

FLUGLEISTUNGSBETRACHTUNG EINES EVTOLS MIT SCHUBVEKTORSTEUERUNG UND INKREMENTELLER NICHTLINEAREN DYNAMISCHEN INVERSION ALS REGELUNGSSTRATEGIE

D. Surmann*, S. Myschik*

* Institut für Aeronautical Engineering, Universität der Bundeswehr München, 85579, Neubiberg, Deutschland

Zusammenfassung

In diesem Paper soll die Flugleistung eines elektrischen Vertical-Take-Off-and-Landing-Vehikel (eVTOL) mit einer Starrflüglerkonfiguration, welches durch zwei Impeller angetrieben wird, in der Simulation analysiert werden. Das vorgestellte eVTOL besitzt eine Schubvektorsteuerung am Hauptantrieb, sowie zwei Schubvektoren, welche durch die Abzapflung des Hauptantriebs versorgt werden, an den beiden Flügelspitzen. Die Flugregelung wird durch einen Performance Evaluation Controller (PEC) bereitgestellt, der auf dem Prinzip der nichtlinearen dynamischen Inversion (INDI) basiert. Diesem Regler stehen alle relevanten Flugzustandsinformationen fehlerfrei und vollständig zur Verfügung, wodurch eine Bewertung der Flugleistungen ermöglicht wird. Darüber hinaus wird eine Bewertung der Regelungsstrategie durchgeführt, die einen weichen Übergang zwischen den wesentlichen Flugphasen ohne diskrete Umschaltvorgänge ermöglicht.

Keywords

Flugleistungsanalyse; Inkrementelle nichtlineare dynamische Inversion, nichtlineare Regelung; eVTOLs

1. EINLEITUNG

Elektrisch angetriebene Luftfahrzeuge mit einer Vertical-Take-Off-and-Landing-Fähigkeit (eVTOLs) finden vielfältige Einsatzbereiche in privaten, wirtschaftlichen und militärischen Sektoren, da sie ein breites Einsatzspektrum abdecken können. Beispielhafte Anwendungen sind Lieferdienste, aber auch Aufklärungs- oder Überwachungsmissionen [1]. Durch die elektrischen Vortriebskonzepte spielen Effizienz und somit verlustarme Flugbewegungen mit Blick auf die Energiebilanz einen wichtigen Faktor für das Anforderungsprofil des eVTOLs.

Das Missionsprofil eines eVTOLs lässt sich generell in drei Flugphasen unterteilen: Schwebeflug, aerodynamischer Flug und Transitionsphase. Im Schwebeflug (Hover) wird die Gewichtskraft des Luftfahrzeugs rein über den Schub kompensiert. Eine Lageänderung des Systems erfolgt in diesem Fall über die Änderung von Richtung und Stärke der Schubvektoren. In der aerodynamischen Flugphase (Wingborne) ist die Vorwärtsgeschwindigkeit des Luftfahrzeugs groß genug, dass es durch den Auftrieb der aerodynamischen Flächen in der Luft gehalten wird und wie ein konventionelles Flächenflugzeug operiert.

Beide Phasen werden durch die Transitionsphase verbunden, in welcher mit steigender Geschwindigkeit der Anteil der aerodynamischen Kräfte und Momente an der Kraft-/Momentenbilanz zunimmt. Insbesondere diese Flugphase stellt hohe Anforderun-

gen an die Regelungsstrategie, da es im Falle von Windeinfluss keinen deterministischen Übergang zur aerodynamischen Flugphase gibt.

Um die Forderung nach guter Reglerperformance über alle drei Flugphasen erfüllen zu können, kommt im vorliegenden Fall ein Regelungskonzept basierend auf dem Prinzip der inkrementellen nichtlinearen dynamischen Inversion (INDI) zum Einsatz, welches auf diskrete Umschaltvorgänge zwischen den einzelnen Flugphasen verzichtet. Diese Vorgehensweise hilft bei der Vermeidung von Transienten, die durch Umschaltvorgänge zwischen dezidierten Reglerkomponenten für Hover- und Wingborne-Phase entstehen können.

Der hier vorgestellte Performance Evaluation Controller (PEC) hat als vollständiger Simulationsregler absolute Kenntnis über alle relevanten Flugzustandsgrößen und deren Ableitungen und erlaubt somit eine Beurteilung der Flugleistungen des Systems auf Basis der Flugphysik.

2. KONFIGURATION UND FLUGSIMULATION

In diesem Kapitel soll zunächst das Konzept des eVTOLs vorgestellt werden. Dazu werden das Antriebskonzept und die Effektoren des Vehikels erläutert. Auch das angedachte Missionsszenario wird dem Leser präsentiert. Als Abschluss wird die Simulationsumgebung für die vorliegenden Ergebnisse erörtert.

2.1. eVTOL-Konzept

Das in Abb. 1 abgebildete eVTOL-Konzept ist ein Starrflügler mit einer Spannweite von 1.8 m. Seine maximale Abflugmasse beträgt 8 kg mit der die aerodynamische Abrissgeschwindigkeit bei 16 m/s liegt.

Das Vehikel wird elektrisch von zwei Impellern angetrieben, die einen Gesamtschub von 120 N bereitstellen. Der Front-Impeller erzeugt Schub in Richtung der negativen körperfesten z-Achse (z_B), während die Schubrichtung δ₁ des Haupt-Impellers mit Hilfe einer verstellbaren Schubdüse zwischen 0° und 90° verändert werden kann. Dadurch ist es möglich, die Wirkung dieses Antriebs zwischen positiver x_B (0°) und negativer z_B-Richtung (90°) zu variieren. Die Drehzahlen werden mit ω₂, respektive ω₁ bezeichnet.

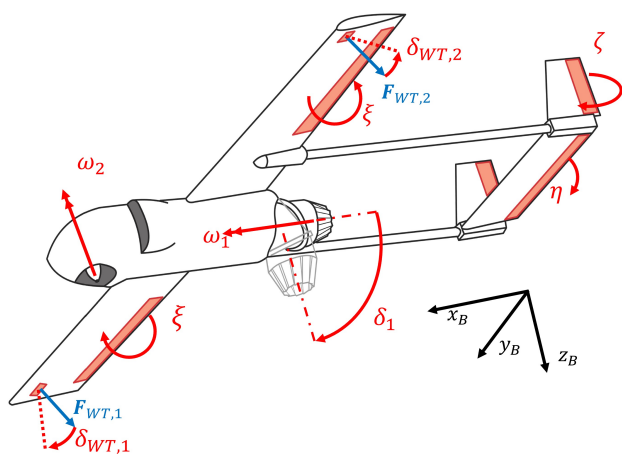


BILD 1. eVTOL-Konzept-Darstellung mit Effektoren

An den Flügelspitzen befinden sich zwei verstellbare Schubdüsen, welche durch den Abgasstrahl des Hauptantriebs eine Kraft von bis zu 2 N an der rechten (F_{WT,1}) und linken (F_{WT,2}) Flügelseite erzeugen. Primär sollen die Schubvektoren das Rollen und das Gieren des eVTOLs im Hover beeinflussen. Für die Momentenerzeugung um die Gierachse kann ein Ausschlag der rechten und linken Schubdüsen (δ_{WT,1}, δ_{WT,2}) zwischen -30° und +30° erfolgen. Außerdem verfügt das eVTOL-Konzept über die klassischen aerodynamischen Steuerflächen, wie in Tab. 1 dargestellt.

Steuerfläche	Ausschlag [°]
η Höhenruder	[-25 : 25]
ζ Seitenruder	[-30 : 30]
ξ Querruder	[-25 : 25]

TAB 1. Steuerausschläge der Kontrollflächen des eVTOL-Konzepts

Die aerodynamischen Steuerflächen werden ausschließlich im mittleren bis hohen Geschwindigkeitsbereich aufgrund ihrer mit der Fluggeschwindigkeit steigenden Effektivität genutzt.

