

# VERGLEICH VERSCHIEDENER REGELSTRATEGIEN FÜR DIE STUFENLOSE VERSTELLUNG DER HINTERKANTENKLAPPEN IM LANDEANFLUG

M. Lauterbach, R. Luckner,  
Technische Universität Berlin, Marchstr. 12, 10587 Berlin, Deutschland

## Zusammenfassung

Der Flügel moderner Verkehrsflugzeuge ist auf den optimalen Betrieb im Reiseflug ausgelegt, wobei die Optimierung für einen oder mehrere Auslegungspunkte stattfindet. Die Effizienz des Flugzeugs abseits der optimierten Arbeitspunkte könnte durch sogenannte Variable Wölbung (*Variable Camber*), gesteigert werden. Schon in den 1980er Jahren wurden Konzepte entwickelt, das Flugzeug im Reiseflug mittels Variabler Wölbung effizienter zu gestalten, die Technologie wird jedoch erst mit der Boeing 787 und dem Airbus A350 für genügend reif erachtet, im Liniendienst eingesetzt zu werden. Beide Flugzeuge nutzen die Hinterkantenklappen am Flügel, um während des Reisefluges das Flügelprofil an den aktuellen aerodynamischen Zustand anzupassen. Anflug und Landung hingegen spielten in Untersuchungen zur Variablen Wölbung bisher keine Rolle. Der vorliegende Bericht versucht, diese Lücke zu schließen und zeigt auf, welche Flugleistungen resultieren können, wenn das herkömmliche, schrittweise Ausfahren der Hinterkantenklappen von der Reiseflug- in die Landekonfiguration zugunsten einer beliebigen, stufenlosen Verstellstrategie aufgegeben wird. Drei unterschiedliche Regelstrategien wurden in verschiedenen Varianten in einer flugdynamischen Schnellzeitsimulation eines generischen Langstreckenverkehrsflugzeuges überprüft und mit der herkömmlichen Strategie der Landeklappenverstellung verglichen. Es wurden die Kriterien Kraftstoffverbrauch, Anflugdauer, Nicklageänderung und Klappenstellrate untersucht und ermittelt, dass für den betrachteten, idealen Anflug die konventionelle Klappenverstellung für den geringsten Kraftstoffverbrauch sorgt. Die Anflugdauer kann mit kontinuierlicher Klappenverstellung gegenüber der konventionellen Konfiguration sowohl erhöht als auch verringert werden. Weiterhin weisen die Anflüge mit kontinuierlicher Klappenverstellung eine geringere Nicklageänderung auf als die konventionelle Konfiguration. Die notwendige Verstellgeschwindigkeit der Klappen kann für alle kontinuierlichen Strategien gegenüber der konventionellen Verstellung reduziert werden.

## SYMBOLE

A	Auftrieb
C	Beiwert
E	Gleitzahl
V	Fahrt
W	Widerstand
$\Theta$	Längslagewinkel
$\Phi$	Hängewinkel
$\delta$	Ausschlag Bedienelement
$\eta$	Ausschlag Steuerfläche

## ABKÜRZUNGEN UND INDIZES

AAL	<i>Above Airport Level</i> – über Flugplatzhöhe
APP	<i>Approach</i> – Anflug (Fahrt)
CAS	<i>Calibrated Airspeed</i> – kalibrierte Fahrt
FE	<i>Flaps Extension</i> – Ausfahren der Klappen
FW	Fahrwerk
ILS	Instrumentenlandesystem
K	Klappen
KIAS	<i>Knots indicated airspeed</i> – angez. Fahrt [Knoten]
LS	<i>Lowest Selectable</i> – niedrigste wählbare (Fahrt)
MSL	<i>Mean Sea Level</i> – mittlere Meereshöhe
S1g	<i>1-g-stall</i> – Strömungsabriss bei 1g (Fahrt)
max	maximal
min	minimal

## 1 EINLEITUNG

Der Flügel moderner Verkehrsflugzeuge ist auf den optimalen Betrieb im Reiseflug ausgelegt, wobei die Optimierung für einen oder mehrere Auslegungspunkte stattfindet, die durch eine Auslegungshöhe und eine Auslegungsmachzahl gekennzeichnet sind [1]. Die Effizienz des Flugzeugs abseits der optimierten Arbeitspunkte kann z. B. durch eine Anpassung des Flügelprofils gesteigert werden [2]. Schon in den 1980er Jahren wurden Konzepte entwickelt, das Flugzeug im Reiseflug mittels Variabler Wölbung (*Variable Camber*) effizienter zu gestalten [3], [4]. Hierbei werden die Hinterkantenklappen im Reiseflug zur Widerstandsminimierung um wenige Grad ausgeschlagen. Die Technologie wird jedoch erst 2011 mit der Boeing 787 und dem in der Entwicklung befindlichen Airbus A350 für genügend reif erachtet, im Liniendienst eingesetzt zu werden [5], [6]. Für andere Flugphasen wurden entsprechende Funktionen bisher nur selten untersucht, z. B. in [7] für den Start und Abflug. Anflug und Landung spielten in derartigen Untersuchungen bisher keine Rolle. Der vorliegende Bericht trägt dazu bei, diese Lücke zu schließen, und untersucht für ein zweistrahliges Verkehrsflugzeug, welche Veränderungen sich ergeben, wenn das schrittweise herkömmliche Ausfahren der Hinterkantenklappen von der Reiseflug- in die Landekonfiguration zugunsten einer beliebigen, stufenlosen Verstellstrategie aufgegeben wird. Untersuchte Kriterien sind Kraftstoffverbrauch, Anflugdauer, Nicklageänderung und Stellrate der Klappen.

Der Begriff der Variablen Wölbung ist bisher fest mit dem Reiseflug verknüpft, so dass im vorliegenden Bericht die stufenlose Verstellung der Hinterkantenklappen von der Reiseflug- zur Landekonfiguration trotz der physikalischen Gemeinsamkeit nicht als Variable Wölbung bezeichnet wird.

## 2 STANDARDVERFAHREN ZUR VERSTELLUNG DER LANDEKLAPPEN

Beim Landeanflug ist es notwendig, den Flügel des Flugzeuges auf niedrige Geschwindigkeiten anzupassen. Dies geschieht durch die Veränderung der Flügelgeometrie mittels Stellflächen an Flügelvorder- und Hinterkante, den Hochauftriebshilfen. Sie erhöhen Flügelwölbung und -fläche, womit eine Erhöhung des maximalen Auftriebsbeiwerts einhergeht. Dies ist gleichbedeutend mit einer Verringerung der zulässigen Mindestfahrt und erlaubt somit die Verzögerung auf Geschwindigkeiten, die sonst unterhalb der Minimalsfahrt des Flugzeuges liegen würden. Heutzutage sind so genannte *Decelerated Approaches* (verzögerte Anflüge) üblich, bei denen das Flugzeug zwar vor Einflug auf den Gleitpfad mit der Verzögerung auf die Landefahrt  $V_{APP}$  (*Approach Speed*) beginnt und möglicherweise auch schon Landeklappen in eine Zwischenstellung ausfährt, bei denen aber auf dem Gleitpfad weiter verzögert wird. Die Landekonfiguration wird möglichst spät hergestellt, da sie am widerstands- und lärmintensivsten ist und so die Dauer der größten Lärmemission minimiert wird [8]. Wie von der ICAO in [9] gefordert, ist in den Standardverfahren festgeschrieben, dass beim Instrumentenanflug bei Erreichen einer Höhe von 1000 Fuß über der Landebahnschwelle spätestens die Kriterien für einen stabilisierten Anflug<sup>1</sup> erfüllt sein müssen.

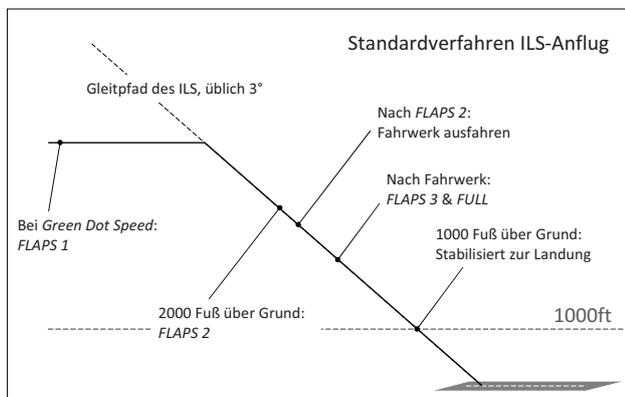


BILD 1: Verfahren für ILS-Anflug eines Airbus-Flugzeuges

Damit der Flugbesatzung die Durchführung des Anfluges erleichtert wird, sind im Flughandbuch bestimmte Abläufe veröffentlicht, deren Befolgen ein Erreichen der Stabilisierung bei 1000 Fuß sicherstellen soll. Für ein Airbus-Flugzeug ist ein Anflugverfahren für einen ILS-Anflug (Anflug mit Instrumentenlandesystem) in BILD 1 dargestellt [10]. Das Verfahren sieht vor, dass die Fluggeschwindigkeit vor dem Einflug auf den Gleitpfad unter

die Fahrt minimalen Widerstandes (*Green Dot Speed*) reduziert wird. Bei Unterschreiten dieser Geschwindigkeit werden die Vorflügel ausgefahren (*FLAPS 1*), so dass mit ausgefahrenen Vorflügeln der Endanflug begonnen wird. Ab Durchsinken einer Höhe von 2000 Fuß über Grund werden nacheinander die Konfigurationen *FLAPS 2* gesetzt, dann das Fahrwerk ausgefahren, und schließlich wird das Flugzeug durch Setzen von *FLAPS 3* und *FLAPS FULL* in Landekonfiguration gebracht. In der Praxis machen operationelle Randbedingungen wie z. B. Geschwindigkeitsvorgaben durch die Flugsicherung oft ein Abweichen von diesem Standardverfahren erforderlich, diese Abweichungen werden im vorliegenden Bericht nicht betrachtet.

