

# MULTIDISZIPLINÄRER ENTWURF EINES SENKRECHTSTARTFÄHIGEN TANDEM TILT-WING DEMONSTRATORS

H.-J. Steiner, Bauhaus Luftfahrt, Deutschland  
J. Colloseus, Bauhaus Luftfahrt, Deutschland  
M. Heller, EADS Military Air Systems, Deutschland  
J. Seifert, Bauhaus Luftfahrt, Deutschland

## Zusammenfassung

Für die Untersuchung von neuen Technologien im Bereich der Navigation, Autonomie und Flugführung insbesondere vor dem Hintergrund einer senkrechtstartfähigen UAV-Konfiguration wird vom Bauhaus Luftfahrt die Entwicklung eines unbemannten VTOL (Vertical Take Off and Landing) Technologieträgers untersucht. Eine spezifische Anforderung an die Flugsteuerung und -regelung ist dabei die Beherrschung des Transitionsvorganges, d.h. der Übergang zwischen den Flugphasen Schwebeflug und Horizontalflug. Dieser Beitrag dokumentiert den multidisziplinären Entwurf eines senkrechtstartfähigen UAV-Demonstrators mit einer Tandem-Kippflügel (Tilt-Wing) Konfiguration. Der Vorentwurf des Fluggerätes wird unter Anwendung einer multidisziplinären Optimierung auf Basis eines parametrischen Modells durchgeführt. Optimierungsvariablen sind dabei unter anderem Propeller- und Flügelgeometrie, Optimierungsziel ist die Maximierung der Nutzlast. Die Optimierung wird ergänzt durch eine Parametervariation für definierte Freiheitsgrade wie Motortyp oder Akkuzellenanzahl. Das zu Grunde liegende parametrische Modell beinhaltet die Teilaspekte Antriebssystem, Aerodynamik, Struktur und Flugleistungen. Für die Modellierung des Propellerantriebes wird eine vereinfachte Blattelementmethode sowie ein stationäres Elektromotormodell implementiert und validiert. Die Berechnung der aerodynamischen Kräfte und Momente des Modells erfolgt durch Anwendung eines Vortex-Lattice Verfahrens, wobei zusätzlich die Geschwindigkeitskomponenten des Propellerstrahls dem freien Strömungsfeld überlagert werden.

## 1. EINLEITUNG

Fluggeräte mit der Fähigkeit vertikal starten und landen zu können wie ein Hubschrauber und dabei im Horizontalflug die Effizienz eines Flächenflugzeuges zu erreichen (sogenannte VTOL-Flugzeuge) bieten sowohl für den zivilen Luftverkehr als auch für den Einsatz von unbemannten Fluggeräten (UAV) ein Potential, welches zum heutigen Zeitpunkt noch wenig genutzt wird.

Im zivilen Bereich ist die Senkrechtstartfähigkeit von Passagierflugzeugen eine vielversprechende Lösung um der Problematik des stetig ansteigenden Passagieraufkommens zu begegnen. Der geringe Platzbedarf für Start und Landung gegenüber konventionellen Flugzeugen kann dazu beitragen die Notwendigkeit des Ausbaus bestehender Flughäfen erheblich zu reduzieren. So wird zum Beispiel die Möglichkeit der Nutzung kleinerer Nebenlandebahnen untersucht [1], oder auch die Neukonzipierung vorhandener großer Start- und Landebahnen, die ein gleichzeitiges Operieren mehrerer kurzstartfähiger Flugzeuge zulässt [2].

Zum anderen nimmt die Anzahl möglicher Einsatzbereiche für unbemannte Fluggeräte weiter zu: Überwachung von Großveranstaltungen, Auffinden und Rettung vermisster Personen oder Wartung von Überlandleitungen sind Beispiele denkbarer Missionen für diese Klasse von Fluggeräten. Hier zeichnen sich senkrechtstartfähige Flugmodelle durch eine sehr flexible

Einsatzmöglichkeit aus. Für den Start und Landung solcher UAVs sind weder befestigte Landebahnen, noch große Freiflächen nötig. Gleichzeitig sind sie in der Lage den im Vergleich zum Schwebeflug effizienteren und schnelleren Horizontalflug eines Flächenflugzeuges auszuführen und somit größere Reichweiten und Flugzeiten zu gewährleisten.

Für die Untersuchung von neuen Technologien im Bereich der Navigation (z.B. Trajektoriengenerierung), Autonomie und Flugführung insbesondere vor dem Hintergrund einer senkrechtstartfähigen UAV-Konfiguration wird vom Bauhaus Luftfahrt die Entwicklung eines unbemannten VTOL-Technologieträgers untersucht. Eine spezifische Anforderung an die Flugsteuerung und -regelung ist dabei die Beherrschung des Transitionsvorganges, d.h. der Übergang zwischen den Flugphasen Schwebeflug und Horizontalflug.

Dieser Beitrag dokumentiert den multidisziplinären Entwurf sowie die flugdynamische Modellierung eines senkrechtstartfähigen UAV-Demonstrators mit einer Tandem-Kippflügel (Tilt-Wing) Konfiguration. Vorgabe für den Entwurf ist dabei ein Flugdemonstrator, welcher in der Lage ist vertikal zu starten und zu landen sowie nach Durchführen einer Transition in den rein aerodynamisch getragenen horizontalen Flug eines Starrflüglers überzugehen. Als Mindestanforderung wird eine Gesamtflugzeit von 20 Minuten inklusive einer Schwebeflugdauer von 5 Minuten gefordert. Die

Abflugmasse des Flugmodells soll dabei im Bereich von 5 bis 25 Kilogramm liegen. Das Entwurfsziel ist dabei eine möglichst große Nutzlast, welche für zusätzliche Avionik- oder sonstige Einbauelemente bzw. für zusätzliche Akkus zur Flugzeitverlängerung dient.

## 2. BESCHREIBUNG DER KONFIGURATION

Die grundlegenden Forderungen für die Wahl der Konfiguration sind bedingt durch das übergeordnete Ziel des Entwurfs und der Implementierung eines Flugreglers für senkrecht- und kurzstartfähige Flugzeuge (V/STOL). Hierfür wird ein Technologieträger gefordert, der einen möglichst generischen Vertreter dieser V/STOL Klasse darstellt. Auf Basis von Voruntersuchungen zur Steuerbarkeit und Realisierbarkeit wurde eine Tandemflügelkonfiguration mit um die Querachse kippbaren Flügeln ausgewählt (siehe BILD 1). Mit jeweils zwei an den Tragflächen befestigten Propellerantrieben soll der Demonstrator für den senkrechten Start und Landung die Flügel im Winkel von ca. 90 Grad aufrichten um vertikal aufsteigen bzw. sinken zu können. Durch das Kippen der Flügel in die horizontale Position nach dem Start nimmt das Flugmodell an Vorwärtsgeschwindigkeit zu, so dass in vollständig horizontaler Flügelstellung ein rein aerodynamisch getragener Flugzustand erreicht werden kann. Als Propellerantrieb ist die Wahl aus Gründen der einfachen Regelbarkeit und der geringen Geräuschbelastung auf den Elektromotor gefallen.

