoch auch eine Operation in einer Höhe von bis zu 300 m mit einer maximalen Fluggeschwindigkeit von 40 m/s für weite Transferstrecken oder Luftbildaufnahmen im Fernbereich vorgesehen. Demgegenüber erfordern die Positionierung im Schwarm sowie einige Anwendungen, wie beispielsweise spezielle Fotoaufnahmen im Nahbereich oder der Aufbau einer Mobilfunkzelle, temporäre Langsam- und Schwebeflugzustände. Das UAV muss somit einen weiten Geschwindigkeitsbereich zwischen Schnell- und Schwebeflug abdecken. Für eine größtmögliche operative Flexibilität in dicht bebautem oder infrastrukturell schlecht ausgestattetem Gebiet soll das Fluggerät die Fähigkeit für vertikale Starts und Landungen (VTOL) aufweisen. Dies bedeutet im Bezug auf den Energiehaushalt einen deutlichen Mehrverbrauch gegenüber einer konventionellen Startmethode. Von besonderem Interesse ist ferner eine präzise Manövrierefähigkeit in den unterschiedlichen Flugphasen, bei gleichzeitig guter Robustheit gegenüber äußeren Einflüssen, so dass beispielsweise Trajektorien durch enge und verwinckelte Industrieanlagen oder Stadtteile möglich sind. Dementsprechend müssen die Steuerelemente über ein kurzes Ansprechverhalten verfügen bei gleichzeitig gut gedämpftem dynamischem Verhalten des UAVs. Des Weiteren muss die Drohne möglichst kleine, kompakte Abmaße besitzen, um auch enge Korridore oder Toreinfahrten passieren zu können. Die Körperachsen sind daher in ihrer Ausdehnung auf maximal 2 m begrenzt.

Das maximale Abfluggewicht ist gegenwärtig mit 10 kg projektiert. Der Nutzlastgewichtsanteil soll bei 15 % des MTOW liegen. Für die Aufnahme verschiedener Nutzlasten muss das Fluggerät eine ausreichende Tragfähigkeit und Raumkapazität aufweisen. Ferner sollen die unterschiedlichen, missionspezifischen Ladungen schnell und einfach austauschbar sein. Daher sind definierte Befestigungspunkte sowie eine Schnittstelle zur Anbindung an die bordseitigen avionischen Systeme zum Nutzdatentransfer vorzusehen. Um kurze Rüstzeiten und eine schnelle Einsatzbereitschaft zu gewährleisten, soll eine einfache Montage der gegebenenfalls zu Transportzwecken zerlegten Drohne ohne Werkzeug möglich sein. Ebenso sollen einzelne Systemkomponenten und Energiespeicher modular austauschbar sein. Ein weiteres Kriterium bei der Konzeption stellen die Sicherheitsanforderungen dar, die für den Einsatz über dicht besiedeltem

Gebiet zu erfüllen sind. Offene Gefahrenquellen, wie beispielsweise frei drehende Teile, würden eine Zulassung erschweren oder die Freiheitsgrade im Betrieb deutlich einschränken. Um Totalverluste im Falle eines Defekts wichtiger Systemkomponenten zu verhindern, ist ein Notverfahren oder Rettungssystem zu implementieren. Das Fluggerät soll ferner, sofern die Konfiguration dies zulässt, im Auslegungsflugzustand über eine ausreichende statische Längsstabilität verfügen, damit es im Notfall auch von einem Piloten manuell gesteuert werden kann.

Die vorgesehene Operation im Schwarmverbund führt ebenfalls zu Aspekten, die bei der Auslegung des Fluggerätes berücksichtigt werden müssen. Jedes UAV muss stets aktuelle Informationen über Positionen der übrigen Schwarmteilnehmer erhalten. Insofern ist ein ständiger Kontakt zu allen Beteiligten erforderlich. Bei Abschattungen oder zu großer Entfernung für die Funkverbindung muss die Flugroute eigenständig geändert werden. Einzelne Teilnehmer sollen ferner den Schwarm verlassen können, beispielsweise um bei niedriger Restkapazität ihren Energiespeicher an der Bodenstation zu tauschen. Während der Abwesenheit muss sich der Schwarm eigenständig dynamisch reorganisieren, entweder durch das Schließen der entstandenen Lücke oder das Eingliedern einer Ersatzdrohne in den Verbund. Eine Definition von lokalen Zielen erfolgt nur in Koordination mit den übrigen Drohnen.

## 5. EVALUATION EINES GEEIGNETEN FLUGGERÄTEKONZEPTES

Um die Vielzahl der sich teilweise gegenseitig beeinflussenden Anforderungen zu erfüllen, wurde zunächst ein geeignetes Fluggerätekonzept evaluiert, das alle geforderten Aspekte berücksichtigt und für die vorgesehenen Anwendungsfälle die besten Eigenschaften aufweist. Der Auswahlprozess umfasste mehrere Stufen, in denen zunächst ungeeignete Konfigurationen identifiziert und ausgesiebt wurden. So entfielen beispielsweise sämtliche Varianten gewöhnlicher Starrflügler, die zwar aufgrund ihrer nahezu rein aerodynamischen Auftriebserzeugung im Horizontalflug die insgesamt energieeffizienteste Konfiguration darstellen, jedoch nicht vertikal- bzw. schwebeflugtauglich sind. Im weiteren Verlauf der Evaluation wurden durch Gegenüberstellung der Eigenschaften weniger geeignete Konzepte ermittelt und aussortiert. Hubschrauberkonfigurationen mit Haupt- und Heckrotor sind z.B. Varianten mit Koaxialrotor in den Punkten Schub-/Leistungsverhältnis, Manövriergeschicklichkeit und Kopplungen von Kräften und Momenten der Längs- und Seitenbewegung unterlegen und kommen somit auch nicht in Frage. Quadrocopter oder artverwandte Konfigurationen mit mehreren Rotoren überzeugten zwar durch ihre sehr gute Manövriergeschicklichkeit sowie ein simples Bedienkonzept und einfache Bauweisen, als negativ erwies sich jedoch der hohe Energieverbrauch, da die Auftriebskräfte ausschließlich mit Hilfe der Motoren erzeugt werden und nicht wie bei Hubschraubern die Zelle einen aerodynamischen Auftriebsanteil beisteuert. Des Weiteren ist ein großer Rotor deutlich effizienter als mehrere kleine bei gleicher Gesamtkreisfläche in Summe. Bei Quadrocoptern besteht darüber hinaus keine Redundanz bei einem Antriebsverlust. Das Fluggerät ist demnach nicht ohne gesonderte Notverfahren, die zusätzliches Gewicht bedeuten zu retten. Als finale Auswahl blieben letztlich drei von der Bauart und dem Betriebskonzept unterschiedliche, jedoch von