## 3 REGELSTRATEGIEN FÜR KONTINUIERLICH VERSTELLBARE LANDEKLAPPEN

Die im Abschnitt 2 erläuterte Verstellung der Landeklappen während des Landeanfluges setzt voraus, dass die Landeklappen – wie heutzutage üblich – in dezidierten Stufen verstellt werden. Hier soll, über die in kommenden Flugzeugmodellen eingesetzte Variable Wölbung im Reiseflug hinaus, überlegt werden, ob auch für die anderen Flugphasen auf eine stufenlose Verstellung der Hinterkantenklappen übergegangen wird, falls sich daraus Vorteile ergeben. Die stufenlose Verstellung der Klappen wird auch als kontinuierliche Verstellung bezeichnet, um den Unterschied zur herkömmlichen, diskreten Verstellung hervorzuheben.

Der Landeanflug unterscheidet sich von Start und Reiseflug dadurch, dass das Optimierungsziel für eine kontinuierliche Klappenverstellung nicht von vorneherein feststeht. Während sowohl für den Abflug als auch für den Reiseflug die aerodynamische Effizienz des Flugzeuges, die Gleitzahl, maximiert werden sollte, gilt dies für den Landeanflug nicht unbedingt immer: Zum Abbau der überschüssigen Energie bei der Verzögerung zur Landung ist es mitunter erforderlich, die Gleitzahl künstlich herabzusetzen. Daher können im Landeanflug auch andere Optimierungsziele verfolgt werden, die geeigneter im Sinne der Gesamtmission sind. In diesem Bericht werden – ohne Anspruch auf Identifikation aller denkbaren Ziele – drei verschiedene Ziele gewählt, deren Erreichen als Strategie definiert und die jeweilige Auswirkung auf Flugleistungsdaten des Landeanfluges untersucht. Die Ergebnisse sollen als Voruntersuchung bzw. Entscheidungsgrundlage dienen, welche Regelstrategien für stufenlose Klappenverstellung im Landeanflug möglich und sinnvoll sind und welche Flugleistungen damit erreichbar sind.

**Ziel 1: Minimale Nicklageänderung**

**Ziel 2: Minimaler Kraftstoffbedarf / Beste Gleitzahl**

**Ziel 3: Minimale Anflugdauer / Schlechteste Gleitzahl**

Für den Landeanflug werden drei mögliche Strategien zum Erreichen obiger Ziele mittels stufenloser Verstellung der Landeklappen untersucht. Ziel 1 wird verfolgt, indem durch geeigneten Klappenausschlag während der Verzögerung die Flügelgeometrie der Fahrt so nachgeführt wird, dass der benötigte Bahnwinkel konstant bleibt. Dann muss bei konstantem Bahnwinkel weder bei Fahrt- noch bei Konfigurationsänderungen die Nicklage verändert werden, was sowohl die Sichtbedingungen aus der Pilotenkanzel als auch den Passagierkomfort verbessert. Die zweite Stra-

<sup>1</sup> Die Kriterien für einen stabilisierten Anflug nach [9] sind (Auswahl der für diesen Bericht relevanten Kriterien):

- Flugzeug auf korrektem Flugweg;
- Fahrt höchstens 20 kn über und 0 kn unter der  $V_{APP}$  ;
- Flugzeug ist zur Landung konfiguriert;
- Triebwerksleistung wie zur Landung benötigt;

ategie, zum Erreichen des Ziels 2, ist es, die Klappen unter Einhaltung betrieblicher Bedingungen so auszuschlagen, dass der Widerstand immer minimiert wird; dies entspricht jener Strategie, die im Normalfall beim Start und im Reiseflug als sinnvollste angesehen wird. Als dritte Strategie wird ein Ausfahren der Klappen betrachtet, das immer den maximal zulässigen Widerstand erzeugt, womit die Verzögerungsfähigkeit des Flugzeugs maximiert wird und so die Anflugdauer minimiert werden kann, was dem Ziel 3 entspricht.

Ein Effekt jeder kontinuierlichen Klappenverstellung ist die Vermeidung plötzlicher Zusatzlastvielfachen infolge Klappenausschlags. Außer zur Erhöhung des Komforts trägt dies auch zur Unterbindung des „ballooning“ (Aufschweben) bei, einer ungewollten Reaktion auf das Ausfahren der Klappen, bei dem das Flugzeug als Folge einer Klappenwinkelerhöhung bei konstantem Anstellwinkel eine Auftriebserhöhung erfährt und damit von der ursprünglichen Flugbahn nach oben abweicht.

Anhand qualitativer Verläufe des Auftriebsbeiwertes und des Anstellwinkels werden die Unterschiede der einzelnen Regelungsstrategien im Folgenden herausgearbeitet. Alle drei Basisstrategien (minimale Nickstörung, minimaler Widerstand, minimale Anflugdauer) sind in BILD 2 bzw. BILD 3 anhand aufgelöster bzw. Gleitzahlpolaren skizziert und der konventionellen Klappenverstellung gegenübergestellt. Der Einfachheit halber sind hier nur zwei Konfigurationsschritte dargestellt, während im realen Flug üblicherweise ca. 3 bis 6 Schritte erforderlich sind. Es sind hier die Werte für ausgetrimmten Flug dargestellt; dies ist gleichbedeutend mit der Annahme, dass die Zunahme des Auftriebsbeiwertes mit zunehmendem Klappenwinkel durch entsprechende Reduktion des Anstellwinkels sofort kompensiert wird, so dass keine Bahnabweichung auftritt.

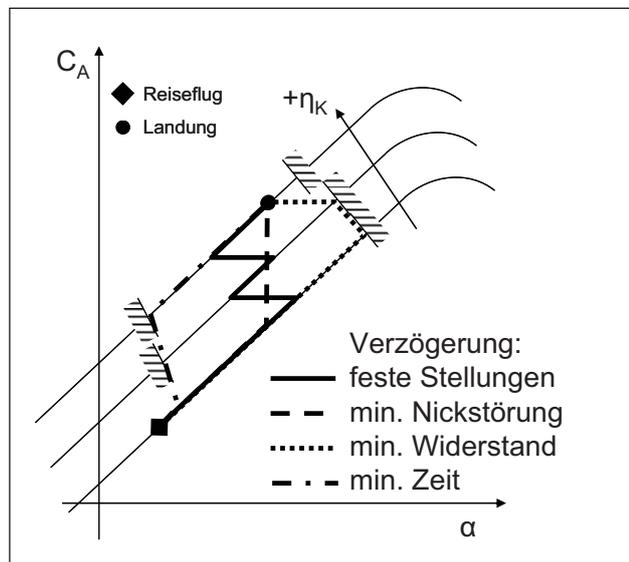


BILD 2. Verläufe des Auftriebsbeiwertes / Anstellwinkels für Klappenregelungsstrategien im Landeanflug

### 3.1 Konventionelle Klappenverstellung

Bei der Verzögerung zur Landung muss das Flugzeug im in BILD 2 bzw. BILD 3 dargestellten konventionellen Fall durch zweimaliges Ausfahren der Landeklappen umkonfiguriert werden. Die durchgezogene Linie stellt dabei den Verlauf der betrachteten Zustandsgrößen dar. In BILD

2 ist der Verlauf des Auftriebsbeiwertes über dem Anstellwinkel qualitativ dargestellt. Ausgehend vom Reiseflug mit eingefahrenen Klappen wird bei der Verzögerung der Anstellwinkel und somit der Auftriebsbeiwert erhöht, bis eine bestimmte Fahrt, hier implizit über den Auftriebsbeiwert dargestellt, erreicht wird, der das Ausfahren der ersten Klappenstellung zugeordnet ist. Bei annähernd konstanter Fahrt erfolgt das erste Ausfahren der Klappen, wobei auf die mittlere Gleitzahlpolare übergegangen wird. Da ohne Bahn- und Fahrtänderung der Auftriebsbeiwert konstant bleiben muss, ist hierbei ein Abnicken des Flugzeuges erforderlich. Anschließend erfolgt die weitere Verzögerung mit einhergehender Erhöhung von Anstellwinkel und Auftriebsbeiwert, bevor die zweite Konfigurationsänderung vorgenommen wird. Auf der obersten Polare, die der Landstellung der Hinterkantenklappen entsprechen soll, wird nun bis zur Anfluggeschwindigkeit  $V_{APP}$  verzögert. Der entsprechende Zustand ist in BILD 2 durch den Punkt bezeichnet.

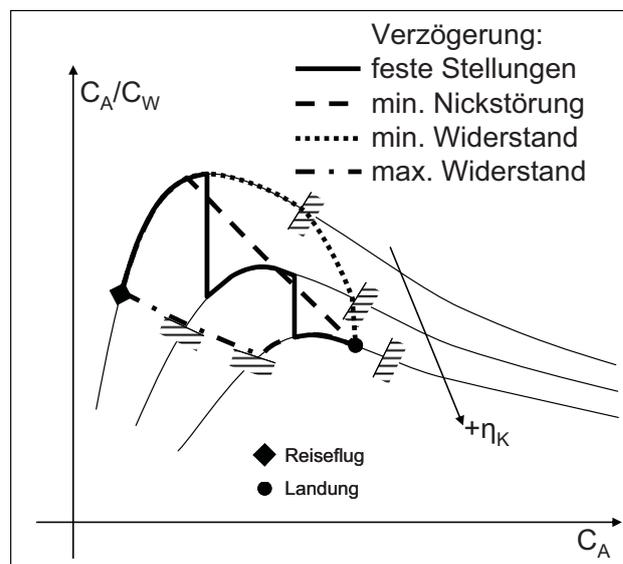


BILD 3. Verläufe der Gleitzahl/des Auftriebsbeiwertes für Klappenregelungsstrategien im Landeanflug

In BILD 3 ist der Verlauf der Gleitzahl über dem Auftriebsbeiwert dargestellt, der sich beim oben beschriebenen Vorgang einstellt. Ausgehend vom Reiseflug erfolgt eine Verzögerung und dabei eine Erhöhung der Gleitzahl. Ungefähr beim Maximum der Gleitzahlpolare (Fahrt minimalen Widerstands - Green Dot Speed) wird das erste Ausfahren der Klappen vorgenommen, wobei bei konstantem Auftriebsbeiwert die Gleitzahl reduziert wird, bis die mittlere Polare erreicht ist. Dann wird unter Erhöhung des Auftriebsbeiwertes weiter verzögert. Bei Erreichen der entsprechenden Geschwindigkeit, die bei manchen Flugzeugmustern jenseits des Gleitzahlmaximums liegen kann, wird der zweite Konfigurationsschritt vorgenommen, wobei wieder auf die nächst niedrigere Polare übergegangen wird. Auch hier wird üblicherweise das Maximum der Gleitzahl passiert, bevor der Zustand für den Endanflug erreicht wird [11].