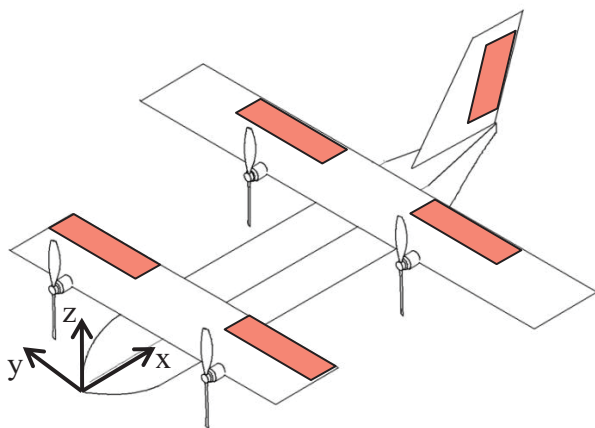


BILD 1. Darstellung der Konfiguration im Referenzkoordinatensystem

Eine essentielle Eigenschaft der gewählten Konfiguration ist die vorhandene und ausreichend große Steuerbarkeit der drei rotatorischen Freiheitsgrade um die Roll-, Nick- und Gierachse des Fluggerätes sowie der drei translatorischen Freiheitsgrade entlang der jeweiligen Achsen. Im Horizontalflug ermöglicht die Anordnung der insgesamt vier Ruderflächen auf dem vorderen und hinteren Flügel zusätzlich zu der konventionellen Steuerung die einfache Erzeugung einer direkten (isolierten) Auftriebskraft (Direct Lift Control). Die Erzeugung einer direkten Seitenkraft kann sowohl im Horizontalflug als auch im Schwebeflug durch ein seitliches Schwenken der Propeller realisiert werden. Die Giersteuerung im Schwebeflug wird durch asymmetrischen Ausschlag der im Propellerstrahl liegenden Ruderflächen erreicht, die Roll- und

Nicksteuerung durch Schubmodulation der vier Propeller. Eine direkte Kraftkomponente in x-Richtung kann im Schwebeflug durch Kippen der Flügel erreicht werden.

Eine Anforderung bezüglich des Gewichtes der Konfiguration entstammt den Regularien für den Betrieb von Modellflugzeugen. Da es sich bei dem zu entwerfenden Flugmodell um ein Experimentalflugzeug handelt, sind regelmäßige Änderungen und Überarbeitungen der ursprünglichen Umsetzung nicht auszuschließen. Bei einem Abfluggewicht von über 25 Kilogramm wären damit wiederholt Zulassungsverfahren nötig. Hinzu kommt vielerorts die Einschränkung der Aufstiegserlaubnis auf Modelle mit einem zulässigen Höchstgewicht von maximal 25 Kilogramm. Somit wurde eine Begrenzung des maximalen Startgewichtes des Erprobungsträgers auf 25 Kilogramm festgesetzt.

## 3. ENTWURFSMETHODIK

Ziel des Entwurfsprozesses ist es, auf Basis der vorgestellten Eigenschaften und Anforderungen an die Konfiguration, eine Ausprägung der Konfigurationsgeometrie zu finden, welche ein Optimum in Bezug auf eine gewählte Bewertungsgröße (der Nutzlast des Demonstrators) darstellt. Dabei sind die im Folgenden beschriebenen speziellen Entwurfsanforderungen identifiziert worden.

Zum Einen sind bewährte Methoden und Formeln aus dem konventionellen Flugzeugentwurf nicht ohne Weiteres auf den vorhandenen Anwendungsfall zu übertragen. Empirische Ersatzmodelle mit ausreichender Genauigkeit erfordern eine gewisse Mindestmenge an Daten und Informationen, die nur von konventionellen Konfigurationen mit Hauptflügel und dahinter liegenden Höhen- und Seitenleitwerk (Drachenkonfiguration) in ausreichendem Maß zur Verfügung stehen. Für die Auslegung von z.B. Canardflüglern und Tandemkonfigurationen sind diese Formeln und Methoden daher nur bedingt oder gar nicht anwendbar. So stellen die Beeinflussung der beiden Flügel untereinander sowie die Beeinflussung der Flugzeugaerodynamik durch den Propellerstrahl bei dieser Konfiguration nicht zu vernachlässigende Aspekte dar.

Die zweite Besonderheit für den Entwurf des Flugmodells liegt in seiner geringen Dimension, seiner Abflugmasse und den zu erfliegenden Fluggeschwindigkeiten von nur wenigen Metern pro Sekunde. Die beiden ersten Punkte erfordern gänzlich andere Bauweisen von Flügel, Rumpf, etc. als es im Großflugzeugbau die Regel ist. Besonders im Bereich der Massenabschätzung werden daher hauptsächlich physikalische Modelle formuliert.

Neben aus dem konventionellen Flugzeugentwurf bekannten Bedingungen wie statische Stabilität in der Längs- und Seitenbewegung, Trimmung im Horizontalflug oder strukturellen Aspekten sind für den Entwurf des Tilt-Wing Demonstrators noch zusätzliche Bedingungen wie der Schubbedarf im Schwebeflug oder eine ausreichende Transitionsfähigkeit zu berücksichtigen.

Eine weitere Herausforderung des Entwurfs stellt die starke oft gegensätzliche Verkopplung von Anforderungen dar. So sind z.B. statische Längsstabilität und die Trimmung um die Nickachse zwei Bedingungen, die sehr stark über die Geometrie gekoppelt sind und nur schwer unabhängig voneinander beeinflusst werden können. Für die Auslegung des Antriebsstranges müssen zwei unterschiedliche Auslegungspunkte (Schwebeflug und Horizontalflug) berücksichtigt werden und ein optimaler Kompromiss gefunden werden.

Die zuvor aufgeführten Punkte führen zu der Anwendung einer multidisziplinären Optimierung auf Basis eines parametrischen Modells als Vorgehensweise für den Entwurf, wie sie z.B. auch in [3] für den Entwurf eines Tail-Sitters zum Einsatz kommt. Dabei wird besonderer Wert auf einen modularen Aufbau des Entwurfsprozesses gelegt. Der Austausch von Submodulen soll möglichst einfach vonstatten gehen, so dass durch detailliertere Modelle oder Messdaten eine sukzessive Verfeinerung des Entwurfsprozesses erreicht werden kann (denkbar ist z.B. die Integration von gemessenen Antriebsdaten, Integration eines höherwertigen aerodynamischen Verfahrens oder verbesserter Massenmodelle).

#### 4. PARAMETRISCHES MODELL

Für eine detaillierte Untersuchung und als Basis einer Entwurfsoptimierung des Tandem Tilt-Wing Demonstrators wurde ein parametrisches Modell erstellt. Das Modell gibt für eine Kombination von Eingangsparametern wie z.B. Flügelgeometrie, Propellergeometrie, Motordaten usw. die Physik des Flugmodells wieder. Dabei werden verschiedene Aspekte wie Massen-, Aerodynamik- oder Antriebsberechnung in getrennten Submodulen behandelt. Die Schnittstellen dieser Module sind klar definiert. Somit wird bei Bedarf ein Austauschen einzelner Module möglich ohne das Gesamtmodell erneut implementieren zu müssen.

