

KONTROLLIERTE VERZÖGERUNG IM LANDEANFLUG MITTELS AUTOMATISCHER HOCHAUFTRIEBSHILFEN

M. Lauterbach / R. Luckner, Fachgebiet Flugmechanik, Flugregelung und Aeroelastizität,
Institut für Luft- und Raumfahrt, Marchstr. 12-14, 10587 Berlin, Deutschland

Zusammenfassung

Der Flügel moderner Verkehrsflugzeuge ist üblicherweise auf die Reiseflugphase hin ausgelegt. Daher muss der Flügel bei Start und Landung für niedrigere Geschwindigkeiten angepasst werden. Diese Konfigurationsänderungen werden durch die Flugzeugführer nach einem Standardverfahren herbeigeführt. Unter zukünftigen Flugsicherungsverfahren soll jedes Flugzeug eine eigens bestimmte vierdimensionale Optimaltrajektorie fliegen, welche für den Sinkflug und weite Teile des Landeanfluges vorzugsweise nur Leerlaufschub fordert. Um dem Geschwindigkeitsprofil bis zur Landung möglichst präzise folgen zu können ist es notwendig, die Hochauftriebshilfen zu exakt bestimmten Zeit- und Ortspunkten auszufahren. Bei Vorhandensein eines Fehlers in der Windvorhersage müssen die Zeitpunkte der Konfigurationsänderungen in Echtzeit angepasst werden, um Abweichungen vom Geschwindigkeitsprofil gering zu halten und vor allem eine rechtzeitige Stabilisierung des Flugzeuges in Landekonfiguration zu gewährleisten. Eine automatische Konfiguration des Flugzeuges bietet hier nicht nur die Möglichkeit, die Arbeitsbelastung der Flugbesatzung zu reduzieren, sondern verspricht auch eine höhere Präzision beim Abfliegen optimierter Trajektorien. Im Auto-SFS Projekt an der TU Berlin wurde ein Algorithmus entwickelt, um die Konfigurationszeitpunkte während der Verzögerung auf Landegeschwindigkeit auf vorgegebene Ziele anzupassen und das Flugzeug dann automatisch entsprechend zu konfigurieren. Der Algorithmus wurde in das Simulationsmodell eines Airbus A330-300 implementiert und ist in der Lage, die Konfiguration zur Landung so durchzuführen, dass die Stabilisierung im Endanflug innerhalb eines zuvor festgelegten schmalen Höhenfensters erfolgt. Dabei wird zusätzlich gegenüber Vergleichsverfahren der Kraftstoffverbrauch verringert. Wahlweise kann in bestimmten Fällen, auf Kosten des Kraftstoffverbrauchs, auch ein genaueres Einhalten einer festgelegten Ankunftszeit an der Landebahnschwelle erfolgen.

1. ABKÜRZUNGEN UND SYMBOLE

Abkürzungen

ASFS	Automatic Slat/Flap Setting
CAS	Computed Airspeed
FMS	Flight Management System
FW	Fahrwerk
GS	Ground Speed
ILS	Instrumentenlandesystem
ND	Navigation Display
PFD	Primary Flight Display
TAS	True Air Speed
TU	Technische Universität

Symbole

A	Auftrieb	[N]
F	Schub	[N]
G	Gewichtskraft	[N]
P	Punkt vor Landebahn	[NM]
V	Geschwindigkeit	[kn]
W	Widerstand	[N]
g	Erdbeschleunigung	[ms ⁻²]
h	Höhe	[Fuß]
k	Faktor	[-]
m	Masse	[kg]
t	Zeit	[s]
x	Koordinatenrichtung	[-]
z	Koordinatenrichtung	[-]

Indizes

CE	Configuration Extend
F	Flaps
FE	Flaps Extension
FW	Fahrwerk
KONF	Konfiguration
KS	Kraftstoff
L	Lande...
LS	Lowest Selectable
Plan	Entlang des geplanten Flugweges
Stab	Stabilisierung
Init	Initialwert
max	Maximum
min	Minimum