In beiden Abbildungen sind die maximal im Betrieb erlaubten Auftriebsbeiwerte bzw. Anstellwinkel durch die jeweils weiter rechts liegenden schraffierten Begrenzungen dargestellt. Die europäische Zulassungsvorschrift für große Flugzeuge CS25 [12] erlaubt Verkehrsflugzeugen im Landeanflug eine Minimalfahrt von

$$(1) \quad V_{\min} = 1,23 \cdot V_{Stg}$$

und so den maximalen operationellen Auftriebsbeiwert von

$$(2) \quad C_{A,max,op.} = 0,66 \cdot C_{A,max.}$$

Das 1,23-fache der Überziehgeschwindigkeit wird in diesem Bericht *Lowest Selectable Speed*<sup>2</sup> (niedrigste wählbare Fahrt,  $V_{LS}$ ) genannt. Für den Landeanflug ohne Wind wird üblicherweise eine Marge von 5 kn auf die  $V_{LS}$  geschlagen:

$$(3) \quad V_{APP} = V_{LS} + 5 \text{kn}$$

### 3.2 Minimale Nicklageänderung (konstanter Anstellwinkel)

Die erste hier betrachtete Strategie der stufenlosen Klappenverstellung ist aus [13] bekannt, dient der Verminderung konfigurationsbedingter Nickaktivität und basiert auf der Zuordnung von Klappen- und Anstellwinkel in der aufgelösten Polare. Durch geeigneten Klappen ausschlag wird der Anstellwinkel während der gesamten Verzögerung konstant gehalten und damit Nicklagestörungen durch Konfigurationsschritte unterbunden. Im Betrieb erzielte Vorteile sind erhöhter Komfort sowie ein nahezu konstanter Sichtwinkel aus der Pilotenkanzel. Die visuelle Referenz bei Sichtanflügen z. B. muss dadurch nicht an konfigurationsbedingte Lageänderungen angepasst werden.

Aus BILD 2 ist als unterbrochene Kurve der Verlauf von Auftriebsbeiwert und Anstellwinkel ersichtlich. Verzögert das Flugzeug aus dem Reiseflug, erhöht sich der Anstellwinkel. Erreicht das Flugzeug jenen Anstellwinkel, der später auch im Endanflug eingenommen werden wird, werden bei weiterer Verzögerung die Hinterkantenklappen kontinuierlich ausgefahren. Hierbei kann, je nach Verstellgeschwindigkeit der Klappen und Verzögerung des Flugzeuges, der Klappenwinkel so gewählt werden, dass bei der momentan anliegenden Fahrt der notwendige Auftriebsbeiwert genau beim gewünschten Anstellwinkel eingenommen wird<sup>3</sup>. Nicklageänderungen treten dann nur noch beim Manövrieren oder infolge atmosphärischer Störungen auf.

In BILD 3 ist der Verlauf der Gleitzahl als unterbrochene Kurve dargestellt.

### 3.3 Minimaler Kraftstoffbedarf (minimaler Widerstand)

Die zweite Strategie des stufenlosen Klappenausfahrens verfolgt den Zweck, den Kraftstoffbedarf während des Anfluges zu senken. Dazu wird die Gleitzahl

$$(4) \quad E = \frac{C_A}{C_W}$$

während des gesamten Landeanfluges maximal gehalten, indem zu jeder eingenommenen Fahrt die Hinterkantenklappen so verstellt werden, dass sich das Flugzeug gerade entlang der Minimalfahrt bewegt.

In BILD 3 ergibt diese Strategie einen Verlauf entlang der punktierten Kurve. Sie ist dadurch gekennzeichnet, dass ihr Verlauf der höchsten zulässigen Gleitzahl zu jedem eingenommenen Auftriebsbeiwert entspricht. Auftriebsbeiwerte, die höher sind als der zur Landung nötige, sind dabei nicht zugelassen; dies würde einer Verzögerung unter die Landefahrt gleichkommen, was im Sinne des sicheren Betriebs nicht zulässig ist.

Aus BILD 2 lässt sich, ebenfalls punktiert dargestellt, der zugehörige Anstellwinkelverlauf ablesen. Nach der Erhöhung des Anstellwinkels bis zum maximal zulässigen erfolgt unter Ausfahren der Klappen eine Verzögerung bis zum Erreichen des zur Landung nötigen Auftriebsbeiwertes. Dann erfolgt beim Ausfahren der Klappen in die Landekonfiguration ein Abnicken auf den zugehörigen Anstellwinkel. Bei dieser Strategie kann, je nach Flugzeugtyp, ein Abnicken während der Verzögerung notwendig sein, was den durch die Piloten verinnerlichten und intuitiven Zusammenhang zwischen Lage- und Fahrtänderung umkehrt. Ob dieser Effekt toleriert werden kann, muss in Versuchen mit Piloten ermittelt werden.

Der real zu erreichende Kraftstoffverbrauch kann bei dieser Strategie stark variieren. Wenn der Anflug lange Abschnitte aufweist, die mit Geschwindigkeiten zu fliegen sind, welche unterhalb der minimal zulässigen Fahrt für Reisekonfiguration liegen, wird der Verbrauch aufgrund der erhöhten Gleitzahl abnehmen. Allerdings erfolgt hier das vollständige Ausfahren der Landeklappen erst nach der Einnahme der Landefahrt. Um trotzdem in 1000 ft AAL vollständig konfiguriert zu sein, ist daher die Einnahme der Landefahrt und die damit verbundene Schuberhöhung schon oberhalb von 1000 ft AAL erforderlich, was gegenüber den anderen Strategien Kraftstoff kosten kann.

### 3.4 Minimale Anflugdauer (maximaler Widerstand)

Die dritte Strategie des stufenlosen Klappenausfahrens verfolgt den Zweck, die Anflugdauer zu senken. Dies geschieht, indem die Durchschnittsgeschwindigkeit während des Anfluges hoch gehalten wird. Dazu wird die Verzögerung auf Landefahrt möglichst spät eingeleitet, dann aber mit maximaler Verzögerung die Landefahrt eingenommen. Dieses Manöver kann durch die Hinterkantenklappen unterstützt werden, indem sie immer in die Konfiguration gebracht werden, die fahrtabhängig den maximal zulässigen Widerstand liefert.

In BILD 2 und BILD 3 ist diese Strategie jeweils durch die Strichpunktcurve dargestellt. Sie zeichnet sich dadurch aus, dass bei niedrigen Anstellwinkeln und Auftriebsbeiwerten unter Berücksichtigung der Maximalfahrten (durch die jeweils links liegenden schraffierten Bereiche implizit über den Auftriebsbeiwert ausgedrückt) die Klappen auf den maximal zulässigen Winkel

<sup>2</sup> Dies erfolgt in Anlehnung an die Bezeichnung bei Airbus-Flugzeugen.

<sup>3</sup> Nicht jedes Flugzeug muss die notwendigen physikalischen Randbedingungen zur Kompensation der Fahrtreduktion durch Klappenausschlag erfüllen. Hier wird davon ausgegangen, dass die relative Lage der Polaren des Flugzeuges diese Strategie zulässt; andernfalls müssten doch gewisse Lageänderungen während der Fahrtänderung in Kauf genommen werden.

ausgeschlagen werden, wodurch die Landekonfiguration schon bei niedrigen Auftriebsbeiwerten eingenommen wird und ein Großteil der Verzögerung in Landekonfiguration stattfindet. Sowohl Anstellwinkel als auch Gleitzahl sind während der Verzögerung erheblich niedriger als bei allen anderen Strategien, wodurch hier niedrigere Längslagewinkel und höhere Verzögerungen als bei den anderen Strategien auftreten.

Es ist zu erwarten, dass der Zeitvorteil, den dieses Manöver einbringt, mit aus Piloten- und Passagiersicht ungewöhnlich niedrigen Längslagewinkeln und ungewöhnlich hohen Verzögerungen einhergeht und dass das Manöver daher eventuell als unangenehm bewertet wird. Auch die Belastung der Hochauftriebshilfen und deren erzeugter Lärm steigen vermutlich gegenüber allen anderen Strategien einschließlich konventioneller Verstellung an. Unterstützt werden kann ein derartiges Manöver durch weitere Widerstandsmaßnahmen wie z. B. den Einsatz von Luftbremsen oder frühes Ausfahren des Fahrwerks, beides wird in diesem Bericht aber nicht betrachtet.

### 3.5 Längslagebegrenzung und Manöverspielraum

Die Anwendung der Strategie minimalen Widerstands aus Abschnitt 3.3 führt bei der Verzögerung zu sehr hohen, die der minimalen Zeit aus Abschnitt 3.4 zu sehr niedrigen Längslagewinkeln, was in der Praxis aufgrund der dann schlechten Sicht- und/oder Komfortbedingungen unter Umständen nicht toleriert werden kann. Zur Abhilfe kann eine Längslagebegrenzung eingeführt werden, bei der auch unabhängig von der Fahrt ein Ausfahren der Klappen stattfindet, wenn der Längslagewinkel zu hoch wird, bzw. unterbunden wird, wenn der Längslagewinkel zu gering wird.

