

# Analyse und Bewertung der Startleistungen eines Luftfahrzeugs mit kontinuierlich verstellbaren Hinterkantenklappen

Alexander Köthe, Technische Universität Berlin

## Zusammenfassung

Im Rahmen einer Bachelorarbeit am Lehrstuhl Flugmechanik, Flugregelung und Aeroelastizität der Technischen Universität Berlin wurde untersucht, wie sich das kontinuierliche Setzen der Hinterkantenklappen auf die Startleistungen eines Luftfahrzeugs auswirkt. Für die Untersuchung wurde eine Simulation mithilfe von Matlab erstellt, die den Vorgang des Startlaufs, der Rotationsphase und des anschließenden Steigflugs nachbildet. Die Ergebnisse der Studie sind in dem folgenden Dokument zusammengefasst.

## Nomenklatur

A	Auftriebskraft
a	aerodynamisches Koordinatensystem (als Index)
$C_A$	Auftriebsbeiwert
$C_W$	Widerstandsbeiwert
CS	Certification Specification
D	Drosselgrad
E	Gleitverhältnis (Auftrieb zu Widerstand)
F	Schub
$F_N$	Normalkraft
f	flugzeugfestes Koordinatensystem
G	Gewicht
g	geodätisches Koordinatensystem
h	Höhe
k	bahnfestes Koordinatensystem
M	Machzahl
MTOW	maximale Abflugmasse
p	Druck
R	Reibung
S	Flügelfläche
s	Strecke
T	Temperatur
$T_{ab}$	Transformationsmatrix vom b- ins a- Koordinatensystem
TOW	Abflugmasse
u	Geschwindigkeit in x- Richtung
$V_K$	Bahngeschwindigkeit
$V_R$	Rotationsgeschwindigkeit
$V_S$	Abrissgeschwindigkeit
$V_2$	sichere Steiggeschwindigkeit
VLS	minimal wählbare Geschwindigkeit (Airbus)
W	Wind
w	Geschwindigkeit in z- Richtung
$\alpha$	Anstellwinkel
$\gamma$	Bahnneigungswinkel
$\eta_K$	Hinterkantenklappenausschlag
$\Lambda$	Streckung
$\varrho$	Dichte
$\sigma$	Schubeinbauwinkel
$\mu$	Reibkoeffizient
$\mu_T$	Bypassverhältnis des Triebwerks

## 1 EINLEITUNG

Für den Start eines Verkehrsflugzeugs ist es notwendig, dass Hochauftriebshilfen ausgefahren werden, um bei niedrigen Geschwindigkeiten genügend Auftrieb zu produzieren. Hierzu nutzt der Pilot den Klappenhebel im Cockpit, der vordefinierte Konfigurationen aufweist. Für die Betrachtungen von kontinuierlich verstellbaren Hinterkantenklappen wird davon ausgegangen, dass es im Gegensatz zum Klappenhebel einen stufenlosen Übergang zwischen den Stellungen gibt. Somit ist es möglich in einem vordefinierten Intervall den Ausschlagwinkel der Hinterkantenklappen beliebig zu wählen. Im Rahmen der angefertigten Bachelorarbeit sollte ermittelt werden, ob sich durch den Übergang von diskreten auf kontinuierliche Klappenstellungen Verbesserungen der Startleistungen ergeben. Hierzu können zwei Fälle unterschieden werden - zum einen der Startlauf, bei dem die Hinterkantenklappen um einen beliebigen Winkel ausgeschlagen werden und zum anderen der Steigflug, bei dem die Klappen in beliebige Stellungen eingefahren werden können. Ein weiteres Ziel ist die Untersuchung des Sonderfalles, dass die Klappen erst während des Startlaufes in die Startklappenposition ausgefahren werden.

Kontinuierliche Klappenstellungen für den Startlauf sind bereits bei den Flugzeugtypen DC10 und MD11 umgesetzt. Die MD11 besitzt *Variable Vane Double Slotted Flaps*, die dem Piloten eine Verstellung der Hinterkantenklappen im Zehntelbereich ermöglichen [10]. Daher wird davon ausgegangen, dass eine kontinuierliche Verstellung der Hinterkantenklappen technisch realisierbar ist. Eine Umsetzung des kontinuierlichen Einfahrens während des Steigflugs ist nicht bekannt.

## 2 RAHMENBEDINGUNGEN

Der Start eines Verkehrsflugzeugs ist im Gegensatz zu den meisten Flugphasen ein Vorgang und kein stationärer Zustand. Weiterhin tritt als Kraft neben dem Schub, dem Gewicht und den aerodynamischen Kräften die Reibung durch den Kontakt zwischen Flugzeug und Boden auf. Diesen Vorgang in einer Simulation zu modellieren, ver-

langt genaue Kenntnis über die Abläufe beim Start. Die Abstraktion des Startvorganges für die Simulation wird in Anlehnung an die CS-25 im ersten Teil dieses Abschnittes erläutert. Weiterhin wird ein Flugzeugmodell für die Durchführung der Simulationsabflüge benötigt. Die Auswahl und Beschreibung ist Bestandteil des zweiten Teils dieses Abschnittes.