In Summe kann die absolute Kräfte- und Momentenbilanz im körperfesten Koordinatensystem im Schwerpunkt des eVTOLs durch

$$(1) \quad \begin{aligned} (\mathbf{F}_T^G)_B &= (\mathbf{F}_G^G)_B + (\mathbf{F}_A^G)_B + (\mathbf{F}_P^G)_B, \\ (\mathbf{M}_T^G)_B &= (\mathbf{M}_G^G)_B + (\mathbf{M}_A^G)_B + (\mathbf{M}_P^G)_B, \end{aligned}$$

mit den Indizes G für die Gewichtskraft, A für die aerodynamische Kraft und P für die Krafterzeugung der Antriebe, beschrieben werden.

Der Schubvektor des Haupt-Impellers wird durch die Koordinatentransformation zwischen seinem Antriebs-System (P₁-System), mit dem Scheitelpunkt der Schubdüse als Referenzpunkt, zum B-System erzielt:

$$(2) \quad \mathbf{M}_{BP_{f_1}} = \begin{bmatrix} \cos(\delta_1) & 0 & \sin(\delta_1) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(\delta_1) & 0 & \cos(\delta_1) \end{bmatrix}.$$

Für den Beitrag des resultierenden Moments ist der Vektor vom Schwerpunkt zum Düsen Scheitelpunkt (r^{GP_{f1}})_B, sowie vom Düsen Scheitelpunkt zum Düsenaustritt (r^{P_{f1}P_{n.f1}})_{P_{f1}} bekannt. Das Moment durch den Antrieb des Haupt-Impellers ist daher:

$$(3) \quad \begin{aligned} (\mathbf{M}_{P_1}^G)_B &= ((\mathbf{r}^{GP_{f_1}})_B + \mathbf{M}_{BP_{f_1}} \cdot (\mathbf{r}^{P_{f_1}P_{n.f_1}})_{P_1}) \\ &\quad \times (\mathbf{F}_{P_1}^G)_B + (\mathbf{M}_{TRP}^G)_B, \end{aligned}$$

mit dem durch die Impellerdrehung verursachtem Moment (M^{G_{TRP}})_B.

2.2. Missionsprofil

Das vorgestellte eVTOL ist mit einem Kamerasystem ausgestattet, das dazu dienen soll Waldbrände zu observieren und zu detektieren.

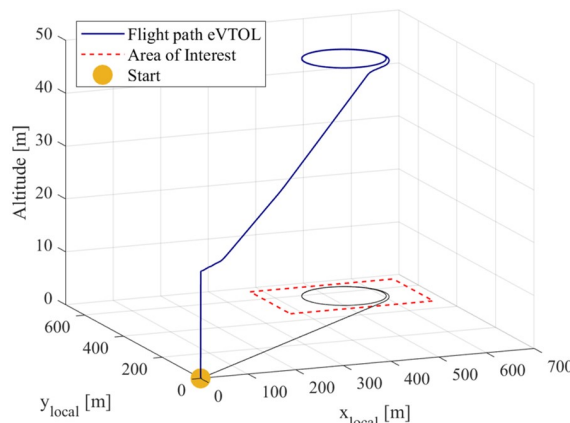


BILD 2. Typische Mission des eVTOLs

Eine skalierte beispielhafte Mission, wie in Abb. 2 dargestellt, kann aus unwegsamem Gelände durch einen Operator erfolgen. Die Mission kann in vier wesentliche Abschnitte unterteilt werden:

- 1) Im ersten Abschnitt beginnt die Hover-Phase. Der Schubvektor des Hauptantriebs mit einem Ausschlag von $\delta_1 = 90^\circ$ und der Front-Impeller lassen das eVTOL senkrecht nach oben starten.
- 2) In einer sicheren Höhe beginnt die horizontale Beschleunigung. Dazu nimmt der Ausschlag des Schubvektors δ_1 ab und das Vehikel beschleunigt in den Transitionsbereich. Dieser Bereich stellt die komplexeste Flugphase dar, da zum einen die eingesetzten Impeller den entsprechenden Auftrieb leisten, gleichzeitig die aerodynamischen Kräfte und damit der aerodynamische Auftrieb weiter zunehmen. Auch die Steuerflächen bekommen zunehmende Autorität zur Kontrolle des Flugzeugs, während der Front-Impeller sukzessive abgeschaltet wird. Die Beschleunigung dauert so lange an, bis das eVTOL oberhalb der Abrissgeschwindigkeit fliegt und im Wingborne-Modus (aerodynamischer Flug) in das Zielgebiet fliegt.
- 3) Im Zielgebiet beginnt die Hauptmission des eVTOLs. Das Zielgebiet wird umkreist und das Lagelbild wird an den Operator gesendet. Aufgrund von Beobachtungen können sich optionale Ziele ergeben.
- 4) Die letzte Phase ist die Rückkehr des Vehikels zu seiner Ausgangsposition.

2.3. Systemsimulation

Die Flugleistung und die Regelstrategie sollen in der Simulation abgebildet werden. Die Simulation besteht dabei aus dem Performance Evaluation Controller und der realistischen Abbildung des Flugzeugs, wie in Abb. 3 dargestellt wird. Zur automatisierten Durchführung einer Mission wird ein Autopilotenmodell eingesetzt, welches hier nicht dargestellt ist. Die Dynamik des Flugzeugs ist nichtlinear und kann durch

$$(4) \quad \begin{aligned} \dot{x}(t) &= f(x(t), u(t)), \\ y &= h(x(t)), \end{aligned}$$

mit dem Zustandsvektor $x(t)$ und dessen Ableitung $\dot{x}(t)$, dem Eingangsvektor $u(t)$, dem Ausgangsvektor $y(t)$ sowie der Systemdynamik $f(x(t), u(t))$ und der Ausgangsdynamik $h(x(t))$ abgebildet werden. Die darin enthaltene Aktuatordynamik kann als Übertragungsverhalten 2. Ordnung, also

$$(5) \quad u(t) = G_A(s) \cdot u_{cmd}(t)$$

mit der Übertragungsfunktion $G_A(s)$ und dem kommandierten Eingangsvektor $u_{cmd}(t)$ beschrieben werden.

3. PERFORMANCE EVALUATION CONTROLLER

Kern der ausgelegten Regelungsstrategie ist der PEC, welcher auf dem Prinzip der inkrementellen nichtlinearen dynamischen Inversion (INDI) basiert. Der PEC verfügt über die Zustände und deren Ableitungen des eVTOLs.