Zusätzlich bietet es sich an, eine weitere betriebliche Beschränkung einzuführen, um Manöverspielraum<sup>4</sup> zu lassen. Hierzu wird – ausgehend von der Strategie minimalen Widerstandes – der Klappenwinkel so verstellt, dass die momentan anliegende Fahrt nicht der minimal zulässigen Fahrt entspricht, sondern derjenigen, welche bei einem Hängewinkel von 30° minimal zulässig wäre. Es gilt bei 30° Hängewinkel entsprechend Gleichung (1)

$$(5) V_{\min, \Phi 30^\circ} = 1,23 \cdot V_{\text{Stall}, \Phi 30^\circ} = 1,23 \cdot V_{\text{Slg}} \frac{1}{\cos \Phi_{30^\circ}} = 1,41 \cdot V_{\text{Slg}}$$

Diese Begrenzungen sind in BILD 2 und BILD 3 nicht separat aufgeführt; die ihr zugeordneten Verläufe lägen zwischen den Kurven für minimale Zeit und minimalen Widerstand. Die Ausführungen aus Abschnitt 3.2 und 3.3 gelten sinngemäß.

Etwas weitere Ziele und Strategien werden hier nicht berücksichtigt. Aus obigen Ausführungen wird aber

<sup>4</sup> Als Manöverspielraum wird hier ein Hängewinkel von 30° eingeführt, der zu jedem Zeitpunkt der Verzögerung sofort eingenommen werden darf, ohne dass dabei eine Erhöhung des Auftriebsbeiwertes über das 0,66-fache des maximalen Auftriebsbeiwertes stattfindet (s. Gleichung (2)). Bei Annäherung an die Landefahrt wird dieser Spielraum letztlich unterschritten.

deutlich, dass die betrachteten Strategien den zulässigen Flugbereich eingrenzen, indem sowohl Konfigurationsvorgänge entlang der maximal (Minimaler Widerstand) als auch entlang der minimal (möglichen Auftriebsbeiwerte (Maximaler Widerstand) betrachtet werden. Die Strategien minimaler Nicklageänderung und konstanten Manöverspielraums hingegen sorgen für Auftriebsbeiwerte, die deutlich innerhalb des zulässigen Bereichs liegen, so dass mit den Ergebnissen der betrachteten Strategien eine Abschätzung der erreichbaren Ergebnisse vorgenommen werden kann.

### 3.6 Einfluss des Triebwerks

Üblicherweise bestimmt das Regelsystem des Triebwerks die Leerlaufdrehzahl der Triebwerke in Abhängigkeit der Klappenhebelstellung. Dabei wird, um den erhöhten Schubbedarf im Landeanflug und insbesondere beim Durchstartmanöver schnell bereitstellen zu können, bei modernen Flugzeugen die Leerlaufdrehzahl der Triebwerke beim Ausschlagen der Klappen auf einen Winkel  $\eta_K > 0$  von *Flight Idle* (Leerlaufdrehzahl im Reiseflug) auf *Approach Idle* (Leerlaufdrehzahl im Landeanflug) erhöht [14]. Bei Vorversuchen mit dem in Abschnitt 4 beschriebenen Modell zeichnete sich ab, dass bei der kontinuierlichen Verstellung der Klappen deren Ausfahren im Allgemeinen früher im Anflug begonnen wird als im konventionellen Fall, wodurch die Leerlaufdrehzahl früher erhöht wird. Damit jedoch laufen die Triebwerke über einen weiten Teil des Anfluges auf höherem Schubniveau, woraus ein erhöhter Kraftstoffverbrauch folgt. Um das zu verhindern, wurde in dieser Untersuchung die Erhöhung der Leerlaufdrehzahl an das Umlegen des Fahrwerkshebels  $\delta_{FW}$  anstatt an das Ausfahren der Klappen geknüpft. Damit wird der betrieblichen Notwendigkeit Rechnung getragen, die Leerlaufdrehzahl vor der Landung zu erhöhen, während gleichzeitig die Möglichkeit geschaffen wird, auch mit ausgefahrenen Klappen längere Sinkflug- bzw. Verzögerungssegmente bei geringem Leerlaufschubniveau abzufliegen. Ob weitere betriebliche Einschränkungen diesen Schritt in der Realität verbieten, muss zukünftig ermittelt werden.

## 4 SCHNELLZEITSIMULATION

Zur Bewertung der einzelnen Regelstrategien stufenloser Klappenverstellung untereinander und gegenüber dem konventionellen Verfahren wurden Simulationsversuche mit einem Modell eines generischen zweistrahligen Langstreckenverkehrsflugzeugs<sup>5</sup> durchgeführt. Es handelt sich dabei um ein nichtlineares Massenpunktmodell mit drei Freiheitsgraden, welches für Flugleistungs- und Trajektorienuntersuchungen konzipiert ist. Die Berechnung der Lilienthal- und der aufgelösten Polaren mit kontinuierlich verstellbaren Landeklappen erfolgt in Ermangelung genauer Daten durch lineare Interpolation über den Klappenwinkel zwischen den jeweiligen Polaren der herkömmlichen Klappenstellungen.

Zunächst wurde ein Szenario ausgewählt, was sich seiner Einfachheit wegen zum Vergleich zwischen den einzelnen Strategien sehr gut eignet. Eine systematische Variation

<sup>5</sup> Anhand der Geometrie- und Massenparameter ordnet sich das Flugzeug in die Klasse A330-300, A350-900, 777-200, 787-9 ein.

der Anfangsbedingungen erfolgte bisher nicht, ist aber zur weiteren Überprüfung der Allgemeingültigkeit der bisher ermittelten Ergebnisse geplant. Im Abschnitt 4.1 wird das Szenario und die Durchführung der Versuche beschrieben. Eine Auswertung und Interpretation der Ergebnisse wird in 4.2 gegeben.

### 4.1 Szenario

Als Versuchsszenario wurde ein geradliniger Landeanflug auf Berlin-Tegel (EDDT), Landebahn 26R gewählt. Die Umgebungsbedingungen entsprechen ruhiger Normatmosphäre. Das Flugzeug beginnt den Anflug im stationären Horizontalflug in einer Höhe von 3000 ft MSL mit einer Fahrt von 250 KIAS in einer Entfernung von 20 NM vor der Landebahnschwelle. Die Flugzeugmasse zum Beginn des Anfluges entspricht der maximalen Landemasse. Der Horizontalflug wird bis zum Einflug auf den Gleitpfad, 8,9 NM vor der Landebahnschwelle, beibehalten, wobei bei Passieren des Verzögerungspunkts<sup>6</sup> die Verzögerung auf Landefahrt eingeleitet wird. Abhängig von der Klappenregelungsstrategie erfolgt die Konfiguration des Flugzeuges, bevor in 1000 ft AAL<sup>7</sup> die Bedingungen für den stabilisierten Endanflug erfüllt sein müssen. Zu beachten ist, dass – unabhängig von der gewählten Strategie – ein einmal eingenommener Klappenwinkel nicht wieder unterschritten werden darf. Die Verstellgeschwindigkeit der Klappen wurde dabei nicht begrenzt, um ein ideales Verfolgen der jeweiligen Strategie zu ermöglichen. Das Ausfahren des Fahrwerks erfolgt bei den konventionellen Anflügen wie im Flughandbuch angegeben nach Einnahme eines Klappenwinkels von 14°; bei den Anflügen mit kontinuierlich verstellten Landeklappen wurde das Fahrwerk beim Durchfliegen von 1870 ft MSL (1753 ft AAL) unabhängig vom Klappenwinkel ausgefahren, dies entspricht der Ausfahrhöhe des Fahrwerks beim konventionellen Anflug. Zur Vergleichbarkeit der Anflüge wurden keine Parameter außer dem Verzögerungspunkt und der jeweiligen Konfigurationsstrategie variiert. Vertikal- und Lateralprofil des Anflugs sind in BILD 4 skizziert.

Insgesamt wurden zur Verifikation der Regelungsstrategien 7 Anflüge simuliert. Es erfolgte ein Anflug mit konventioneller Konfiguration, weiter wurde ein Anflug mit kontinuierlich verstellten Landeklappen für  $\Phi=30^\circ$  Manöverspielraum und ein Anflug mit kontinuierlich verstellten Klappen mit minimaler Nickstörung durchgeführt. Außerdem erfolgte je ein Anflug minimaler Dauer ohne und mit Längslagebegrenzung auf ein willkürlich gewähltes Minimum von  $\Theta_{\min}=2^\circ$ . Abschließend erfolgte je ein Anflug mit kontinuierlich verstellten Klappen für minimalen Widerstand ohne und mit Längslagebegrenzung auf ein willkürlich festgelegtes Maximum von  $\Theta_{\max}=7^\circ$ .

Für alle Anflüge wird die Bahn des Flugzeugs geregelt. Nachdem es sich beim eingesetzten Modell um ein Massenpunktmodell handelt, können die aus Konfigu-

rationsänderungen resultierenden Auftriebsstörungen durch sofortige Anpassung des Anstellwinkels kompensiert werden, ohne dass eine Bahnabweichung auftritt. Beim Übergang auf eine höhere Simulationsgüte oder auf ein reales Flugzeug sind demgegenüber geringere Nickraten, aber tendenziell höhere Bahnabweichungen zu erwarten.

