

Interner Bericht

DLR-IB-FT-BS-2025-48

Gegenüberstellung von derivativbasierten und tabellenbasierten Modellierungsansätzen in der Flugsimulation

Hochschulschrift

Viktor Lang

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt

Institut für Flugsystemtechnik
Braunschweig



DLR

**Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt**

Institutsbericht
DLR-IB-FT-BS-2025-48

**Gegenüberstellung von derivativbasierten
und tabellenbasierten Modellierungsansätzen
in der Flugsimulation**

Viktor Lang

Institut für Flugsystemtechnik
Braunschweig

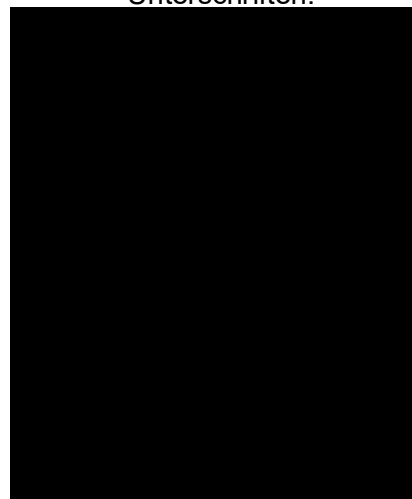
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
Institut für Flugsystemtechnik
Abteilung Flugdynamik und Simulation

Stufe der Zugänglichkeit: I, Allgemein zugänglich: Der Interne Bericht wird elektronisch ohne Einschränkungen in ELIB abgelegt.

Braunschweig, den 06.05.2025

Unterschriften:

Institutsleitung: Prof. Dr.-Ing. S. Levedag
Abteilungsleitung: Dipl.-Ing. Per Ohme
Betreuer: Dipl.-Ing. Carsten Christmann
Dipl.-Ing. Carsten Schwarz
Verfasser: Viktor Lang



Projektarbeit 2

Gegenüberstellung von derivativbasierten und tabellenbasierten Modellierungsansätzen in der Flugsimulation

HTWG-Konstanz

Hochschule für Technik, Wirtschaft und Gestaltung

Fakultät Maschinenbau

Erstellt von:

Viktor Lang

Betreut durch:

Prof. Dr. Andreas Lohmberg (HTWG)

Dipl.-Ing. Carsten Christmann (DLR)

Dipl.-Ing. Carsten Schwarz (DLR)

21.05.2025

Inhalt

1	Einleitung.....	1
2	Grundlagen.....	3
2.1	Flugmechanische Definitionen	3
2.2	Bewegungsgleichung eines Flugzeuges	6
3	Modellierung der Aerodynamik.....	9
4	Derivativbasierte Modellierung	12
5	Tabellenbasierte Modellierung	17
6	Unterschiede und Diskussion.....	21
7	Zusammenfassung	24
8	Abbildungsverzeichnis.....	I
9	Literaturverzeichnis	II

Nomenklatur

A	Auftriebskraft
a	Beschleunigung
\bar{c}	mittlere aerodynamische Flügeltiefe
C_A, C_W	Auftriebs- und Widerstandsbeiwert
C_X, C_Y, C_Z	Beiwerte der Kräfte im körperfesten Koordinatensystem
C_l, C_m, C_n	Beiwerte der Momente um die x,y,z-Achsen
$\Delta C_{A,DLC}$	Auftriebsbeiwertanteil, aller <i>Direct Lift Control</i> - Klappen
$\Delta E, \Delta N$	Ost- und Nordkoordinate
e	Oswald-Faktor (ein Maß für den induzierten Widerstand)
F_N^*	normierter Nettoschub (beispielsweise als $F_N / (\bar{q} \cdot S_{ref})$)
FW	Fahrwerkstellung (0 - eingefahren, 1 - ausgefahren)
g	Erdbeschleunigung
H	Höhe
I_{XX}, I_{YY}, I_{ZZ}	Trägheitsmoment bezüglich der x,y,z-Achsen
I_{XY}, I_{YZ}, I_{XZ}	Kreuzprodukte der Trägheitsmomente
L_A, M_A, N_A	Aerodynamische Momente um die x,y,z-Achsen
L_F, M_F, N_F	Triebwerksmomente um die x,y,z-Achsen
l_μ	Mittlere aerodynamische Flügeltiefe
Ma	Machzahl
m	Masse
$PG_{C_{(.)}}$	Prandl-Gauert-Faktor für den aerodynamischen Beiwert (zur Berücksichtigung vom Machzahl Effekten)
p, q, r	Rotatorische körperfeste Geschwindigkeiten
\bar{q}	Dynamischer Druck ($= \rho/2 \cdot V^2$)
S_{HT}	Bezugsfläche Höhenleitwerk (<i>horizontal tail</i>)

S_{ref}	Bezugsfläche / Flügelfläche
s	Halbspannweite
t	Zeit
u, v, w	Translatorische körperfeste Geschwindigkeiten
V	Fluggeschwindigkeit
V_{∞}	Anströmungsgeschwindigkeit
W	Widerstandskraft
X	Strömungsseparationspunkt am Tragflügel ($\% l_{\mu}/100$)
x_A, y_A, z_A	Koordinatenachsen im aerodynamischen System
x_B, y_B, z_B	Koordinatenachsen im körperfesten System (<i>body</i>)
x_O, y_O, z_O	Koordinatenachsen im erdlotfesten System
X_A, Y_A, Z_A	Aerodynamische Kräfte in x,y,z-Richtung
X_F, Y_F, Z_F	Triebwerkskräfte in x,y,z-Richtung
α	Anstellwinkel
α_{dyn}	dynamischer Anstellwinkel
β	Schiebewinkel
δ_{AB}	Airbrakesstellung
δ_{sp}	Spoilerstellung
ϵ_{HT}	Abwindwinkel am Höhenleitwerk (<i>horizontal tail</i>)
ψ, θ, ϕ	Gierwinkel, Nickwinkel und Rollwinkel
η, ξ, ζ	Höhenruder-, Querruder-, Seitenruderausschlag
ρ	Dichte
Λ	Streckung (= Spannweite/Flügelfläche)
σ_1	Bodeneinflussfunktion
ω	Winkelgeschwindigkeit

1 Einleitung

Die Flugzeugsimulation ist ein essenzielles Werkzeug in der Luftfahrtindustrie und -forschung, das sowohl in der Pilotenausbildung als auch in der Entwicklung neuer Luftfahrzeuge eine zentrale Rolle spielt. Durch den Einsatz fortschrittlicher Simulationsmodelle können realitätsnahe Flugbedingungen nachgebildet werden, ohne dass ein tatsächliches Flugzeug eingesetzt werden muss. Dies ermöglicht nicht nur eine sichere und kosteneffiziente Ausbildung von Piloten, sondern auch die detaillierte Analyse aerodynamischer, mechanischer und steuerungstechnischer Eigenschaften eines Flugzeugs.

Auch in der frühen Phase der Flugzeugentwicklung kommt der Flugzeugsimulation eine große Bedeutung zu. Ingenieure nutzen Simulationswerkzeuge unter anderem zur Optimierung der Flugleistungen, zur Untersuchung aerodynamischer Effekte und zur Validierung von Steuerungssystemen. Zudem spielen Simulationsmodelle eine wesentliche Rolle in der Sicherheitsbewertung, da sie kritische Flugzustände unter kontrollierten Bedingungen testen können.

Die Simulation ist jedoch nur so gut wie die Modellierung dahinter. Aus diesem Grund ist die Entwicklung dahinter von umso größerer Bedeutung. Eine zentrale Aufgabe der Flugzeugsimulation ist die Nachbildung der Aerodynamik eines Flugzeugs, welches in diesem Bericht behandelt wird.

In diesem Bericht soll insbesondere die Struktur der Aerodynamik-Modellierung näher betrachtet werden und nicht die gesamte Simulationsstruktur, bei welcher neben der Aerodynamikmodellierung auch noch weitere Aspekte wie Triebwerks- und Massenmodellierung eine Rolle spielen. In diesem Zusammenhang finden sich in der Luftfahrt zwei gängige Modellierungsformen, die in diesem Bericht als "tabellenbasierte Modellierung" und "derivativbasierte Modellierung" bezeichnet werden und auf die näher eingegangen werden soll. Der Begriff tabellenbasierte Modellierung wird hier verwendet, um alle Modellierungen zu umfassen, die primär Tabellen zur Beschreibung der Aerodynamik verwenden, und derivativbasierte Modellierung umfasst primär alle analytischen oder gleichungsbasierten Modellierungen, die aus mehreren Derivaten (siehe Kapitel 4) bestehen.

Hierzu wird in Kapitel 2 zunächst auf einige Grundlagen eingegangen und die für die Modellierung notwendigen flugmechanischen Definitionen erläutert.

In Kapitel 3 wird der grundlegende Ansatz für die Modellierung der Aerodynamik dargestellt und erläutert.

Im vierten Kapitel wird dann näher auf die derivativbasierte Modellierung eingegangen und deren Aufbau erläutert. Dazu werden zwei Modellierungsbeispiele des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt (DLR) näher betrachtet, die auf der Basis von selbst erflungenen Flugversuchsdaten am DLR-Institut für Flugsystemtechnik erstellt wurden.

Im fünften Kapitel wird der Aufbau der tabellenbasierten Modellierung erläutert. Hierzu werden drei Modellierungsbeispiele betrachtet. Darunter wird die vom DLR entwickelte Datendefinition *Common Parametric Aircraft Configuration Schema*, kurz CPACS und die dazu entwickelte Simulationsumgebung COAST (*CPACS - Oriented Aircraft Simulation Tool*) näher untersucht.

In Kapitel 6 werden die Unterschiede der beiden Modellierungsarten näher betrachtet und die Ansätze diskutiert.

Abschließend wird in Kapitel 7 eine kurze Zusammenfassung über den Inhalt des Berichts gegeben.

2 Grundlagen

In diesem Kapitel werden einige flugmechanische Definitionen behandelt, die für das Verständnis der aerodynamischen Modellierung wichtig sind. In Kapitel 2.2 wird dann auf die Bewegungsgleichung eines Flugzeugs eingegangen, die die Grundlage für die Flugsimulation darstellt. Ziel ist es einen Überblick zu verschaffen, um das nötige Wissen für die Flugsimulation bereitzustellen. Für genaueres Verständnis wird an diesem Punkt auf die Referenzen [1] und [2] verwiesen.