3.1. Inkrementelle nichtlineare dynamische Inversion (INDI)

Die Zustandsänderung eines Systems um seinen Referenzzustand $\hat{x} + \delta x_0$ kann als Taylor-Reihe beschrieben werden [2]:

$$(6) \quad \begin{aligned} \hat{x} + \delta x_0 &\approx f(x_0, u_0) + \left. \frac{\delta f(x, u)}{\delta x} \right|_{x_0, u_0} \cdot (x - x_0) \\ &+ \left. \frac{\delta f(x, u)}{\delta u} \right|_{x_0, u_0} \cdot (u - u_0) + h.o.t., \end{aligned}$$

mit den Referenzgrößen für die Zustände x_0 und dem Eingangsvektor u_0 . Für die Änderung der Ausgangsgleichung

$$(7) \quad \dot{y}_0 = \left. \frac{h}{x} \right|_{x_0} \cdot x_0$$

und Gl. 6, führt dies zu:

$$(8) \quad \dot{y} = \dot{y}_0 + \mathbf{A}(x_0, u_0) \Delta x + \mathbf{B}(x_0, u_0) \Delta u.$$

Die System- und Eingangsmatrix \mathbf{A} und \mathbf{B} bilden dabei die partiellen Ableitungen nach den Zuständen und Eingangsgrößen. Das in Gl. 8 beschriebene System ist Eingangssaffin, weil die Annahme eines schnellen Reglers (Größenordnung $10^{-3}s$) und schnelle Aktuatoren vorausgesetzt werden. Durch diese Betrachtung lautet die Lösung [3]:

$$(9) \quad \dot{y}_0 = \dot{y}_0 + \mathbf{B}(x_0, u_0) \Delta u.$$

Die Pseudo-Steuergröße ν ist äquivalent zu der Ausgangsableitung, also $\nu = \dot{y}$. Außerdem wird die Ab-

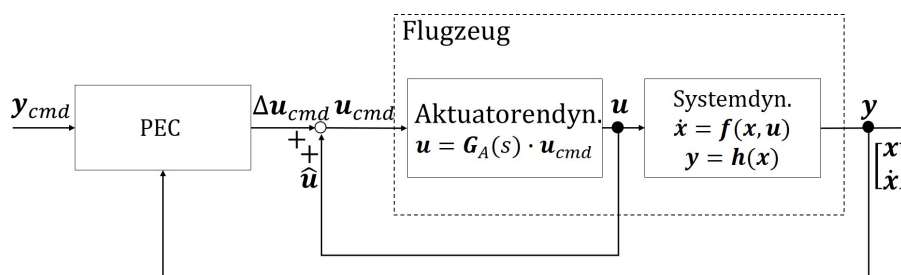


BILD 3. Systemsimulation mit Regler und Flugzeugabbildung

leitung der Ausgangsgröße als gewünschte Voraussetzung definiert, damit $\nu_{des} = \dot{y}_{des}$ und die Gl. 9 umgeschrieben werden kann zu:

$$(10) \quad \nu_{des} - \nu_0 = \mathbf{B}\Delta u_{cmd},$$

mit der gewünschten Pseudo-Steuergröße ν_{des} und der Referenz-Pseudo-Steuergröße ν_0 . Die Eingangsmatrix \mathbf{B} beschreibt den Einfluss der Effektoren auf die jeweilige Pseudo-Steuergröße. Die Umsetzung der Jacobi-Matrix kann durch die Perturbation der Eingangsgrößen für eine vorhandene Systemdynamik hergeleitet werden. Die inkrementelle Steuereingabe Δu_{cmd} bewirkt schlussfolgernd eine inkrementelle Änderung der Pseudo-Steuergröße, sodass Gl. 10 zu folgendem Ausdruck umgeschrieben werden kann:

$$(11) \quad \Delta \nu_{des} = \mathbf{B}\Delta u_{cmd}.$$

Im Falle von über- oder unteraktuierten Systemen, ist die \mathbf{B} -Matrix nicht quadratisch. Bei der Umstellungen nach

$$(12) \quad \Delta u_{cmd} = \mathbf{B}^+ \Delta \nu_{des},$$

wird eine Pseudoinverse mit der Notation „+“ benötigt. Wie in Gl. 12 dargestellt, führt die Lösung nun zu einer inkrementellen Änderung der Effektoren mit der Kommandierung der Pseudo-Steuergrößen.

3.2. PEC-Struktur

Die Gesamtstruktur des PECs ist in Abb. 4 dargestellt und weist die typische INDI-Struktur mit einem Reference Model (RM), dem Error Controller (EC), der Control Allocation (CA) und dem On-Board Plant Model (OBPM) auf. Ein weiteres Element, der Estimation-Block (\hat{E}), dient der Übersetzung der Zustandsinformationen für den Regler. Außerhalb der Kernstruktur generiert das Commands Mapping (CM) die Eingangsgrößen y_{cmd} für das RM. Die Pilotenkommandos werden den jeweiligen Flugphasen intuitiv angepasst [4].

Die Vorgaben sind unter anderem die Geschwindigkeitsvorgaben im Control-System (C -System), einem gegenüber dem North-East-Down-System (O -System) um den Gierwinkel Ψ gedrehtem Koordinatensystem. Für das Pilotenkommando $y_{p,cmd}$ gilt

$$(13) \quad y_{p,cmd} = \begin{bmatrix} |V|_K \\ 0 \\ (w_K^G)^E_C \\ \dot{\chi}_K \end{bmatrix}_{cmd}$$

im Wingborne-Flug, mit der absoluten kinematischen Geschwindigkeit $|V|_K$ und der Geschwindigkeit $(w_K^G)^E_C$ in Richtung der z_C -Achse. Die Richtungsänderung wird hier über die Kursänderung $\dot{\chi}_K$ realisiert. Im Hover-Modus hingegen sind die Pilotenvorgaben durch

$$(14) \quad y_{p,cmd} = \begin{bmatrix} (u_K^G)^E_C \\ (v_K^G)^E_C \\ (w_K^G)^E_C \\ \dot{\Psi} \end{bmatrix}_{cmd}$$

mit den Geschwindigkeiten $(u_K^G)^E_C, (v_K^G)^E_C, (w_K^G)^E_C$ im C -System, sowie der Änderung des Gierwinkels $\dot{\Psi}$ repräsentiert. Diese Steuerung nach [5] stellt die intuitive manuelle Übernahme und Steuerung des Operators sicher. Im CM werden diese Geschwindigkeitsvorgaben dann für das RM übersetzt:

$$(15) \quad y_{cmd} = \begin{bmatrix} (u_K^G)^E_C \\ (v_K^G)^E_C \\ (w_K^G)^E_C \\ \dot{\Psi} \end{bmatrix}_{cmd}$$

Im Folgenden sollen nun die einzelnen Elemente des PECs erläutert werden.

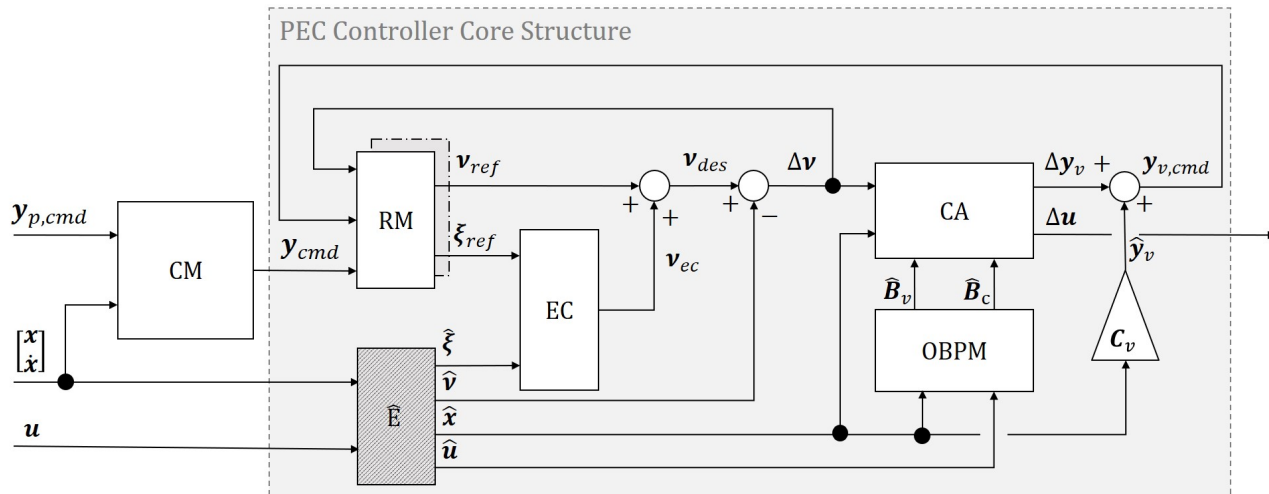


BILD 4. PEC-Regler-Struktur mit Command Mapping

3.2.1. Reference Model

Hauptaufgabe des Reference Models (RMs) besteht in der Erzeugung der Solltrajektorien der Kommandogrößen und deren Ableitungen bis hin zum geforderten relativen Grad (RD) unter Berücksichtigung der Systemdynamik. Der Aufbau besteht dabei aus zwei entkoppelten Referenzmodellen, einer äußeren und inneren Schleife, das dem Prinzip einer klassischen Kaskade entspricht. Das RM berechnet die Pseudo-Steuergrößen ν_{ref} und Referenzgrößen entsprechend der gewünschten Solldynamik, welche durch Zeitkonstanten (RD1) oder eine Kombination von Eckfrequenz und relative Dämpfung (RD2) festgelegt wird.