der Eignung und den Leistungseigenschaften ähnliche Konzepte übrig, die alle die geforderte Schwebeflug- und vertikale Start-/Landefähigkeit aufweisen. Dabei handelte es sich um einen Koaxialhubschrauber sowie zwei Hybridkonzepte, einen Tailsitter und eine Tiltwing- bzw. Tiltrotorkonfiguration.

Bei einem Koaxialhubschrauber sind zwei gegenläufige Rotoren übereinander angeordnet. Aufgrund dieser Bauart kann auf einen Heckausleger mit Steuerrotor verzichtet werden. Ferner kann der Rotorkreisdurchmesser im Vergleich zum gewöhnlichen Hubschrauber aufgrund eines höheren Schub-/Leistungsverhältnis verringert werden, wodurch deutlich kompaktere Abmaße realisierbar sind. Infolgedessen weist der Koaxialhubschrauber eine gute Manövriergeschicklichkeit auf. Ferner bietet die Konfiguration eine gute Nutzlasttragfähigkeit. Mit seinem Autorotationsvermögen im Falle eines Antriebsdefektes ist darüber hinaus ein systeminhärentes Notverfahren integriert. Negativ hervorzuheben ist die komplizierte Rotorkopfmechanik, die jedoch die Betriebseigenschaften nicht einschränkt. Bauartbedingt entsteht im schnellen Vorwärtsflug ein höherer Widerstand als beispielsweise bei Starrflüglern. Das größte Problem für eine autonome Operation über besiedeltem Gebiet ist allerdings die Verletzungsgefahr durch offen drehende Rotoren.

Eine Hybridlösung bietet die Möglichkeit, die Vorteile im Schnell- und Reiseflug von aerodynamisch ausgelegten Starrflüglern mit den Langsam- und Schwebeflugeigenschaften von Drehflüglern zu vereinen. Dies ist jedoch in der Regel mit Effizienzeinbußen in den Vertikal- und Horizontalflugphasen verbunden, da das System durch die Mischlösung nicht optimal auf die jeweiligen Flugzustände ausgelegt werden kann. Es gibt eine Vielzahl unterschiedlicher Hybridvarianten, von denen im Rahmen der Untersuchung nur diejenigen in Betracht gezogen wurden, die für alle Flugphasen den gleichen Antriebsstrang verwenden und daher keinen ungenutzten Ballast in Form von inaktiven Antriebssystemen transportieren müssen. Eine Tailsitterkonfiguration entspricht einem gewöhnlichen Starrflügler, der am Bug mit einem leistungsfähigen Luftschaubenantrieb (ggf. auch Koaxialantrieb) versehen ist. Entsprechend der Namensgebung sitzt das Flugzeug beim Start auf seiner Heckpartie mit der Längsachse senkrecht zum Boden ausgerichtet. Ähnlich wie bei einem Hubschrauber ist ein Flug in vertikaler Translationsrichtung sowie auch ein Schwebeflug möglich. Die Lage der Flugzeuglängsachse bleibt dabei unverändert, der Auftrieb wird ausschließlich durch die Luftschaube erzeugt. Zum Übergang in den Horizontalflug wird das Fluggerät dann mit zunehmender Fahrt um seine Querachse rotiert, bis es in einen aerodynamischen Flug übergeht und der Auftrieb mit Hilfe der Tragflügel erzeugt wird. Diese Variante bietet im Vertikalflug ähnlich gute Manövriereigenschaften wie ein Drehflügler, ist diesem jedoch in punkto Energieverbrauch durch den kleineren Luftschaubendurchmesser unterlegen. In der Horizontalflugphase ändern sich die Verhältnisse. Hier erfordert der Tailsitter aufgrund seiner aerodynamischen Auslegung einen geringeren Energieeinsatz, seine Manövriergeschicklichkeit reduziert sich jedoch auf die eines Starrflüglers. Bei einem Defekt des Antriebs können die Drohnen in einen Gleitflug übergehen. Durch eine Ummantelung der Luftschaube kann die Gefahr durch offen rotierende Teile verringert werden. Herausfordernd dieser Konfiguration sind die Festlegung eines gemeinsamen Schwerpunktes für die unterschiedlichen Translationsphasen sowie die Anbrin-