2.1 Flugmechanische Definitionen

Koordinatensysteme in der Flugmechanik und Winkeldefinitionen

Um die Flugbewegung eindeutig beschreiben zu können, müssen alle Kräfte und Momente am Flugzeug bestimmt werden. Hierzu wird in Kapitel 2.2 die Bewegungsgleichung für ein Flugzeug aufgestellt. Die Bewegungsgleichung eines Körpers wird üblicherweise in einem **körperfesten Koordinatensystem** definiert, das am Körper selbst verankert ist (Index B - *body*, Abb. 1) und dessen Ursprung im Schwerpunkt des Flugzeugs liegt. Dabei zeigt die x-Achse entlang der Flugzeuglängsachse (Rollachse), die y-Achse entlang der Flugzeugquerachse (Nickachse) und die z-Achse entlang der Flugzeughochachse (Gierachse). (vgl. Abb.1)

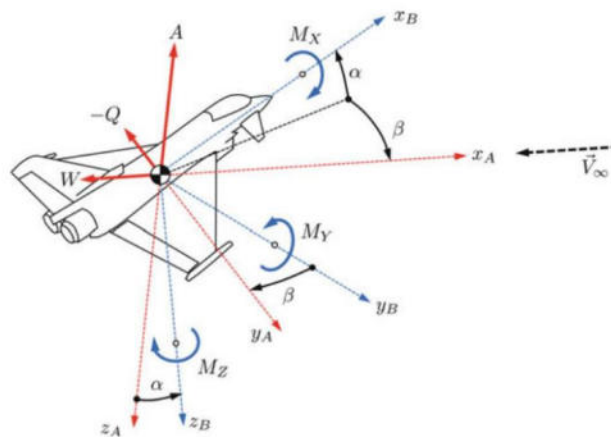


Abb. 1: Aerodynamisches (Index A) und körperfestes System (Index B) mit aerodynamischen Kräften und Momenten am Flugzeug [2]

Aus einer rein aerodynamischen Sicht ist ausschließlich die relative Bewegung des Flugzeugs zur umgebenden Luftmasse von Bedeutung. Aerodynamische Kräfte wie Auftrieb (A) und Widerstand (W) werden aus diesem Grund in einem anderen Koordinatensystem, dem **aerodynamischen Koordinatensystem** (Index A, Abb. 1) üblich definiert. Wird nämlich ein Körper

umströmt von einem Fluid, so erfährt der Körper abhängig von seiner Geometrie und der **Anströmung** aerodynamische Kräfte und Momente. Der Auftrieb A beispielsweise ist eine Kraft die der Körper, senkrecht zur Anströmrichtung V_∞ erfährt und mit dem dimensionslosen Auftriebsbeiwert C_A charakterisiert ist (vgl. Kapitel 3). Die Transformation zwischen dem aerodynamischen und dem körperfesten Koordinatensystem wird mit den zwei Winkeln α und β beschrieben. Die Orientierung des Flugzeuges bezüglich seiner Bewegungsrichtung zur umgebenden Luftmasse wird durch den **Schiebewinkel** β (engl. *sideslip angle*), eine Drehung um die z_A -Achse und durch den **Anstellwinkel** α (engl. *angle of attack*), eine Drehung, um die y_B -Achse, beschrieben. [2]

Um die Lage des Flugzeuges gegenüber der Erde zu beschreiben, wird noch ein weiteres Koordinatensystem benötigt, nämlich das **erdlotfeste Koordinatensystem** (Index O, Abb. 2). Auch den Wind definiert man üblich in einem erdlotfesten Koordinatensystem, welches hier jedoch in diesem Bericht nicht berücksichtigt werden soll. [2]

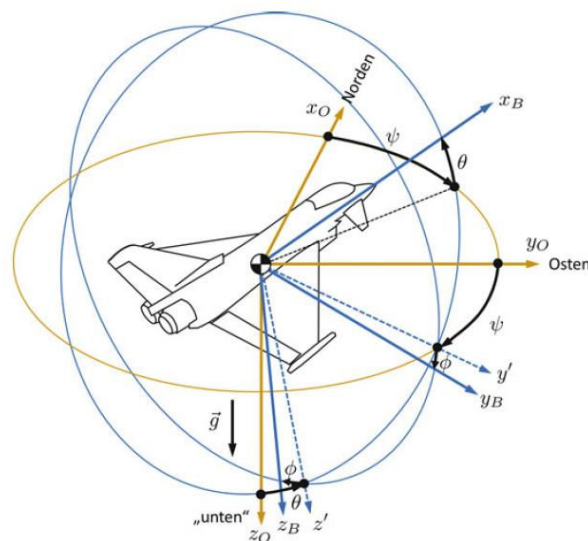


Abb. 2: Transformation vom erdlotfesten System (O) ins körperfeste System (B) [2]

Die Beschreibung der Lage des Flugzeuges gegenüber der Erde wird durch die drei **Lagewinkel** (auch Euler-Drehwinkel bezeichnet) Gierwinkel ψ , Nickwinkel θ und Rollwinkel ϕ beschrieben. [2]

Translatorische Geschwindigkeit und Winkelgeschwindigkeit

Die Winkelgeschwindigkeit des Flugzeugs werden in der Luftfahrt über dessen flugzeugfeste Drehraten: p (Rollrate), q (Nickrate) und r (Gierrate) beschrieben und als $\omega = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}$ dargestellt.

(vgl. Abb.3)

Die translatorischen Geschwindigkeitsvektoren des Flugzeuges werden üblicherweise als u (in x_B -Richtung), v (in y_B -Richtung) und w (in z_B -Richtung) bezeichnet. $\vec{V} = \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix}$

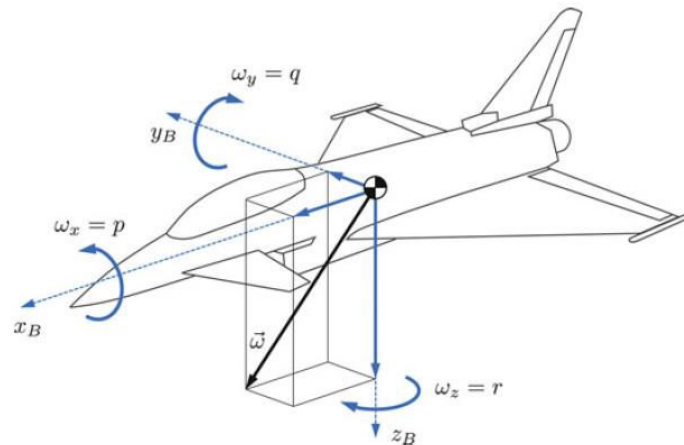


Abb. 3: Drehraten des Flugzeugs im körperfesten System [2]

Konventionelle Steuerflächen

Querruder, Höhenruder, Seitenruder sind die **primären Steuerflächen** eines Flugzeuges und dienen dazu die Flugbahn des Flugzeuges zu steuern. (vgl. Abb.4)

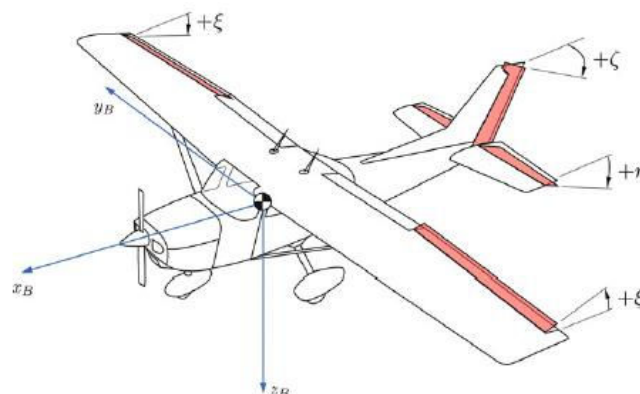


Abb. 4: Steuerflächen am Flugzeug [2]

- **Höhenruder:** Bei Flugzeugen konventioneller Bauart ist das Höhenruder an das Höhenleitwerk befestigt, das aus Flosse und Ruder besteht. In der Regel ist neben dem Ruder auch die Flosse verstellbar. Das Ruder wird für die Hauptsteuerung und die verstellbare Flosse für die Trimmung verwendet. Der Höhenruderausschlag wird mit η angegeben. Positiver Ausschlag des Höhenruders (nach unten) erzeugt ein negatives Nickmoment, d.h. ein Abnicken. [2]
- **Querruder:** Die Querruder befinden sich an den Tragflächen des Flugzeugs und dienen der Rollsteuerung. Jede Tragflächenhälfte ist mit (mindestens) einer Ruderfläche ausgestattet.

Bei Querruderkommando schlagen beide Ruderflächen in entgegengesetzter Richtung aus. Querruderausschläge werden mit ξ angegeben, positiver Ausschlag verursacht ein negatives Rollmoment (rechtes Ruder nach unten, linkes Ruder nach oben), d.h. der linke Flügel wird gesenkt. [2]

- **Seitenruder:** Das Seitenruder sitzt am Seitenleitwerk, das aus Flosse und Ruder besteht, und in erster Linie der Giersteuerung (Steuerung um Hochachse) dient. Der Seitenruderausschlag wird mit ζ angegeben, positiver Ausschlag (nach links) bewirkt ein negatives Giermoment, d.h. der Flugzeugbug bewegt sich Richtung Backbord. [2]

Neben den primären Steuerflächen gibt es auch sogenannte **sekundäre Steuerflächen**. Sekundäre Steuerflächen sind Steuerflächen, die nicht der Erzeugung von Steuermomenten dienen, sondern die **Auftriebs- und Widerstandshaushalt** des Flugzeugs beeinflussen. Hierzu zählen: Hochauftriebssysteme wie (Hinterkanten-)Klappen (*flaps*) und Vorflügel (*slats*) und Bremsklappen wie Luftbremsen (*air brakes*) und Störklappen (*spoiler*). [2]

2.2 Bewegungsgleichung eines Flugzeuges

Um die Bewegung des Flugzeuges komplett beschreiben zu können, müssen alle am Flugzeug wirkenden Kräfte und Momente bestimmt werden. Anzumerken ist auch an dieser Stelle, dass in dieser Arbeit Starrkörpermodelle mit 6 Freiheitsgraden und nicht Modelle mit Deformation betrachtet werden. Die Erde wird des Weiteren als ruhend und die Oberfläche als eben genommen, d.h. die erdfesten Koordinaten gelten als ¹inertiale Referenz.