2. EINLEITUNG

Moderne Verkehrsflugzeuge sind im Allgemeinen aerodynamisch auf die Reiseflugphase und somit auf den Hochgeschwindigkeitsbereich hin ausgelegt. Daher muss der Flügel für Start und Landung durch das Ausfahren von Vorflügeln und Hinterkantenklappen auf den Langsamflug angepasst werden. Diese Konfigurationsänderungen werden heutzutage durch die Flugzeugführer nach einem Standardverfahren herbeigeführt. Eine automatische Konfiguration des Flugzeuges hingegen bietet nicht nur die Möglichkeit, die Arbeitsbelastung der Flugbesatzung

bei anspruchsvollen Verfahren wie Steilanflügen oder gekrümmten Anflugbahnen zu reduzieren, sondern verspricht auch eine höhere Präzision beim Abfliegen optimierter und zeitkritischer Trajektorien, z.B. kontinuierlicher Sinkflüge zur Landung mit festgesetzter Ankunftszeit.

Das *Flight Management System* moderner Verkehrsflugzeuge berechnet für den gesamten Flug inklusive Sinkflug und Landung einen Flugweg im dreidimensionalen Raum und eine optimale Geschwindigkeit zu jedem Flugabschnitt. In Lufträumen mit heutzutage üblichen Flugsicherungsverfahren wird dieser berechnete Flugweg aufgrund von Eingriffen seitens der Flugverkehrskontrolle nur höchst selten geflogen. Unter zukünftigen trajektorienbasierten Flugsicherungsverfahren jedoch soll jedes Flugzeug eine eigens bestimmte Optimaltrajektorie fliegen [1]. Es bietet sich zur Vermeidung von Lärm und zur Reduktion des Kraftstoffverbrauchs an, für den Sinkflug und weite Teile des Landeanfluges vorzugsweise nur Leerlaufschub einzusetzen [2]. Um dem dazu berechneten Geschwindigkeitsprofil bis zur Landung möglichst präzise folgen zu können ist es notwendig, die Hochauftriebshilfen zu exakt bestimmten Zeit- und Ortpunkten auszufahren, da ohne Einsatz von Schub oder Luftbremsen nur so die Verzögerungscharakteristik des Flugzeuges geregelt werden kann. Wenn die Eigenschaften der Atmosphäre, besonders des Windes, entlang der Trajektorie mit denen übereinstimmen, die für die vorhergehende Berechnung der Trajektorie genutzt wurden, genügt es, sich beim Ausfahren der Hochauftriebshilfen an die zuvor geplanten Zeitpunkte zu halten, um dem Profil zu folgen. Wenn jedoch ein Fehler in der Windvorhersage vorhanden ist, müssen die Zeitpunkte der Konfigurationsänderungen während der Verzögerung zur Landung in Echtzeit angepasst werden, um Abweichungen vom Profil gering zu halten und vor allem eine rechtzeitige Konfiguration und Stabilisierung des Flugzeuges im Endanflug zu gewährleisten [3].

3. STANDARDVERFAHREN ZUR VERZÖGERUNG

Beim Landeanflug ist es notwendig, die kinetische und potenzielle Energie des Flugzeuges auf das für die Landung notwendige Maß zu reduzieren, also Fahrt und Höhe abzubauen. Eine Energieabfuhr ist dabei nur über die Widerstandskraft möglich. Aufgrund der hohen aerodynamischen Güte moderner Verkehrsflugzeuge muss der Energieabbau rechtzeitig initiiert werden, damit es nicht zu einem Landeanflug kommen kann, bei dem das Flugzeug im Endanflug zu viel Fahrt oder zu viel Höhe hat. Üblich sind heutzutage so genannte *decelerated approaches*, bei denen das Flugzeug vor Beginn des Endanfluges, also vor Passieren des Ablaufpunktes mit der Verzögerung auf Landegeschwindigkeit beginnt und möglicherweise auch schon Landeklappen in eine Zwischenstellung ausfährt, bei denen aber während des finalen Sinkfluges noch weiter verzögert wird. Landeklappen und Fahrwerk werden erst relativ spät ausgefahren, um nicht zu früh eine widerstandsreiche und lärmintensive Konfiguration einzunehmen [5]. Wie von der ICAO gefordert ist in den von den Piloten einzuhaltenden Standardverfahren festgeschrieben, dass beim Instrumentenanflug bei Erreichen einer Höhe von 1000