gung der Nutzlast am Rumpf, der seine Lage während der unterschiedlichen Flugphasen ändert. Bei einem Tiltwing oder Tiltrotor hingegen ändert der Rumpf seine Lage während der Operation nur geringfügig. Stattdessen kann der Antriebsstrang als Hauptauftriebskomponente für den Vertikalflug seine Orientierung variieren, indem entweder der Tragflügel samt montierten Antrieben um die Tragflügel-Querachse (Tiltwing) rotiert wird oder alternativ nur die Antriebsgondeln (Tiltrotor) gedreht werden. Im Falle des AVIGLE Fluggerätes wurde die Variante Tiltrotor nicht betrachtet, da die in der Regel an den Tragflügelenden montierten Motoren aufgrund der Spannweitenbegrenzung zu einem kleineren Tragflügel und Rotordurchmesser geführt hätte. Die Folge wären deutliche Leistungseinbußen gewesen. Der Tiltwing hat in punkto Manövrierfähigkeit und Energieverbrauch in den unterschiedlichen Flugphasen vergleichbares Potential wie der Tailsitter. Ein deutlicher Vorteil ist der besser kontrollierbare und einfacher regelbare Transitionsvorgang zwischen Vertikal- und Horizontalflug sowie aus Sicht der Nutzlast die gleichbleibende Lage des Rumpfes. Je nach Konfiguration bietet ein Tiltwing bei einem Motordefekt die Möglichkeiten eines Gleitflugs oder einer Autorotation. Wie auch bei dem Tailsitter können die Luftschauben aus Sicherheitsgründen ummantelt werden.

In Anbetracht aller relevanten Vergleichsparameter, die hier nur auszugweise vorgestellt wurden, erweist sich der Tiltwing durch seine ausgewogenen Flugeigenschaften, den energieeffizienteren Betrieb im Horizontalflug, die besseren Sicherheitsaspekte, einer besseren Kontrolle im Transitionsvorgang sowie der günstigen Nutzlastintegration gegenüber dem Koaxialhubschrauber und dem Tailsitter als am besten geeignet. Tabelle TAB 1. stellt die wichtigsten Aspekte noch einmal gegenüber. Das ausgewählte Konzept wird nun im Rahmen des sich anschließenden Entwicklungsprozesses in ein anwendungsspezifisch zugeschnittenes Fluggerät umgesetzt, welches künftig als Basis für die avionische Serviceplattform verwendet wird.

	Koaxialhubschrauber	Tailsitter	Tiltwing / Tiltrotor
Steuerung	+	++	++
Regelung	+	+	++
Transition	++	o	+
Schwebeflug-eigenschaften	++	+	+
Horizontalflug	+	+	+
Energieeffizienz	+	+	+
Mechanik	-	++	+
Notverfahren	+	o	+
Offene Gefahrenquellen	--	++	++

Legende: ++ sehr gut, + gut, o befriedigend, - schlecht, -- sehr schlecht

TAB 1. Vergleich VTOL-Fluggerätekonzepte

## 6. TILTWING

### 6.1. Allgemeine Konfiguration

Für die Flugzeugzelle ist ein an den Kanten gerundeter und an Bug und Heck aerodynamisch günstig geformter Kastenrumpf vorgesehen. Dieser bietet die Vorteile eines großen Stauraums und einer einfachen Integration von Einbauten im nahezu rechteckigen Querschnitt. Zur Aufnahme der Nutzlast ist ein entsprechender Bauraum in der Nähe des Gesamtschwerpunktes an der Rumpfunterseite projektiert, der mit definierten Befestigungspunkten und einer Schnittstelle zur Anbindung der Nutzlast an die avionischen Systeme für den Nutzdatentransfer ausgestattet wird.

Als Flügelleitwerkskonfiguration ist ein um seine Querachse maximal 98 ° schwenkbarer Tragflügel in Kombination mit einem T-Leitwerk vorgesehen. Der Tragflügel wird auf dem Rumpf angeordnet. Diese Schulterdeckerkonfiguration verfügt über die meiste Bodenfreiheit und somit den größten Schwenkbereich für den Flügel. Durch die Anordnung wird die Windfahnenstabilität des Fluggerätes geringfügig reduziert, es zeigt sich jedoch eine stabilisierende Wirkung in Bezug auf das Schieberollmoment, die infolge der Rumpfform noch weiter verstärkt wird [1]. Die schwenkbaren Flügelteile zu beiden Seiten des Rumpfes sind über eine gemeinsame Achse verbunden und können mit einem Elektromotor im Rumpf synchron verstellt werden. Durch die erhöhte Position des Höhenleitwerks kann eine abwindfreie Anströmung und somit optimale Wirkung sichergestellt werden. Die eckige Rumpfform begünstigt dabei die Effektivität des Seitenleitwerks, wodurch die zuvor genannte Reduzierung der Windfahnenstabilität zum Teil egalisiert wird und ferner die Wirkung der Steuerflächen auch im langsamen aerodynamischen Flug gewährleistet ist [2]. Um das Strukturgewicht gering zu halten, werden der Rumpf sowie die Tragflügel, Leitwerke und weitere Strukturkomponenten aus Kohlefaser-verbundwerkstoffen gefertigt.

Für den Antrieb sind zwei in den Tragflügel integrierte bürstenlose Elektromotoren mit ummantelten Luftschauben vorgesehen. Die Propeller erstrecken sich auf jeder Rumpfseite über den gesamten schwenkbaren Bereich des Tragflügels abzüglich eines Sicherheitsabstands zur Zelle. Durch die Ummantelungen wird ein erhöhter Standschub im VTOL-Betrieb erzeugt und das Sicherheitsrisiko durch frei drehende Teile reduziert. Dafür muss eine Erhöhung des Widerstandes in Kauf genommen werden. Zur Stabilisierung im Vertikal- und Schwebeflug wird ein zusätzlicher elektrischer Impeller in den vorderen Bereich des Rumpfes integriert. Die Verwendung von Elektro- statt Verbrennungsmotoren ermöglicht eine zentrale Energieversorgung für alle integrierten Bordsysteme, die von speziell konfektionierten Lithium Polymer Akkus gespeist wird. BILD 1. auf der Titelseite zeigt einen vorläufigen Entwurf der Tiltwing Konfiguration ohne Antriebsummantelungen.