Somit kann Newtons zweites Gesetz $\sum \vec{F} = \vec{m} \cdot \vec{a}$, für die Translation angewandt werden. Für die Rotation gilt nach dem Drehimpulssatzes $\sum \vec{M} = \vec{I} \cdot \vec{\dot{\omega}}$. Zu beachten ist, dass Newtons zweites Gesetz in der vorliegenden Form für ein ¹inertiales Koordinatensystem gilt. Das Trägheitsmoment I ist jedoch im körperfesten System fixiert. Wenn das körperfeste System mit dem Rotationsvektor ω rotiert, dann gilt für jeden Vektor \vec{a} im Inertialsystem [3]:

$$\left. \frac{d\vec{a}}{dt} \right|_I = \left. \frac{d\vec{a}}{dt} \right|_B + \vec{\omega} \times \vec{a}$$

¹ Ein Koordinatensystem ist inertial, wenn es weder beschleunigt noch rotiert

Speziell für Newtons zweitem Gesetz gilt dann:

$$\sum \vec{F} = \vec{m} \cdot \vec{a}_B + \vec{m} \cdot \vec{\omega} \times \vec{V}_B$$

$$\sum \vec{M} = \vec{I} \cdot \vec{\dot{\omega}} + \vec{\omega} \times (\vec{I} \cdot \vec{\omega})$$

Die Kräfte, die an einem Flugzeug wirken, kann man weitgehend als **1) gravitationsbedingte**, **2) aerodynamische**, **3) Schub-** und **4) Trägheitskräfte** klassifizieren [4, S.9]. Analog gilt das für die Momente.

Für die **Translation** nach Newtons zweitem Gesetz gilt, umgestellt nach der Beschleunigung:

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = g \cdot \begin{bmatrix} -\sin \theta \\ \cos \theta \cdot \sin \phi \\ \cos \theta \cdot \cos \phi \end{bmatrix} + \frac{1}{m} \cdot \begin{bmatrix} X_A \\ Y_A \\ Z_A \end{bmatrix} + \frac{1}{m} \cdot \begin{bmatrix} X_F \\ Y_F \\ Z_F \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} q \cdot w - r \cdot v \\ r \cdot u - p \cdot w \\ p \cdot v - q \cdot u \end{bmatrix} \quad (1)$$

Dabei beschreibt der erste Teil der Gleichung (grün) Kräfte aufgrund der Gewichtskraft und der zweite Teil (blau) die aerodynamischen Kräfte (Index A), auf die in Kapitel 3 näher eingegangen wird. Der dritte Term (lila) beschreibt Kräfte, die durch die Triebwerke (Index F) verursacht werden. Den letzten Term in der Gleichung bezeichnet man als Euler-Term, eine Scheinkraft, der zusätzlich auftaucht, weil das körperfeste Koordinatensystem, indem Newtons Gesetz angewendet wurde, rotieren kann und wie auf der Seite davor erläutert wurde, berücksichtigt werden muss.

Für die **Rotation** gilt nach der Drehimpulserhaltung, umgestellt nach der Drehbeschleunigung:

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = T_f^{-1} \cdot \left(\begin{bmatrix} L_A + L_F \\ M_A + M_F \\ N_A + N_F \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} r \cdot q \cdot (I_{yy} - I_{zz}) + p \cdot q \cdot (I_{xz}) \\ p \cdot r \cdot (I_{zz} - I_{xx}) - (r^2 - p^2) \\ p \cdot q \cdot (I_{xx} - I_{yy}) - r \cdot q \cdot (I_{xz}) \end{bmatrix} \right) \quad (2)$$

$$T_f = \begin{pmatrix} I_{xx} & 0 & I_{xz} \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ I_{zx} & 0 & I_{zz} \end{pmatrix}$$

Auch hier findet man Momente (L, M, N) die durch die Triebwerke (Index F) verursacht werden und Momente aufgrund der Aerodynamik (Index A). Der hintere Teil ist wieder die Scheinkraft (Eulerterm), da die Momente um die körperfesten Achsen betrachtet werden, die sich um die jeweiligen Achsen drehen können.

Weil angenommen wird, dass das Flugzeug symmetrisch ist, gilt im Trägheitstensor T_f für $I_{xy} = I_{yz} = 0$.

Vervollständig wird die Bewegungsbeschreibung durch sogenannte **kinematische Transformationen**. Sie dienen zur Beschreibung der Lage und Position des Flugzeuges. Die Integration der Drehgeschwindigkeitskomponenten liefert die Zustandsvariablen der Flugzeuglage. Die Gleichung dazu lautet:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & \sin \phi \cdot \tan \theta & \cos \phi \cdot \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi / \cos \theta & \cos \phi / \cos \theta \end{pmatrix} \cdot \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (3)$$

Durch Integration der Translationsgeschwindigkeit erhält man die Flugzeugposition relativ zu einem Startpunkt.

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{N} \\ \Delta \dot{E} \\ -\dot{H} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{x}_O \\ \dot{y}_O \\ \dot{z}_O \end{bmatrix} = M_{Gf} \cdot \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$M_{Gf} = \begin{pmatrix} \cos \theta \cdot \cos \psi & \sin \phi \cdot \sin \theta \cdot \cos \psi - \cos \phi \cdot \sin \psi & \cos \phi \cdot \sin \theta \cdot \cos \phi + \sin \phi \cdot \sin \psi \\ \cos \theta \cdot \sin \psi & \sin \phi \cdot \sin \theta \cdot \sin \psi + \cos \phi \cdot \cos \psi & \cos \phi \cdot \sin \theta \cdot \sin \psi - \sin \phi \cdot \cos \psi \\ -\sin \theta & \sin \phi \cdot \cos \theta & \cos \phi \cdot \cos \theta \end{pmatrix}$$

Die Flugzeugposition kann durch Nord- und Ostkoordinaten ΔN und ΔE und die Flughöhe H ausgedrückt werden.

Somit ergeben sich 12 Zustandsvariablen ($u, v, w, p, q, r, \psi, \theta, \phi, x_O, y_O, z_O$) und 12 Gleichungen und ist somit theoretisch lösbar.

Da aber die aerodynamischen Kräfte und Momente von den Zustandsgrößen selber abhängig sind, ist die Lösung der Bewegungsgleichung nur diskret möglich, siehe nächstes Kapitel.

3 Modellierung der Aerodynamik

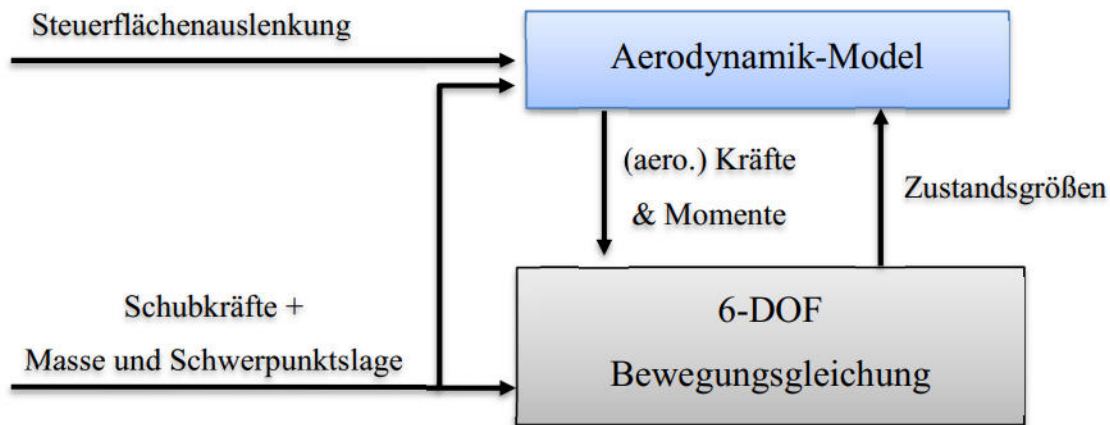


Abb. 5: Konzept der Simulation

Um das Flugzeug in allen Flugzuständen simulieren zu können, sind unter anderem die aerodynamischen Kräfte und Momente (F_A und M_A) zu bestimmen. Anders als vielleicht die Triebwerkskräfte, sind die aerodynamischen Kräfte und Momente aber selber von den Zustandsgrößen abhängig. Die Lösung der Bewegungsgleichung ist daher **nur diskret** möglich. Die Ergebnisse des Aerodynamik-Modells fließen in die Bewegungsgleichung ein, um die Zustandsgrößen zu bestimmen. Die neu ermittelten Zustandsgrößen werden dem Aerodynamik-Modell wieder zur Verfügung gestellt, um die aerodynamischen Kräfte und Momente für den nächsten Zeitschritt zu berechnen usw. (vgl. Abb.5).