Fuß über der Landebahnschwelle spätestens die Kriterien für einen stabilisierten Anflug¹ erfüllt sein müssen [6]. Die Höhe, ab der diese Bedingungen erfüllt sind, wird im Folgenden als Stabilisierungshöhe bezeichnet. Wenn das Einhalten einer bestimmten Stabilisierungshöhe gefordert ist, so ist diese das Stabilisierungsziel. Analog dazu wird die Forderung nach einer festgelegten Zeit des Aufsetzens als Landezeitziel bezeichnet.

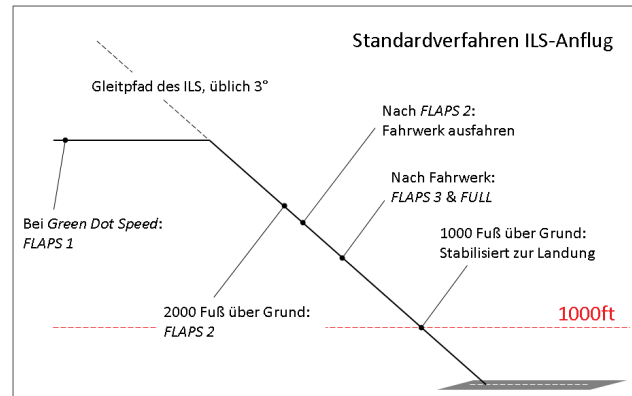


BILD 1. Standardverfahren für den ILS-Anflug mit Airbus A330

Damit der Flugbesatzung die Durchführung des Anfluges erleichtert wird, sind im Flughandbuch bestimmte Abläufe veröffentlicht, deren Befolgung ein Erreichen des Stabilisierungsziels von 1000 Fuß sicherstellen soll. Es werden dabei bestimmte Schaltwerte festgelegt, die durch das Erreichen oder Unterschreiten bestimmter Parameter gekennzeichnet sind und an denen die verschiedenen Stufen der Landeklappen gesetzt bzw. das Fahrwerk ausgefahren werden soll. Für den als Referenzflugzeug verwendeten Airbus A330-300 ist ein Anflugverfahren für einen ILS-Anflug in BILD 1 dargestellt [7].

Skizze	Vorflügel [°]	Klappen [°]	Name
	0	0	FLAPS 0
	16	0	FLAPS 1
	20	15	FLAPS 2
	20	23	FLAPS 3
	23	32	FLAPS FULL

TAB 1. Hochauftriebskonfigurationen des Airbus A330

Das Verfahren sieht vor, dass 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*, vgl. TAB 1), so dass mit ausgefahrenen Vorflügeln der Endanflug begonnen wird. Ab Durchsinken

¹ Die Kriterien für einen stabilisierten Anflug sind:

- Flugzeug auf korrektem Flugweg;
- nur kleine Änderungen an Fluglage und Steuereurs nötig;
- Fahrt höchstens 20 kn über und 0 kn unter der Anfluggeschwindigkeit;
- Flugzeug ist zur Landung konfiguriert;
- Sinkrate unter 1000 Fuß/min;
- Triebwerksleistung wie zur Landung benötigt;
- Alle Checklisten gelesen;
- Nur geringe Ablage von Landekurs und/oder Gleitpfad

einer Höhe von 2000 Fuß über Grund werden nacheinander die Konfigurationen *FLAPS 2* gesetzt, dann das Fahrwerk ausgefahren, und schlussendlich wird das Flugzeug durch Setzen von *FLAPS 3* und *FLAPS FULL* in Landekonfiguration gebracht. Den größten Widerstandszuwachs eines einzelnen dieser Schritte bringt hierbei das Ausfahren des Fahrwerks ein, so dass dessen Einfluss auf die Verzögerung keinesfalls unterschätzt werden darf. Wenn mit der Verzögerung rechtzeitig begonnen wurde und kein unzulässig starker Rückenwind herrscht, ist mit diesem Verfahren gewährleistet, dass die Stabilisierung im Endanflug bei 1000 Fuß über Grund abgeschlossen ist. Bei Variation bestimmter Randbedingungen, z.B. bei einer Geschwindigkeitsvorgabe durch die Flugverkehrskontrolle, muss dieses Verfahren von der Flugbesatzung durch Abweichen von den vorgegebenen Schaltwerten angepasst werden.