### 6.2. Steuerkonzept

Im aerodynamischen Horizontalflug werden die Steuerkräfte über die primären Steuerflächen Höhen-, Seiten- und Querruder erzeugt. Die Wirkung nimmt jedoch mit abnehmender Fluggeschwindigkeit bzw. Verringerung des Staudrucks ab. Daher kommen im Langsam-, Schwebefl-

und Vertikalflug andere Steuerkomponenten zum Einsatz. Die Nicksteuerung erfolgt mit Hilfe des Impellers im Bug sowie im Abwind des Propellers entlang der Flügelhinterkante befindliche, gleichsinnig ausgeschlagene, Strahlrudер. Die Erzeugung eines Giermoments wird durch gegensätzliches Ausschlagen dieser Ruder erzeugt. Das Rollmoment kann durch differenziellen Schub der Motoren kontrolliert werden. Eine Höhenänderung wird durch eine synchrone Schubänderung, eine Fahrtänderung durch Schwenken des Tragflügels erreicht. In BILD 2. ist ein Überblick aller Steuergrößen dargestellt.

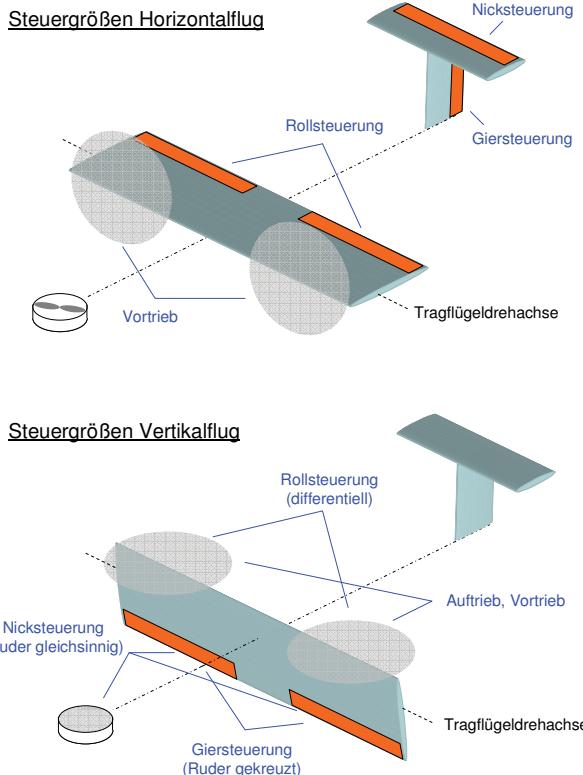


BILD 2. Steuergrößen unterschiedlicher Flugzustände

### 6.3. Systemarchitektur

Für die autonome Operation im Schwarmverbund wird ein mehrstufiges Flugführungssystem in Kaskadenstruktur bestehend aus Navigations-, Bahnführungs- und Flugzustandsregler verwendet, das seine Kommandos direkt an die Steuerelemente vorgibt. Der Flugzustandsregler besteht seinerseits aus einem separaten Vertikalflug- und Horizontalflugregler, die während der Transitionsvorgänge ineinander überblendet werden. Die strikte Trennung nach Flugzuständen ist sinnvoll, da jeweils unterschiedliche Steuerelemente verwendet werden und so eine bessere Koordination gewährleistet ist. Der Navigationsregler im Flugführungssystem erhält seine Eingangsdaten von einer bordseitig implementierten Missionssteuerung, die zur Koordination des Schwarmverhaltens ständig mit den übrigen Drogenen in Kontakt steht und ferner anwendungsspezifische Zielvorgaben des bodengebundenen Kontrollzentrums in Verbindung mit den aktuellen Schwarmparametern zu individuellen lokalen Zielvorgaben verarbeitet. Über einen zentralen Datenbus werden sowohl der Missionssteuerung als auch dem Flugführungssystem neben Luftdaten auch Navigationsdaten eines kombinierten GPS/INS-Systems sowie Informatio-

nen eines Sensors zur Hinderniserkennung zur Verfügung gestellt. Zur Kollisionsvermeidung wird das UAV mit einem in AVIGLE entwickelten 3D-Time-of-Flight-Sensor (ToF) ausgestattet, der mittels Laserlaufzeitmessung Entferungs- und Tiefeninformationen von Objekten im Flugpfad identifizieren kann und somit auch Missionen in schmalen Flugkorridoren ermöglicht [3]. Die ermittelten Objektdaten jeder Drohne werden zu einer globalen Hinderniskarte verarbeitet, die allen Schwarmteilnehmern für die Navigation und ggf. Anpassung der Trajektorien zur Verfügung gestellt wird. Für die Kommunikation innerhalb des Schwarms wird ein mehrfach vermaschtes Wireless LAN Netz nach dem zukünftigen Standard 802.11s für Mesh-Netzwerke verwendet. Die Anbindung der UAVs an das Kontrollzentrum zum Transfer großer Nutzdatenmengen erfolgt per LTE-Mobilfunktechnologie der 4. Generation (4G). Die Nutzlasten sind über eine Schnittstelle im Nutzlastabteil direkt an diesen LTE-Datenlink angebunden. Zur Übertragung der Steuervorgaben sowie der Positions-, Lage- und Geschwindigkeitsdaten wird ein autarker Steuerlink verwendet. Für den Fall eines kritischen Defektes an Bord wird ein Notfallsteuerungssystem implementiert, das bei Aktivierung sowohl über den Flugzustandsregler als auch direkt Zugriff auf die Steuerelemente hat, um eine definierte Manöverfolge zu vollziehen. Die gesamte Systemarchitektur wird in BILD 3. schematisch dargestellt.