Da die Kräfte und Momente vom dynamischen Druck abhängen, werden die aerodynamischen Reaktionen in Form von **dimensionslosen Beiwerten** ausgedrückt [4, S.9]. Aus der Strömungslehre ist unter anderem der Auftriebsbeiwert C_A für die Auftriebskraft oder der Widerstandsbeiwert C_W für die Widerstandskraft bekannt. Dabei werden die Beiwerte üblich über den aerodynamischen Anstellwinkel in Form von **Polaren** (Abb.6) aufgetragen. Auch bekannt ist die Lilienthalpolare bei welcher C_A über C_W aufgetragen wird. (Abb.7)

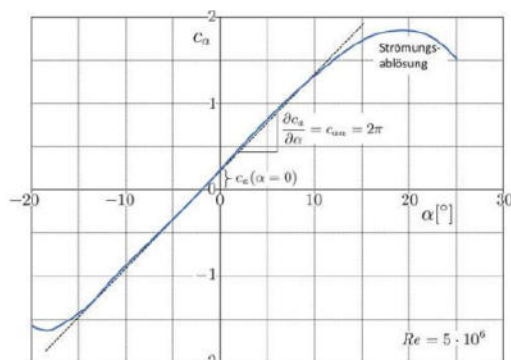


Abb. 6: Auftriebspolare [2]

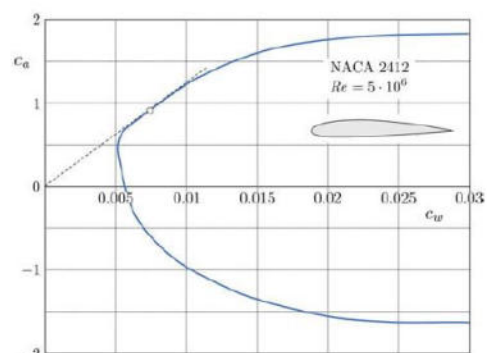


Abb. 7: Lilienthalpolare [2]

Bei Widerstand und Auftrieb handelt es sich dabei um Lasten, die bei einer zweidimensionalen Betrachtung auftreten bzw. die bei einer Anströmung ohne Schiebewinkel ($\beta = 0$) in der Symmetrieebene des Tragflügels wirken. Bei der aerodynamischen Betrachtung des gesamten Flugzeugs müssen Kräfte und Momente, aufgrund der allgemeinen Ausrichtung des Flugzeugs in Bezug auf die Anströmung in Richtung bzw. um alle drei Raumachsen angegeben werden. [2]

Somit ergeben sich insgesamt **6 Beiwerte** für die aerodynamischen Kräfte und Momente, die zu bestimmen sind.

Für die aerodynamischen **Kräfte** gilt:

$$\begin{bmatrix} X_A \\ Y_A \\ Z_A \end{bmatrix} = \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot S_{ref} \cdot \begin{bmatrix} C_X \\ C_Y \\ C_Z \end{bmatrix}$$

Es ist jedoch noch drauf zu achten, dass die Kräfte (X_A , Y_A , Z_A) in der Bewegungsgleichung im körperfesten Koordinatensystem definiert sind. Somit ist z.B. C_Z nicht gleich C_A (außer bei $\alpha=0$). Die körperfesten Kraftkoeffizienten C_X und C_Z werden beispielsweise durch die folgende Transformation berechnet:

$$C_X = C_A \cdot \sin\alpha - C_W \cdot \cos\alpha$$

$$C_Z = C_W \cdot \sin\alpha - C_A \cdot \cos\alpha$$

Für die aerodynamischen **Drehmomente** um die flugzeugfesten Achsen gilt:

$$\begin{bmatrix} L_A \\ M_A \\ N_A \end{bmatrix} = \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot S_{ref} \cdot \begin{bmatrix} s \cdot C_{l,CG} \\ l_\mu \cdot C_{m,CG} \\ s \cdot C_{nCG} \end{bmatrix}$$

Als Bezugshebelarm für die Berechnung des Nickmomentenbeiwerts wird üblicherweise die Bezugsflügelteiefe l_μ und für die Roll- und Giermomentbeiwerte die Halbspannweite s genommen. Die Fluggeschwindigkeit ist dabei $V = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2}$.

Bei allen aerodynamischen Momenten ist zu beachten, dass sie in der Regel nicht direkt auf den Flugzeugschwerpunkt bezogen sind. So wird beispielsweise das aerodynamische Nickmoment des Tragflügels üblicherweise um dessen Neutralpunkt angegeben. Daher muss zunächst eine Umrechnung der Momente auf den Schwerpunkt als Bezugspunkt erfolgen.

Die aerodynamischen Beiwerte sind **primär** eine Funktion von **α und β** , d.h. wie das Flugzeug relativ zur Strömung steht, sekundär aber auch von vielen anderen, wie zum Beispiel von der Drehrate des Flugzeugs, ob Klappen ausgefahren sind oder auch von Kompressibilitätseffekten (typischerweise ab Machzahlen größer 0,3 [2]).

Die Schwierigkeit ist es dabei, die Beiwerte ($C_X, C_Y, C_Z, C_l, C_m, C_n$) möglichst genau zu bestimmen, oder besser gesagt eine Modellierung zu entwickeln, welches für verschiedenste Flugzeugzustände ein Beiwert präsentiert, der die Aerodynamik am Flugzeug möglichst realgetreu darstellt.

In der Vergangenheit haben sich drei unterschiedliche, aber sich ergänzende Verfahren zur Bestimmung der aerodynamischen Beiwerte durchgesetzt [4, S.10] :

- **analytische Berechnung** (darunter auch **CFD** [*computational fluid dynamics*])
- **Windkanalverfahren**
- **Flugversuchsverfahren**

Die ersten beiden Verfahren dienen der Gewinnung grundlegender Informationen über das aerodynamische Verhalten des Flugzeugs. Die analytischen Schätzungen können auf bestimmten vereinfachten Annahmen für ein komplexes Phänomen beruhen jedoch hat die numerische Strömungsmechanik den analytischen Bereich positiv beeinflusst, indem sie die numerische Lösung kompletter Konfigurationen mittels hochentwickelter und fortschrittlicher Euler- und Navier-Stokes-Strömungslöser ermöglicht hat [4, S.10]. Die Ergebnisse müssen dennoch immer mit experimentellen Methoden untermauert werden. Windkanaltechniken, die vergleichsweise kostengünstig sind, sind in der Regel eine Grundlage für jeden neuen Flugfahrzeugentwurf und haben eine riesige Menge an Daten über zahllose Flugfahrzeugkonfigurationen in der Vergangenheit geliefert [4, S.10]. Diese Vorhersagen sind jedoch mit Modellskalierung und Reynoldszahl, sowie mit Schwierigkeiten zur Bestimmung von dynamischen Abhängigkeiten und Kreuzkopplung verbunden [4, S.10]. Darüber hinaus können diese Messungen auch durch Unstetigkeiten im Tunnel oder durch Schwingungen und Störungen der Modellhalterung beeinflusst werden. Auch können einige der betrieblichen Testbedingungen in Windkanälen nicht angemessen getestet werden. Die Bestimmung der aerodynamischen Beiwerte aus Flugmessungen ist daher wichtig und notwendig, um die Einschränkungen und Unsicherheiten der beiden Methoden zu verringern. Ein solcher Ansatz ist zwar sehr wünschenswert, kann sich aber als teuer erweisen, wenn Flugtests unter allen Flugzeugkonfigurationen durchgeführt werden sollen. [4, S.10]

Je nachdem woher die Ergebnisse für die Beiwerte stammen und wie genau die Modellierung sein soll, kann die Aerodynamik-Modellierung in Tabellenform vorliegen oder als in einer derivativbasierten Form ausgearbeitet werden, welche in den nächsten zwei Kapiteln näher beschrieben werden.

4 Derivativbasierte Modellierung

Bei der derivativbasierten Modellierung werden die einzelnen Beiwerte als eine Funktion von mehreren Derivativen dargestellt. Unter dem Begriff **Derivativ** versteht man die lokale Änderung (partielle Ableitung) eines aerodynamischen Beiwerts über einer Einflussgröße im betrachteten Arbeitspunkt (vgl. Abb.8). Beispiel:

$$C_{A\alpha}$$

A: Beiwert, "Wirkung auf Auftrieb"

α : Einflussgröße, "aufgrund von Anstellwinkel α "

Vereinfachend geht man in der Derivativform davon aus, dass der Einfluss der Einflussgröße auf den Beiwert linear ist. Für eine erste Betrachtung ist das auch ausreichend, da man häufig ausgehend von einem Arbeitspunkt (auch Trimpunkt genannt) das flugdynamische Verhalten (wie Stabilität und Steuerbarkeit) des Flugzeuges analysieren möchte. Wenn jedoch umfassendere Modelle benötigt werden, die den gesamten Flugbereich abdecken sollen, ist diese Betrachtung nicht ausreichend. Schaut man sich beispielsweise $C_{A\alpha}$ an, so ist in erster Betrachtung für typische Betriebspunkte von einem linearen Verhalten auszugehen. Nähert man sich jedoch dem Strömungsabriss, fällt die Steigung ab und sinkt, aufgrund vom Strömungsabrisses mit zunehmendem Anstellwinkel. (vgl. Abb. 8)

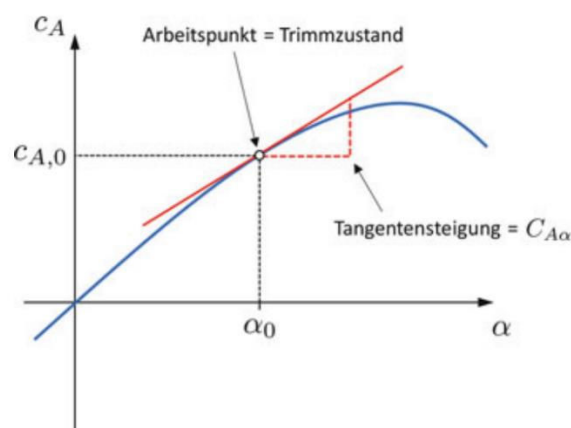


Abb. 8: Erklärung Derivativbegriffs [2]

$C_{A\alpha}$ ist aber nur eines von vielen Derivativen. Ein einfaches aerodynamisches Derivativmodell für einen Punkt nahe einem Trimmzustand, zur Beschreibung der einzelnen Beiwerte, kann man wie folgt allgemein darstellen [5]:

$$C_A = C_{A0} + C_{A\alpha}\alpha + C_{Aq}q^* + C_{A\dot{\alpha}}\dot{\alpha}^* + C_{A\eta}\eta$$

$$C_W = C_{W0} + \frac{C_A^2}{e\pi\Lambda}$$

$$C_Y = C_{Y\beta}\beta + C_{Yp}p^* + C_{Yr}r^* + C_{Y\xi}\xi + C_{Y\zeta}\zeta$$

$$C_{m,RP} = C_{m0} + C_{m\alpha}\alpha + C_{mq}q^* + C_{m\dot{\alpha}}\dot{\alpha}^* + C_{m\eta}\eta + C_{m\beta^2}\beta^2$$

$$C_{l,RP} = C_{l\beta}\beta + C_{lp}p^* + C_{lr}r^* + C_{l\xi}\xi + C_{l\zeta}\zeta$$

$$C_{n,RP} = C_{n\beta}\beta + C_{np}p^* + C_{nr}r^* + C_{n\xi}\xi + C_{n\zeta}\zeta$$

Dieses Grundmodell ist in der Regel ausreichend, um die Aerodynamik an und nahe eines Trimpunktes im Flugbereich zu beschreiben [5]. Je nach Detailgrad kann die Modellierung weiter komplex gestaltet werden und weitere Einflüsse miteinbeziehen, wie zum Beispiel, Klappenstellung und Fahrwerk. Die aerodynamischen Beiwerte hängen unter anderem von den Drehraten (p, q, r) und der Änderungsrate des Anstellwinkels ($\dot{\alpha}$) ab. In einem aerodynamischen Modell werden diese Raten nicht direkt verwendet. Sie werden durch Multiplikation mit einer Bezugslänge und Division durch die Fluggeschwindigkeit dimensionslos gemacht (normiert), weshalb diese mit * markiert sind.