## 2.1 Beschreibung des Startvorgangs

Der Start eines Verkehrsflugzeugs beginnt mit dem Stillstand auf der Startbahn. Anschließend wird es bis zur Rotationsgeschwindigkeit  $V_R$  beschleunigt, wo durch den Ausschlag des Höhenruders ein Nickmoment erzeugt wird. Hierdurch erhöht sich der Anstellwinkel und somit die Auftriebskraft. Für die Simulation des Startvorganges wird ein Punktmassenmodell verwendet. Beim Erreichen von  $V_R$  wird der Anstellwinkel linear um  $3^\circ$  pro s erhöht [1]. Der Vorgang ist so modelliert, dass sobald ein Anstellwinkel von  $12,5^\circ$  [1] erreicht ist, die Auftriebskraft ausreicht, um die Gewichtskraft zu kompensieren. Die Geschwindigkeit, bei der das Flugzeug den Boden verlässt, wird als Abhebegeschwindigkeit  $V_{LOF}$  bezeichnet. Am Ende der Landebahnschwelle muss ein gedachtes Hindernis in einer Höhe von 35 ft (11 m) mit mindestens der sicheren Steiggeschwindigkeit

$$(1) \quad V_2 = 1,2 V_S = 1,2 \sqrt{\frac{2 G}{\rho S C_{A,max}}}$$

überflogen werden. An dieser Stelle ist der Start abgeschlossen und das Flugzeug geht in den stationären Steigflug mit einer Geschwindigkeit von mindestens  $V_2 + 10$  Kt über. Außer dem Einfahren des Fahrwerks dürfen an der Flugzeugkonfiguration keine Veränderungen bis zum Erreichen einer Höhe von 400 ft (122 m) vorgenommen werden. In Abhängigkeit des gewählten Startverfahrens sind Höhen für die Reduzierung des Schubs auf Steigschub und die Beschleunigung auf eine Geschwindigkeit von 250 Kt festgelegt. Innerhalb der Bachelorarbeit wurden die Verfahren ICAO-A, conventional ATA und modified ATA betrachtet. In [Tabelle 1](#) sind den jeweiligen Startverfahren die Höhen für die Schubreduzierung und die Beschleunigung zugeordnet [9].

**Tabelle 1:** Höhen für die Beschleunigung und die Schubreduzierung für verschiedene Startverfahren

Startverfahren	Schubreduktionshöhe [ft]	Beschleunigungshöhe [ft]
ICAO-A	1.500 ft	3.000 ft
conventional ATA	1.000 ft	1.000 ft
modified ATA	1.500 ft	1.500 ft

Eine Beschreibung des Startabbruchs ist nicht Bestandteil dieses Dokumentes, da er für die Simulation unerheblich ist. Für weitere Details zum Start wird auf [3] verwiesen.

## 2.2 Beschreibung des Flugzeugmodells

Für die Durchführung der Versuche innerhalb der Simulationsumgebung wurde ein generisches Flugzeug verwendet, das an die Boeing 787 angelehnt ist. Grund für die Auswahl dieses Flugzeuges ist das frei verwendbare Tool *Piano-X*, mit dem sich Startberechnungen unter verschiedenen Bedingungen für die Boeing 787 durchführen lassen. Daher können die Simulationsergebnisse mit *Piano-X* validiert werden. Zudem stehen im Internet [5] für die Boeing 787 abgeschätzte Daten, darunter auch die Auftriebs-Widerstandspolaren für verschiedene Klappenstellungen zur Verfügung. Die Auftriebspolare, die nicht Bestandteil der Daten ist, wurde mithilfe von Digital Datcom abgeschätzt. In [Tabelle 2](#) sind Referenzdaten für das generische Flugzeug angegeben. Es wird davon ausgegangen, dass das Flugzeug mit den Klappenstellung  $0^\circ$ ,  $5^\circ$ ,  $10^\circ$ ,  $15^\circ$  und  $25^\circ$  starten kann [5].

**Tabelle 2:** Referenzdaten für das generische Flugzeug nach [5] und [11]

Flügelfläche	S	=	361	m <sup>2</sup>
Streckung	$\Lambda$	=	9,26	
max. Abfluggewicht	MTOW	=	230	t
installierter Schub	$F_0$	=	662	kN
Bypass	$\mu_T$	=	11	

## 3 ANALYTISCHE VERFAHREN

Neben der Simulation gibt es analytische Verfahren, die die Flugleistungen beim Start erfassen. Beispielhaft hierfür ist die *simplified Powers Methodology* von S.A. Powers, die er 1981 in [7] veröffentlichte. Sie beruht auf der Annahme eines konstanten Schubs während des Startlaufs und kann für den Vorentwurf genutzt werden. Für quantitative Untersuchungen für das kontinuierliche Setzen der Hochauftriebshilfen ist diese Methode nicht geeignet, da sie nach [6] beispielsweise bei der Startstrecke einen relativen Fehler von 25 % aufweist. Auch eine qualitative Bewertung des Startlaufs ist aufgrund des instationären Charakters nur schwer möglich, weshalb der Startlauf analytisch nicht weiter untersucht werden soll.

Der anschließende Steigflug kann analytisch besser erfasst werden. Nach der Beschleunigung auf die Geschwindigkeit  $V_2 + 10$  Kt schließt sich ein stationärer Flugzustand bis zum Erreichen der Schubreduktions- bzw. Beschleunigungshöhe an. Ab einer Höhe von 400 ft können Konfigurationsänderungen durchgeführt werden. Wird davon ausgegangen, dass in 400 ft die Steiggeschwindigkeit  $V_2 + 10$  Kt erreicht ist, können die Auswirkungen von kontinuierlich verstellbaren Hinterkantklappen quantitativ analytisch erfasst werden.