Die aus dem CM abgeleiteten Geschwindigkeits- und Kursänderungsangaben über $y_{p,cmd}$ führen im RM zum Ausgang

$$(16) \quad \nu_{ref} = \begin{bmatrix} n_C \\ \dot{\omega} \end{bmatrix}_{ref},$$

mit den Lastfaktoren n_C und den körperfesten Drehratenbeschleunigung $\dot{\omega}$. Nach Gl. 16 wird in der äußeren Schleife die Geschwindigkeitsvorgabe nach Gl. 14 und 15 in Lastfaktoren umgesetzt. Die Geschwindigkeitskommandos in y_{cmd} werden durch eine Übertragungsfunktion 1. Ordnung nachgestellt, was wie bereits erwähnt einem RD1 entspricht. Ein interner Error Controller in der äußeren Schleife ermittelt

$$(17) \quad \dot{y}_{cmd} = \begin{bmatrix} k_{e,ref} \left((V_K^G)^E_{C,cmd} - V_K^G)^E_{C,ref} \right) \\ \dot{\Psi} \end{bmatrix}_{ref},$$

mit einer Gewichtungsmatrix $k_{e,ref}$ und der kommandierten Geschwindigkeit $(V_K^G)^E_{C,cmd}$. Wie anhand Gl. 17 festzustellen ist, wird $\dot{\Psi}$ durchgeschleust. Die Referenzlastfaktoren $n_{C,ref}$ ergeben sich aus

$$(18) \quad n_{C,ref} = \frac{1}{g} \left[(\dot{V}_K^G)^{EC}_{C,cmd} - M_{CO} \cdot g_O + (\omega_K^{OC})_C \times (V_K^G)^E_{C,ref} \right]$$

mit der Gravitationsbeschleunigung g_O im O -System und der kinematischen Winkelgeschwindigkeit $(\omega_K^{OC})_C$ zwischen O - und C -System, notiert im C -System [6].

Diese Rotation kann simpel mit

$$(19) \quad (\omega_K^{OC})_C = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\Psi} \end{bmatrix}$$

beschrieben werden. Das bedeutet, dass die kommandierte Änderung des Gierwinkels $\dot{\Psi}_{cmd}$ eine Änderung des Lastfaktors $(n_y)_C$ entlang der y_C -Achse bedeutet. Es folgt daher aus den Gl. 18 und 19 der Zusammenhang:

$$(20) \quad (n_y)_C = \frac{1}{g} \left[(\dot{v}_K^G)^{EC}_{C,cmd} + \dot{\Psi}_{cmd} \cdot u_K^G)^E_{C,ref} \right].$$

Damit wird mit Gl. 20 der Kurvenflug im Wingborne-Flug eingeleitet, sodass in einem Bank-to-Turn Manöver ein Rollen eingeleitet wird und das eVTOL seinen Kurs ändert.

Die innere Schleife des RMs bildet die Winkelbeschleunigungen um die körperfesten Flugzeugachsen als Referenzgröße ab. Dazu werden Virtual Control Inputs (VCIs) definiert, die aus der Allokation der Steuerinkremente der CA resultieren [5]:

$$(21) \quad y_{\nu,cmd} = \begin{bmatrix} \Phi \\ \Theta \end{bmatrix}_{\nu,cmd}.$$

Diese spiegeln mit den Kommandos des Rollwinkels Φ und des Nickwinkels Θ die innerste Kontrollgröße wieder, die sowohl im Hover, als auch im Wingborne-Flug plausible Führungsgrößen darstellen.

Während beispielsweise der Nickwinkel im Hover die Geschwindigkeiten beeinflusst, kann dieser im Wingborne das Steigen des eVTOLs steuern. Durch Gl. 20 wird somit ein direkter Feed Forward für die Kursänderung realisiert, sodass das Vehikel einen effizienten Kurvenflug ausführen kann.

In der inneren Schleife, wie in Abb. 5, werden die kommandierten Eulerwinkel nach Gl. 21 durch ein System 2. Ordnung mit den Referenzgrößen für die Bil-

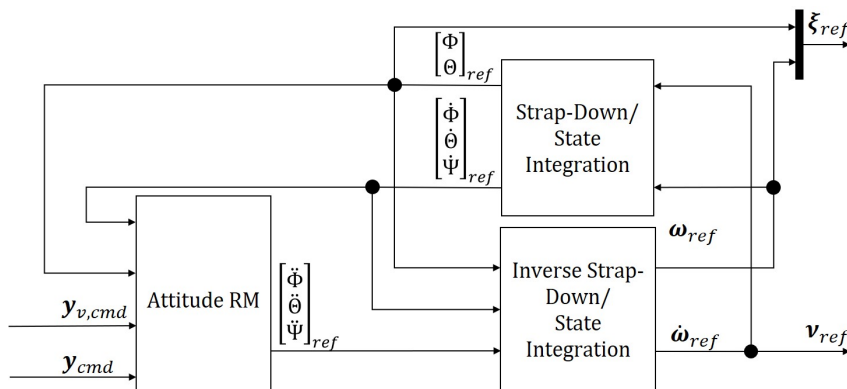


BILD 5. Kernstruktur des inneren RMs zur Lageregelung

dung von $\ddot{\Phi}$ und $\ddot{\Theta}$ genutzt. Das nach Gl. 15 erzeugte $\ddot{\Psi}$ kann durch ein System 1. Ordnung nach $\dot{\Psi}$ abgeleitet werden.

Mithilfe der inversen Strap-Down-Gleichung werden die Winkelbeschleunigungen der körperfesten Achsen als innerste Kontrollgröße $(\dot{\omega}_K^{OB})_B^B$ errechnet. Durch Integration ergeben sich daraus die körperfesten Drehraten $(\omega_K^{OB})_B$ mit den Elementen der Rollrate p , der Nickrate q und der Gierrate r .

Durch das Anwenden der Strap-Down-Gleichung können die Referenzgrößen aus Eulerwinkelableitungen und mit der Integration die Eulerwinkel selbst ermittelt werden und den kommandierten Eulerwinkeln zugeführt werden.

Die innere Schleife besitzt somit den RD2 mit der die Momentendynamik und den daraus resultierenden Lagewinkeln.