Derivativbasierte Modellierung auf Basis von Parameterschätzung werden häufig verwendet bei der Auswertung von Flugversuchen. Dabei wird eine Großzahl an Manöver, mit verschiedenen Konfigurationen geflogen, um ein breites Spektrum an Daten zu bekommen. Mit den gemessenen Beschleunigungen, Winkelbeschleunigungen und aerodynamischen Winkeln, werden dann mit Hilfe von Parameterschätzungsmethoden [4] die Derivative iterativ bestimmt. Wie man die einzelnen Derivativa bestimmt, soll nicht Thema dieses Berichtes sein, da es ein sehr umfangreiches Thema für sich ist.

Allgemein ist die derivativbasierte Modellierung eine gut geeignete Darstellung für Analysen und Bewertungen, da man recht übersichtlich erkennen kann, wovon welcher Beiwert abhängt. Man kann anhand der Größenordnung der Derivative sehr schnell erkennen, wie groß der Einfluss ist. Des Weiteren kann man auch schnell sehen, wie die Abhängigkeit (ob z.B. linear oder quadratisch) ist. Auch allein durch das Vorzeichen, kann man Aussagen über die Stabilität machen. Ist beispielsweise C_{lp} , also das Derivat des Rollmoments aufgrund der Rollbewegung, negativ, so hat dies eine dämpfende Wirkung auf das Rollen.

In den nachfolgenden Abschnitten werden nun zwei Beispiele erörtert. Dabei handelt es sich um Ausschnitte aus den Aerodynamikmodellierungen zweier Forschungsflugzeuge des DLR, die anhand von selbsterflogenen Flugversuchsdaten identifiziert wurden und daher eine hohe Güte aufweisen. **ATTAS** (*Advanced Technologies Testing Aircraft System*), eine VFW 614 (Abb.9), war von 1985 bis 2012 als Forschungsflugzeug beim DLR in Braunschweig im Betrieb [6] und **ISTAR** (*In-flight Systems & Technology Airborne Research*), eine Falcon 2000LX (Abb.10), ist das neuere Forschungsflugzeug des DLR, das seit 2020 im Einsatz ist [7].

Die Aerodynamikmodellierung von ISTAR und ATTAS sind als 2-Punkt-Modell aufgebaut, d.h. der Rumpf und das Leitwerk werden separat betrachtet und dann kombiniert. Die Indizes mit HT beziehen sich auf das Höhenleitwerk (eng. *Horizontal Tail*) und der Index WB steht für *Wing Body*, d.h. für Flügel und Rumpf. Da für die Berechnung der Auftriebskraft eine Bezugsgröße (S_{ref} = Flügelfläche) gewählt werden muss, wurde der Anteil durch das Höhenleitwerk entsprechend skaliert (S_{HT}/S_{ref}).



Abb. 9: ATTAS, Credit: WTD 61

$$C_A = C_{A,WB} + C_{A,HT} \frac{S_{HT}}{S_{ref}} \cdot \cos(\alpha_{dyn} - \epsilon_{HT})$$

$$\begin{aligned} C_{A,WB} = & C_{A0} \\ & + (C_{A\alpha,WB} + C_{A\alpha Ma,WB} \cdot Ma) \cdot \left(\frac{1}{4} \cdot (1 + \sqrt{X})^2 \right) \cdot \alpha \\ & + C_{Aq,WB} \frac{ql_\mu}{V} \\ & + (C_{ASp} + C_{A\alpha,Sp} \cdot \alpha) \cdot (\delta_{Spl} + \delta_{Spr}) \\ & + \Delta C_{A_{DLC}} \\ & + C_{AFW} \cdot FW \\ & + C_{A\alpha,Bo} \cdot \alpha \cdot \sigma_1 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} C_{A,HT} = & (C_{A\alpha,HT} + C_{A\alpha Ma,HT} \cdot (Ma - 0,3)) \cdot \alpha_{HT} \\ & + C_{A\eta,HT} \cdot \eta \\ & + C_{AFN,HT} \cdot F_N^* \\ & + (C_{A\alpha,Bo} \cdot \alpha_H + C_{AFN,HT,Bo} \cdot F_N^*) \cdot \sigma_{1HT} \end{aligned}$$



Abb. 10: ISTAR, Credit: DLR (CC BY-NC-ND 3.0)

$$C_A = C_{A,WB} + C_{A,HT} \frac{S_{HT}}{S_{ref}} \cos(\alpha_{dyn} - \epsilon_{HT})$$

$$\begin{aligned} C_{A,WB} = & \frac{C_{A0}}{\sqrt{1 - PG_{C_{A0}} \cdot Ma^2}} + \left(\frac{C_{A\alpha,WB}}{\sqrt{1 - PG_{C_{A\alpha,WB}} \cdot Ma^2}} \right) \alpha \\ & + C_{A\beta^2} \beta^2 \\ & + (C_{A\delta_{AB}} + C_{A\delta_{AB}\alpha} \alpha) \delta_{AB} \\ & + C_{AFW} \cdot FW \\ & + C_{AFN} \cdot F_N^* \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} C_{A,HT} = & C_{A0,HT} + \left(\frac{C_{A\alpha,HT}}{\sqrt{1 - PG_{C_{A\alpha,HT}} \cdot Ma^2}} \right) \alpha_{HT} \\ & + C_{L\eta} \eta \end{aligned}$$

Schaut man sich hier exemplarisch den Aufbau für den Auftriebsbeiwerten an, so kann man gewisse Gemeinsamkeiten aber auch gewisse Unterschiede erkennen.

ISTAR ist noch ein neues Forschungsflugzeug und hat beispielsweise bis dato die Effekte für **Strömungsabriss** und **Bodeneffekt** noch nicht berücksichtigt, weil diese auch während den Flügen auch noch nicht untersucht wurden [8]. Der Bodeneffekt ist ein Phänomen, das auftritt, wenn das Flugzeug sich in der Nähe der Erdoberfläche bewegt. In dieser Situation wird der Luftstrom unter dem Fahrzeug komprimiert, was zu einer erhöhten Auftriebskraft führt. Dies geschieht, weil die Luft nicht so leicht unter das Fahrzeug entweichen kann, wenn es sich in Bodennähe befindet. Wie auch der Bereich des Strömungsabrisses, ist auch die Funktion des Bodeneffektes eine nichtlineare Funktion. Beim ATTAS wird diese mit σ_1 , einer sogenannten Bodeneinflussfunktion, beschrieben. Der Strömungsabriss wird mit X , eine Funktion die den Strömungsseparationspunkt am Tragflügel beschreibt, abgebildet [9].

Beide Modelle berücksichtigen eine gewisse Abhängigkeit durch die **Machzahl**, aber mit unterschiedlichen Ansätzen. ISTAR mit der Prandtl-Gauert Transformation $\left(\frac{C(.)}{\sqrt{1 - PG_C(.)Ma^2}}\right)$, welche ab Machzahlen $>0,7$ Effekte durch Kompressibilität berücksichtigt. ATTAS dagegen hat den linearen Ansatz mit einem Derivat $C_{A,\alpha Ma}$.

Beide Modellierungen haben auch zusätzliche Derivative für unterschiedliche sekundäre Steuerflächen, fürs Fahrwerk und für die Triebwerke eingebaut. **Bezeichnungen:**

δ_{SP} – Störklappenauausschlag/ <i>Spoilers</i>	F_N^* – normierter Nettoschub
δ_{AB} – Luftbremsen/ <i>Airbrakes</i> (je nach Position 0 bis 2)	FW – Fahrwerk (0 oder 1)

In der Auftriebsmodellierung von ATTAS ist auch ein ΔDLC zu sehen. DLC steht für *Direct Lift Control* und bezeichnet spezielle Klappen, die den Auftrieb direkt und gezielt beeinflussen. Hinter dem ΔDLC verbirgt sich eine Funktion, die davon abhängt, wie die Klappen ausgefahren sind.

Außerdem wird der sogenannte **Downwash** (ϵ_{HT}) bei beiden Modellen berücksichtigt. Wenn der Flügel vor dem Höhenleitwerk ist, wird es einem Abwind ausgesetzt, der die Anstellwinkel am Leitwerk verändert. Diesen Abwindeffekt bezeichnet man als Downwash. Auch ist ein α_{dyn} zu sehen, welches eine α -Änderung durch die Nickrate (q) am Höhenleitwerk beschreibt.

Anhand des Beispiels: $(C_{L\delta_{AB}} + C_{L\delta_{AB}\alpha}\alpha)\delta_{AB}$, kann man auch erkennen, dass einige Konfigurationen noch weitere Abhängigkeiten von anderen Variablen haben.

Dabei hat sich hier gemäß der Flugversuchsdaten ergeben, dass die Luftbremsen (*airbrakes*), je nach Anstellwinkel (α) einen anderen Effekt auf den Auftriebswert (C_A) hat.

Was noch auffällig ist, wenn man sich den Auftriebsbeiwert für das Höhenleitwerk anschaut, ist, dass die Modellierung beim ATTAS deutlich detaillierter ist. Zum einen ist die Bodeneinflussfunktion σ zu sehen, zum anderen wird aber auch die **Schubkraft** (F_N^*) zusätzlich berücksichtigt. Dies ist plausibel, da die Triebwerke unterschiedlich montiert sind. Beim ATTAS befinden sich die Triebwerke über den Tragflächen, beim ISTAR am Rumpfheck. Bei ATTAS dürfte dies die Umströmung des Höhenleitwerks beeinflussen. Bei ISTAR hingegen haben die Triebwerke keinen Einfluss auf das Höhenleitwerk, wohl aber auf den Beiwert für den Flügel-Rumpf-Anteil.