4. PLANUNG DES LANDEANFLUGES IM FMS

Im *Flight Management System (FMS)* eines modernen Verkehrsflugzeuges erfolgt eine genaue Planung der zu fliegenden Trajektorie für den gesamten Flug. Beim Landeanflug wird dabei das Befolgen der in Abschnitt 3 beschriebenen Prozeduren zugrunde gelegt. Diese Planungsaufgaben setzen auch voraus, dass die zu fliegende Route dem FMS eingegeben wurde. Mit Hilfe der im FMS hinterlegten Flugleistungsdatenbank und den zu fliegenden Steig-, Reise- und Sinkflugverfahren wird nun unter Berücksichtigung der geplanten Flughöhe, etwaiger Höhen- und Geschwindigkeitsbeschränkungen und des eingegebenen Windes ein Vertikalprofil erstellt, dem das Flugzeug folgen kann. Für den Landeanflug erfolgt die Berechnung des Vertikal- und Geschwindigkeitsprofils dabei mit Hilfe eines einfachen Flugleistungsmodells.

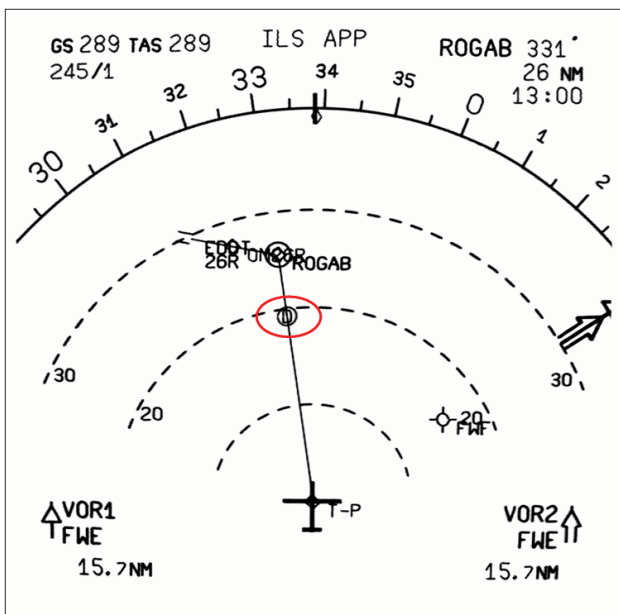


BILD 2. Navigationsbildschirm mit *Deceleration Point*

Ausgehend von einem Punkt auf der Anflugbahn, der genau 1000 Fuß oberhalb der Landebahnschwelle liegt, wird die Verzögerung des Flugzeuges unter Berücksichtigung des eingegebenen Windes und der Konfigurationsänderungen entlang der geplanten

Flugbahn rückwärts berechnet, wobei für die erste Verzögerungsphase ein mit Leerlaufschub geflogenes Horizontalflugsegment eingeplant wird. Erreicht die Rückwärtsberechnung den Punkt, an dem das Flugzeug in aerodynamisch sauberer Konfiguration fliegt, an dem also die Verzögerung auf Landegeschwindigkeit durch Schubreduktion eingeleitet werden muss, so wird dieser Punkt als sogenannter *Deceleration Point*, fortan als Verzögerungspunkt bezeichnet, festgelegt. An diesem Punkt würde das Flugzeug im automatisch geführten Flug mit der Verzögerung auf die Landegeschwindigkeit beginnen [7]. Auch im manuellen Flug dient der Verzögerungspunkt, der wie in BILD 2 dargestellt als eingekreistes „D“ auf dem Navigationsbildschirm (*Navigation Display*) angezeigt wird, als Handlungspunkt zur Einleitung der Verzögerung zum Endanflug.