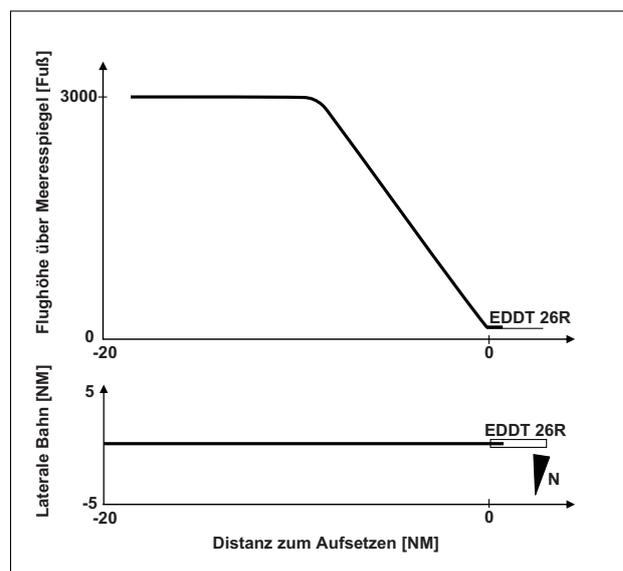


BILD 4. Vertikaler und lateraler Flugweg des Anflugszenarios

### 4.2 Auswertung der Ergebnisse

Im Folgenden werden die Versuchsdaten aus den 7 simulierten Anflügen dargestellt. Die jeweils verwendeten Kennzeichnungen und Konfigurationsstrategien sind, zusammen mit den in den Abbildungen verwendeten Linienstilen, in TAB 1 gegeben.

Kennzeichnung	Strategie	Linie
<i>Kvtl</i>	Konventionell	---
<i>Kont-M</i>	kont. – konst. Manöverspielraum	+
<i>Kont-A</i>	kont. – konst. Anstellwinkel	✕
<i>Kont-Df</i>	kont. – min. Anflugdauer	△
<i>Kont-D2</i>	kont. – min. Anflugdauer, $\Theta_{\min}=2^\circ$	△
<i>Kont-Wf</i>	kont. – min. Widerstand	▽
<i>Kont-W7</i>	kont. – min. Widerstand, $\Theta_{\max}=7^\circ$	▽

TAB 1: Bezeichnung und Bedingungen für die 8 simulierten Verifizierungsflüge

In BILD 5 und BILD 6 sind die wichtigsten Parameter aus den simulierten Verifizierungsflügen über der Distanz zum Aufsetzpunkt dargestellt; beide Bilder sind in höherer Auflösung noch einmal am Ende des Berichts eingefügt. In BILD 5 sind die Werte für Höhe H, Fahrt CAS, Längslage  $\Theta$ , Drehzahl  $N_1$  und Kraftstoffbedarf  $\Delta m$  aufgetragen, während BILD 6 den Anstellwinkel  $\alpha$ , normierten Klappenwinkel  $\eta_K/\eta_{K,\max}$ , normierten Fahrwerksstatus  $\eta_{LG}/\eta_{LG,\max}$  sowie die zu jedem Zeitpunkt existierende Marge zur Maximal- und zur Minimalfahrt zeigt. Da vor -14 NM und

<sup>6</sup> Der Verzögerungspunkt ist ein flugleistungsabhängiger, ortsvariabler Wegpunkt auf dem Flugweg, bei dem die Verzögerung auf  $V_{APP}$  eingeleitet wird [10]. Er wurde hier so gewählt, dass die Anflugstabilisierung zwischen 1015 und 1000 ft AAL erfolgt.

<sup>7</sup> Die Schwelle der Landebahn EDDT 26R liegt auf 117 ft MSL: 1000 ft AAL = 1117 ft MSL

nach erfolgter Stabilisierung in 1000 ft AAL, bei -3,14 NM, alle Anflüge gleich verlaufen, sind die Parameter nur zwischen diesen Punkten dargestellt.

Im ersten Diagramm von BILD 5 ist das Vertikalprofil der Verifizierungsflüge dargestellt. Alle Flüge folgten der gleichen Bahn. Die Flüge begannen 20 NM vor dem Aufsetzpunkt in 3000 ft MSL (2883 ft AAL). In einer Entfernung von 8,9 NM vor dem Aufsetzpunkt erfolgte der Einflug auf den Gleitpfad des Instrumentenlandesystems mit einem Bahnwinkel von -3°, welcher bis zur Landung beibehalten wurde.

Im zweiten Diagramm in BILD 5 ist die Fahrt (CAS – *Calibrated Airspeed*, kalibrierte Fahrt) aufgetragen. Der grundsätzliche Verlauf der Fahrt über der Distanz zur Landung ist für alle Strategien identisch. Bei der kontinuierlichen Konfiguration für minimale Anflugdauer (Anflug *Kont-Df*) liegt der Verzögerungspunkt am nächsten zum Flughafen und die Fahrt ist während der gesamten Verzögerung immer höher als bei den anderen Strategien. Hieraus ist schon zu ersehen, dass der so durchgeführte Anflug derjenige mit der kürzesten Dauer (271 s bis 1000 ft AAL) aller Verifizierungsflüge ist. Der Anflug *Kont-Wf* ist der mit der geringsten Durchschnittsgeschwindigkeit und dauerte mit 286 s bis 1000 ft AAL am längsten.

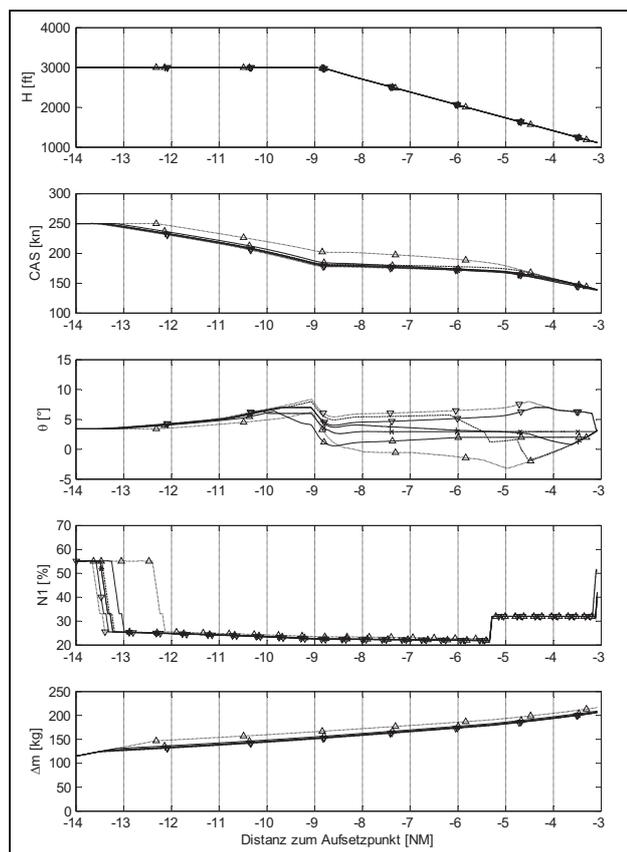


BILD 5: Höhe, Fahrt, Längslage, Drehzahl und Kraftstoffbedarf über der Distanz zum Aufsetzen

Die im dritten Diagramm von BILD 5 dargestellte Längslage weist für die konventionelle Konfiguration (*KvtI*) deutliche Schwankungen auf. Der höchste erreichte Wert, kurz vor dem Einflug auf den Gleitpfad, liegt dabei etwas unter  $\Theta=8^\circ$ . Der niedrigste Wert wird kurz nach dem Ausfahren der letzten Klappenstellung erreicht und liegt

bei ca.  $\Theta=-1,9^\circ$ . Deutlich ist das Abnicken beim Ausfahren jeder Klappenstellung, z. B. zwischen ca. -6 und -5,3 NM, und das anschließende Aufnicken beim weiteren Verzögern, z. B. um -5 NM, zu erkennen. Demgegenüber weisen alle anderen Strategien erheblich geringere Schwankungen in der Nicklage auf. Der größte Längslagewinkel aller Anflüge wird, ebenfalls kurz vor dem Einflug auf den Gleitpfad, mit  $8,4^\circ$  beim kontinuierlichen Verstellen der Klappen mit minimalem Widerstand ohne Längslagewinkelbegrenzung (*Kont-Wf*) erreicht. Nachdem in jenem Fall das Ausfahren der Klappen überhaupt erst beim Passieren von ca. -4,5 NM beginnt, liegt dort ein deutliches lokales Maximum des Längslagewinkels, da zuvor reine Verzögerung herrschte, während danach eine kombinierte Verzögerung und Konfigurationsänderung ein Abnicken erforderlich macht. Die Verläufe für die Strategie minimalen Widerstands mit Längslagebegrenzung (*Kont-W7*) sind qualitativ ähnlich derjenigen ohne Längslagebegrenzung, allerdings in Richtung geringerer Längslage verschoben. Dies wird durch frühzeitiges, zunehmendes Ausschlagen der Klappen beim Erreichen von  $7^\circ$  Längslage während der Verzögerung ermöglicht, welches beim Einflug auf den Gleitpfad unterbrochen wird, da der Längslagewinkel dort aufgrund des Sinkfluges reduziert wird. Der kleinste Längslagewinkel aller simulierten Anflüge wird mit  $\Theta=-3,2^\circ$  bei der Strategie minimaler Anflugdauer ohne Längslagebegrenzung (*Kont-Df*) erreicht. Bei höchstzulässiger Fahrt wurden hier die Klappen voll ausgeschlagen, wodurch derart niedrige Längslagen erforderlich sind. Sehr deutlich ist zu sehen, wie gut der Längslagewinkel konstant gehalten wird, wenn die Strategie konstanten Anstellwinkels bzw. minimaler Nickstörung (*Kont-A*) verfolgt wird. Beim Erreichen des Zielanstellwinkels von  $6^\circ$  etwa bei -10,5 NM wird mit dem kontinuierlichen Ausfahren der Klappen begonnen und der Anstell- und somit der Längslagewinkel genau gehalten. Die einzig verbleibende Nickaktivität findet beim Einflug auf den Gleitpfad bei -8,9 NM statt. Die Strategie konstanten Manöverspielraumes (*Kont-M*) erfordert über den gesamten Verzögerungszeitraum ein kontinuierliches, sanftes Abnicken. Eine größere Längslageveränderung findet hier nur beim Einflug auf den Gleitpfad statt.