Ausgehend vom Kräftegleichgewicht im bahnfesten Koordinatensystem mit den Annahmen, dass kein Wind vor-

handen ist und  $\sigma = -\alpha$  gilt:

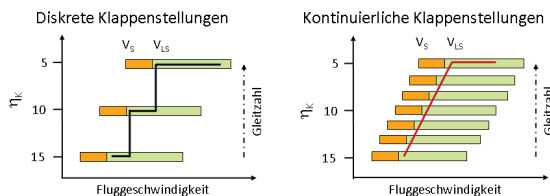
$$(2) \quad 0 = F + W - G \sin \gamma$$

$$(3) \quad 0 = A - G \cos \gamma$$

Mit den Vereinfachungen aufgrund kleiner Bahnneigungswinkel  $\cos \gamma \approx 1$  und  $\sin \gamma \approx \gamma$  gelangt man zur Bestimmungsformel für den Bahnneigungswinkel

$$(4) \quad \gamma = \frac{F}{G} - \frac{1}{E}$$

mit  $E = C_A/C_W$ . Je geringer der Klappenausschlag ist, umso größer wird das Gleitverhältnis und umso größer der Bahnneigungswinkel. Die Klappen können jedoch nur unter der Bedingung eingefahren werden, dass die Abstrichgeschwindigkeit für die nächst niedrigere Konfiguration überschritten ist. Liegen die diskreten Klappenstellungen weit voneinander entfernt, so ist auch die Differenz zwischen den Einfahrtgeschwindigkeiten höher. Verkleinert man die Abstände bis hin zu einem stufenlosen Übergang, können die Klappen früher eingefahren werden und das Gleitverhältnis steigt früher an. Dadurch wird ein größerer Bahnneigungswinkel erreicht. Abbildung 1 stellt den Zusammenhang grafisch dar.



**Abbildung 1:** Darstellung der möglichen Konfigurationen über der Fluggeschwindigkeit für kontinuierliches und diskretes Setzen der Hinterkantenklappen

Zu beachten ist, dass in Gleichung 4 davon ausgegangen wird, dass der Schub konstant bleibt. Im Steigflug nimmt jedoch die Dichte der Luft ab, wodurch auch der Schub reduziert wird (Vgl. Gleichung 11). Daher wird sich auf die analytisch qualitative Erfassung des Einflusses von kontinuierlich verstellbaren Hinterkantenklappen im Steigflug beschränkt und eine quantitative Erfassung mithilfe analytischer Verfahren nicht weiter verfolgt.

## 4 SIMULATION

Der vorherige Abschnitt ließ bereits erste qualitative Aussagen für den Übergang von diskreten auf kontinuierliche Klappenstellungen zu. Um quantitative Ergebnisse zu erzielen, eignet sich aufgrund der Instationarität der verschiedenen Kräfte die Simulation. Hierzu müssen neben den einzelnen Kräften, auch die Dynamik der Klappen, sowie das in Abschnitt 2.1 beschriebene Startverfahren modelliert werden. In den folgenden Abschnitten wird beginnend mit dem flugmechanischen Modell die Umsetzung der Simulation in Matlab beschrieben und am Ende ein Vergleich mit *Piano-X* vorgenommen.

Die numerische Integration in Matlab erfolgt mithilfe des expliziten Euler-Verfahrens, wobei auf die Verwendung vordefinierter Funktionen verzichtet wird. Ein Simulationsschritt ist mit 0,05 s festgelegt.

### 4.1 Flugmechanische Modellierung

Das flugmechanische Modell beschreibt die Bewegungsdifferentialgleichung des Flugzeugs. Für die Simulation wurde eine Beschreibung im geodätischen Koordinatensystem gewählt, da die Strecke und Höhe direkt aus der Integration hervor gehen. Es wird ausschließlich die reine Längsbewegung betrachtet. Als Grundlage dient das Punktmassenmodell, bei dem angenommen wird, dass alle Kräfte im Flugzeugschwerpunkt angreifen. Mathematisch lässt sich das Modell mit

$$(5) \quad \begin{bmatrix} \dot{u}_{Kg} \\ \dot{w}_{Kg} \end{bmatrix} = \frac{1}{m} \left( \underline{T}_{ga} \begin{bmatrix} A \\ W \end{bmatrix} + \underline{T}_{gf} F + \underline{T}_{gk} R + \underline{G} \right)$$

$$(6) \quad |V_K| = \sqrt{u_{Kg}^2 + w_{Kg}^2}$$

$$(7) \quad \gamma = \arctan \left( \frac{w_{Kg}}{u_{Kg}} \right)$$

beschreiben. Die Modellierung der einzelnen Kräfte erfolgt in den nächsten Unterabschnitten.

#### 4.1.1 Atmosphäre, Wind und aerodynamisches Modell

Die aerodynamischen Kräfte sind u.a. von der Atmosphäre abhängig. Die Verläufe von Dichte, Temperatur, Luftdruck und Schallgeschwindigkeit entsprechen in ihrer Umsetzung innerhalb der Simulation der Norm-Atmosphäre nach DIN5450. Für  $T_0$  und  $p_0$  gelten die Platzbedingungen für  $h_0$  wird 0 m angenommen. Um *Hot and High* Flughäfen abzudecken, wird die Luftdichte am Boden ( $\rho_0$ ) über die ideale Gasgleichung bestimmt.

Beim Auftreten von Wind ist die Bodengrenzschicht nach [8] zu berücksichtigen.

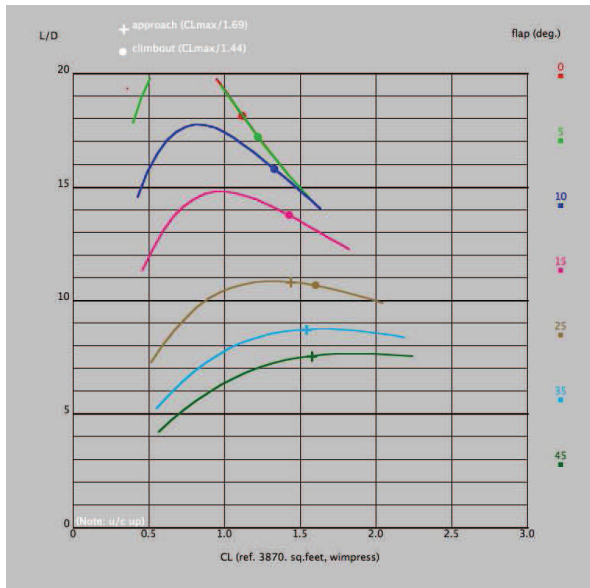
Aufgrund der relativ geringen Fluggeschwindigkeiten beim Start können Kompressibilitätseinflüsse vernachlässigt werden, weshalb die aerodynamischen Kräfte durch die Funktionen