##### 4.1. Modellierung des Antriebs

Das für den Entwurf zum Einsatz kommende parametrische Modell bildet den Antriebsstrang (bestehend aus Elektromotor, Getriebe und Propeller) in den beiden Phasen Schwebeflug und Horizontalflug ab. Dabei sollen resultierender Schub und Propellerabwindgeschwindigkeit sowie der hierfür nötige elektrische Strom ermittelt werden. Für die Modellierung des Antriebsstrangs wird ein stationäres Elektromotormodell mit einem Propellermodell gekoppelt.

Das Motormodell basiert auf der Momentenbilanz an der Motorwelle und auf der stationären Maschengleichung des Motorstromkreises. Das resultierende

Gleichungssystem für das stationäre Motorverhalten weist vier Motorkonstanten auf, welche anhand von Korrelation mit Messdaten eines Motors für diesen Motor ermittelt werden können. Damit kann für einen Motor bei gegebener Klemmspannung und einem anliegenden Lastmoment die resultierende stationäre Drehzahl der Motorwelle sowie der aufgenommene Strom berechnet werden.

Das für den Entwurf zur Anwendung kommende vereinfachte Propellermodell berechnet den Schub, das Antriebsmoment und die induzierte Propellergeschwindigkeit in Abhängigkeit von Geometrie und Drehzahl des Propellers sowie der Anströmgeschwindigkeit. Hierfür wird ein auf der Blattelementtheorie basierender Ansatz verwendet, wobei zunächst von einer rein axialen Anströmung des Propellers sowie einer vereinfachten Geometrie des Propellers ausgegangen wird (Blatttiefe, Auftriebsanstieg und Widerstandsbeiwert sind über den Radius gemittelt, für die Verwindung wird ein hyperbolischer Verlauf in Abhängigkeit der Propellersteigung angenommen). Hierfür kann eine analytische Lösung gefunden werden [4], was sich positiv auf die Rechengeschwindigkeit des Modells auswirkt. Die zur Berechnung nötige induzierte Propellerstrahlgeschwindigkeit wird als konstant über die Propellerebene angenommen. Die Anwendung des Impulssatzes

$$(1) \quad T = \rho \cdot A_{\text{Prop}} \cdot (V + w_{\text{ind}}) \cdot 2w_{\text{ind}}$$

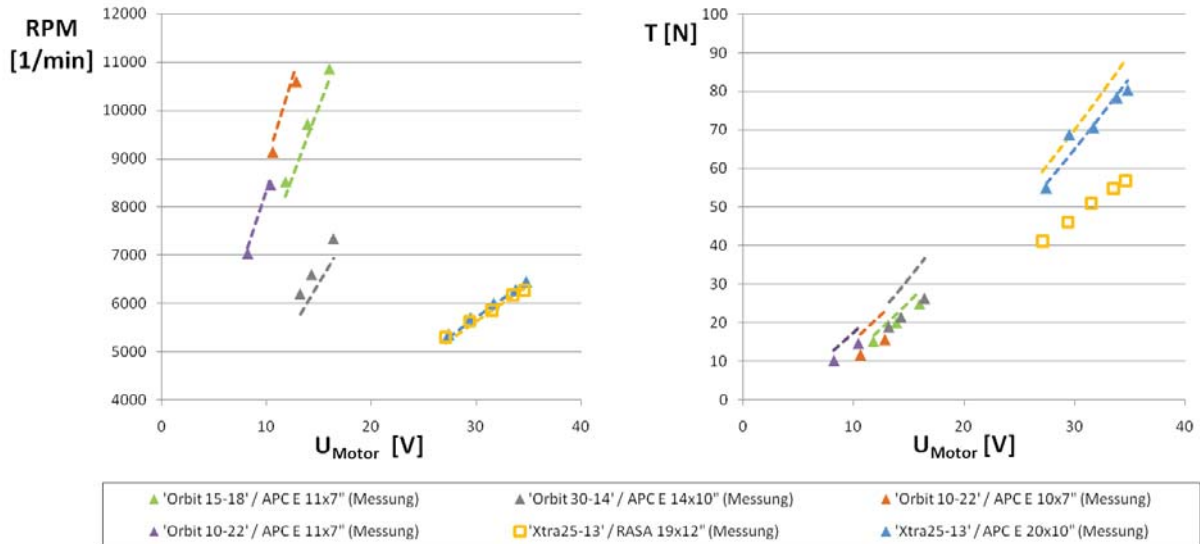
erlaubt in Verbindung mit der Blattelementtheorie die iterative Bestimmung von Schub  $T$  und induzierter Geschwindigkeit  $w_{\text{ind}}$  in Abhängigkeit der Anströmgeschwindigkeit  $V$ , der Dichte  $\rho$  und der Propellerkreisfläche  $A_{\text{Prop}}$ .

Die Kopplung von Motormodell und Propellermodell erfolgt über die Drehzahl  $\omega$  und das Lastmoment  $M$ . Bei optionalem Einsatz eines Getriebes mit der Übersetzung  $N$  und dem Getriebewirkungsgrad  $\eta$  ist dies durch folgende Bedingungen gegeben:

$$(2) \quad \omega_{\text{Motor}} = N \cdot \omega_{\text{Prop}}$$

$$(3) \quad M_{\text{Prop}} = M_{\text{Motor}} \cdot N \cdot \eta$$

Das resultierende Antriebsmodell wurde für unterschiedliche Motor-Propellerkombinationen getestet und validiert. In BILD 2 ist zu erkennen, dass das verwendete Modell trotz der starken Vereinfachungen auf Seiten der Propellergeometrie zufriedenstellende Ergebnisse liefert, und das Modell somit für die Anwendung im Entwurfsprozess geeignet ist.

BILD 2. Vergleich von modellierter und gemessener Drehzahl  $RPM$  und Schub  $T$  infolge der Motorspannung  $U_{Motor}$ 

## 4.2. Aerodynamische Modellierung

Für die Modellierung der Aerodynamik der Konfiguration kommt ein Vortex-Lattice Verfahren [5] zum Einsatz. Da durch das Vortex-Lattice Verfahren nur der Anteil des induzierten Widerstands der Auftriebsflächen berechnet wird, werden die Nullauftriebswiderstände der Tragflächen sowie des Rumpfes mit Handbuchmethoden nach Torenbeek [6] abgeschätzt. Die Anwendung eines potentialtheoretischen Verfahrens stellt keine Einschränkung dar, da für den ersten Entwurf lediglich die beiden Phasen Schwebeflug und Horizontalflug betrachtet werden. Dabei kann angenommen werden, dass keine nichtlinearen Effekte wie Ablösung auftreten.

Das vom Propeller induzierte Geschwindigkeitsfeld wird durch eine spezielle Erweiterung des klassischen Vortex-Lattice Verfahrens berücksichtigt [7]. Hierfür wird die freie Anströmung an den betroffenen Panels der Tragflächen um die Propellerabwindgeschwindigkeit ergänzt. BILD 3 zeigt exemplarisch die vom Propellerabwind beeinflussten Panels.