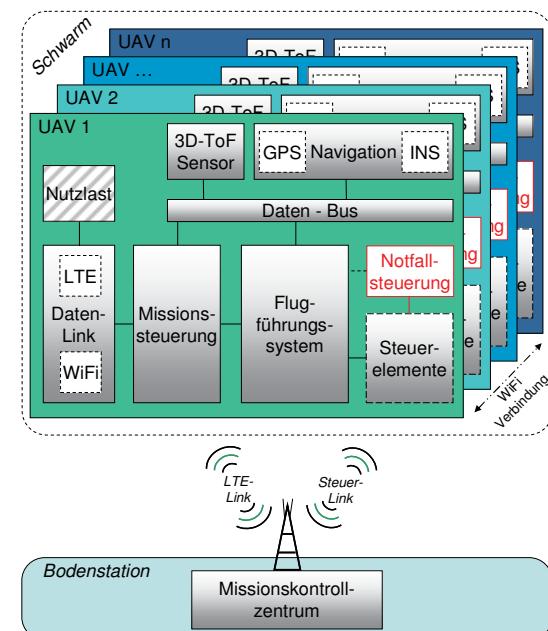


BILD 3. Systemarchitektur AVIGLE

### 6.4. Nutzlasten

Das Fluggerät kann je nach Anwendungszweck mit unterschiedlichen Nutzlasten ausgestattet werden. Für die Bilddatenerfassung sind Kameras mit

- RGB-Sensor für Farb- und Schwarzweißfotoaufnahmen
- Thermalsensor zur Ermittlung von Temperaturgradienten
- Gassensor zur Identifizierung von Leckagen (z. B. in Industrieanlagen)

vorgesehen. Eine Nutzung der Drogen zum Aufbau von Kommunikationsnetzen erfordert hingegen das Mitführen einer zusätzlichen LTE-Mobilfunkbasestation.

## 6.5. Entwurfsprozess

In der ersten Phase des Entwurfsprozesses werden zunächst die krafterzeugenden Elemente betrachtet, die das Fluggerät in den unterschiedlichen Flugphasen tragen und fortbewegen. Dies sind zum einen die auftriebserzeugenden aerodynamischen Komponenten und zum anderen der Antriebsstrang. Ein besonderes Augenmerk bei der Auslegung gilt dabei einer energieoptimierten Dimensionierung, um eine maximale Reichweite und Operationsdauer zu erreichen.

Im energetisch günstigeren Horizontalflug wird das Fluggerät bei ausreichender Anströmgeschwindigkeit fast ausschließlich durch die aerodynamischen Auftriebskräfte getragen, während der Antriebsstrang nur den Vortrieb sicherstellt. Im Vertikalflug hingegen müssen sämtliche Kräfte durch den Antrieb erzeugt werden. Dadurch ist der Energieverbrauch deutlich höher. Der aerodynamische Kraftvektor leistet in dieser Flugphase keinen Beitrag zum Auftrieb, da er orthogonal zur vertikalen Anströmrichtung orientiert ist. Die Steuerung des Vortriebs wird durch ein Kippen des Schubvektors realisiert. Um lange Operationszeiten zu erreichen, sollen die meisten Missionen im stationären Horizontalflug mit der Auslegungsgeschwindigkeit von 15 m/s durchgeführt werden können und nur geringe Langsam- oder Schwebefluganteile haben. So kann beispielsweise eine Mobilfunkzelle auch nach dem Erreichen der Operationshöhe durch Kreisen mit kleinem Hängewinkel anstatt durch stationäres Schweben realisiert werden. Voraussetzung dafür ist allerdings, dass die umgebende Bebauung eine abschattungsfreie Trajektorie zulässt.

### 6.5.1. Aerodynamischer Entwurf

Der Tragflügel ist die wichtigste Komponente zur Erzeugung der Auftriebskräfte. Daher erfordert dessen Auslegung besondere Sorgfalt. Seine Leistungsfähigkeit wird u. a. beeinflusst von

- der Grundform (Rechteck, Trapez, Delta, etc.)
- der Geometrie (Spannweite, Tiefe, Streckung, Pfeilung, Zuspitzung, Verwindung, etc.)
- dem Profil (Geometrie, Symmetrie)
- der Flächenbelastung
- den Hochauftriebshilfen (Bauform, Größe, Position, etc.)

Bei einem klassischen Tragflügelentwurf wird in der Regel zuerst eine minimal benötigte Bezugsfläche abgeschätzt. Dies geschieht entweder auf Grundlage einer erreichbaren stationären Mindestfluggeschwindigkeit, die bei maximalem Anstellwinkel erfliegbar sein soll (1) oder einer maximal zulässigen Startstrecke, die zum Abheben vom Boden genutzt werden darf (2), [4].

$$(1) \quad S_{\min} = \frac{A}{C_{A\max} \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V_{\min}^2} = \frac{G}{C_{A\max} \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V_{\min}^2}$$

$$(2) \quad S_{\min} \sim \frac{G^2}{s_{RS} \cdot \rho_0 \cdot P \cdot 0,00218} \cdot \frac{\rho_0}{\rho_H}$$

Diese Annahmengrenzen sind für AVIGLE unerheblich, da aufgrund der Bauart keine untere Geschwindigkeitsgrenze besteht und für Startvorgänge keine Rollstrecke erforderlich ist. Daher erschien es sinnvoller, den aerodynamischen Entwurf hinsichtlich der Operation im Auslegungspunkt bei einer Geschwindigkeit von 15 m/s zu optimieren, d. h. für diesen Flugzustand einen im Bezug auf den Energieverbrauch günstigen Anstellwinkel bzw. ein gutes Gleitverhältnis zu ermitteln (3).

$$(3) \quad \text{Gleitverhältnis: } E = \frac{A}{W}$$

Somit wurde gegenüber dem üblichen Ansatz ein anderer Prozessweg beschritten, der sich in mehrere Schritte gliedert, die in BILD 4. zusammenfassend abgebildet sind.