$$(8) \quad \begin{bmatrix} A \\ W \end{bmatrix} = \frac{\rho}{2} V^2 S \begin{bmatrix} C_A \\ C_W \end{bmatrix}$$

modelliert werden. Der Auftriebsbeiwert  $C_A$  ist dabei eine Funktion des Anstellwinkels und des Hinterkantenklappenausschlags. Für ihn wird der Ansatz

$$(9) \quad C_A = C_{A,0} + \frac{\partial C_A}{\partial \eta_K} \eta_K + \frac{\partial C_A}{\partial \alpha} \alpha$$

gewählt. Die Derivate für Gleichung 9 wurden mithilfe von Digital Datcom bestimmt. Für den Widerstand kann aus Abbildung 2 eine zweidimensionale Tabelle erstellt werden, die in Matlab über eine 2D-Interpolation den Wert für  $C_W$  bestimmt. Der Widerstandsbeiwert ist damit eine Funktion von Hinterkantenklappenausschlag und Auftriebsbeiwert.



**Abbildung 2:** Grafische Darstellung der Gleitzahl in Abhängigkeit des Auftriebsbeiwertes für die Boeing 787-8 aus [5]

Durch das Fahrwerk wird während des Startlaufs zusätzlich Widerstand erzeugt. Nach [4] kann dieser mithilfe der Gleichung

$$(10) \quad \Delta C_{D,Fahrwerk} = 0,0032 \frac{TOW^{0.8}}{S}$$

bestimmt werden. Darin ist TOW das Abfluggewicht.

Mithilfe der oben aufgeführten Bestimmungsgleichungen und Verfahren können die Atmosphäre, der Wind und die aerodynamischen Kräfte in Matlab modelliert werden.

#### 4.1.2 Schub und Gewicht

Für die Modellierung des Schubs wurde ein Modell des Fachgebiets Flugzeugentwurf und Leichtbau der TU Berlin genutzt [2]. Es ist durch die Gleichung

$$(11) \quad F = F_0 D \left( \frac{\rho}{\rho_0} \right) e^{-0,35 Ma \left( \frac{p}{p_0} \right) \sqrt{\mu T}}$$

beschrieben. Die Größen  $F_0$  und  $\mu_T$  sind typspezifisch für das Simulationsmodell und dem Abschnitt 2.2 zu entnehmen. Der Drosselgrad  $D$  ist abhängig vom aktuellen Flugzustand. Bis zum Erreichen der Schubreduktionshöhe beträgt er 1 (Startschub), danach 0,7 (Steigschub).

Die Werte für Dichte und Druck sind dem Atmosphärenmodell zu entnehmen. Die Machzahl repräsentiert das Verhältnis aus Geschwindigkeit und Schallgeschwindigkeit. Die Geschwindigkeit muss zur Berechnung aus dem vorherigen Zeitschritt entnommen werden, die Schallgeschwindigkeit kann mithilfe des Atmosphärenmodells bestimmt werden.

Für die Simulation wird der Treibstoffverbrauch des Flugzeugs vernachlässigt und die Gewichtskraft bleibt konstant.

#### 4.1.3 Reibung

Die Reibung wird als einfache columbsche Reibung mit

$$(12) \quad R = \mu F_N$$

modelliert. Dabei ist die Normalkraft senkrecht zur Startbahn (in  $z_k$ -Richtung) und die Reibung entgegen der Beschleunigung (in  $-x_k$ -Richtung) ausgerichtet. Die Normalkraft kann durch

$$(13) \quad F_N = \cos \gamma_{Piste} G - \cos \alpha_W A + \sin \alpha_W W + \sin (\alpha - \alpha_W + \sigma) F$$

bestimmt werden. Der Winkel  $\gamma_{Piste}$  stellt den Pistenneigungswinkel dar. Für den Reibungskoeffizient  $\mu$  kann aus [6] ein Wert von 0,02 angenommen werden.

### 4.2 Modellierung von operationalen Verfahren

Bei den operationalen Verfahren ist zwischen dem Startlauf und dem Steigflug zu unterscheiden. Um die Vorgänge, die in Abschnitt 2.1 beschrieben sind, zu modellieren, werden Zustände eingeführt, die in Tabelle 3 dargestellt sind. In den weiteren Unterabschnitten wird die Umsetzung der Zustände in der Simulation beschrieben.

#### 4.2.1 Startlauf

Der Startlauf beschreibt die ersten drei Zustände aus Tabelle 3. Es wird davon ausgegangen, dass das Flugzeug bei einer Geschwindigkeit von  $V_2$  abhebt. Um die Rotationsgeschwindigkeit zu bestimmen, wird eine Rückwärtsintegration des flugmechanischen Modells vorgenommen mit  $V_2$  als Startparameter für die Geschwindigkeit und  $\alpha = 12,5^\circ$  für den Anstellwinkel. Aus Abschnitt 2.1 ist bekannt, dass das Flugzeug mit  $3^\circ$  pro Sekunde rotiert. Mithilfe dieser Winkelgeschwindigkeit wird der Anstellwinkel solange reduziert, bis die Bedingung  $\alpha = 0$  erfüllt ist. Die dazugehörige Geschwindigkeit wird als Rotationsgeschwindigkeit gespeichert.