Die Drehzahl der Niederdruckwelle  $N_{11}$ , im vierten Diagramm von BILD 5 dargestellt, zeigt für alle Anflüge qualitativ gleiches Verhalten. Beim Passieren des Verzögerungspunkts wird die Drehzahl von ca. 55% reduziert auf *Flight Idle*, was bis zur Erhöhung auf *Approach Idle* anliegt. Aufgrund der Verwendung des Fahrwerkshebels als Schaltbedingung für die Drehzahlerhöhung auf *Approach Idle* erfolgt letztere für alle Strategien etwa bei -5 NM. Die Einnahme der zum Halten der Landefahrt erforderlichen Drehzahl erfolgt für alle Strategien erst kurz vor der Stabilisierung in 1000 ft AAL. Allerdings muss für die Strategien minimalen Widerstands (*Kont-W\**) die Drehzahl schon etwas früher erhöht werden, da hier die Landefahrt  $V_{APP}$  schon oberhalb von 1000 ft AAL erreicht wird, um das vollständige Ausfahren der Landeklappen rechtzeitig abschließen zu können.

Im letzten Diagramm in BILD 5 ist der verbrauchte Kraftstoff dargestellt. Hier weisen die einzelnen Strategien nur kleine Unterschiede auf. Die geringste Kraftstoffmenge bis 1000 ft AAL, 206 kg, wird bei den Anflügen *KvtI* und *Kont-M* verbraucht, dicht gefolgt von den Anflügen *Kont-Wf* und *Kont-A* (207 kg). Am meisten wird beim Anflug

*Kont-Df* verbraucht, wo bis 1000 ft AAL über 216 kg Treibstoff, also knapp 5% mehr, verbrannt werden.

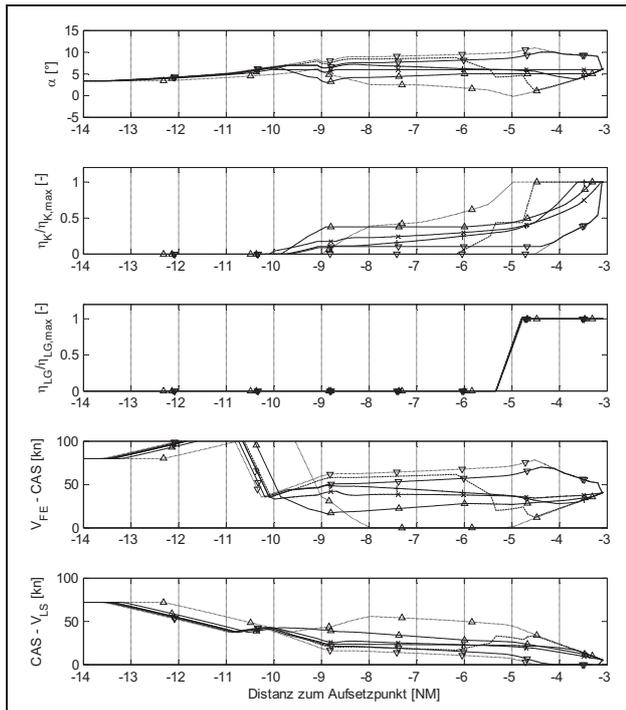


BILD 6: Anstellwinkel, normierter Klappenwinkel, normierter Fahrwerksstatus, Margen zur Maximal- und zur Minimalfahrt über der Distanz zum Aufsetzen

Im ersten Diagramm in BILD 6 ist der Anstellwinkel dargestellt. Die obigen Ausführungen zum Längslagewinkel gelten sinngemäß. Es ist zu beachten, dass sich ohne Wind der Längslage- und der Anstellwinkel nur durch den Bahnwinkel unterscheiden, der fest vorgegeben ist. Besonders deutlich wird hier die Strategie des konstanten Anstellwinkels (minimale Nicklageänderung, *Kont-A*) bei der kontinuierlichen Klappenverstellung sichtbar.

Das zweite Diagramm in BILD 6 zeigt den auf die Landekonfiguration normierten Klappenwinkel. Gut zu erkennen ist das stufenweise Ausfahren bei der konventionellen Verstellung so wie das geschwindigkeitsabhängig kontinuierliche Ausfahren bei den Strategien für minimale Zeit, konstante Manövermarge und konstanten Anstellwinkel. Im Klappenwinkelverlauf für letztere ist auch zu erkennen, dass beim Einfliegen auf den Gleitpfad kurzzeitig der Klappenwinkel konstant bleibt, da ja zur Einleitung des Sinkfluges der Anstellwinkel verringert werden muss, die Klappen aber nicht wieder einfahren dürfen. Deutlich zu sehen sind auch das frühe, weite Ausfahren der Klappen bei minimaler Anflugdauer sowie das schnelle Ausfahren der Klappen am Ende der Verzögerungsphase für die Strategien minimalen Widerstands, wobei im Fall *Kont-W7* ein niedriger Klappenwinkel wiederum früh eingenommen und dann gehalten wird. Das schnelle Ausfahren am Ende der Anflüge *Kont-W\** ist das einzige Auftreten einer höheren Klappenstellrate als im konventionellen Fall. Alle anderen Strategien werden mit z. T. erheblich geringerer Verstellgeschwindigkeit der Hinterkantenklappen verfolgt. Die Strategie minimalen Widerstands könnte ebenso gut mit auf herkömmliche Werte beschränkter Stellrate verfolgt werden, dies würde in zusätzlichem Kraftstoffverbrauch, aber geringerer maximaler Nickrate resultieren.

Im dritten Diagramm von BILD 6 ist der Zustand des Fahrwerks dargestellt, wobei der Wert 0 eingefahren, der Wert 1 voll ausgefahren bedeutet. Für alle Strategien findet das Ausfahren – wie festgesetzt – am gleichen Punkt statt.

In den letzten beiden Diagrammen in BILD 6 sind der Abstand der aktuellen Fahrt von Maximalfahrt ( $V_{FE}$ , Flaps Extension Speed – zulässige Maximalfahrt je Klappenstellung) und Minimalfahrt ( $V_{LS}$ , Lowest Selectable Speed – 1,23-faches der Überziehggeschwindigkeit) dargestellt.  $V_{FE}$  und  $V_{LS}$  wurden dabei in Abhängigkeit vom Klappenwinkel interpoliert. Vor ca. -11 NM variieren die Abstände wegen der Verzögerung und wegen des Ausfahrens der Vorflügel für alle Strategien in etwa gleichermaßen; einzige Ausnahme bildet hier der Anflug *Kont-Df* wegen der später eingeleiteten Verzögerung. Danach weist, wie zu erwarten war, die konventionelle Konfigurationsstrategie größere Schwankungen in den Abständen auf. Der geringste Abstand zur  $V_{LS}$  beträgt 5 kn, das entspricht dem bei der Landung üblichen. Der geringste Abstand zur  $V_{FE}$  beträgt knapp 12 kn. Alle anderen Strategien, wiederum mit Ausnahme der für geringste Dauer, weisen einen höheren Abstand zur  $V_{FE}$  auf, wobei die Strategie *Kont-Wf* hier einen Spitzenwert von ca. 79 kn erreicht. Dafür beträgt die Marge zur  $V_{LS}$  hier über weite Teile des Anfluges weniger als 10 kn, für die letzten ca. 1,1 NM vor der Stabilisierung wird genau mit der  $V_{LS}$  geflogen. Einen komfortablen Abstand sowohl zur  $V_{FE}$  und zur  $V_{LS}$  bieten die Strategien *Kont-A* und *Kont-M*, wo der Abstand zur  $V_{FE}$  während der gesamten Konfiguration um ca. 35 kn bleibt, während der Abstand zur  $V_{LS}$  vom Beginn der Konfiguration bis zur Stabilisierung kontinuierlich von ca. 40 kn bis zu den üblichen 5 kn abnimmt. Die Strategie geringster Dauer weist über weite Teile keinen Abstand von der  $V_{FE}$ , dafür maximalen Abstand, ca. 50 kn, von der  $V_{LS}$  auf.

Die wichtigsten Parameter der einzelnen Anflüge sind in TAB 2 zusammengestellt, wobei  $\Delta m_{1000ft}$  die bis zum Erreichen von 1000 ft AAL verbrauchte Kraftstoffmasse und  $\Delta t_{1000ft}$  die bis dahin benötigte Flugzeit ab Szenarienbeginn bedeuten;  $\bar{\alpha}_{MW}$  ist der Mittelwert und  $\alpha_{max}$  die Standardabweichung der (konfigurations- und verzögerungsbedingten) Anstellwinkeländerung zwischen Beginn und Ende der Konfiguration. Die Minimal- und Maximalwerte in jeder Spalte sind fett gedruckt.

Zunächst ist aus den Ergebnissen ersichtlich, dass gegenüber dem konventionellen Anflug alle kontinuierlichen Strategien zu, wenn auch marginalen, Erhöhungen von Kraftstoffverbrauch und Anflugdauer führen. Allerdings unterscheiden sich alle Verbrauchswerte nur so gering voneinander, dass z. B. eine Veränderung der Höhe, in der das Fahrwerk ausgefahren wird, um nur wenige Fuß die Verbrauchswerte einiger der kontinuierlichen Strategien auf das Niveau der konventionellen Verstellung absenken kann. Besondere Beachtung muss der Tatsache geschenkt werden, dass die in den Anflügen *Kont-W\** vermutete Strategie zur Verbrauchsminimierung in der Simulation ebenfalls eine Erhöhung des Verbrauchs bis 1000 ft AAL zur Folge hat. Der Grund dafür liegt in der in Abschnitt 3.3 beschriebenen Problematik, dass ein Erreichen der  $V_{APP}$  eine Erhöhung der Drehzahl auf den

für stationären Flug notwendigen Wert erfordert, dies aber hier wegen der verbleibenden Klappenlaufzeit bis zur Landekonfiguration schon früher als bei den anderen Anflügen erfolgt. Betrachtet man den Verbrauch bis zum Durchflug von 1020 ft AAL, so verbraucht der *Kont-Wf*-Anflug in der Tat am wenigsten Kraftstoff; jedoch sind auch hier die Unterschiede nur marginal.