Die in der Randbedingung des Vortex-Lattice Verfahrens verwendete externe Strömungsgeschwindigkeit  $\vec{V}_{ext}$  am Kollokationspunkt eines Panels ergibt sich aus der Umgebungsgeschwindigkeit  $\vec{V}_{\infty}$ , der Geschwindigkeit aufgrund einer Rotation des Flugzeuges  $\vec{V}_{rot}$  und der induzierten Propellerabwindgeschwindigkeit  $\vec{w}_{Prop}$ :

$$(4) \quad \vec{V}_{ext} = \vec{V}_{\infty} + \vec{V}_{rot} + \vec{w}_{Prop}$$

Die induzierte Propellergeschwindigkeit berechnet sich dabei aus der vom Antriebsmodell berechneten induzierten axialen Geschwindigkeit in der Propellerebene korrigiert mit einem Verjüngungsfaktor

$$(5) \quad k_{Slip} = 1 + \frac{s}{\sqrt{s^2 + R_{Prop}^2}},$$

welcher nach [8] die axiale Beschleunigung im Propellernachlauf auf die zweifache induzierte Geschwindigkeit beschreibt.  $R_{Prop}$  ist der Propellerradius, der Parameter  $s$  stellt den axialen Abstand von der Propellerebene dar und wird hier vereinfacht an der 25%-Linie der Auftriebsfläche ausgewertet (siehe BILD 3). Damit ergibt sich die induzierte Propellergeschwindigkeit im Referenzkoordinatensystem (vgl. BILD 1) zu

$$(6) \quad \vec{w}_{Prop} = \begin{bmatrix} \cos \sigma \\ 0 \\ -\sin \sigma \end{bmatrix} \cdot k_{Slip} \cdot w_{ind}$$

mit dem Propellerkippwinkel  $\sigma$ . Ebenso wird die überblasene Fläche, bzw. die darin enthaltenen Panels durch den Strahldurchmesser an der 25%-Linie der Auftriebsfläche bestimmt, welcher sich aus dem Propellerdurchmesser  $D_{Prop}$  ergibt zu

$$(7) \quad D_{25} = \sqrt{\frac{1}{k_{Slip}}} \cdot D_{Prop}$$



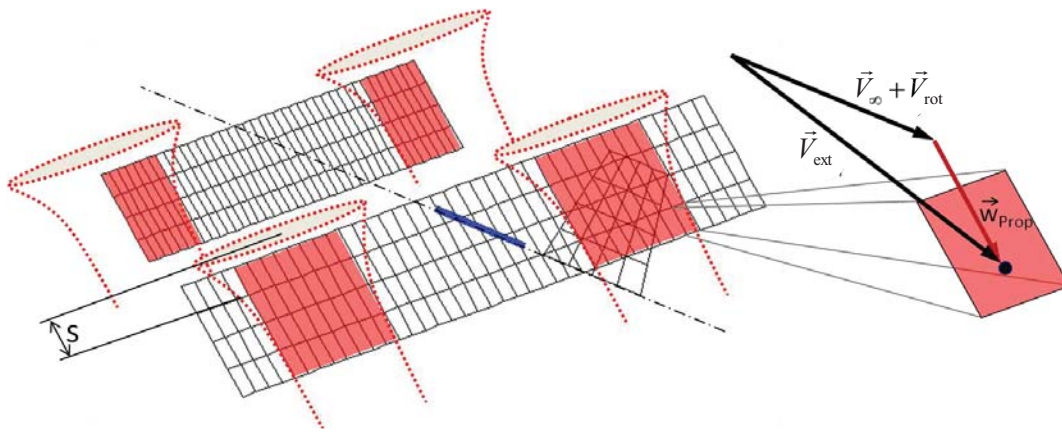


BILD 3. Modifikation des Vortex-Lattice Codes durch Addition des Propellerabwinds an den betroffenen Panels

Die Gültigkeit der Propellerabwindaddition im Vortex-Lattice Aerodynamikmodell wird anhand von Windkanalmessungen nach [9] überprüft. Dabei wurde ein Single Tilt-Wing mit einem Propeller pro Flügelhälfte mit dem angepassten Vortex-Lattice Code nachmodelliert. BILD 4 vergleicht die Resultate der Windkanalmessungen mit den modellierten Werten. Die Beiwerte von Schub  $C_{TS}$ , Auftrieb  $C_{LS}$  und Widerstand  $C_{WS}$  sind jeweils mit dem Staudruck  $q_{slip}$  im Abwind des Propellers sowie der Referenzflügelfläche  $S_{ref}$  bzw. der Propellerkreisfläche  $A_{Prop}$  normiert.

Das Diagramm der Auftriebsbeiwerte über dem Anstellwinkel  $\alpha$  zeigt für die unterschiedlichen Schubbeiwerte  $C_{TS}$  gute Übereinstimmung im Bereich vollständig anliegender Strömung. Ein konstanter Versatz der Auftriebsbeiwerte kann durch die nicht absolut übereinstimmende Modellierung der Windkanalgeometrie vor allem im Rumpfbereich erklärt werden. Der Strömungsabriss im Bereich hoher Anstellwinkel - durch das Abknicken der gestrichelten Messlinien zu erkennen - kann durch das Modell nicht wiedergegeben werden, da wie zuvor erwähnt mit dem Verfahren ausschließlich lineare Aerodynamik betrachtet werden kann. Die negativen Widerstandsbeiwerte im unteren Diagramm von BILD 4 sind durch die Addition der Schubkräfte in Längsachsenrichtung zu erklären. Auch hier können die gemessenen Windkanaldaten im linearen Bereich ausreichend genau reproduziert werden.

Im Horizontalflug des Demonstrators liegen die hinteren Propeller im Abwind der vorderen. Die Geschwindigkeit am hinteren Propeller, welche als Eingangsgröße für das Propellermodell dient, wird dabei mit der nach Gleichung (5) korrigierten induzierten Geschwindigkeit des vorderen Propellers erweitert.

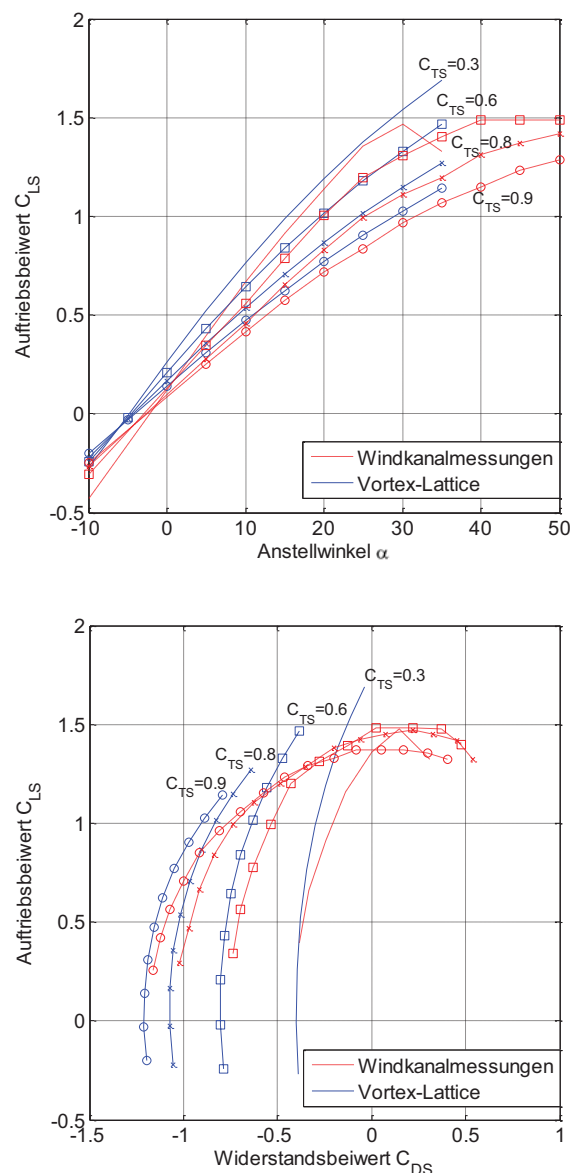


BILD 4. Windkanalmessungen [9] und Reproduktion der Messergebnisse durch das modifizierte Vortex-Lattice Verfahren

### 4.3. Modellierung der Flugzeugmasse

Bei der Modellierung der Flugzeugmasse wird zwischen entwurfsunabhängigen Massen (z.B. Komponentenmassen von Servos, Avionik usw.) und entwurfsabhängigen Massen unterschieden. Die vom Entwurf unabhängigen Massen sind in TAB 1 zusammengefasst.