In der Vorwärtsintegration beginnt das Flugzeug in Zustand Eins. Sobald es die Geschwindigkeit  $V_R$  erreicht hat, beginnt die Rotation (Zustand Zwei). Für  $\alpha = 12,5^\circ$  hebt das Flugzeug ab und Zustand Drei, in dem das Fahrwerk eingefahren wird, wird eingenommen. Sobald eine

Höhe von 11 m erreicht ist, ist der Startlauf abgeschlossen und die Simulation wechselt in Zustand Vier.

**Tabelle 3:** Operationale Zustände während der Simulation

Nr.	Zustand	Beschreibung
1	Ground Run	Startlauf bis zum Rotieren
2	Rotation	Rotation auf $\alpha = 12,5^\circ$
3	Transition	Übergang vom Boden zu einer Höhe von 35 ft
4	Initial Climb	Steigflug
5	Flaps Retraction	Einfahren der Klappen möglich
5	Thrust Redution	Schubreduktion
6	Acceleration	Beschleunigung auf 250 Kt
7	Climb	Weiteres Steigen mit 250 Kt

#### 4.2.2 Steigflug

Die restlichen Zustände können dem Steigflug zugeordnet werden. Ihr Eintreten ist vor allem von vorher definierten Bedingungen abhängig. Im Zustand Vier wird mithilfe eines Fahrtreglers die Geschwindigkeit  $V_2 + 10$  Kt gehalten. Ab dem Erreichen von Zustand Vier ist der Fahrtregler ständig aktiv. Es wechseln nur die kommandierten Geschwindigkeiten. Ab einer Höhe von 400 ft können nach CS-25 die Klappen eingefahren werden. Ist diese Höhe erreicht, wechselt die Simulation in Zustand Fünf und überprüft, ob die VLS für die nächst niedrigere Konfiguration erreicht ist (Vgl. Abbildung 1). In Abhängigkeit vom Startverfahren, wie in [Abschnitt 2.1](#) beschrieben, ist eine Höhe für die Schubreduktion (Zustand Fünf) und Beschleunigung (Zustand Sechs) vorgegeben. Wird die Schubreduktionshöhe erreicht, wird in den entsprechenden Zustand gewechselt und der Drosselgrad um 0,1 pro Sekunde reduziert. Erreicht das Flugzeug die Beschleunigungshöhe, so geht die Simulation in Zustand sechs über und dem Fahrtregler wird eine Geschwindigkeit von 250 Kt kommandiert und das Flugzeug geht in den Horizontalflug über. Ist die Geschwindigkeit erreicht, steigt das Flugzeug weiter (Zustand Sieben), bis die Simulation abgebrochen wird.

#### 4.3 Modellierung der Klappendynamik

Aufgrund des Untersuchungsschwerpunktes der Bachelorarbeit wird in der Simulation zwischen drei Modulen in Hinblick auf die Klappen unterschieden. Das erste Modul, die Klappendynamik selbst, kann die Klappen mit einer konstanten Rate von  $3^\circ$  pro Sekunde verstellen. Das Modul hat als Eingangsgrößen die aktuelle Klappenstellung und die kommandierte Klappenstellung. Unterscheiden sich beide voneinander werden in Abhängigkeit von  $\text{sign}(\Delta)$  die Klappen aus- bzw. eingefahren. Die neue Klappenkonfiguration wird an die Simulation übergeben. Für das diskrete Fahren der Hinterkantenklappen wird die VLS für die nächst niedrigeren Stellungen bestimmt.

Diese wird mit

$$(14) \quad VLS = 1,3 V_S = \sqrt{\frac{2 G}{\rho S C_{A,max}}}$$

berechnet. In Abhängigkeit der aktuellen Klappenstellung erfolgt ein Abgleich der aktuellen Geschwindigkeit mit der VLS der nächst niedrigeren Stufe. Ist die VLS überschritten, wird die neue Stellung kommandiert und an die Klappendynamik übergeben. Die neue kommandierte Stellung hat keinen direkten Einfluss auf das aerodynamische Modell, sondern nur auf die Klappendynamik.

Die Beschreibung für das kontinuierliche Einfahren der Hinterkantenklappen erfolgt in [Abschnitt 5](#).

#### 4.4 Vergleich der Simulation mit *Piano-X*

Für die Simulation und *Piano-X* wurden für das Vergleichsszenario eine Startklappenstellung von  $\eta_K = 25^\circ$  und eine Abflugmasse von 200 t gewählt. Als Startstrecke wird der Abstand in  $x_g$ -Richtung vom vollständigen Stillstand bis zu einer Höhe von 11 m angesehen. Folgende Ergebnisse wurden erzielt:

$$s_{Piano-X} = 1889 \text{ m}$$

$$s_{Simulation} = 1803 \text{ m}$$

Dies entspricht einem relativen Fehler von -4,6 %. Somit konnten die Vorgänge beim Start mithilfe der entwickelten Simulation erfolgreich für den Startlauf nachgebildet werden.