3.2.2. Error Controller

Die Regelabweichungen zwischen Referenztrajektorie aus dem RM und der Zustandsabschätzung aus dem Estimator resultiert im EC zu

$$(22) \quad \nu_{ec} = \mathbf{K}_P \cdot (\xi_{ref} - \hat{\xi}),$$

mit der Pseudo-Steuergröße ν_{ec} aus dem EC, dem proportionalen Reglerfaktoren \mathbf{K}_P und den externen Zuständen ξ_{ref} aus dem RM, sowie $\hat{\xi}$ aus der Zustandsschätzung. Die externen Zustände bestehen aus den Eulerwinkeln, den körperfesten Drehraten und den kinematischen Geschwindigkeiten im C -System:

$$(23) \quad \xi_{ref} = \begin{bmatrix} (u_K^G)_C^E \\ (v_K^G)_C^E \\ (w_K^G)_C^E \\ (\omega_{x,K}^{OB})_B \\ \Phi \\ (\omega_{y,K}^{OB})_B \\ \Theta \\ (\omega_{z,K}^{OB})_B \end{bmatrix}_{ref}.$$

Die Pseudo-Steuergrößen aus dem RM und dem EC aus Gl. 16 und 22 bilden die gewünschte Pseudo-Steuergröße ν_{des} :

$$(24) \quad \nu_{des} = \nu_{ec} + \nu_{ref}.$$

3.2.3. On-Board Plant Model

Die Flugzeugdynamik wird im OPBM des Reglers abgebildet um die \mathbf{B} -Matrizen, also den Einfluss der einzelnen Effektoren auf die Pseudo-Steuergrößen wie in Gl. 12 aufgeführt, zu ermitteln. Unter Verwendung der geschätzten Zustände \hat{x} und der geschätzten Eingangsgrößen \hat{u} werden die \mathbf{B} -Matrizen nach

$$(25) \quad \mathbf{B}_\nu = \frac{\delta \dot{\nu}}{\delta \hat{u}}, \quad \mathbf{B}_c = \frac{\delta \hat{c}}{\delta \hat{u}},$$

gebildet [7]. Die Indizes stehen für die Pseudo-Steuergrößen ν und die Constraints c . Die Linearisierung erfolgt nach Gl. 25 mittels Perturbation der Eingangsgrößen um Δu . Die Eingangsgrößen sind die Steuerflächen, die Impeller, die Schubvektoren des Vehikels und die VCIs.

3.2.4. Control Allocation

Die Control Allocation (CA) allokiert die Steuerinkremente Δu_{cmd} nach Gl. 12 für die Aktuatoren und die VCIs in der inneren Schleife des PECs. Die in diesem Paper untersuchte Konfiguration besitzt zwölf Effektoren inklusive der VCIs, mit welchen sechs Pseudo-Steuergrößen entsprechend Gl. 16 beeinflusst werden sollen. Dementsprechend handelt es sich um ein überaktuiertes System, welches neben der reinen Control-Allocation über die Inversion der \mathbf{B}_ν -Matrix auch die Verwendung von Constraints erforderlich macht.

Die Lösung der Gleichung 12 wird immer ein normminimaler Ansatz sein, der dazu führen kann, dass Effektoren in die Saturierung fahren und die Pseudo-Steuerkommandos nicht erreicht werden. Eine Abhilfe kann mit einer Redistributive Scaled Pseudo Inverse (RSPI) nach [8] geleistet werden. Aufgrund der Saturierungsgrenzen des Aktuators oder des maximal zulässigen Inkrements pro Zeitschritt, können die erreichten Pseudo-Steuerinkremente $\Delta \nu_{des}$ unter Umständen nicht erreicht werden.

Im Falle der RSPI werden die entsprechenden Spalten der \mathbf{B} -Matrix eliminiert und es wird versucht, die Differenz von $\Delta \nu$ und $\Delta \nu_{des}$ mit Hilfe der verbliebenen Aktuatoren zu erreichen. Dies geschieht iterativ, bis entweder alle Inkremente saturiert sind oder aber das $\Delta \nu_{des}$ erreicht wurde.

3.2.5. Constraints

Aufgrund der Tatsache, dass das betrachtete Fluggerät überaktuiert ist, d.h. mehrere Effektoren beeinflussen die gleichen Pseudo-Steuergrößen, können und müssen zusätzliche Randbedingungen (Constraints) definiert werden, die eine sinnvolle Kombination von Effektoren zum Erreichen der gewünschten Flugzustände gewährleisten. Die Berücksichtigung der Constraints verändert dabei die durch die RSPI erreichten Pseudo-Steuergrößen nicht, da diese im Nullraum von \mathbf{B}_ν erfolgt. [9]

Für das eVTOL kommen folgende Constraints zum Einsatz:

- 1) In der Transitionsphase soll der Nickwinkel Θ annähernd 0° aber grundsätzlich positiv sein. Somit wird eine mögliche Lösung der CA verhindert, dass eine Abwärtsbewegung der Nase die benötigte Beschleunigung im Hover bedeutet und in Folge dessen ein negativer Anstellwinkel α entsteht. Gleichzeitig soll der Front-Impeller weitestgehend minimal genutzt werden. (Gl. 26)
- 2) Im Transitionsbereich und höheren Geschwindigkeiten soll der Front-Impeller sukzessiv heruntergefahren werden. Die Nickbewegung wird bei hö-

heren Geschwindigkeitsbereichen effektiver durch das Höhenruder kontrolliert. (Gl. 27)

- 3) Je höher die Geschwindigkeit des eVTOLs ist, desto höher ist die Krafterzeugung der Steuerflächen. Im niedrigen Geschwindigkeitsbereich sollen die Steuerflächen daher nicht genutzt werden. (Gl. 28)
- 4) In der Hover-Phase soll die Schubvektorsteuerung des Haupt-Impellers maximal ausgeschlagen bleiben. (Gl. 29)
- 5) Gleichzeitig soll die Schubvektorsteuerung des Hauptantriebes im Wingborne-Flug konstant bei 0° gehalten werden und die Geschwindigkeit maßgeblich durch die Motordrehzahl ω_1 reguliert werden. (Gl. 30)

Diese fünf Constraints werden durch die folgenden Gleichungen beschrieben:

$$(26) \quad \hat{c}_1 = (1 - \lambda) \left(\frac{\hat{\theta}}{\Theta_{ref,max}} \right)^2,$$

$$(27) \quad \hat{c}_2 = \lambda \left(\frac{\hat{\omega}_2}{\omega_{2,max}} \right),$$

$$(28) \quad \hat{c}_3 = (1 - \lambda) \left[\left(\frac{\hat{\eta}}{\eta_{max}} \right)^2 + \left(\frac{\hat{\zeta}}{\zeta_{max}} \right)^2 + \left(\frac{\hat{\xi}}{\xi_{max}} \right)^2 \right],$$

$$(29) \quad \hat{c}_4 = (1 - \lambda) \left(\frac{\hat{\delta}_1 - \frac{\pi}{2}}{\delta_{1,max}} \right),$$

$$(30) \quad \hat{c}_5 = \lambda \left(\frac{\hat{\delta}_1}{\delta_{1,max}} \right).$$

Der Blending-Faktor λ wird in Abhängigkeit der Fluggeschwindigkeit mit einer Sigmoid-Funktion ermittelt ($\lambda = 0$: Hover; $\lambda = 1$: Wingborne).

4. SIMULATIONSERGEBNISSE

Anhand einer typischen Mission, wie in Abb. 6 dargestellt, soll in diesem Kapitel die Performance des PECs und die daraus abgeleiteten Flugleistungen bewertet werden.

Zu Beginn der Mission startet das eVTOL am Startpunkt, wie in Abb. 7 in einem lokalen Koordinatensystem dargestellt wird, aus einer Höhe von 0 m . Im Hover-Modus steigt das Vehikel auf eine sichere Abflughöhe von 5 m , ehe die Beschleunigung in Flugrichtung erfolgt. In der Transitionsphase erfolgt eine Beschleunigung auf eine Geschwindigkeit oberhalb der Strömungsabrissgeschwindigkeit, um so einen nahtlosen Übergang in den Wingborne-Flug vorzunehmen. In der Transitionsphase nimmt die Flughöhe leicht zu, was mit einem positiven Nickwinkel durch Gl. 26 zusammenhängt, sodass ein effektiver ae-

rodynamischer Vorwärtsflug frühestmöglich erreicht wird.