5. KONZEPT DER KONTROLLIERTEN VERZÖGERUNG

Wenn die im FMS berechnete Trajektorie genau abgefliegen wird und alle Grundlagen der Berechnung exakt gültig sind, dann wird die Stabilisierungshöhe genau 1000 Fuß betragen. Auch die vorausgeplante Ankunftszeit wird genau eingehalten werden. Nachdem allerdings diese Idealbedingungen in der Praxis nicht immer gegeben sein werden, kann es zu Anflügen kommen, in denen die Landegeschwindigkeit früher oder später als vorgesehen eingenommen wird. Dadurch verändert sich nicht nur die Ankunftszeit an der Landebahn gegenüber der Planung, es kann auch zu einem Mehrverbrauch an Kraftstoff oder einer Unterschreitung von Sicherheitsmargen kommen. Bis zu einem gewissen Grad ist die Flugbesatzung in der Lage, solche Abweichungen von den Idealbedingungen zu kompensieren. Allerdings stößt die Besatzung ohne Hilfsmittel an natürliche Grenzen, wenn beispielsweise eine sehr hohe Genauigkeit bei der Stabilisierungshöhe gefordert wird oder die Verzögerung während des Erfliemens komplexer Vertikalprofile erfolgen soll.

Bei der kontrollierten Verzögerung soll ein rechnergestütztes Bordsystem während des Endanfluges die in Abschnitt 3 vorgestellten Schaltwerte zum Ausfahren der Landeklappen und des Fahrwerks dynamisch so anpassen, dass Abweichungen von den Idealbedingungen, z.B. Windvorhersagefehler, kompensiert werden. Der grundsätzliche Aufbau eines Systems zur Manipulation der Fluggeschwindigkeiten zum Ausfahren der Hochauftriebshilfen ist aus [4] bekannt, wo ein solcher Algorithmus zur Unterstützung von Piloten bei einem bestimmten Flugverfahren mit selbstverantwortlicher Staffelung eingesetzt wurde. Die hier vorgestellte Funktion zur kontrollierten Verzögerung ist in der grundsätzlichen Vorgehensweise dem dort vorgestellten „*Enhanced Flap Scheduling Algorithm*“ ähnlich. Als Verfahrensziele werden hier jedoch anstatt der Gewährleistung eines Staffelungsabstandes entweder die Reduktion des Kraftstoffverbrauchs oder das Einhalten einer vorgegebenen Landezeit definiert. Außerdem unterscheidet sich das hier entwickelte Konzept von jenem durch eine viel anspruchsvollere Zielsetzung, da von vornherein auf eine Automatisierung des Hochauftriebssystems hingearbeitet wurde, die mit allen in Frage kommenden Anflugverfahren umgehen können sollte. Daher wurde die Vorhersage der Verzögerung eng an das FMS und die Betriebsarten der automatischen

Flugsteuerung gekoppelt. Aufgrund der erhöhten Sicherheitsanforderungen bei direkter automatischer Konfiguration ergab sich die Forderung nach dynamischer Anpassung der Zielwerte an die Vorhersagegenauigkeit. Auch der eigentliche Suchalgorithmus zur Lösungsfindung unterscheidet sich gegenüber dem aus [4] durch eine Erweiterung der in Betracht kommenden Schaltparameter und eine Suchstrategie mit stabilerem Verhalten.

Die hier vorgestellte Funktion ASFS-M (**A**utomatic **S**lat/**F**lap **S**etting - **M**anaged) besteht aus zwei Unterfunktionen, dem in Abschnitt 6 beschriebenen Verzögerungsprädiktor (*Deceleration Predictor*) und dem in Abschnitt 7 erläuterten Konfigurationsplaner (*Configuration Scheduler*), siehe BILD 3. Das Programm wird während des Anfluges etwa alle 5 Sekunden ausgeführt, wobei an ausgewählten Punkten auf dem Flugweg, z.B. beim Einfliegen auf den Gleitpfad, die Ausführung unterbunden wird, um Instabilitäten der Prädiktion zu vermeiden.