Anflug	$\Delta m_{1000ft}$ [kg]	$\Delta t_{1000ft}$ [s]	$\dot{\alpha}_{MW}$ [°/s]	$\dot{\alpha}_{max}$ [°/s]
<i>Kvtl</i>	<b>206</b>	281	<b>0.20</b>	0.89
<i>Kont-M</i>	<b>206</b>	283	0.09	0.74
<i>Kont-A</i>	207	284	<b>0.07</b>	<b>0.43</b>
<i>Kont-Df</i>	<b>216</b>	<b>271</b>	0.12	0.50
<i>Kont-D2</i>	209	282	0.08	0.58
<i>Kont-Wf</i>	207	<b>286</b>	0.09	1.35
<i>Kont-W7</i>	208	285	0.09	<b>1.36</b>

TAB 2: Ergebnisse der Schnellzeitsimulation

Die Flugdauer steigt gegenüber den konventionellen Anflügen leicht an, wenn auf kontinuierliches Ausfahren der Klappen übergegangen wird und nicht die Strategie minimaler Zeit verfolgt wird. Dies ist offensichtlich, da bei der stufenlosen Verstellung schon früher mit der Verzögerung begonnen und somit die Durchschnittsgeschwindigkeit im Verzögerungssegment verringert wird. Besonders hebt sich hier die Strategie *Kont-Wf* hervor, mit der der Anflug bis 1000 ft AAL um 4,5 s verlängert wird. Grundsätzlich ist festzuhalten, dass die optimale Strategie zur Verringerung der Flugdauer ein möglichst langes Fliegen mit möglichst hoher Geschwindigkeit und anschließend möglichst starker Verzögerung auf die  $V_{APP}$  ist. Die konventionelle Konfigurationsstrategie kommt diesem Optimum im Rahmen der operationellen Randbedingungen sehr nahe und wird nur durch die Strategie minimaler Zeit um knapp 11 s unterboten.

An den Werten für  $\dot{\alpha}$  lässt sich ablesen, dass die kontinuierliche Verstellung meist zu „sanfteren“ Manövern führt. Erwartungsgemäß ist der Mittelwert der Anstellwinkelrate für die konventionelle Konfiguration höher als für die anderen Anflüge, dies ist gleichbedeutend mit einer höheren Nickaktivität. An den Werten für die maximale und durchschnittliche Anstellwinkelrate kann der aus BILD 5 optisch gewonnene Eindruck, dass die Nickaktivität für die konventionellen Anflüge *Kvtl* maximal und für jene mit der kontinuierlichen Strategie konstanten Anstellwinkels (*Kont-A*) minimal wird, deutlich abgelesen werden. Die höchste Anstellwinkelrate aller Anflüge weist allerdings der Anflug *Kont-W7* auf, bei dem nach Erreichen der Landegeschwindigkeit beim finalen Ausfahren der Klappen ein schnelles Abnicken erfolgt. Diese Eigenheit könnte aber, z. B. durch Manipulation der Regelstrategie in der Nähe von  $V_{APP}$ , unterbunden werden. Es muss bei der Auswertung der Anstellwinkelrate beachtet werden, dass die temporäre Anstellwinkelreduktion zum Abnicken beim Einflug auf den Gleitpfad mit betrachtet wurde. Eine zusätzlich in Frage kommende Betrachtung des Lastvielfachen wird erst bei Durchführung einer Flugsimulation höherer Realitätstreue sinnvoll, da im Massenpunktmodell die auftretenden Beschleunigungen systemimmanent vollständig kompensiert werden.

Die Ergebnisse der Schnellzeitsimulation lassen den Schluss zu, dass eine signifikante Verringerung des Kraftstoffverbrauchs im Landeanflug durch die kontinuier-

liche Verstellung der Klappen gegenüber einem ideal durchgeführten Anflug mit konventionell verstellbaren Landeklappen nicht möglich scheint<sup>8</sup>. Durch geeignete Regelstrategien kann die Anflugdauer innerhalb eines gewissen Rahmens variiert werden; ohne weitere Anpassung der Prozedur (z. B. Höhe des Fahrwerksausfahrens) beträgt der Spielraum dabei ca. -10 s bis +5 s. Schwankungen des Längslagewinkels und konfigurationsbedingte Nickraten können durch die kontinuierliche Verstellung reduziert werden; ebenfalls die Stellgeschwindigkeit der Klappen während der Konfiguration. Einzige Ausnahme bilden die Anflüge mit minimalem Widerstand, hier kann jedoch die Stellrate begrenzt werden, ohne die Strategie grundsätzlich in Frage zu stellen.

Es bleibt festzuhalten, dass die Ziele 1 (minimale Nicklageänderung) und 3 (minimale Anflugdauer) mit den jeweils zugeordneten Strategien erreicht wurden, während das Ziel 2 mit konventioneller Verstellung und der Strategie konstanter Manövermarge gleichermaßen erreicht wurde. In zukünftigen Untersuchungen wird eine zusätzliche Strategie gesucht, von minimalem Widerstand zu profitieren, ohne die frühzeitige Erhöhung des Schubes zur Stabilisierung in Landefahrt erforderlich zu machen.

## 5 ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Für ein Verkehrsflugzeug wurde die Möglichkeit untersucht, die herkömmliche, schrittweise Verstellung der Hinterkantenklappen beim Landeanflug zugunsten stufenloser Erhöhung des Klappenwinkels aufzugeben. Dafür wurden mehrere Regelstrategien untersucht, die unterschiedliches Potenzial bergen. Eine Möglichkeit dabei ist, die Klappen so auszuschlagen, dass der Widerstand des Flugzeuges immer minimiert wird, hier kann als Variante zusätzlich eine Beschränkung des Längslagewinkels erfolgen oder ein Manöverspielraum definiert werden. Eine weitere Strategie ist es, durch geeigneten Klappenausschlag die Flügelgeometrie so zu verändern, dass zum Einhalten des Bahnwinkels während der Verzögerung und Konfiguration keine Nicklageänderung erfolgen muss. Als dritte Strategie wurde ein Ausfahren der Klappen betrachtet, das immer den maximal zulässigen Widerstand erzeugt, womit die Verzögerungsfähigkeit des Flugzeugs maximiert wird und so die Anflugdauer minimiert werden kann. Alle drei Varianten wurden mit Hilfe des Schnellzeitsimulationsmodells eines generischen Verkehrsflugzeuges auf Kraftstoffverbrauch, Anflugdauer, Nickaktivität und erforderliche Stellgeschwindigkeit der Klappen überprüft. Es wurde ermittelt, dass im Falle des hier untersuchten, idealisierten Landeanfluges die konventionelle Klappenverstellung für den geringsten Kraftstoffverbrauch sorgt. Die Anflugdauer kann durch geeignete Regelstrategien entweder verringert oder erhöht werden. Erwartungsgemäß weisen die Anflüge mit kontinuierlicher Klappenverstellung eine erheblich

<sup>8</sup> Wenn eine kontinuierliche Verstellung im realen Flugbetrieb eingesetzt wird, sind trotz der hier dargestellten Laborergebnisse Verbesserungen im Verbrauch zu erwarten. Operationelle Randbedingungen, die hier nicht betrachtet wurden, erlauben es nur selten, die idealen Prozeduren anzuwenden. Gerade bei Geschwindigkeitsvorgaben durch die Flugsicherung kann eine stufenlose Verstellung der Klappen die Optimierung der Flugzeugkonfiguration auf den fest vorgegebenen Betriebspunkt erlauben.

geringere Nickaktivität auf; im Idealfall (konstanter Anstellwinkel) unterbleiben die Nicklageänderungen durch Konfigurationsschritte vollständig. Die notwendige Verstellgeschwindigkeit der Klappen kann für alle kontinuierlichen Strategien gegenüber der konventionellen Verstellung reduziert werden.

Weitere Arbeiten zur kontinuierlichen Verstellung der Hinterkantenklappen im Landeanflug sind geplant. So werden zunächst in weiteren Schnellzeitsimulationen die Anfangsbedingungen systematisch variiert werden, um die Allgemeingültigkeit der Aussagen zu bestätigen. Insbesondere sind Versuche geplant, die Strategien auch in operationell relevanten Szenarien zu überprüfen, da hier größeres Verbesserungspotenzial erwartet wird. Zusätzlich werden weitere Optimierungsmöglichkeiten der Konfigurationsfolge und –Strategie untersucht; auch die Sicherheits- und Manöverreserven, die zur Korrektur etwaiger Gleitfadablagen zur Verfügung stehen, werden quantifiziert und bewertet. Anschließend soll die erfolgversprechendste Strategie in einem Forschungsflugsimulator umgesetzt werden, wobei auch eine – zumindest rudimentäre – Auslegung einer zugehörigen Mensch-Maschine-Schnittstelle und entsprechend notwendiger Handlungsverfahren beim Landeanflug geplant sind. Die gesamte Funktion soll abschließend in Simulatorversuchen auf mögliche Akzeptanz durch Piloten überprüft und von Piloten auf Leistung und operationelle Relevanz hin bewertet werden.