Andererseits zeigt das ISTAR-Modell eine nichtlineare Abhängigkeit vom Schiebewinkel β ($C_{L\beta^2}$) und beim ATTAS-Modell scheint der Einfluss von β auf Basis der Flugversuchsdaten vernachlässigbar zu sein und tritt in der Modellierung nicht auf.

An dieser Stelle soll nicht weiter in die Tiefe gegangen werden. Es sollte jedoch zum einen gezeigt werden, wie eine Modellierung vom Trimpunkt aus grundsätzlich aufgebaut sein kann und wie im Vergleich dazu die Modellierung von hochgütigen Flugzeugmodellen, hier exemplarisch am Auftriebsbeiwert, aussehen kann. Auffallend an den Beispielen hier ist, dass sich die Modelle nach der Systemidentifikation teilweise stark unterscheiden können. Diese Unterschiede aufzufindig zu machen, ist die Aufgabe der Systemidentifizierung und der Parameterschätzung und bedarf sehr vielen Flugversuchen. 100 bis 120 Testfälle mit verschiedenen Konfigurationen sind aus dem Grund für ein Modell mit der höchsten Genauigkeitsklasse (FAA Level D, Standard für Güte von Flugsimulationsmodellen) nötig [4, S.389].

5 Tabellenbasierte Modellierung

Tabellenbasierte Modellierung ist, wie der Name schon sagt, eine Modellierung, die auf Tabellen basiert. Dabei werden die aerodynamischen Beiwerte (C_X , C_Y , C_Z , C_L , C_m , C_n) in multidimensionalen (meist aber maximal fünfdimensional) Tabellen hinterlegt.

Tabellenbasierte Modellierung ist etwas allgemein formuliert, denn Modellierungen mit Tabellen können sich teilweise stark unterscheiden. Dabei gibt es Aerodynamik-Modelle die Tabellen besitzen, welche „derivativartig“ aufgebaut [10], andere werden als eine Summe von Komponenten (*Component Buildup*) dargestellt [1, S.65] und andere, dessen Modellierung aus einer Vielzahl an Tabellen besteht, deren Struktur aber in der Literatur nicht näher erläutert wird, aber hochgenau sind ([11] , [12]). Bei Simulatoren für Pilotenausbildung ist der Fokus dabei die Simulation möglichst real wirken zu lassen und weniger die Aerodynamik genau zu verstehen, weshalb eine strukturierte Modellierung, um die Aerodynamik nachvollziehen zu können, nicht an erster Linie steht.

In Abb. 11 ist ein Beispiel für eine einfache Modellierung der Beiwerte mit Tabellen gezeigt (engl. Nomenklator: Widerstandsbeiwert C_D , Auftriebsbeiwert C_L , Nickmomentenbeiwert C_m):

Aerodynamic Characteristics – 30-degree Flaps

α [deg]	C_D [-]	C_L [-]	C_m [-]
4,0	0.0974	1.0448	-0.1980
5,0	0.1064	1.1310	-0.2020
6,0	0.1161	1.1935	-0.2011
7,0	0.1270	1.2598	-0.2029
8,0	0.1382	1.3319	-0.2052

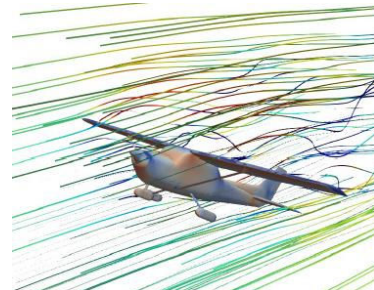


Abb. 11: CFD-Simulation einer C172 [13]

Hierbei wurde eine mit **OpenFoam** [14] (eine **CFD open source** Software) eine C172 mit verschiedenen Anstellwinkeln (α) und Konfigurationen (hier, mit Klappen 30-Grad) untersucht und die Ergebnisse für die Beiwerte in Tabellen abgelegt [13]. Die Verwendung von Tabellen bei CFD-Rechnungen ist üblich, da man einzelne Rechnungen mit verschiedenen Konfigurationen durchführt, wobei immer jeweils ein Ergebnis für die Beiwerte herauskommen.

Für Werte zwischen zwei Punkten (z.B. $\alpha=4.5^\circ$) wird meistens linear interpoliert.

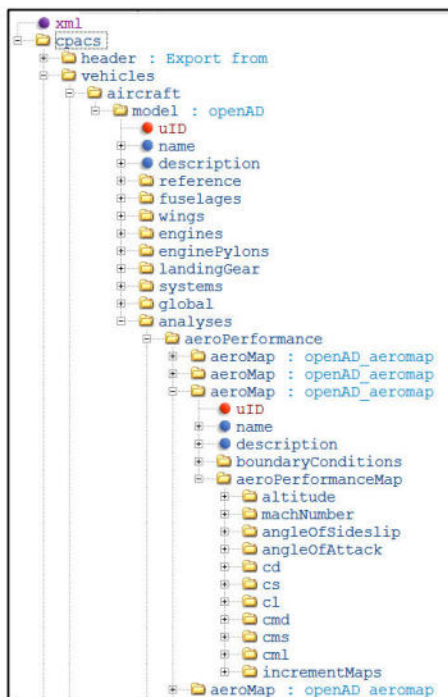


Abb. 12: Aufbau von CPACS²

Eine weitere tabellenbasierte Modellierungsform, die hier nun vorgestellt werden soll, ist das im DLR entwickelte **CPACS** und die dazu entwickelte Simulationsumgebung **COAST** (*CPACS - Oriented Aircraft Simulation Tool*). CPACS ist eine vom DLR entwickelte Datendefinition für die Beschreibung von Lufttransportsystemen. Es ist ein xml-Schema mit dessen Hilfe Ingenieure aus unterschiedlichen Disziplinen der Luftfahrt Daten insbesondere im Flugzeugvorentwurf austauschen können. Ein Beispiel von einer CPACS-Datei ist in Abb.12 zu sehen. Dabei sind die Daten zu einem Flugzeugentwurf entsprechend der Fachdisziplinen strukturiert. In CPACS werden dabei nicht nur Produkt-, sondern auch Prozessinformationen gespeichert.²Die Prozessinformationen helfen bei der Erstellung von Arbeitsabläufen für Analysemodule, wie COAST. [15]

COAST ist ein MATLAB/Simulink-basiertes Simulationssystem für Starrflügelflugzeuge, das auf CPACS zugeschnitten ist [15]. Unter „*aeroPerformance*“ sind sogenannte Kennfelder (*aeroMap*) abgelegt (vgl. Abb. 12). Diese Kennfelder sind vierdimensionale Tabellen (vier unabhängige Variablen), wobei die Beiwerte hier in Abhängigkeit von Höhe, Machzahl, β und α abgelegt sind. Zusätzlich gibt es dann auch noch sogenannte *incrementMaps*. Unter den *incrementMaps* sind Beiwertezusätze für zusätzliche Konfigurationen/Fälle, wie zum Beispiel für Landeklappen, Fahrwerk oder Steuerflächen zu finden.

Diese werden nach dem Superpositionsprinzip zusätzlich auf eine Basiskonfiguration hinzuaddiert. (vgl. Abb.13)

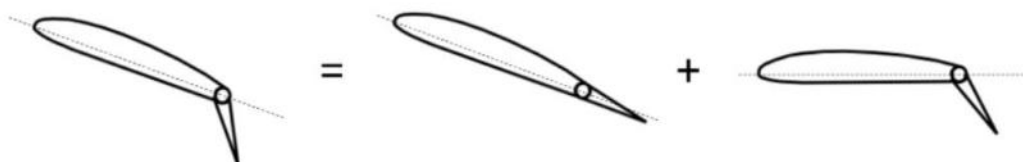


Abb. 13: Superpositionsprinzip [16]

² DLR-Institut für Systemarchitekturen in der Luftfahrt (<https://www.dlr.de/de/sl/>)

Auch nach dem Superpositionsprinzip werden beispielsweise die Steuerflächenauswirkungen und dynamische Beiwerte dazu addiert. In COAST werden die Beiwerte letztlich dann wie folgt bestimmt:

$$C_{(.)} = C_{(.),base} + \Delta C_{(.),dyn} + \Delta C_{(.),CS}$$

Der Index (.) steht dabei als Platzhalter für den jeweiligen Beiwert. $C_{(.)base}$ ist meistens der jeweilige Beiwert ohne irgendwelche Steuerflächenauslässe und ohne Dynamik, also statische Zustände (in Abhängigkeit von Ma , α , β und Höhe). In diesem $C_{(.)base}$ können aber schon Landeklappen oder Fahrwerk ausgefahren sein, je nachdem, was in der Beschreibung der *aeroMap* steht. Deswegen gibt es, wie in der Abbildung oben zu sehen, verschiedene *aeroMaps*.

$$C_{(.),base} = f(\alpha, \beta, H, Ma)$$

$\Delta C_{(.)CS,i}$ steht für *Control Surfaces* und beschreibt die Beiwertezusätze aufgrund der Steuerflächen. Dabei steht δ_i für die verschiedenen Steuerflächen (Höhen-, Seiten-, Querruder).

$$\Delta C_{(.),CS,i} = h(\delta_i, \alpha, \beta, H, Ma)$$

$\Delta C_{(.)dyn}$ steht hier für dynamische Beiwerte, die durch Rollen, Nicken und Gieren verursacht werden.

$$\Delta C_{(.),dyn} = C_{(.),p}p^* + C_{(.),q}q^* + C_{(.),r}r^*$$

Die dynamischen Beiwerte werden etwas ähnlich wie in der derivativbasierten Modellierung bestimmt, indem eine dimensionslose Drehrate mit einer Derivativen ($C_{(.),p}$, $C_{(.),q}$, $C_{(.),r}$) welche in einer Tabelle wieder abgelegt ist, multipliziert wird. [15]

$$C_{(.),p} = \frac{\partial C_{(.)}}{\partial p} = g_1(\alpha, \beta, H, Ma)$$

Bei dieser Betrachtung können jedoch Kreuzkopplung zwischen Steuerflächen nicht abgebildet werden, da man die Auswirkungen nur als Superposition zusammenführt.