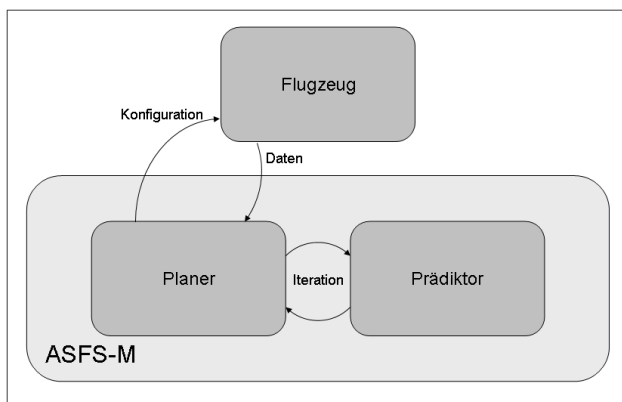


BILD 3. Konzeptskizze für System und Schnittstellen von ASFS-M

Der Prädiktor berechnet mit Hilfe eines flugmechanischen Modells das Verzögerungsverhalten des Flugzeuges. Wird eine Abweichung von der geplanten Stabilisierungshöhe oder Ankunftszeit festgestellt, so korrigiert der Planer diese durch Anpassung der Bedingungen zum Ausfahren der einzelnen Klappenstufen und des Fahrwerks, wobei letzteres nach Abschnitt 3 vorerst fest an das Ausfahren der Konfiguration *FLAPS 2* gekoppelt ist. Stabilisierungsziel und ggf. Landezeitziel müssen zu Beginn des Anfluges zur Verfügung stehen und können von der Besatzung vorgegeben oder durch das *FMS* erzeugt worden sein. Von Flugzeugsystemen benötigt ASFS-M dabei Daten zum Flugzustand und zum geplanten Flugverlauf. An das Flugzeug gesendet wird ein Konfigurationsbefehl; da ASFS-M vollen Zugriff auf die Vorflügel und Landeklappen hat, kann die Funktion direkt das Ausfahren der Hochauftriebshilfen steuern. Die Besatzung wird über den Primärinstrumentenschirm (*PFD*, *Primary Flight Display*) und den Navigationsbildschirm (*ND*, *Navigation Display*) über die anstehenden Konfigurationsänderungen informiert, wie in Abschnitt 9 vorgestellt.

In separaten Arbeiten erfolgte die Entwicklung einfacherer Betriebsarten für ASFS, die als Rückfalloption dienen können, falls die Funktionen des ASFS-M nicht zur Verfügung stehen [8].

6. PRÄDIKTION DER VERZÖGERUNG

Der Verzögerungsprädiktor dient dazu, das Verzögerungsverhalten des Flugzeuges im Voraus zu bestimmen. Auf diese Weise wird ermittelt, in welcher Höhe über der Landebahn die Stabilisierung erfolgt, wenn keine Änderung der Konfigurations- und Umgebungsbedingungen eintritt. Hierzu wird, ausgehend vom aktuellen Flugzustand, dem vom *FMS* geplanten Flugverlauf und den Wetterdaten des Zielflughafens eine Voraussimulation durchgeführt, um die zukünftige Geschwindigkeit und Position des Flugzeuges zu ermitteln. Als Abbruchbedingung dieser Simulationsschleife dient das Erreichen der Stabilisierung² unter Einbeziehung der durch das *FMS* errechneten Landegeschwindigkeit oder das Unterschreiten der Landebahnhöhe. Nach Erfüllung der Abbruchbedingung erfolgt die Extrapolation der Landezeit mit Hilfe der zuletzt errechneten Fahrt über Grund und anschließend die Speicherung der Stabilisierungshöhe und der Landezeit, die vom Planer als Eingangsparameter benötigt werden. Im Prädiktor kommt kein statistisches Windmodell zum Einsatz, wahlweise kann aber eine höhen- oder distanzabhängige lineare Interpolation zwischen dem am Flugzeug anliegenden und dem im *FMS* für die Landebahn eingegebenen Wind erfolgen. Etwaige Fehler, die aus Vereinfachungen im Prädiktormodell entstehen, werden durch den Planer hinreichend kompensiert.