Komponente	Masse
Motorregler	80 g
Servoaktoren für Steuerflächen	80 g
Empfängereinheit	10 g
Flight Control System inkl. Sensorik und Telemetrie	173 g
Verkabelung	150 g
Flügelkipmechanismus	150 g

TAB 1. Entwurfsunabhängige Komponentenmassen

Für die entwurfsabhängigen Massen werden aufgrund von fehlenden statistischen Daten physikalische Modelle erstellt oder Regressionen von bekannten Herstellerangaben verwendet. Eine Komponente, die stark vom Entwurf des Flugmodells abhängt, ist der Akku. Neben der Nennspannung, die der Akku dem Motor zur Verfügung stellen kann, bestimmt die Kapazität sein Gewicht. Die benötigte Kapazität wird durch den Stromfluss während der beiden Flugphasen sowie der entsprechenden Flugdauer ermittelt. Das in BILD 5 dargestellte Diagramm zeigt recherchierte Herstellerdaten für Lithium-Polymer Akkus und die daraus für die Berechnung des Akkugewichtes verwendete lineare Regressionskurve des LiPo-Zellengewichtes in Abhängigkeit der Kapazität.

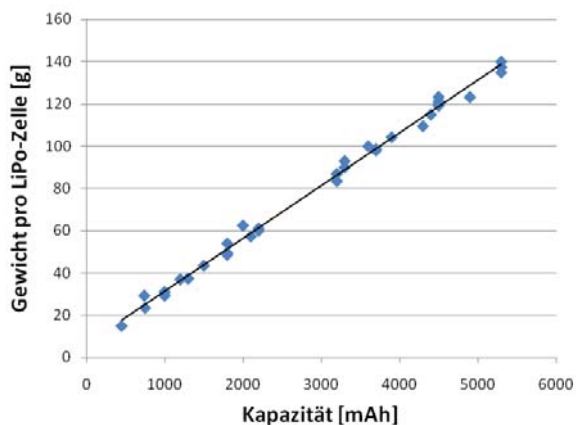


BILD 5. Regressionsgerade zum Abschätzen von LiPo-Akkugewichten anhand der Kapazität

Das Gewicht der Flügel- und Rumpfstruktur des Demonstrators wurde mit Hilfe von physikalischen Modellen, welche auf der Bauweise und den verwendeten Materialien basieren, bestimmt. Für die Tragflächen wird eine Schalenbauweise bestehend aus einem Polystyrolkern mit einer Balsa- und GFK-Beplankung vorgesehen. Das Biegemoment des Flügels wird von einem Aluminiumholm aufgenommen (siehe BILD 6). Für

den Rumpf wurde eine Glasfaser Schalenbauweise angenommen. Mit bekannten Geometriegrößen und den Volumen- und Flächengewichten der einzelnen Baukomponenten werden die daraus resultierenden Massen errechnet.

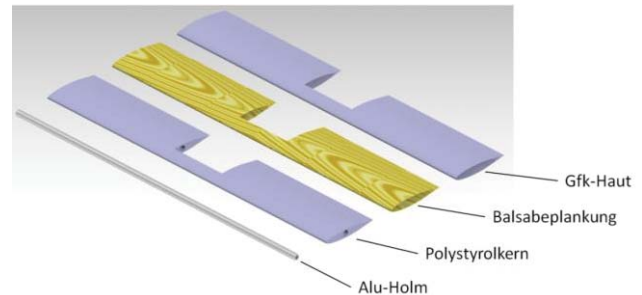


BILD 6. Aufbau des Flügels

Das Gewicht des Fahrwerks wurde in Abhängigkeit des maximalen Abfluggewichtes (5% des *MTOW*) modelliert.

## 5. OPTIMIERUNG

Das zuvor beschriebene parametrische Modell zur Berechnung der Flugleistungen des Demonstrators dient als Basis für eine gradientenbasierte Optimierung der Geometrie. Dafür werden Optimierungsvariablen definiert, sowie Zielfunktion und Nebenbedingungen formuliert, die minimiert bzw. erfüllt werden müssen.

Einige Parameter wie die Motordaten werden dabei nicht als Optimierungsvariablen im gradientenbasierten Optimierungsalgorithmus berücksichtigt, da auf dem Markt verfügbare Motoren zur Anwendung kommen und somit motorcharakteristische Größen nicht kontinuierlich verändert werden können. Ebenfalls ist die Akkuspannung ein diskreter Parameter, da sie nur ein Vielfaches der spezifischen Spannung einer Lithium-Polymer-Zelle (3,7 Volt) annehmen kann. Ein weiterer Parameter, der aus der Optimierung ausgenommen wurde, ist die Reisefluggeschwindigkeit. Die Optimierung wird für unterschiedliche Kombinationen dieser Parameter durchgeführt (siehe BILD 7).

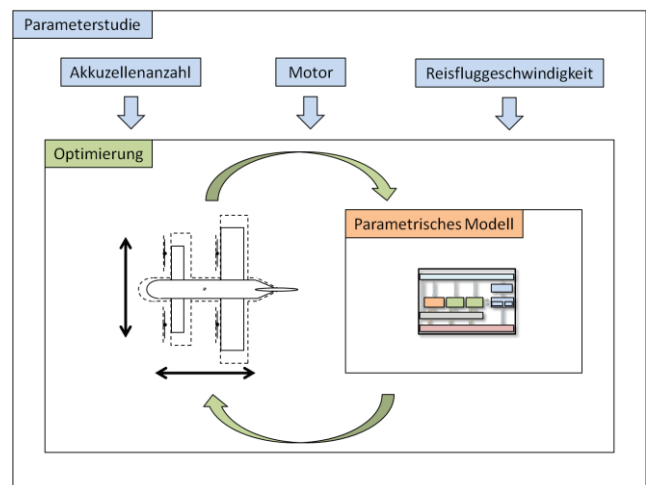


BILD 7. Optimierung auf Basis des parametrischen Modells gekoppelt mit einer Variation diskreter Parameter

## 5.1. Definition der Optimierungsvariablen

Als Optimierungsvariablen werden diejenigen Parameter ausgewählt, die hauptsächlich für Leistung, Gewicht und Aerodynamik des Tandem Tilt-Wing Demonstrators verantwortlich sind. Diese Parameter sind (siehe BILD 8):