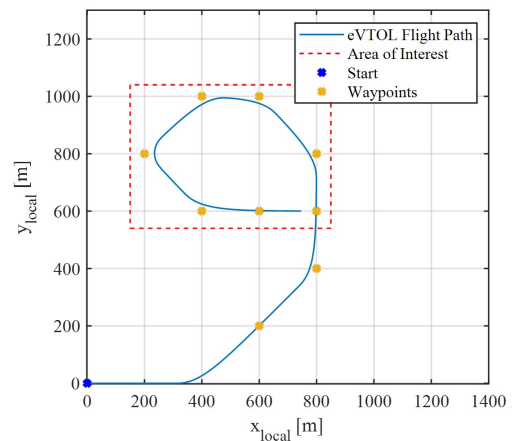


BILD 6. Flugfad zu der Area of Interest

Zum Beginn der Wingborne-Phase findet der Flug mit einer Geschwindigkeit von 20 m/s statt. Es folgt ein Steigflug auf eine Höhe von 30 m , um über die Wegpunktnavigation in Richtung der Area of Interest zu fliegen. Im Zielgebiet angelangt führt das Vehikel seine Observation durch, in dem es die Area of Interest über verschiedenen Wegpunkte umkreist. Beim Erreichen von Wegpunkten wird eine Kursänderung zum nächsten Wegpunkt durch einen Kurvenflug durchgeführt. Dies führt zu einer geringen Abnahme der Flughöhe, welches nach dem Ausleiten der Kurve wieder ausgeglichen wird (Abb. 7). Das Flugverhalten soll in den folgenden Abschnitten genauer durchleuchtet werden.

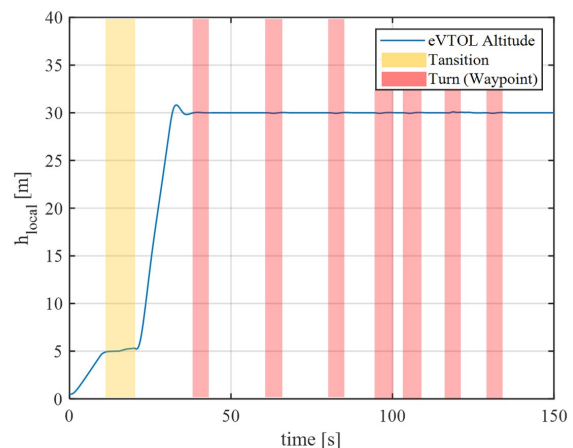


BILD 7. Flughöhe des eVTOLs über die Flugzeit

4.1. Geschwindigkeitsanalyse

Die Geschwindigkeitsvorgaben und die tatsächlichen Geschwindigkeiten des eVTOLs während der Mission sind in Abb. 9 abgebildet. Während der Hover-Phase im Zeitraum von 0 bis 16 s befindet sich das Fluggerät in einem Steigflug, bei dem es die Höhe von 5 m erreicht. Das Kommando wird durch eine Geschwindigkeitsvorgabe von -0.5 m/s in $(w_K^R)_C^E$ umgesetzt.

Im Anschluss daran beginnt die Beschleunigungsphase und das Vehikel befindet sich in der Transitionsphase. Die Geschwindigkeitsumsetzung von $(u_K^R)_C^E$ erfolgt nahtlos und die Geschwindigkeit von 20 m/s wird nach 22 s der Mission erreicht. In der vertikalen Geschwindigkeitskomponente $(w_K^R)_C^E$ weicht das eVTOL vom Kommando ab und führt einen leichten Steigflug durch. Die Zunahme der Höhe resultiert aus dem positiven Nickwinkel, welcher unter Verwendung des Constraint in Gl. 26 erzielt wird.

Im Anschluss an die Transitionsphase befindet sich das eVTOL im aerodynamischen Flug. Der Front-Impeller und die Schubvektorsteuerung an den Flügelspitzen werden ab diesem Zeitpunkt nicht mehr genutzt. Außerdem beträgt der Ausschlag der Schubvektorsteuerung, wie Abb. 12 darstellt, $\delta_1 = 0^\circ$. Es folgt der Steigflug auf die 30 m avisierte Flughöhe. Die anschließenden Kursänderungen durch das Ein- und Ausleiten eines Kurvenfluges erfolgt unter geringer Abweichung der kommandierten Höhe, welches konfigurationsbedingt nicht durch das Vehikel kompensiert werden kann. Diese Abweichungen bleiben über die gesamte Mission geringfügig.

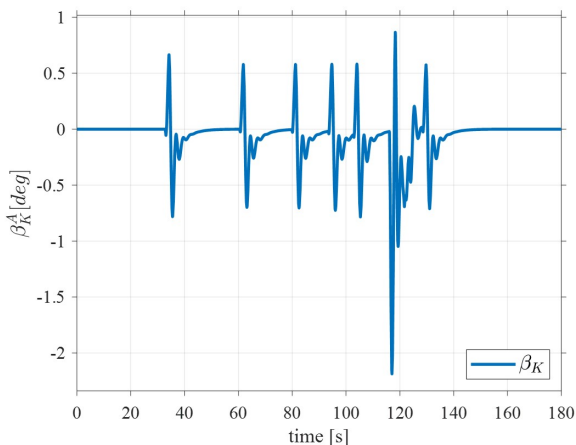


BILD 8. Kinematischer Schiebewinkel β_K über die Flugzeit

Die Geschwindigkeit $(v_K^R)_C^E$ weicht mitunter um -0.9 m/s ab. Diese Geschwindigkeitskomponente, in dem sich mit der Flugzeugnase mit rotierenden C -System, entsteht durch das Aufbauen eines Schiebewinkel β . Wie in Abb. 8 abgebildet, liegt der maximale Schiebewinkel β bei maximal -2.2° , sodass der ausgelegte PEC eine aktive Kompensation des Schiebewinkels bezweckt.

4.2. Fluglage- und Momentenanalyse

Im Folgenden sollen nun die Lagewinkel um Rollwinkel Φ , Nickwinkel Θ und Gierwinkel Ψ in Abb. 10 genauer betrachtet werden. Außerdem werden in Abb. 11 die Drehbeschleunigungen, also die erbrachte Momentendynamik genauer beurteilt.

Das eVTOL hält im Hover-Modus und insbesondere während des Steigens eine konstante Lage. Durch das Initialisieren der Simulation ereignet sich ein ge-

ringfügige Änderung des Nickmoments, welche direkt kompensiert wird.

In der sich anschließenden Transitionsphase wird, wie bereits in Gl. 26 erwähnt, ein positiver Nickwinkel von ca. 1° eingenommen. Daraus resultieren kleine Nickmomente, welche auch durch die Änderung der Schubvektorsteuerung δ_1 hervorgerufen werden. Abb. 12 zeigt am Ende der Transition bis etwa 19 s , dass der Front-Impeller heruntergefahren wird und die Schubvektorsteuerung auf $\delta_1 = 0^\circ$ fährt. Die daraus resultierende Momentenänderungen führen zu kleineren Abweichungen in der Nickachse, die nun vollends durch die Steuerflächen kompensiert werden müssen.

Das eVTOL befindet sich nun im Wingborne-Flug mit dem primären Ziel eine sicherer Flughöhe von 30 m aufzubauen. Dazu erfolgt der Steigflug mit der Zunahme des Nickwinkels auf bis zu 9° . In der Nickachse wird dafür eine Winkelbeschleunigung von $75^\circ/\text{s}^2$ kommandiert.