## SCHRIFTTUM

- [1] **Torenbeek, E.:** *Synthesis of subsonic airplane design*, Delft University Press, 1976, Delft
- [2] **Bolonkin, A.; Gilyard, G.:** *Estimated Benefits of Variable-Geometry Wing Camber Control for Transport Aircraft*, NASA/TM-1999-206586, 1999, Edwards
- [3] **Szodruch, J.:** *The Influence of Camber Variation on the Aerodynamics of Civil Transport Aircraft*, Konferenzbeitrag, AIAA 23<sup>rd</sup> Aerospace Sciences Meeting, 1985, Reno
- [4] **Renken, J. H.:** *Mission-Adaptive Wing Camber Control System for Transport Aircraft*, Konferenzbeitrag, AIAA 23<sup>rd</sup> Applied Aerodynamics Conference, 1985, Colorado Springs
- [5] **Kingsley-Jones, M.:** *As Airbus A350 takes shape, can it avoid the A380's troubles?*, Flightglobal.com, 2008, <http://www.flightglobal.com/articles/2008/07/08/225120/as-airbus-a350-takes-shape-can-it-avoid-the-a380s.html> (Abruf 22.07.2011)
- [6] **Norris, G.:** *Boeing unveils plans for trailing edge variable camber on 787 to reduce drag, save weight*, Flightglobal.com, 2006, <http://www.flightglobal.com/articles/2006/06/12/207172/boeing-unveils-plans-for-trailing-edge-variable-camber-on-787-to-reduce-drag-save.html> (Abruf 22.07.2011)
- [7] **Köthe, A.:** *Analyse und Bewertung der Startleistungen eines Luftfahrzeuges mit kontinuierlich fahrenden Hinterkantenklappen*, Konferenzbeitrag, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2010, Hamburg
- [8] **Civil Aviation Authority:** *The Noise Benefits Associated with Use of Continuous Descent Approach and Low Power / Low Drag Approach Procedures at Heathrow Airport*, CAA, 1978, London, CAA Paper 78006
- [9] **ICAO:** *Procedures for Air Navigation Services - Aircraft Operations, Vol. I, Flight Procedures*, PANS-OPS, ICAO, 2006
- [10] **Lauterbach, M.; Luckner, R.:** *Kontrollierte Verzögerung im Landeanflug mittels automatischer Hochauftriebshilfen*, Konferenzbeitrag, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2010, Hamburg
- [12] **Flight Safety Foundation:** *ALAR Briefing Note 4.2 – Energy Management*, Flight Safety Digest, 2000
- [12] **EASA:** *Certification Specifications for Large Aeroplanes*, CS-25, EASA, 2007
- [13] **Hafer, X.; Sachs, G.:** *Flugmechanik*, 2. Aufl., Springer, 1987, Berlin
- [14] **Linke-Diesinger, A.:** *Systems of Commercial Turbofan Engines*, 1. Aufl., Springer, 2008, Berlin

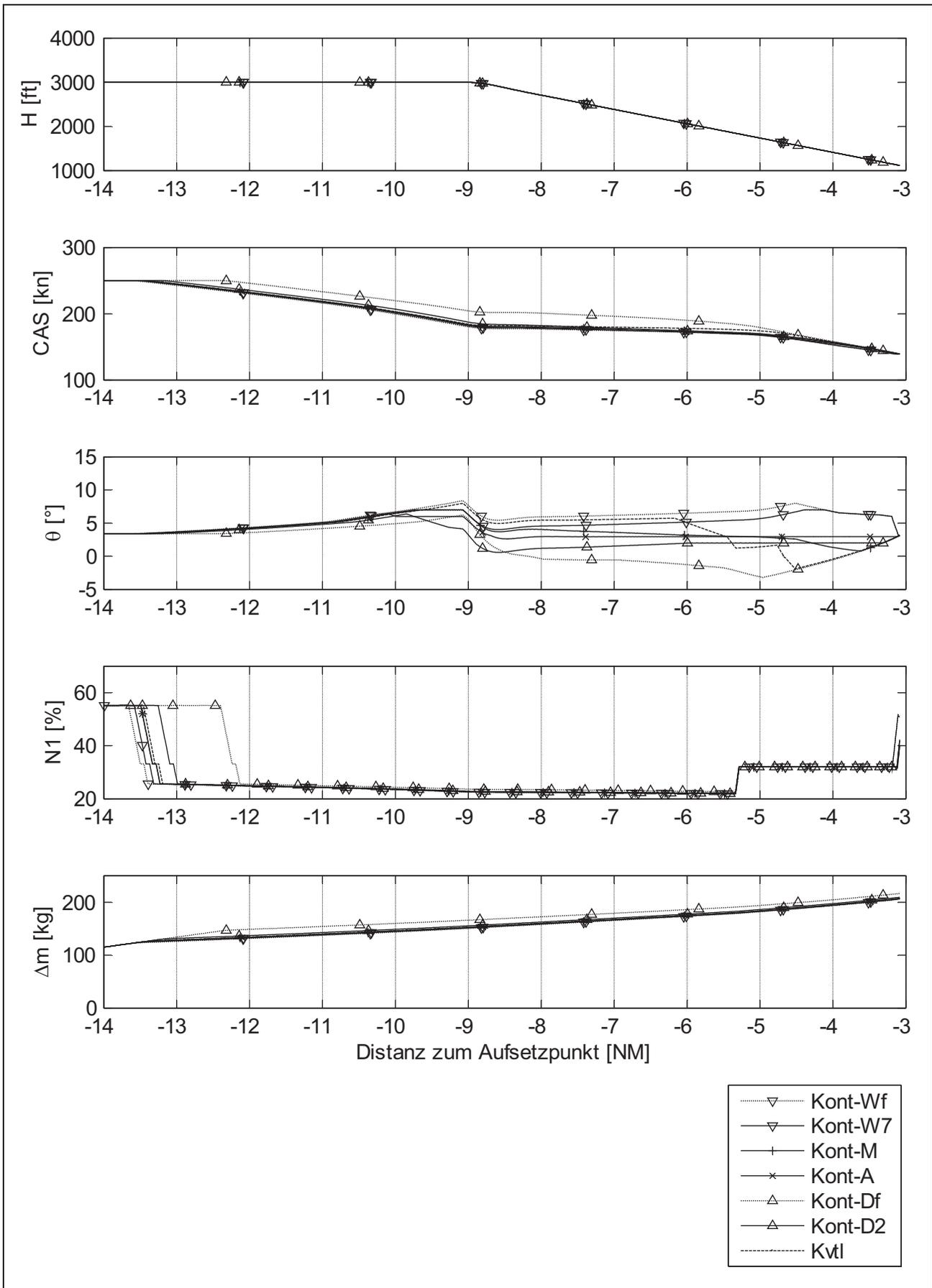


BILD 5: Höhe, Fahrt, Längslage, Drehzahl und Kraftstoffbedarf über der Distanz zum Aufsetzen

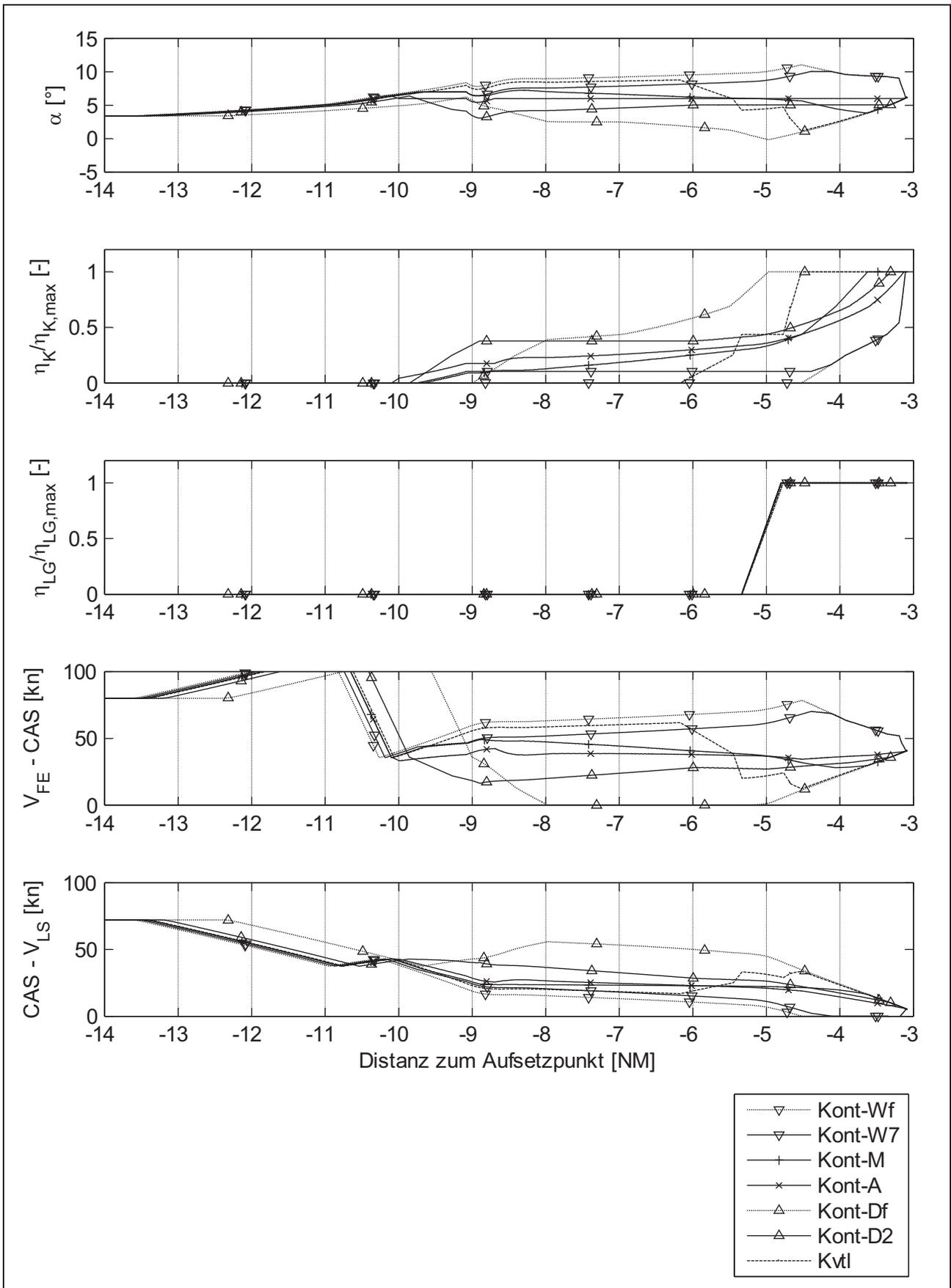


BILD 6: Anstellwinkel, normierter Klappenwinkel, normierter Fahrwerksstatus, Margen zur Maximal- und zur Minimalfahrt über der Distanz zum Aufsetzen