- Spannweite des Vorderflügels  $b_v$
- Spannweite des Hinterflügels  $b_h$
- Flügeltiefe des Vorderflügels  $c_v$
- Flügeltiefe des Hinterflügels  $c_h$
- Seitenleitwerksfläche  $S_{SL}$
- Flügelabstand in Längsrichtung  $x_{\text{Flügel}}$
- Einbauwinkel des Vorderflügels  $i_v$
- Einbauwinkel des Hinterflügels  $i_h$
- Propellerdurchmesser  $D_{\text{Prop}}$
- Propellerblattsteigung  $H_{\text{Prop}}$
- Maximales Abfluggewicht  $MTOW$

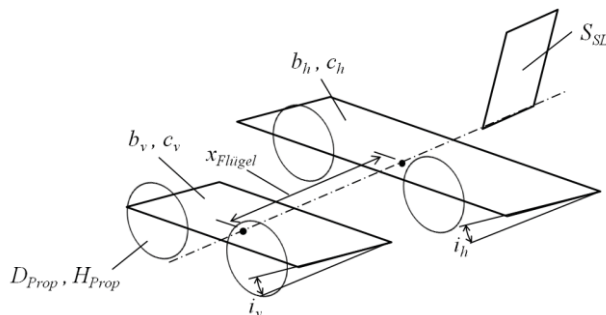


BILD 8. Optimierungsvariablen des Tandem Tilt-Wing

Diese Parameter werden im Optimierungsvektor  $\vec{x}$  zusammengefasst:

$$(8) \quad \vec{x} = [b_v \quad b_h \quad c_v \quad c_h \quad S_{SL} \quad x_{\text{Flügel}} \quad i_v \quad i_h \dots \\ D_{\text{Prop}} \quad H_{\text{Prop}} \quad MTOW]^T$$

Weitere Geometrieparameter werden zunächst für den ersten Entwurf des Demonstrators als nicht variabel betrachtet. So wird z.B. die Lage des Schwerpunktes mittig zwischen die beiden Flügeldrehachsen positioniert, was eine gleiche Belastung der Propeller im Schwebeflug zur Folge hat. Die Drehachsen werden auf der 25%-Linie der Flügel positioniert, was zu einer geringen Belastung des Tiltmechanismus führt. Die Propeller werden auf dem vorderen und hinteren Flügel ohne Versatz in Spannweitenrichtung angeordnet. Die Flügel sind einfache Rechteckflügel ohne Pfeilung und besitzen keine Verwindung.

## 5.2. Zielfunktion und Nebenbedingungen

Als Zielfunktion wird die Maximierung der Nutzlast gewählt. Sie ist definiert als die Differenz des maximalen Abfluggewichts  $MTOW$  und dem Auslegungs-Abfluggewicht  $m_{\text{TOW}}$ . Das Abfluggewicht besteht dabei aus dem Struktur- und Komponentengewicht des Demonstrators inklusive des Akkugewichtes, welches für die Erfüllung der definierten Design-Mission (5 Minuten Schwebeflug und 15 Minuten Horizontalflug) erforderlich ist.

Die (dimensionslose) Formulierung der Zielfunktion ist in Gleichung (9) gegeben.

$$(9) \quad \min_{\vec{x}} f(\vec{x}) = 1 - \frac{MTOW}{m_{\text{TOW}} \cdot g}$$

Da im Abfluggewicht auch das Gewicht der Motorakkus enthalten ist, führt diese Wahl gleichzeitig zu einer effizienten stromarmen Antriebslösung. Eine denkbare weitere Zielfunktion wäre die Maximierung der Flugdauer. Durch Zuladen von zusätzlichen Akkus mit einem Gewicht, das der optimierten Nutzlast entspricht, kann jedoch auch eine maximale Flugdauer erreicht werden. Somit ist das Ergebnis auch hinsichtlich dieser Größe optimiert.

Damit die Optimierung ein sinnvolles, d.h. physikalisch richtiges Ergebnis ermittelt, sind mehrere Nebenbedingungen zu erfüllen. Diese sind als Gleichheitsbedingungen

$$(10) \quad g(\vec{x}) = 0$$

und Ungleichheitsbedingungen

$$(11) \quad h(\vec{x}) \leq 0$$

formuliert und in TAB 2 zusammengefasst.

Besonders hervorzuheben sind dabei die Bedingungen, welche für eine ausreichende Transitionsfähigkeit des Demonstrators sorgen. Um dies zu gewährleisten, ohne die Transition explizit im Entwurfsprozess zu untersuchen, wird als Kenngröße das Verhältnis von Kreisflächenbelastung zu Flügelflächenbelastung verwendet [10]. Diese Größe erlaubt eine Aussage über die Sinkflugfähigkeit einer Tilt-Wing Konfiguration. Die Ungleichheitsbedingungen  $h_7$  und  $h_8$  sorgen für eine entsprechende Ausprägung der Geometrie.

Sowohl Optimierungsvariablen als auch Zielfunktion und Nebenbedingungen werden mit einem entsprechenden Referenzwert normalisiert, um eine gleichmäßige Skalierung des Optimierungsproblems zu gewährleisten.

Bed.	Erläuterung
$g_1$	Der Propellerschub im Schwebeflug entspricht dem 1,2-fachen des maximalen Abfluggewichts.
$g_2$	Der Auftrieb entspricht im Horizontalflug dem maximalen Abfluggewicht.
$g_3$	Das Nickmoment im Horizontalflug ist Null.
$g_4$	Im Horizontalflug muss der Propellerschub den aerodynamischen Widerstand ausgleichen.
$g_5$	Für statische Längsstabilität soll sich die Neutralpunktlage 4 cm hinter dem Schwerpunkt befinden.
$h_1$	Die Biegespannung der Flügelholme multipliziert mit einem Sicherheitsfaktor von 1,2 müssen bei

<b>h<sub>2</sub></b>	einem angenommenen Lastvielfachen ( $n=4$ ) kleiner als die zulässige Bruchspannung von Aluminium sein.
<b>h<sub>3</sub></b>	Die Durchbiegung der Flügelspitzen darf bei maximaler Belastung (Lastvielfaches $n=4$ ) nicht größer als 3% der Halbspannweite sein.
<b>h<sub>4</sub></b>	
<b>h<sub>5</sub></b>	Der lokale Auftriebsbeiwert der beiden Flügel muss im Horizontalflug jeweils unter 0,7 liegen, um bei kleineren Fluggeschwindigkeiten über Auftriebsreserven durch Erhöhung des Anstellwinkels zu verfügen.
<b>h<sub>6</sub></b>	
<b>h<sub>7</sub></b>	Um über eine günstige Geometrie für die Transition vom Schwebeflug in den Horizontalflug zu verfügen, muss die Flügeltiefe des höher belasteten Vorderflügels mindestens dem Propellerradius entsprechen.
<b>h<sub>8</sub></b>	Der Hinterflügel soll mindestens über die gleichen Transitionseigenschaften des Vorderflügels verfügen, weshalb dessen Flügeltiefe als Untergrenze dient.
<b>h<sub>9</sub></b>	Eine maximale Flügeltiefe für Vorder- und Hinterflügel entsprechend des Propellerdurchmessers dient der notwendigen Bodenfreiheit im Schwebeflug.
<b>h<sub>10</sub></b>	
<b>h<sub>11</sub></b>	Um für eine ausreichend große Fläche im Propellerabwind zu sorgen, wird die Halbspannweite des Vorderflügels auf die Summe von Propellerdurchmesser, halbe Rumpfbreite und einen Mindestabstand zwischen Propeller und Rumpf (Propeller Clearance) beschränkt.
<b>h<sub>12</sub></b>	Um zu garantieren, dass die Motorachse auf dem Flügel liegt, ist die Spannweite nach unten durch die laterale Motorposition begrenzt.
<b>h<sub>13</sub></b>	
<b>h<sub>14</sub></b>	Um eine ausreichende statische Stabilität in der Seitenbewegung zu gewährleisten, muss das Seitenleitwerksvolumen einen Mindestwert von 0,04 annehmen.
<b>h<sub>15</sub></b>	Um für den Schnellflug freie Kapazitäten zur Verfügung zu haben, wird die Schubhebelstellung im Horizontalflug auf 0,9 begrenzt.