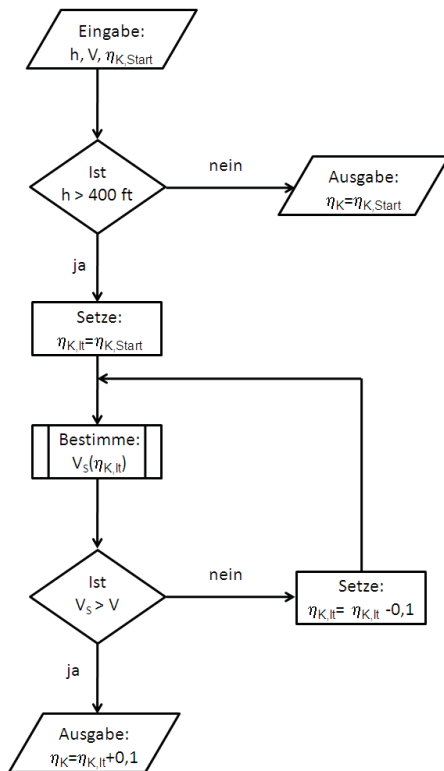
### 5 KONTINUIERLICHES EINFAHREN DER KLAPPEN

Das kontinuierliche Einfahren der Hinterkantenklappen orientiert sich an [Abbildung 1](#). Ziel ist, die Gleitzahl so schnell wie möglich zu erhöhen, um dadurch nach [Abschnitt 3](#) einen höheren Bahnneigungswinkel zu erreichen. In den folgenden Unterabschnitten werden sowohl die Realisierung des Algorithmus zum kontinuierlichen Einfahren der Hinterkantenklappen, als auch die Ergebnisse in Form von Vergleichen dargestellt.

#### 5.1 Algorithmus

Beim diskreten Fahren der Hinterkantenklappen wird die VLS für die nächst geringere Konfiguration bestimmt. Im Fall des untersuchten Flugzeuges liegen die Klappenstellungen um mindestens  $5^\circ$  auseinander, wodurch auch der Unterschied zwischen den maximalen Auftriebsbeiwerten (Vgl. [Abbildung 2](#)) und damit der VLS relativ groß ist (Vgl. [Gleichung 14](#)). Daher dient als Grundgedanke für den Algorithmus zum kontinuierlichen Fahren der Klappen die Annahme, dass die VLS für eine Konfiguration berechnet wird, die um  $0,1^\circ$  kleiner als der aktuelle Klappenauerschlag ist. Ist die Geschwindigkeit größer als die

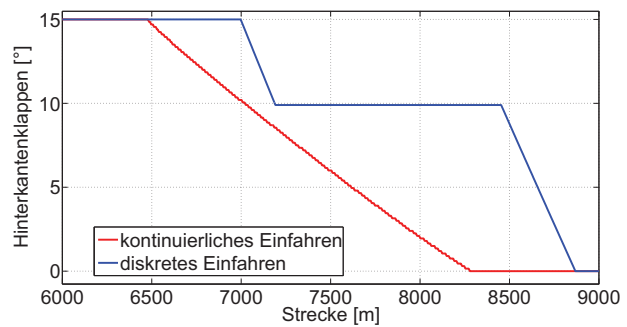
VLS, wird der Ausschlagwinkel wiederum um  $0,1^\circ$  reduziert, bis die Bedingung, dass die Geschwindigkeit größer als die VLS ist, nicht mehr erfüllt ist. Mithilfe eines Programmablaufplans ist der Algorithmus schematisch in [Abbildung 3](#) beschrieben.



**Abbildung 3:** Grafische Darstellung des Algorithmus zum kontinuierlichen Einfahren der Klappen

## 5.2 Auswirkungen des Algorithmus auf Klappenstellungen

In [Abbildung 4](#) ist ein Vergleich der Klappenstellungen in Abhängigkeit von der Strecke dargestellt. Der Abflug wurde mit einer Startmasse von 200 t und einer Startklappenstellung von  $15^\circ$  durchgeführt. Es wurde das *modified ATA* Startverfahren genutzt und die Simulation beim Erreichen einer Höhe von 3000 ft abgebrochen. Es ist zu erkennen, dass die Klappen beim kontinuierlichen Einfahren früher verstellt werden, als beim diskreten Einfahren. Zudem ist für den kontinuierlichen Fall eine kontinuierliche Bewegung der Klappen zu erkennen, während beim diskreten Einfahren eine deutliche Abstufung zwischen den Bewegungen zu erkennen ist. Weiterhin ist aus [Abbildung 4](#) festzustellen, dass die Klappen beim kontinuierlichen Verstellen früher eingefahren sind, als beim diskreten Verstellen. Dies kann darauf zurück geführt werden, dass beim kontinuierlichen Einfahren der Widerstand früher reduziert wird und somit die Beschleunigung von  $V_2+10$  Kt auf 250 Kt schneller abgeschlossen ist als beim diskreten Einfahren.



**Abbildung 4:** Klappenverstellung für diskretes und kontinuierliches Einfahren der Klappen

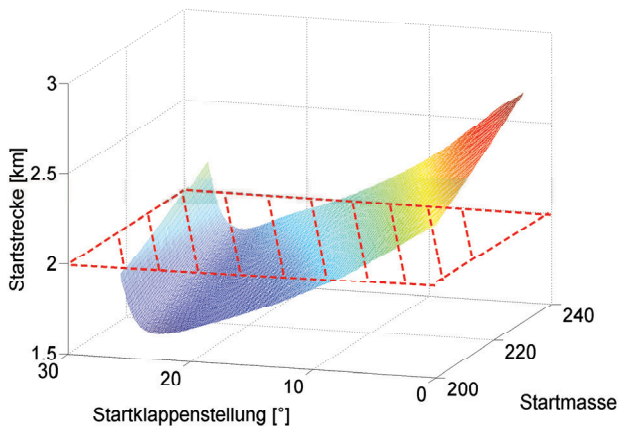
## 6 VERGLEICH DER STARTLEISTUNGEN

Innerhalb dieses Abschnitts findet ein Vergleich zwischen dem diskreten und dem kontinuierlichen Einfahren der Hinterklappen statt. Im ersten Teil werden Unterschiede für den Startlauf und im zweiten Teil für den Steigflug dargestellt. Der Abschnitt schließt mit einer Gesamtbetrachtung über beide Flugphasen.