Diese Form wie es in CPACS vorherrscht bezeichnet man auch als Komponentenaufbaufunktion (*component buildup equation model*). Komplexere Tabellenmodellierungen sind sehr häufig so aufgebaut [4, S.435]. Vorteil von solchen Modellierungen ist es, dass man diese immer erweitern und feiner beschreiben kann, durch Hinzufügen eines weiteren ΔC für verschiedene Konfigurationen. Z.B.:

$$C_W = C_W(\alpha, \beta, Ma, H) + \Delta C_W(Ma, \eta) + \Delta C_W(flaps) + \Delta C_W(gear) + \dots$$

Dies hat auch den Vorteil, dass die Tabellen weniger Dimensionen haben. Sie lassen sich dadurch leichter interpolieren und sind leichter verständlich [1, S.83].

Als Veranschaulichung eines in hoher Güte ausgearbeitetes tabellenbasiertes Model, soll das **F-16 Aerodynamikmodellierung** von der NASA noch gezeigt werden [17]. Dabei werden die einzelnen Beiwerte, wie folgt dargestellt:³

$$C_{Z,total} = C_Z(\alpha, \beta, \eta) + \frac{\bar{c}}{2V} \cdot C_{Zq}(\alpha) \cdot q$$



Abb. 14: F-16 Modell im Windkanal³

Die Ergebnisse für das Aerodynamik-Modell der F-16 stammten aus Windkanalversuchen mit einem kleinskaliertem F-16 Modell, weshalb auch die Tabellenform bevorzugt wurde. Der genaue Aufbau der Tabellen selbst wird in [17] nicht näher erläutert. Es ist jedoch ersichtlich, aus wie vielen Dimensionen die Tabellen jeweils bestehen, von welchen Variablen die Beiwerte beeinflusst werden und wie sie zusammengesetzt sind. Zu erkennen ist, dass der Auftriebsbeiwert mit einer 1- und einer 3-dimensionalen Tabelle beschrieben wird. Wie bei COAST, wird auch hier die Drehrate (hier q), ähnlich wie bei der derivativbasierten Modellierung, verarbeitet ($C_{Zq}(\alpha) \cdot q$). Dabei wird das Derivat C_{Zq} in Abhängigkeit von α in einer Tabelle abgelegt. Der Faktor davor $\frac{\bar{c}}{2V}$, dient dazu, die Drehrate zu normieren. (V = Flugzeuggeschwindigkeit, \bar{c} = mittlere aerodynamische Flügeltiefe)

Höhenabhängigkeiten bzw. Dichtenabhängigkeiten und Machzahlabhängigkeiten wurden unter anderem bei diesen Versuchen nicht untersucht.

Zusammenfassend kann gesagt werden, dass Tabellen in vielen Varianten auftreten können. Je nach Detaillierungsgrad können sie sehr komplex oder einfacher aufgebaut sein. Die Vor- und Nachteile der tabellenbasierten Modellierung im Vergleich zur derivativbasierten Modellierung werden im nächsten Kapitel diskutiert.

³ <https://itoldya420.getarchive.net/amp/media/general-dynamics-of-f-16-airplane-model-in-9x15-foot-low-speed-wind-tunnel-a648da>, (Public Domain Dedication)

6 Unterschiede und Diskussion

Die Frage, wann und für welche Zwecke eine derivativbasierte Modellierung und wann eine tabellenbasierte Modellierung vorzuziehen ist, erwies sich zunächst als schwierig zu beantworten. Wie das aerodynamische Modell aufgebaut ist, wird in der Literatur zum Teil ausführlich erläutert, warum aber die eine oder andere Modellierungsform gewählt wurde, wird typischerweise nicht ergiebig diskutiert. Je nachdem, **woher die Ergebnisse** für die Beiwerte **stammen** (Windkanal, CFD oder Flugversuche) ergab sich mehr oder weniger naheliegend die Modellierungsform. Wenn z. B. die Daten für die Beiwerte aus CFD oder Windkanal für systematisch in kleinen Schritten variierte Flugpunkte vorliegen, werden diese (häufig) in Tabellen gespeichert [4, S.443]. Das macht auch Sinn, da man bei CFD einzelne Rechnungen mit jeweils einem Ergebnis für die Beiwerte hat. Bei Windkanalversuchen ist es ähnlich. Hier werden in der Regel statische Werte gefahren (oder man hält eine konstante Frequenz), wofür Tabellen geeignet sind. Auf der anderen Hand hat man Flugversuche. Die Flugpunkte decken den Flugbereich zwar ab, aber nicht in allen beliebigen Parameterkombinationen. Es werden während der Manöverflüge kontinuierlich Beschleunigungen, Drehbeschleunigungen und aerodynamische Winkel gemessen und anschließend mit Hilfe von Parameterschätzungen versucht, ein passendes aerodynamisches Modell zu erstellen, die möglichst mit den gemessenen Flugversuchsdaten übereinstimmen. (vgl. Abb. 15)

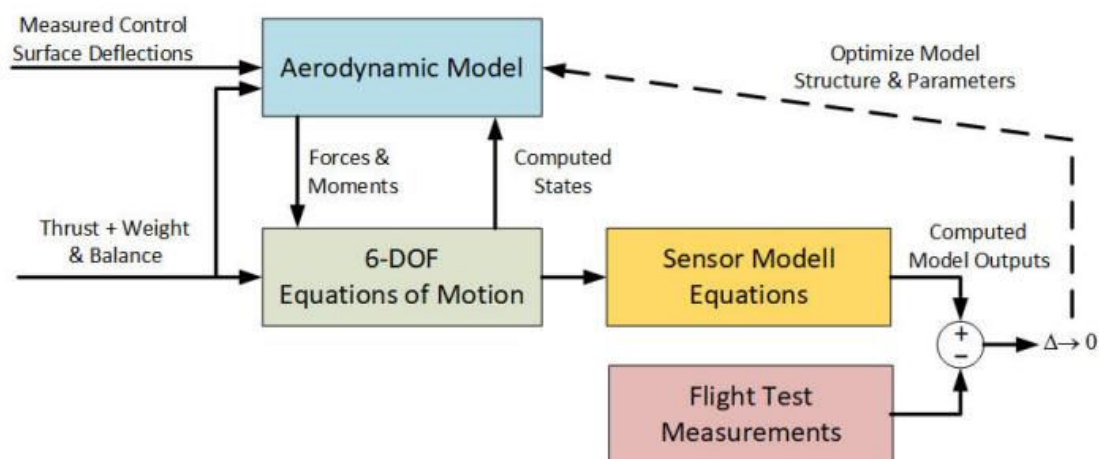


Abb. 15: Systemidentifikation des Aerodynamik-Modells [8]

Für diese Art von Modell ist die derivativbasierte Modellierung geeignet. Es ist keine allgemeingültige Aussage, dass Flugversuche in derivativbasierter Form und CFD- und Windkanalversuche in tabellarischer Form vorliegen müssen, aber es hat sich an mehreren Beispielen so gezeigt. ([8], [9], [10], [13], [17], [18])

Ein weiterer Unterschied der beiden Modellierungen ist die **Verarbeitungsgeschwindigkeit**. Die Aerodynamik-Modellierung in Tabellenform benötigte etwa die 8-fache Rechenzeit im Vergleich zur derivativbasierten Modellierung [4, S.444]. Obwohl, die Implementierung von rechnerisch komplexen, großvolumigen Datenbanken mit modernen Computern machbar ist, sind die Unterschiede zwischen den beiden Ansätzen signifikant und sollten bei der Modellierung berücksichtigt werden.

In Bereich der (möglichen) **Genauigkeit** sind sich die beiden Modellierungen nahezu ebenbürtig [4, S.436]. Nach [12] und [11] ist es aber bei der Entwicklung von hochgenauen (operationellen, d.h. insb. für Pilotentraining) Flugsimulationen üblich von der derivativbasieren in die tabellenbasierte Form überzugehen. Zwar kann man heutzutage auch nichtlineare Bereiche wie dem Strömungsabriss [4, S. 414 ff.] mit einer derivativbasierten Form abbilden (vgl. Abb. 16), dennoch sind Tabellen im Bereich der Nichtlinearität besser [4, S.435].

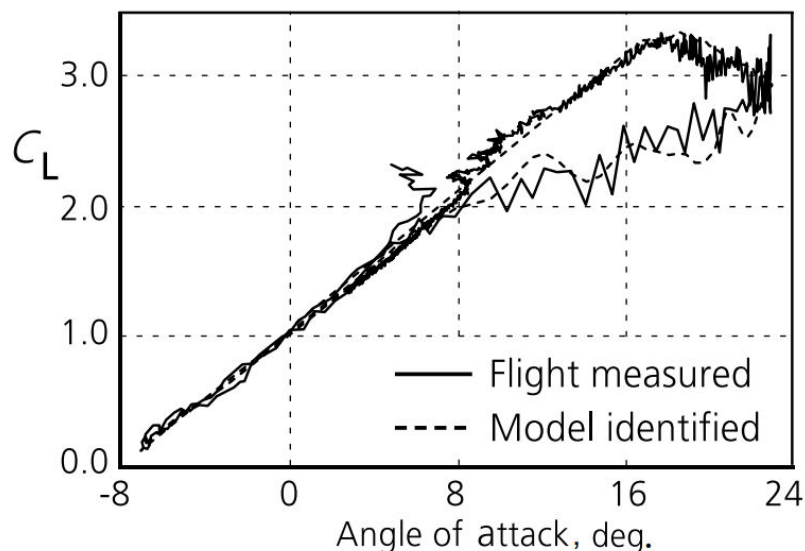


Abb. 16: Gegenüberstellung: Modell und Flugversuch [4]

Ein weiterer Grund, welcher in [4] erwähnt wurde, weshalb man von der derivativbasierten Modellierung auf die tabellenbasierte Modellierung übergeht, ist, dass es gerade bei der Modellerstellung nicht einfach ist, den **Überblick** über eine große Anzahl von Derivativen zu behalten, die geschätzt werden, insbesondere über die Derivativen, die die sekundären Effekte darzustellen [4, S.443]. Darüber hinaus ist eine **Überparametrisierung** der Modellierung, obwohl sie mathematisch zu einer besseren Übereinstimmung der Antworten führt, der Identifizierbarkeit der Parameter abträglich und kann zu unrealistischen Schätzungen führen [4, S.443]. Das Tabellenmodell oder zumindest die Diagramme der ermittelten aerodynamischen Beiwerte eignen sich besser für die physikalische Interpretation der Effekte, die sie darstellen sollen.