TAB 2. Gleichheits- und Ungleichheitsbedingungen der Entwurfsoptimierung

### 5.3. Ergebnis der Optimierung

Die hier präsentierten Ergebnisse sind optimiert in Kombination mit dem Innenläufer-Elektromotor *HP 300/30 Gear* von Plettenberg mit integriertem Untersetzungsgetriebe (1:5), betrieben mit sechs seriell verschalteten Lithium-Polymer Akkus (22,2 Volt). Die

Auslegungsgeschwindigkeit im Horizontalflug beträgt 25 m/s (90km/h).

In BILD 9 ist der Verlauf der Optimierungsvariablen während des Optimierungsdurchlaufs zu sehen. Da die 11 Optimierungsgrößen mit ihren Startwerten normiert sind, beginnt die erste Iterationsschleife bei dem gemeinsamen Wert eins. Die Rechendauer der Optimierung lag bei etwa 24 Minuten, wobei 7 Iterationen zum Erreichen der vorgegebenen Genauigkeit nötig waren.

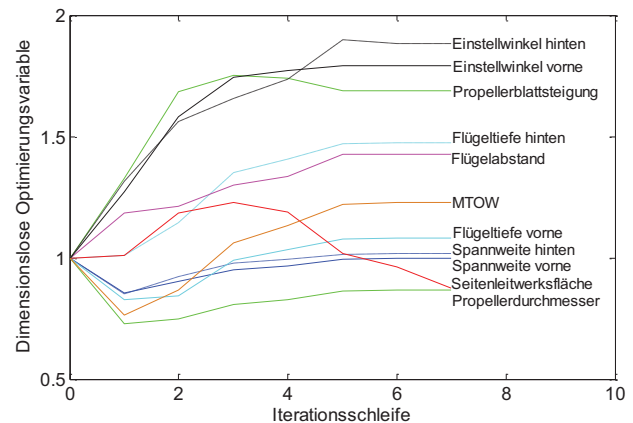


BILD 9. Veränderungen der dimensionslosen Designvariablen im Laufe der Optimierung

In TAB 3 sind die Ergebniswerte der 11 Optimierungsvariablen aufgeführt. BILD 10 zeigt das CAD-Modell der optimierten Konfiguration.

Optimierungsvariable	optimierter Wert
Flügelspannweite vorne	1,15 m
Flügelspannweite hinten	1,70 m
Flügeltiefe vorne	0,28 m
Flügeltiefe hinten	0,28 m
Seitenleitwerksfläche	0,08 m <sup>2</sup>
Flügelabstand	0,80 m
Propellerdurchmesser	0,37 m
Propellersteigung	0,536 m
Einstellwinkel Vorderflügel	4,4°
Einstellwinkel Hinterflügel	1,6°
Maximales Abfluggewicht	13,2 kg
<b>Nutzlast (5 min Schwebeflug / 15 min Horizontalflug)</b>	<b>1,8 kg</b>

TAB 3. Optimierte Designparameter des Tandem Tilt-Wing Entwurfs

Bei Betrachtung der Ergebnisse fällt zu allererst die Flügelgeometrie ins Auge. Wie zu erwarten war, ist die hintere Flügelfläche merklich größer im Vergleich zu der



vorderen (Verhältnis 1:1,5). Dies beruht vor allem auf der Forderung nach statischer Stabilität in der Längsbewegung. Aus dem ungleichen Verhältnis folgt, eine für Tandem- und Canardkonfigurationen typische hohe Flächenbelastung des Vorderflügels ( $22,9 \text{ kg/m}^2$ ). Der hintere Flügel muss im Verhältnis zu seiner Fläche deutlich weniger Auftrieb erzeugen ( $11,2 \text{ kg/m}^2$ ) und wird somit zum sogenannten „Lazy Wing“.

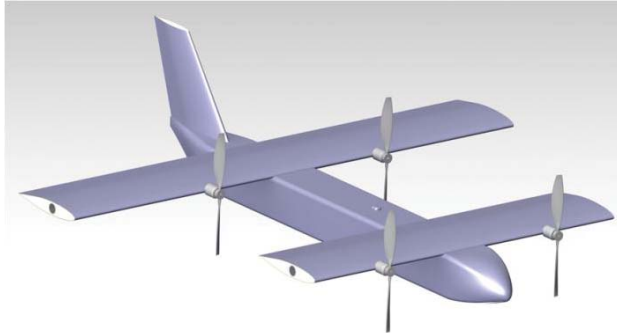


BILD 10. CAD-Modell des optimierten Demonstratorentwurfs

Das Kreisdiagramm in BILD 11 zeigt die prozentuale Verteilung der Massen der einzelnen Struktur- und Einbauelemente. Wie erwartet, machen die Akkus den größten Teil des Demonstratorgewichts aus. Einen ebenfalls hohen Beitrag zum Gesamtgewicht liefern die vier Motoren samt Regler und Kabel.

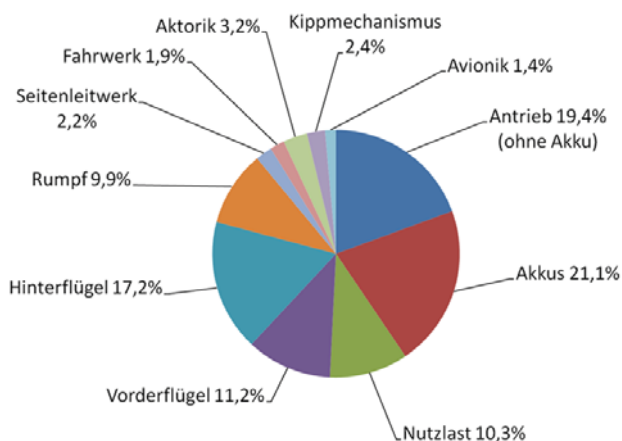


BILD 11. Prozentuale Verteilung des Abfluggewichts auf die unterschiedlichen Struktur- und Einbauelemente

Die Optimierung des Flugdemonstrators erfolgte für eine Aufteilung der Gesamtflugdauer in einen Schwebeflug (5 Minuten) und einen Horizontalflug (15 Minuten). Durch Austauschen von Nutzlast gegen zusätzliche Akkus ergibt sich eine Veränderung der Flugzeit. BILD 12 zeigt die sich ergebende Einsatzdauer. Bei einer vollständigen Verwendung der vorhandenen Nutzlast für zusätzliche Akkus kann entweder eine Kombination von 5 Minuten Schwebeflug und 38 Minuten Horizontalflug oder eine reine Schwebeflugdauer von ca. 16 Minuten erreicht werden. In jedem Fall wird auch bei Nichtnutzen der vollen Nutzlast durch Akkus das maximale Abfluggewicht des Demonstrators angenommen, d.h. dass in diesem Fall die Nutzlast für zusätzliche Avionik oder ähnliches

verwendet wird. Für die Dauer der Flugzeiten wie sie in BILD 12 gezeigt sind, wurde kein Spannungsabfall aufgrund der abnehmenden Akkukapazität berücksichtigt. In der Realität sind daher kürzere Flugzeiten zu erwarten.