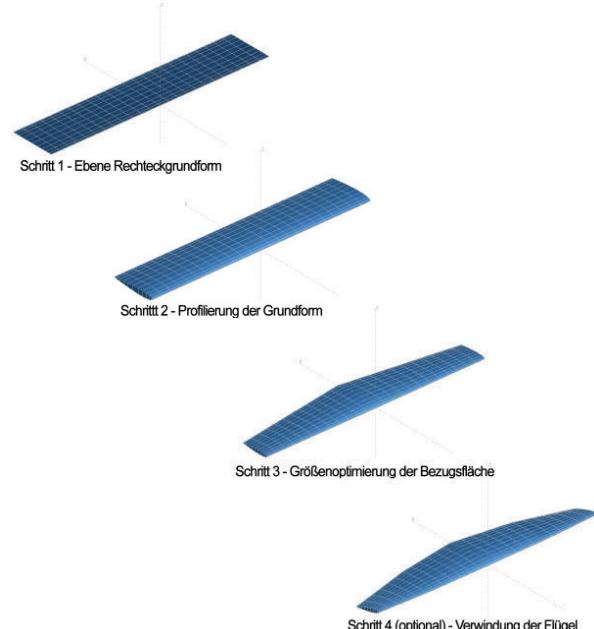


BILD 4. Entwurfsprozess des Tragflügels

Zunächst wurde als Grundform ein einfacher Rechteckflügel ausgehend von der maximal realisierbaren Bezugsfläche betrachtet. Die Spannweite ist entsprechend der Forderung nach kompakten Abmaßen für eine gute Manövrierbarkeit auf höchstens 2 m begrenzt. Auch die Flügeltiefe ist durch den Schwenkbereich und eine erforderliche Bodenfreiheit im vollständig senkrecht ausgerichteten Zustand beschränkt. Die maximale Flügeltiefe wurde mit 0,4 m festgelegt, wodurch sich eine größtmögliche Grundfläche von  $S = 0,8 \text{ m}^2$  ergibt. Dies führte unter Einbezug des projizierten maximalen Abfluggewichts zu einer vergleichsweise geringen Flächenbelastung G/S von 86 N/m<sup>2</sup>. Dieses Ergebnis zeigt, dass der Entwurf in dieser Form realisierbar ist und auch noch Optimierungspotential beinhaltet.

Im nächsten und derzeit aktuellen Prozessschritt werden Tragflügel mit der zuvor definierten Grundform in Kombination mit mehreren unterschiedlichen symmetrischen und nichtsymmetrischen Profiltypen untersucht. Dazu wird die Software XFLR 5® eingesetzt, die eine erweiterte Vortex Lattice Methode verwendet, um die auftretenden aerodynamischen Kräfte unter freien Anströmungsbedingungen für verschiedene Anstellwinkel zu bestimmen. Ein symmetrisches Profil hätte den Vorteil, dass bei vollständig geschwenktem Flügel und einem in der Verlängerung der Sehne montierten Antrieb keine störenden aerodynamischen Kräfte auftreten würden. Ein Nachteil ist allerdings, dass mit einer solchen Geometrie geringere Auf-

triebsbeiwerte erzielt werden. Mit einem nichtsymmetrischen Profil hingegen können größere Auftriebskräfte erzeugt werden, allerdings müssen die im Vertikalflug auftretenden Kraftkomponenten am Profil durch Klappen-ausschläge egalisiert werden. Durch die Analyse sollen drei geeignete Profile ermittelt werden, die günstige Auftriebs- und Widerstandseigenschaften sowie ein geringes Nullmoment aufweisen und im weiteren Entwicklungsprozess genauer betrachtet werden. Im anschließenden Entwurfsstadium müssen die Auswirkungen der Propeller auf die Flügel identifiziert werden, da infolge der Tiltwingkonfiguration mehr als 75 Prozent der gesamten Tragfläche durch deren Abwind umströmt werden. Eine genaue numerische Modellierung der auftretenden Effekte ist aufwendig und schwer zu validieren. Daher werden Windkanaluntersuchungen an skalierten Modelflügeln durchgeführt. Bei den Versuchen müssen die erforderlichen Ähnlichkeitsbedingungen eingehalten werden, da nur dann die Ergebnisse auf die Originalausführung übertragbar sind. Dabei ist die geometrische Ähnlichkeit, also eine genaue Skalierung der Dimensionen in allen Körperachsen, und die Reynolds'sche Ähnlichkeit (4), sicherzustellen. Aufgrund der geringen Strömungsgeschwindigkeiten kann die Mach'sche Ähnlichkeit vernachlässigt werden.

$$(4) \text{ Reynoldszahl: } Re = \frac{\rho \cdot V \cdot l}{\eta} = \frac{V \cdot l}{v}$$

Im Rahmen der Tests soll neben den allgemeinen Auswirkungen der Umströmung auch ein optimaler Abstand zwischen Motor und Flügelvorderkante durch verschiedene Positionen der Antriebe untersucht werden. Die gemessenen Kräfte werden anschließend mit den Ergebnissen der numerischen Untersuchungen zusammengeführt. In der nächsten Entwicklungsstufe kann nun die Grundfläche auf eine für den Betrieb im Auslegungszustand minimal erforderliche Größe inklusive einem Sicherheitsfaktor verkleinert werden. Dabei ist auch eine Optimierung der Grundform zur Verbesserung der Flugleistungen bzw. zur Reduzierung des induzierten Widerstandes an den Flügelenden vorgesehen. Dies geschieht durch eine Vergrößerung der Streckung, also einer Reduzierung der mittleren Flügeltiefe und damit Verkleinerung der Projektionsfläche beispielsweise durch eine Hinterkantenpfeilung (5).