### 6.1 Startlauf

Ein wesentlicher Flugleistungsparameter für den Start ist die Abflugmasse. Begrenzend für den Startlauf ist die zur Verfügung stehende Startbahn. Um einen Vergleich zwischen diskreten und kontinuierlichen Klappenstellungen beim Startlauf vornehmen zu können, wurde untersucht, mit welcher Startmasse unter der Voraussetzung einer begrenzenden Startbahnlänge gestartet werden kann. Als Klappenstellungen werden die aus [Abschnitt 2.2](#) zur Verfügung stehenden Konfigurationen und eine optimierte Stellung betrachtet. Um eine Datenbasis für die Startstrecke zu erhalten, wurde die Simulation unter Variation der Masse und Startklappenstellung durchgeführt. Das Ergebnis ist in [Abbildung 5](#) dargestellt. Beschränkt man die Startlaufstrecke auf 2000 m, so kann mit den Klappenstellung  $\eta_K = 10^\circ$  eine Startmasse von 204,75 t,  $\eta_K = 15^\circ$  eine Startmasse von 219,25 t und  $\eta_K = 25^\circ$  eine Startmasse von 222,5 t mitgenommen werden. Bei einer ermittelten optimalen Startklappenstellung von  $\eta_K = 19,6^\circ$  kann mit 230 t (MTOW) Startmasse abgeflogen werden. Das entspricht im Vergleich zu den diskreten Klappenstellungen einer Steigerung von 7,5 t.

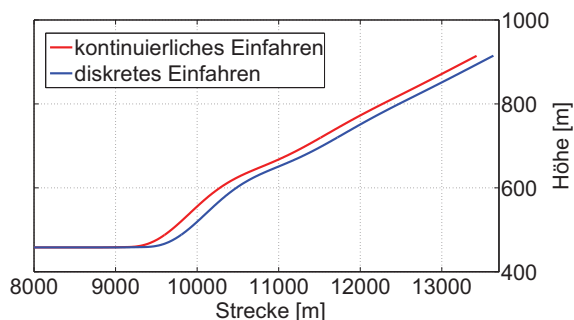
Nach [Abschnitt 3](#) wird der Bahnneigungswinkel im Steigflug durch das Gleitverhältnis bestimmt. Mithilfe der Datenbasis aus [Abbildung 5](#) lässt sich zudem bei begrenzender Bahn und fester Startmasse die geringst mögliche Klappenstellung ablesen, um dadurch einen möglichst hohen Bahnneigungswinkel im Steigflug zu erzielen.



**Abbildung 5:** Startstrecke in Abhängigkeit von Abflugmasse und Startklappenstellung

## 6.2 Steigflug

Der Steigflug kann unter der Berücksichtigung des schnellsten und steilsten Steigens untersucht werden. Hierzu können als Vergleichsparameter die Zeit und die Strecke (in  $x_g$ -Richtung) vom Überfliegen der Höhe von 35 ft bis zu einer Höhe von 3000 ft genutzt werden. Für den Vergleichsabflug wurde eine Startklappenstellung von  $15^\circ$  und eine Abflugmasse von 200 t gewählt. Nach Anwendung des modified-ATA Startverfahrens und den für das kontinuierliche Einfahren der Klappen in [Abbildung 3](#) dargestellten Algorithmus, können die Steigstrecke um 206 m und die Steigzeit um 1,7 s im Vergleich zum diskreten Klappenfahren reduziert werden. Als absolute Werte wurden für das diskrete Einfahren eine Zeit von 107,5 s für eine Strecke von 11829 m und für das kontinuierliche Einfahren eine Zeit von 105,8 s für eine Strecke von 11623 m ermittelt.



**Abbildung 6:** Vergleich der Höhe über der Strecke für kontinuierliches und diskretes Einfahren der Hinterkantenklappen

Die geringen Abweichungen ergeben sich aus der relativ geringen Strecke, die während der Beschleunigungsphase durch die Verringerung des Widerstands eingespart wird. [Abbildung 6](#) veranschaulicht den Unterschied.

## 6.3 Gesamtes modified-ATA Startverfahren

Werden der Startlauf und der Steigflug zusammengefasst und verglichen, kann das gesamte modified-ATA Startverfahren in Hinblick auf die Methode des Einfahrens der Klappen evaluiert werden. Hierzu können die vier in [Tabelle 4](#) dargestellten Szenarien miteinander verglichen werden. Für die Simulation wurde eine Abflugmasse von 220 t, eine max. Startstrecke von 2100 m, für diskrete Startklappenstellungen ein Ausschlag von  $15^\circ$  und das Erreichen einer Höhe von 3000 ft als Abbruchbedingung angenommen. Die Ergebnisse, in Hinblick auf die zurückgelegte Gesamtstrecke und die dazugehörige Zeit, sind in [Tabelle 4](#) dargestellt. Es ist ersichtlich, dass durch eine Kombination aus optimiertem Startlauf und Steigflug mit kontinuierlich einfahrenden Hinterkantenklappen höhere Bahnneigungswinkel und niedrigere Steigzeiten erzielt werden, als mit diskreten Klappenstellungen.

**Tabelle 4:** Vergleichswerte für die zurückgelegte Gesamtstrecke und die dazugehörige Zeit für das komplette modified ATA Startverfahren

Einfahren	$\eta_{K,start}$ [°]	Strecke [m]	Zeit [s]
diskret	15	15.815	166,7
diskret	12	15.767	166,2
kontinuierlich	15	15.535	164,6
kontinuierlich	12	15.388	163,4

## 7 WEITERE MÖGLICHKEITEN ZUR STEIGERUNG DER STARTFLUGLEISTUNGEN

Innerhalb dieses Abschnitts sollen zwei weitere Möglichkeiten zur Steigerung der Startflugeleistungen kurz vorgestellt werden.