Im Allgemeinen ist aber die **Interpretation der physikalischen Effekte** in einer derivativbasierten Form besser, da man anhand der Größenordnung und des Vorzeichens schon die Beziehung der Beiwerte zu den Parametern sofort erkennen kann. Spätestens jedoch wenn man nicht-lineare Bereiche wie den Strömungsabriss oder den Bodeneffekt mit einer derivativbasierten Modellierung abbilden will, kann die Übersichtlichkeit verloren gehen.

Für beide Modellierungsformen gilt aber, dass die Modellierung nur so gut ist wie die **Datengenerierung** dahinter. Allein die Modellierungsform macht noch keine Aussage darüber, wie gut die Modellierung ist. Die gesammelten Daten/Messungen schränken die Modellentwicklung und die Parameterschätzung sowohl in Umfang als auch in Genauigkeit grundsätzlich ein [4, S.25].

Alle Vorgehensweisen haben Vor- und Nachteile, weshalb für eine sehr gute Modellierung, eine Kombination aus verschiedenen Disziplinen notwendig ist, um eine hohe Modellgüte zu erhalten. Beispielsweise sind mit Windkanalversuchen einfacher bestimmte Anstellwinkel und gleichzeitig bestimmte Schiebwinkel zu halten als in einem Flugversuch. Dafür kann man in Flugversuchen die dynamischen Abhängigkeiten besser zu identifizieren.

Alle Verfahren haben ihre Berechtigung und werden häufig angewandt. Je nach dem, was letztendlich erreicht werden soll und wie viel Aufwand in die Ermittlung der Aerodynamikdaten investiert werden soll, wird das eine oder andere Verfahren oder eine Kombination mehrerer Verfahren bevorzugt. Die Modellierungsvariante ergibt sich letztlich vor allem daraus, welche Verfahren zur Ermittlung der aerodynamischen Daten verwendet wurden und/oder wie exakt die Modellierung, die Aerodynamik des Flugzeugs abbilden soll.

7 Zusammenfassung

In dieser Arbeit wurde die Modellierung der Aerodynamik von Flugzeugen näher untersucht. Dabei wurden die beiden in der Luftfahrt gebräuchlichen Modellierungsformen, die in diesem Bericht als „tabellenbasierte Modellierung“ und „derivativbasierte Modellierung“ bezeichnet werden, miteinander verglichen.

Dazu wurden in Kapitel 2 zunächst einige Grundlagen der Flugmechanik behandelt. Dabei wurde auf die verschiedenen Koordinatensysteme, die flugzeugfesten Drehraten und Geschwindigkeiten sowie auf die konventionellen Steuerelemente eingegangen. Weiterhin wurde die Bewegungsgleichung des Flugzeugs behandelt, welche die Grundlage für die Flugsimulation darstellt.

In Kapitel 3 wurde die grundsätzliche Vorgehensweise bei der Modellierung der Aerodynamik dargestellt und erläutert. Hierzu werden die aerodynamischen Kräfte und Momente durch Beiwerte charakterisiert. Drei gängige Verfahren (analytische/numerische Berechnung (u.a. CFD), Windkanalverfahren und Flugversuchsverfahren) werden hierfür zur Bestimmung der aerodynamischen Beiwerte eingesetzt.

In Kapitel 4 wurde dann näher auf die derivativbasierte Modellierung eingegangen und deren Aufbau erläutert. Zur Veranschaulichung wurden anschließend zwei Beispielmmodellierungen näher betrachtet. Diese Modellierungen wurden auf der Basis von selbsterflogenen Flugversuchsdaten der DLR-Forschungsflugzeuge ISTAR und ATTAS identifiziert.

Im fünften Kapitel wurde zunächst die Struktur der tabellarischen Modellierung erläutert. Hierzu wurden drei Modellierungsbeispiele betrachtet. Darunter wurde die vom DLR entwickelte Datendefinition CPACS und die dazu entwickelte Simulationsumgebung COAST näher untersucht.

Im sechsten Kapitel wurden die beiden Modellierungsarten gegenübergestellt und diskutiert. Es zeigte sich, dass die Herkunft der Ergebnisse für die Beiwerte (Windkanal, CFD oder Flugversuch) die Modellierungsform mehr oder weniger bestimmt. Weiterhin wurden die Verarbeitungsgeschwindigkeit, die Modellierungsgenauigkeit sowie die Interpretation der physikalischen Effekte diskutiert. Letztlich haben aber beide Modellierungsvarianten ihre Berechtigung und werden häufig angewendet. Je nachdem, was letztlich erreicht werden soll, wird die eine oder andere Modellierungsvariante bevorzugt.

8 Abbildungsverzeichnis

Abb. 1: Aerodynamisches (Index A) und körperfestes System (Index B) mit aerodynamischen Kräften und Momenten am Flugzeug [2]	3
Abb. 2: Transformation vom erdlotfesten System (O) ins körperfeste System (B) [2]	4
Abb. 3: Drehraten des Flugzeugs im körperfesten System [2]	5
Abb. 4: Steuerflächen am Flugzeug [2]	5
Abb. 5: Konzept der Simulation.....	9
Abb. 6: Auftriebspolare [2]	9
Abb. 7: Lilienthalpolare [2].....	9
Abb. 8: Erklärung Derivativbegriffs [2].....	12
Abb. 9: ATTAS, Credit: WTD 61	14
Abb. 10: ISTAR, Credit: DLR (CC BY-NC-ND 3.0).....	14
Abb. 11: CFD-Simulation einer C172 [13].....	17
Abb. 12: Aufbau von CPACS ²	18
Abb. 13: Superpositionsprinzip [16]	18
Abb. 14: F-16 Modell im Windkanal ³	20
Abb. 15: Systemidentifikation des Aerodynamik-Modells [8]	21
Abb. 16: Gegenüberstellung: Modell und Flugversuch [4].....	22

9 Literaturverzeichnis

- [1] STEVENS, Brian L. *Aircraft control and simulation*. New York: Wiley, 1992. A Wiley-Interscience publication. ISBN 0-471-61397-5.
- [2] DIETZ, Markus. *Aerodynamik des Fliegens. Von den Grundlagen bis zur Flugzeugauslegung*. Berlin, Heidelberg: Springer Vieweg, 2024. ISBN 978-3-662-68234-0.
- [3] PEET, Matthew M. *Spacecraft and Aircraft Dynamics* [online]. *Lecture 9: 6DOF Equations of Motion*. 2008 [viewed 24 February 2024]. <https://control.asu.edu/Courses/MMAE441/Aircraft/441Lecture9.pdf>.
- [4] JATEGAONKAR, Ravindra. *Flight Vehicle System Identification: A Time Domain Methodology*: AIAA, Reston, VA, USA, 2006. Progress in Astronautics and Aeronautics. ISBN 978-1-56347-836-6.
- [5] MÖNNICH, Wulf. *Flight Mechanics. Flight Simulation and Flight Control*. Script FH JOANNEUM Graz. 2012.
- [6] Deutsches Museum. *VFW-614 ATTAS* [online] [viewed 21 February 2025]. <https://www.deutsches-museum.de/flugwerft-schleissheim/ausstellung/luftsport-und-zivile-luftfahrt/vfw-614-attas>.
- [7] DLR. *ISTAR Dassault Falcon 2000LX* [online] [viewed 24 February 2025]. <https://www.dlr.de/de/forschung-und-transfer/forschungsinfrastruktur/dlr-forschungsflotte/istar-dassault-falcon-2000lx-d-bdlr-1>.
- [8] RAAB, Christian. *Dassault Falcon 2000LX ISTAR System Identification - Part I Process and Aerodynamic Model Description V1.0. DLR-Bericht*. 2024. <https://elib.dlr.de/206264/>.
- [9] FISCHENBERG, D. *ATTAS In-Air Aerodynamikmodell. DLR-Interner Bericht*. 1997. <https://elib.dlr.de/30395/>.
- [10] GARZA, F. R. and MORELLI, E. A. *A Collection of Nonlinear Aircraft Simulations in MATLAB* [online]. *NASA/TM-2003-212145* [viewed 20 February 2025]. <https://ntrs.nasa.gov/citations/20030013626>.
- [11] HUI, K., SRINIVASAN, R., AURITI, L., RICCIARDI, J., BLAIR, K., and POKHARIYAL, D. *KING AIR 350 FLIGHT-TEST DATA GATHERING AND LEVEL-D SIMULATOR AERODYNAMIC MODEL DEVELOPMENT* [online]. *ICAS 2002 CONGRESS*

[viewed 24 February 2025]. https://www.icas.org/icas_archive/ICAS2002/PAPERS/783.PDF.

[12] JATEGAONKAR, Ravindra, and MOENNICH, Wulf. *Identification of DO-328 aerodynamic database for a Level D flight simulator. AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference 1997*. DOI: 10.2514/6.1997-3729.

[13] CEL, Marek. *Cessna 172 Flight Simulation Data* [online]. 2019 [viewed 4 December 2024]. DOI: 10.13140/RG.2.2.27040.51205. https://www.researchgate.net/publication/353752543_Cessna_172_Flight_Simulation_Data.

[14] OpenCFD Ltd. OpenFOAM [software]. 2004 [accessed 24 February 2025]. <https://www.openfoam.com/>.

[15] KIEHN, Daniel, AUTENRIEB, Johannes, and FEZANS, Nicolas. *COAST - A Simulation and Control Framework to Support Multidisciplinary Optimization and Aircraft Design with CPACS. 33rd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*. Stockholm, 2022.

[16] KIEHN, Daniel. *COAST: CPACS-oriented Aircraft Simulation Tool* [online] [viewed 18 February 2025]. <https://wiki.dlr.de/x/rrYXHQ>.

[17] HUO, Ying. *Model of F-16 Fighter Aircraft* [online] [viewed 24 February 2025]. <https://catt.usc.edu/software/>.

[18] FORSSELL, Lars and NILSSON, Ulrik. *ADMIRE The Aero-Data Model In a Research Environment Version 4.0, Model Description*. [online] [viewed 24 February 2025]. <https://www.foi.se/rest-api/report/FOI-R--1624--SE>.