$$(5) \text{ Streckung: } \Lambda = \frac{b^2}{S}$$

Die Flügelvorderkante sollte für ein symmetrisches Auftreffen der Propellerumströmung möglichst gerade bleiben. Dabei ist allerdings zu bedenken, dass die aufwärts-eilende Hälfte der Propellerebene am Tragflügel einen zusätzlichen induzierten Aufwind erzeugt, die hinabeilende demgegenüber einen Abwind. Die daraus resultierenden Auswirkungen auf die lokalen Auftriebskräfte sind ebenfalls aus den Ergebnissen der Windkanaluntersuchungen zu identifizieren. In einem letzten Iterationsschritt könnte dem äußeren Bereich des Tragflügels durch Verwindung ein größerer Anstellwinkel vorgegeben werden, um so der Auftriebsverlust durch die hinabteilenden Blätter zu verringern. Damit ist der Auslegungsprozess des Tragflügels abgeschlossen. Eine endgültige Validierung des Entwurfs erfolgt durch eine erneute Windkanaluntersuchung des definierten Tragflügels.

### 6.5.2. Antriebsstrang

Die Auslegung der Antriebskomponenten geschieht in Kooperation mit der ebenfalls an AVIGLE beteiligten Firma Schübeler Composites. Zunächst wurde eine Untersuchung verschiedener Antriebe und Energiequellen durchgeführt [5]. Neben den Arbeitsmaschinen, also den Bauteilen, welche die mechanische Arbeit in Schub umwandeln wie beispielsweise Propeller oder Impeller galt das größte Interesse den Kraftmaschinen. In diesem Zusammenhang wurden mit der Wellenleistungsturbine, dem Kolbenmotor und dem Wankelmotor verschiedene Varianten von Verbrennungsmotoren mit einem Elektromotor verglichen. Die Betrachtung unterschiedlicher Energiequellen verdeutlichte, dass die fossilen Brennstoffe selbst modernen elektrischen Energiequellen wie beispielsweise Lithium-Polymerakkus in Bezug auf die Energiedichte um das 30- bis 60-fache überlegen sind. Die Untersuchung führte zu dem Ergebnis, dass Verbrennungsmotoren aufgrund der eingesetzten Brennstoffe deutlich leistungsfähiger, energieeffizienter und durch das Verbrennen des Treibstoffs für das Fluggerät auch gewichtsgünstiger sind. Sie weisen demgegenüber aber deutliche Nachteile im Bezug auf Vibrationen, Zuverlässigkeit und Ansprechverhalten auf. Aus diesen Gründen wurden letztendlich elektrische Antriebe für das Fluggerät gewählt. Ein positiver Nebeneffekt ist, dass so eine gemeinsame Energiequelle für den Betrieb aller an Bord befindlichen Komponenten genutzt werden kann. Die folgende Tabelle TAB 2. stellt die Ergebnisse der Untersuchung noch einmal gegenüber.

	Wellenleistungsturbine	Kolbenmotor	Wankelmotor	Elektromotor
Energiedichte der Energiequelle	++	++	++	--
Leistungsdichte der Energiequelle	++	++	++	o
Lärmemission	--	-	-	++
Wärmeemission	--	-	-	++
Vibration	+	--	-	++
Zuverlässigkeit	o	--	--	++
Rüstzeit	--	-	-	++

Legende: ++ sehr gut, + gut, o befriedigend, - schlecht, -- sehr schlecht

TAB 2. Vergleich Kraftmaschinen [5]

In einer weiteren Untersuchung wurden verschiedene Propellerdimensionen für den Betrieb im Schwebezustand betrachtet [6]. Dabei wurden die Parameter Propellerdurchmesser, zu tragendes Gesamtgewicht und Schwebeflugzeit variiert und der jeweils benötigte Energiebedarf mit Hilfe der vereinfachten Propellertheorie und der Annahme eines Propellerwirkungsgrades von  $\eta_{\text{Propeller}} = 70\%$  sowie eines Motorwirkungsgrades von  $\eta_{\text{Motor}} = 80\%$  abgeschätzt (6), (7).

$$(6) P_{el,Schweben} = \eta_{\text{Propeller}} \cdot \eta_{\text{Motor}} \cdot P_{Strahl,Schweben}$$

$$(7) P_{Strahl,Schweben} = \sqrt{\frac{F_{\text{Schweben}}^3}{2 \cdot \rho \cdot S_{\text{Rotor}}} = \sqrt{\frac{G_{\text{Gesamt}}^3}{2 \cdot \rho \cdot S_{\text{Rotor}}}}}$$

Die Ergebnisse wurden anschließend unter Annahme der Verwendung von Lithium Polymer-Zellen als Energiespei-

cher in erforderliche Akkumassen umgerechnet (8).

$$(8) \quad m_{LiPo} = \frac{P_{el,Schweben} \cdot t}{140[Wh/kg]}$$

Das Strukturgewicht wurde vereinfacht als 25 % des Gesamtgewichts angenommen und die Motormasse nach (9) abgeschätzt.

$$(9) \quad m_{Motor} = 0,0015[kg/W] \cdot P_{el,Schweben}$$

$$(10) \quad m_{verf} = m_{Gesamt} - m_{Struktur} - m_{Motor} - m_{LiPo}$$

Aus der Differenz aller Massen ergab sich nach (10) eine Abschätzung des noch für Systemkomponenten und Nutzlast verfügbaren Gewichts. Die Ergebnisse werden in BILD 5. grafisch dargestellt.