### 7.1 Ausfahren der Klappen während des Startlaufs

Eine weitere Möglichkeit das Abfluggewicht zu erhöhen, besteht darin, dass die Klappen erst während des Startlaufes ausgefahren werden. Aufgrund des geringeren Widerstandes kann die Beschleunigung gesteigert und damit die Startstrecke verkürzt werden. Um den Sicherheitsaspekt mit zu berücksichtigen, muss die Startklappenstellung bis zum Erreichen der Abbruchgeschwindigkeit eingenommen werden. Der Zeitpunkt des Ausfahrens der Klappen wird mithilfe der Rückwärtssimulation bestimmt. In Relation zu den Ergebnissen aus [Abschnitt 6.1](#) ( $\eta_K = 15^\circ$ ) konnte die Abflugmasse um 2,95 t gesteigert werden.

## 7.2 Optimales Startverfahren

Für die Bestimmung eines optimalen Startverfahrens für das steilste und schnellste Steigen wurden in der Simulation die Beschleunigungs- und Schubreduktionshöhe, sowie die Steiggeschwindigkeit variiert. Für die Beschleunigungs- und Schubreduktionshöhe wurde ein Intervall von 800-1500 ft betrachtet und die Steiggeschwindigkeit zwischen  $V_2$  und  $V_2+20$  Kt variiert. Die Intervallgrenzen orientieren sich an Anweisungen und Vorschriften und sind der CS-25 sowie [9] zu entnehmen. Ziel war es, die geringste Zeit, gleichbedeutend mit dem schnellsten Steigen, und die geringste Strecke, gleichbedeutend mit dem steilsten Steigen, bis zum Erreichen einer Höhe von 10000 ft zu bestimmen.

Als Ergebnisse wurden für das schnellste Steigen eine Beschleunigungs- und Schubreduktionshöhe von 800 ft und eine Steiggeschwindigkeit von  $V_2+17$  Kt bestimmt. Es ist zu erwarten, dass bei einer weiteren Reduzierung der Beschleunigungs- und Schubreduktionshöhe die Steigrate bis 10000 ft noch höher wird. Aufgrund von Lärmschutz ist dies nach [9] nicht zulässig. Für den optimalen Bahnneigungswinkel wurde eine Beschleunigungs- und Schubreduktionshöhe von 1500 ft und eine Steiggeschwindigkeit von  $V_2+3$  Kt ermittelt.

## 8 ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Als Resümee der Bachelorarbeit kann festgehalten werden, dass sich durch kontinuierliche Klappenstellungen die Startflugeleistungen verbessern lassen. Vor allem beim Abfluggewicht ergibt sich durch kontinuierliche Klappenstellungen ein großes Potenzial. Bei der Steigrate und dem Bahnneigungswinkel konnten nur minimale Verbesserungen erzielt werden. Das beste Potenzial zur Verbesserung der Startflugeleistungen birgt eine Kombination aus optimierter Startklappenstellung und kontinuierlichem Einfahren der Klappen während des Steigflugs. Durch das Ausfahren der Klappen während des Startlaufs ergibt sich ein weiteres Potenzial zur Steigerung der Abflugmasse. Mithilfe der optimalen Startverfahren lassen sich, durch Anpassung der Geschwindigkeit und Variation der Beschleunigungs- und Schubreduktionshöhe, noch größere Leistungssteigerungen im Vergleich zu konventionellen Verfahren erzielen.

Weiterführend sollte der Einfluss von Vorflügeln mit modelliert werden, um das Gesamtpotenzial der Hochauftriebshilfen abschätzen zu können. Zudem ist eine weitere Untersuchung der Klappenaktuatoren notwendig. Durch

die ständige Bewegung müssen die Ventile in den Aktuatoren permanent geöffnet und geschlossen werden. Dies verlangt ein hohes Maß an Stellenergie und steigert den Verschleiß deutlich. Erst nach Abschätzung dieses Stellaufwandes kann die Frage beantwortet werden, ob Aufwand und Nutzen für kontinuierliche Klappen in einem gerechtfertigten Verhältnis stehen.

## Literatur

- [1] Airbus. A330 A340 Flight Crew Training Manual. Technical report, 2004.
- [2] J. Hartmann. Parameterstudie zur Dimensionierung des Antriebs. Technical report, TU Berlin, Institut für Luft- und Raumfahrttechnik, Fachgebiet für Luftfahrzeugbau und Leichtbau, 2006.
- [3] K. Hünecke. *Die Technik des modernen Verkehrsflugzeuges*. Stuttgart: Motorbuchverlag, 2008.
- [4] D. Hull. *Fundamentals of Airplane Flight Mechanics*. Berlin: Springer Verlag, 2007.
- [5] Lissys Ltd. Boeing 787 - 8 (Dreamliner) sample analysis. <http://www.lissys.demon.co.uk/samp1/index.html>, Mai 2009.
- [6] Sean Lynn. Summary report for an undergraduate research project to develop programs for aircraft takeoff analysis in the preliminary design phase. Technical report, Virginia Polytechnic Institute and State University, 1994.
- [7] S.A. Powers. Critical Field Length Calculation for Preliminary Design. Technical report, Journal of Aircraft, Vol. 18, No.2, 1981.
- [8] J. Twele R. Gasch. *Windkraftanlagen*. Berlin: Teubner Verlag, 2006.
- [9] R. König, C. Saliaris, R. Stump. Abschlusspräsentation Projekt "Leiser Luftverkehr". Technical report, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrttechnik, 2004.
- [10] Martin Recksiek. Hochauftriebssysteme - von der Flugzeugkonfiguration zur Systementwicklung. Technical report, Hochschule für angewandte Wissenschaften Hamburg, 2004.
- [11] Rolls-Royce. Trent 1000 - Optimised for the Boeing 787 Dreamliner Family. Technical report, 2009.