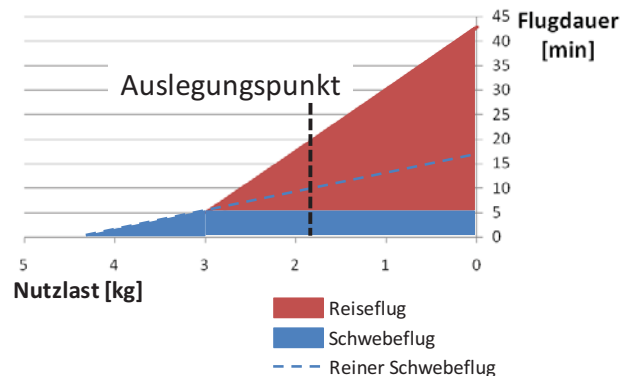


BILD 12. Flugzeitverlängerung durch Ersetzen der Nutzlast durch Akkugewicht

## 6. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Es wurde der Entwurf eines senkrechtstartfähigen Tilt-Wing Demonstrators unter Anwendung einer multidisziplinären Design Optimierung dargestellt. Hierfür wurde ein parametrisches Modell erstellt, welches die Teilaspekte Antriebssystem, Aerodynamik, Struktur und Flugleistungen beinhaltet. Dabei wurde besonderer Wert auf eine klare Definition der Submodule und deren Schnittstellen gelegt. Dies bietet die Möglichkeit, nachträglich detailliertere Modellierungsmethoden zu integrieren und so durch wiederholte Durchführung des Prozesses den Entwurf sukzessive zu verfeinern.

Als Optimierungsvariablen wurden unter anderem Propeller- und Flügelgeometrie gewählt, Optimierungsziel war die Maximierung der Nutzlast. Trimmung, Stabilität, Transitionsfähigkeit und geometrische Restriktionen wurden durch die Einführung von Nebenbedingungen behandelt. Die Optimierung wurde ergänzt durch eine Parametervariation für definierte Freiheitsgrade wie Motortyp oder Akkuzellenanzahl. Somit wurde die Integration von Standard-Komponenten in den Entwurfsprozess gewährleistet.

Die Optimierung führte zu einem physikalisch sinnvollem Entwurf eines senkrechtstartfähigen Tandem Tilt-Wing Demonstrators. Das resultierende maximale Abfluggewicht beträgt 13,2 kg bei einer verfügbaren Nutzlast von 1,8 kg. Die Gesamtmissionsdauer bei Verwendung der gesamten Nutzlast für zusätzliche Akkus beträgt 43 Minuten inklusive einer Schwebeflugdauer von 5 Minuten.

Die weitere Vorgehensweise besteht zum Einen in einer Detaillierung des Demonstratorentwurfs, um letztlich zu einem flugfähigen Modell zu gelangen. Dabei wird zunächst die hier vorgestellte Entwurfsumgebung durch detailliertere Submodule erweitert. Geplant ist unter anderem die Verwendung eines verbesserten Propellermodells, welches eine detailliertere Propellergeometrie berücksichtigt und nach der Auswahl eines Propellers anhand von Messdaten des

ausgesuchten Propellers validiert und kalibriert wird. Auch die Berechnung der Aerodynamik und der strukturellen Belastungen (vor allem des Rumpfes) im Entwurfsprozess kann sukzessive durch detailliertere Modelle aufgewertet werden. Desweiteren müssen Aspekte wie Flügelverwindung, Profilauswahl, Kippmechanismus oder optimale Antriebsplatzierung untersucht werden.

Parallel dazu erfolgt die Erstellung einer Flugsimulation des Demonstrators, welche dazu verwendet wird einen Flugregler für den VTOL-Demonstrator zu entwerfen und zu validieren. Dazu sollen verschiedene Methoden der Regelungstechnik wie robuste, nichtlineare und adaptive Regelung auf Ihre Vorteile hinsichtlich des Einsatzes in einem senkrechtstartfähigen Flugmodell untersucht werden.

## 7. DANKSAGUNG

Die Autoren bedanken sich bei Corin Gologan und Florian Stagliano für die wertvolle Hilfe in zahlreichen Diskussionen.

## 8. SCHRIFTUM

- [1] Couluris, G.J., Hange, C.E., Wardwell, D.A., Signor, D., Phillips, J. "A Potential Impact Analysis of ESTOL Aircraft on Newark Airport Operations," AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit. Hilton Head, South Carolina. AIAA 2007-6700, 2007.
- [2] Gologan, C., Heister, C., Kelders, C., Kuhlmann, A. and Seifert, J. "Perspectives of Vertical / Short Take off and Landing in Commercial Aviation," 1st CEAS European Air and Space Conference. Berlin, Deutschland, 2007.
- [3] Stone, R.H., K.C. Wong, "Preliminary Design of a Tandem-Wing Tail-Sitter UAV Using Multi-Disciplinary Design Optimization", Conference Proceedings, S. 163-178. Association of Unmanned Vehicle Systems International, 1996.
- [4] Dreier, M.E., "Introduction to Helicopter and Tiltrotor Flight Simulation", American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Reston, Virginia, USA, 2007.
- [5] Melin, T., „A Vortex Lattice MATLAB Implementation for Linear Aerodynamic Wing Applications“, Master Thesis, Royal Institute of Technology (KTH), Department of Aeronautics, Stockholm, Schweden, 2000.
- [6] Torenbeek, E., „Synthesis of subsonic airplane design“, 1. Auflage, Delft University Press, 1982.
- [7] Stone, R.H., "Aerodynamic Modeling of the Wing-Propeller Interaction for a Tail-Sitter Unmanned Air Vehicle", Journal of Aircraft, Vol. 45, No. 1, 2008.
- [8] McCormick, B.W., „Aerodynamics of V/STOL Flight“, 2. Auflage, Dover Publications, Mineola, NY, USA, 1999.
- [9] Fink, M.P., "Aerodynamic Data on Large Semispan Tilting Wing with 0.5-Diameter Chord, Single-Slotted Flap, and Single Propeller 0.08 Chord below Wing", NASA Technical Note: NASA TN D-4030, Washington, D.C, USA, 1967.
- [10] O'Rourke, M., Rutherford, J., "Methods to Determine Limits to Tiltwing Conversion", AIAA Paper 91-3143, Aircraft Design Systems and Operations Meeting, Baltimore, MD, USA, 1991.