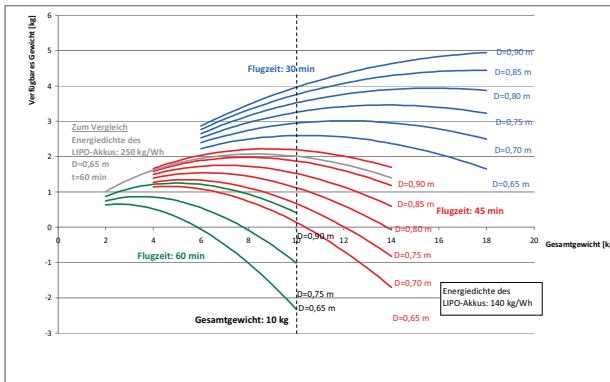


BILD 5. Vergleich unterschiedlicher Propellerkonfigurationen im Schwebeflug [6]

Aus der Untersuchung konnten Erkenntnisse bezüglich realisierbarer Schwebeflugzeiten in Abhängigkeit verfügbarer Akkukapazitäten und Propellergrößen gewonnen werden.

Gegenwärtig wird die Option zur Integration einer Propellerblattverstellung untersucht, um die Steigung der Blätter während des Betriebs optimal an den jeweiligen Flugzustand anzupassen. Neben der Verbesserung der Effektivität des Propellers durch Adaption wird mit einer Verstellmechanik auch die Möglichkeit zur Durchführung einer Autorotation im Notfall geschaffen.

## 7. AUSBLICK

Nach Abschluss der Auslegungsarbeiten für die auf- und vortriebserzeugenden Komponenten sollen als nächstes im Rahmen einer flugmechanischen Betrachtung der Gesamtkonfiguration das Leitwerksvolumen und dessen Hebelarm bestimmt werden. Anschließend wird unter Berücksichtigung der Forderung nach statischer Längsstabilität die relative Lage des Schwerpunktes definiert. Ferner ist eine Dimensionierung und Konfektionierung der Steuerruder vorzunehmen. Dies kann erneut auf Basis einer numerischen Analyse mit dem Softwareprogramm XFLR 5® kombiniert mit den in Windkanaluntersuchungen identifizierten Strömungsauswirkungen der Propellernachläufe erfolgen. Parallel dazu sollen die bislang noch nicht definierten Systemkomponenten bestimmt und ggf. deren dynamisches Verhalten ermittelt werden, z. B. das An sprechverhalten von Servos. Im nächsten Schritt

sind Windkanaluntersuchungen an einem Modell der Drohne durchzuführen, um die statischen Derivate der Längs- und Seitenbewegung zu identifizieren. Die Bestimmung der dynamischen Derivate erfolgt unter Anwendung von Handbuchmethoden und dynamischen Untersuchungen an einem Early Demonstrator. Aus den ermittelten Daten soll dann im folgenden Arbeitsabschnitt eine Simulation des UAVs mit sechs Freiheitsgraden in Matlab/SIMULINK® adaptiert werden, auf deren Basis das Flugführungssystem entworfen wird. Nach einem Validierungsprozess kann die Steuerungssoftware auf der bordseitigen Hardware des Final Demonstrators Ende 2012 implementiert werden.

## 8. BEZEICHNUNGEN

A	[N]	Auftriebskraft
C <sub>A</sub>	[·]	Auftriebsbeiwert
E	[·]	Gleitverhältnis
F	[N]	Schubkraft
G	[N]	Gewichtskraft
H	[·]	Index Flughöhe
P	[W]	Leistung
S	[m <sup>2</sup> ]	Bezugsfläche
V	[m/s]	Geschwindigkeit
W	[N]	Widerstandskraft
b	[m]	Spannweite
I	[m]	Bezugslänge, Flügeltiefe
m	[kg]	Masse
s <sub>RS</sub>	[m]	Startstrecke, Rollstrecke
t	[s]	Zeit
0	[·]	Index Normalbedingungen
Λ	[·]	Flügelstreckung
η	[kg/ms]-]	Dynamische Viskosität   Wirkungsgrad
v	[m <sup>2</sup> /s]	Kinematische Viskosität
ρ	[kg/m <sup>3</sup> ]	Dichte

KMU	Kleine und mittelständische Unternehmen
LTE	Long Term Evolution, Mobilfunkstandard
MTOW	Maximum Take Off Weight
RGB	Rot Grün Blau, Farbraum
ToF	Time of Flight, Laufzeitmessung
UAV	Unmanned Aerial Vehicle
UMTS	Universal Mobile Telecommunications System
VTOL	Vertical TakeOff and Landing
WiFi	Wireless LAN, Drahtlosnetzwerk

## 9. LITERATUR

- [1] H. Schlichting, E. Truckenbrodt, „Aerodynamik des Flugzeugs“, 3. Auflage, Springer Verlag, 2001
- [2] W. Alles, Flugmechanik I, Vorlesungsunterlagen, 4. Auflage, 2004
- [3] C. Schmitz, Fraunhofer Institut für mikroelektronische Schaltungen, „Spezifikation ToF-Kamera für Hinderniserkennung“, Bericht im Rahmen des AVIGLE-Projektes, 2010
- [4] F. Müller, „Flugzeugentwurf – Entwurfssystematik, Aerodynamik, Flugmechanik und Auslegungsparameter für kleinere Flugzeuge“, Verlag Dieter Thomas, 2003
- [5] S. Pinent, Schübeler Composites, „Untersuchung der Antriebe und Energiequellen einer unbemannten Flugplattform“, Untersuchung im Rahmen des AVIGLE-Projektes, 2010
- [6] S. Pinent, Schübeler Composites, „Propellerauslegung für einen unbemannten Tilt-Wing-UAV“, Untersuchung im Rahmen des AVIGLE-Projektes, 2010