Beim Durchlaufen der Wegpunkte werden für die Kursänderungen zu den nachfolgenden Wegpunkten Kurvenflüge eingeleitet. Das Maximum des daraus resultierenden Rollwinkels wird bei 30° erreicht. Das Einleiten der Rollbewegungen wird um die Rollachse mit bis zu $130^\circ/\text{s}^2$ initiiert, wobei das eVTOL dem Kommando der inneren Schleife des RM nach Gl. 16 stets folgen kann.

Wie bereits im vorherigen festgestellt, resultieren geringe Abnahmen der Flughöhe durch den Kurvenflug, sowie das Aufbauen eines Schiebewinkels, da das Fluggerät diese Manöver nicht vollends kompensieren kann. Dieses Verhalten kann auch in der Momentendynamik um die Gierachse beobachtet werden. Die Betrachtung der Winkelbeschleunigung in Abb. 11 stellt unter Beweis, dass die Umsetzung der Manöver vor allem um die Nick- und Rollachse präzise umgesetzt werden. Um die Gierachse sind kleinere Abweichungen während des Kurvenfluges beobachtbar. Das Giermoment wird hauptsächlich durch das Seitenruder gesteuert, welches die Seitenbewegung nicht vollständig umsetzen kann.

5. ZUSAMMENFASSUNG

In diesem Paper wurde das Konzept eines eVTOLs mit einer Schubvektorsteuerung vorgestellt, das mithilfe einer INDI-basierten Regelung gesteuert wird. Das Konzept bietet durch sein Antriebskonzept eine Vielzahl von Effektoren im Hover- und Transitions-Modus.

In dem PEC sind die Pseudo-Steuergrößen durch die Lastfaktoren in der äußeren und der Lageregelung in der inneren Schleife eingesetzt worden. Dadurch konnte gezeigt werden, dass die Auslegung des PECs ohne diskretes Umschalten zwischen den verschiedenen Flugphasen Hover, Transition und Wingborne möglich ist.

Mithilfe einer beispielhaften Missionen wurde die Umsetzung der internen Steuergrößen über das gesamte Spektrum dargestellt. Der PEC ist in der Lage die

Geschwindigkeits- und Lagevorgaben in der Mission adäquat umzusetzen. Vor allem in der Transition, also der Wechselwirkung von Hover und dem aerodynamischen Wingborne-Flug, konnten sichere Flugsituationen gewährleistet werden. Unter anderem wurden dazu aufschlussreiche Constraints präsentiert.

Im Wingborne-Flug wurde zudem der Schiebewinkel beobachtet, welcher einer wichtiger Indikator für einen effizienten Flug darstellt. Es konnte dahingehend gezeigt werden, dass selbst bei hohen Rollwinkeln eine aktive Kompensation des Schiebewinkels gewährleistet wird. Die derzeitige Flugzeugkonfiguration und die Regelstrategie zeigten eine geringe Abweichung für das Giermoment. Dies führte jedoch zu geringen Auswirkungen auf die anderen kommandierten Flugzustände, sodass ein sicherer Flug stets gewährleistet ist.

Durch die gewonnenen Erkenntnisse konnte gezeigt werden, dass das eVTOL-Konzept für das Missionsprofil eingesetzt werden kann. Auf dieser Grundlage können nun weiterführende Systeme in der Simulation, wie etwa das Batteriemangement oder das Kamerasystem, sukzessive integriert werden. Da das erprobte eVTOL-Konzept auch gebaut und in der Realität erprobt werden soll, müssen weitere Regleruntersuchungen hinsichtlich Störeinflüssen, wie etwa Windfelder und realistische Sensordaten, realisiert werden.

Literatur

- [1] Drone Industry Insights. Analyse des deutschen Drohnenmarktes. Marktstudie, Verband Unbemannte Luftfahrt, März 2021.
- [2] S. Sieberling, Q. P. Chu, and J. A. Mulder. Robust flight control using incremental nonlinear dynamic inversion and angular acceleration prediction. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 33(6), November 2010.
- [3] Pranav Bhardwaj, Venkata Sravan Akkinapalli, Jiannan Zhang, Saurabh Saboo, and Florian Holzapfel. Adaptive augmentation of incremental nonlinear dynamic inversion controller for an extended f-16 model. In *AIAA Scitech 2019 Forum*, San Diego, California, Januar 2019.
- [4] Daniel Dollinger, Tim Fricke, and Florian Holzapfel. Control inceptor design for remote control of a transition uav. In *AIAA Aviation 2019 Forum*, Dallas, Texas, Juni 2019.
- [5] Pranav Bhardwaj, Stefan Raab, Jiannan Zhang, and Florian Holzapfel. Integrated reference model for a tilt-rotor vertical take-off and landing transition uav. In *2018 Applied Aerodynamics Conference*, Atlanta, Gerogia, Juni 2018.
- [6] Pranav Bhardwaj, Stefan Raab, Jiannan Zhang, and Florian Holzapfel. Thrust command based integrated reference model with envelope protections for tilt-rotor vtol transition uav. In *AIAA Aviation 2019 Forum*, Dallas, Texas, Juni 2019.
- [7] Stefan Raab, Jiannan Zhang, Pranav Bhardwaj, and Florian Holzapfel. Proposal of a unified control strategy for vertical take-off and landing transition aircraft configurations. In *2018 Applied Aerodynamics Conference*, Atlanta, Gerogia, Juni 2018.
- [8] Jiannan Zhang, Jian Wang, Fubiao Zhang, and Florian Holzapfel. Modeling and incremental nonlinear dynamic inversion control for a highly redundant flight system. In *AIAA Scitech 2019 Forum*, San Diego, California, Januar 2019.
- [9] Jiannan Zhang, Pranav Bhardwaj, Stefan Raab, Saurabh Saboo, and Florian Holzapfel. Control allocation framework for a tilt-rotor vertical take-off and landing transition aircraft configuration. In *2018 Applied Aerodynamics Conference*, Atlanta, Gerogia, Juni 2018.

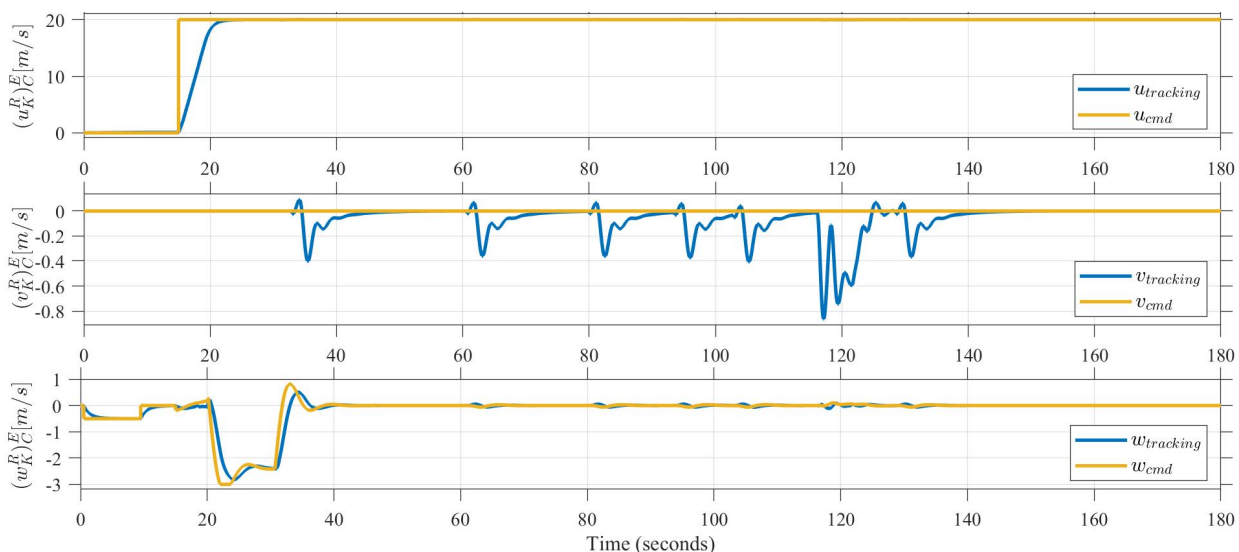


BILD 9. Fluggeschwindigkeiten des eVTOLs im C-System über die Flugzeit

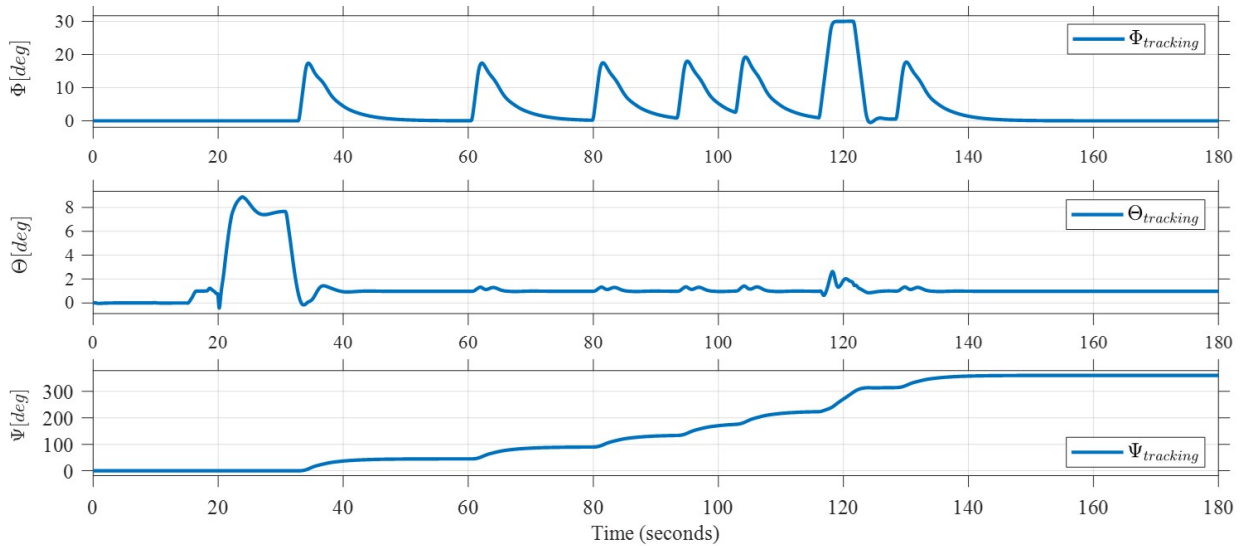


BILD 10. Lagewinkel des eVTOLs über die Flugzeit

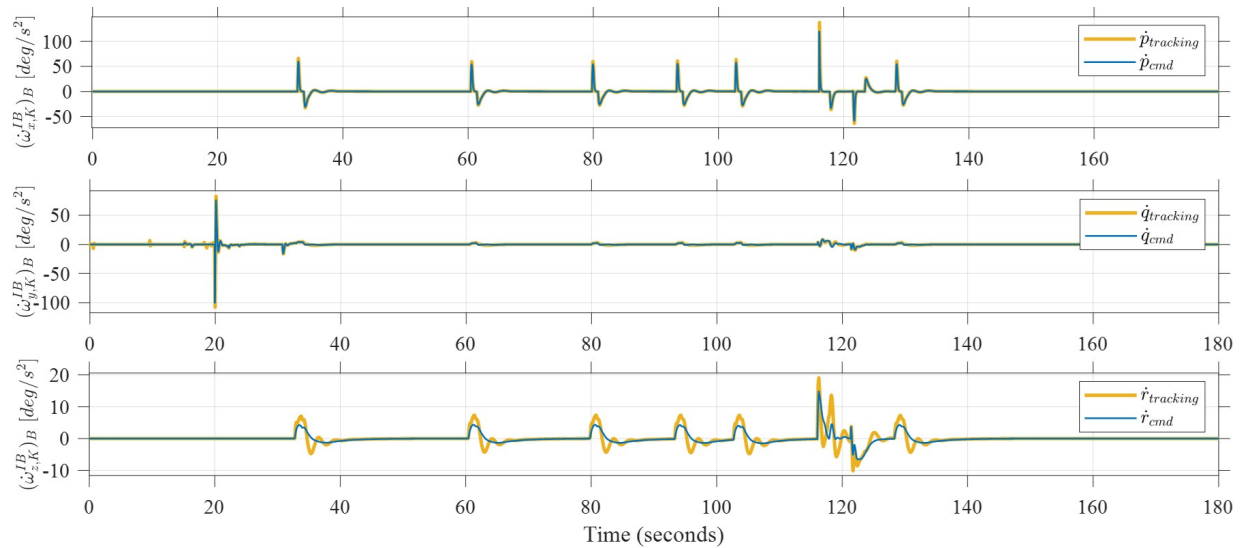


BILD 11. Körperfeste Drehratenbeschleunigung des eVTOLs als Kommando der inneren Schleife über die Flugzeit

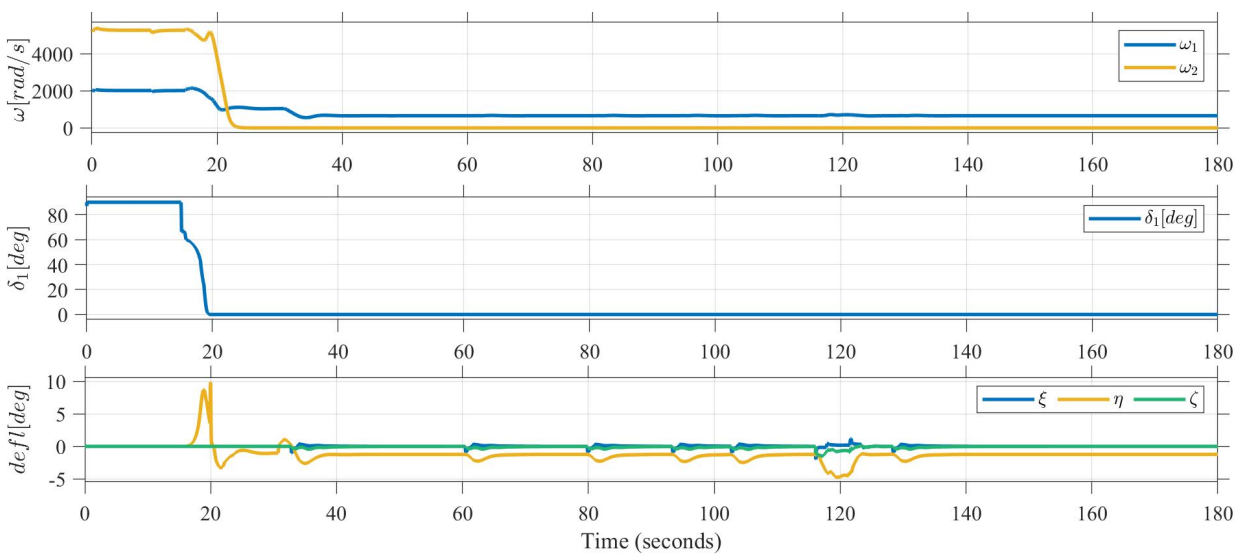


BILD 12. Impeller-Drehzahlen ω , Schubdüsenstellung δ_1 und Steuerflächenausschläge über die Flugzeit