7. PLANUNG DER VERZÖGERUNG

Die im Abschnitt 3 vorgestellten Schaltwerte werden für den Planer dahingehend verändert, dass die Hauptbedingung zum Ausfahren einer Konfiguration durch einen ihr zugeordneten Geschwindigkeitswert (V_{CE} , *Configuration Extension Speed*) formuliert wird. Unterschreitet die berechnete und turbulenzkorrigierte Fahrt *CAS* des Flugzeuges diese V_{CE} , so wird die zugehörige Konfiguration eingenommen. Falls die Fahrt keine eindeutige Zuordnung zu einer Position im Raum erlaubt, beispielsweise bei einem Anflugsegment mit konstanter Fahrt, wird auf eine Distanzbedingung umgeschaltet. Dazu wird parallel zur V_{CE} ein P_{CE} (Punkt der *Configuration Extension*) für jede Konfiguration berechnet und bei Bedarf als Bedingung zum Ausfahren der Klappen verwendet. Der grundsätzliche Ablauf des Programms ist in BILD 4 dargestellt. Zuerst erfolgt der Aufruf des Prädiktors, anschließend werden die Zielfenster angepasst. Danach werden das Erreichen des Stabilisierungsziels und ggf. des Landezeitziels überprüft. Wenn nötig, erfolgt dann die Anpassung der V_{CE} und P_{CE} , bevor erneut der Prädiktor aufgerufen wird. Wird ein Parametersatz gefunden, der sich durch ein Einhalten der Zielwerte auszeichnet, so gilt dies als Lösung, und das Programm wird beendet und wartet auf den nächsten Aufruf. Eine zusätzlich vorhandene Abbruchbedingung, die nach einer begrenzten Anzahl von Durchläufen ohne Lösung die Ausführung abbricht, ist hier nicht dargestellt.

² In Abweichung von den im Abschnitt 3 dargestellten Bedingungen muss die Landegeschwindigkeit statt mit 20 kn Toleranz nach oben hier exakt erreicht werden.

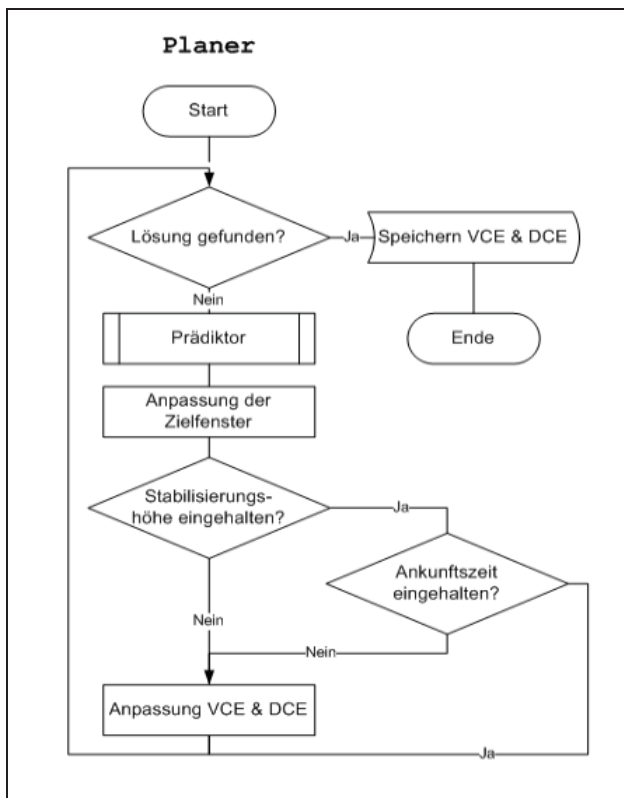


BILD 4. Ablauf der Schleife des Planers

7.1. Stabilisierungsfenster und Landezeitfenster

Die vorhergesagten Werte für Stabilisierungshöhe und Ankunftszeit werden darauf überprüft, ob sie innerhalb der zulässigen Fenster liegen. Das Zielfenster für die Stabilisierung hat dabei eine Größe von ca. 30 Fuß und liegt um eine Sicherheitsmarge von zwischen 15 Fuß und 55 Fuß oberhalb des Zielwertes für die Stabilisierung. Dieser Abstand bietet eine Sicherheit gegenüber etwaigen spät entstehenden Ablagen, die nach dem Abschluss der letzten Konfigurationsänderung nicht mehr kompensiert werden könnten. Das Zielfenster wird anhand einer Stabilitätsprüfung der Prädiktionsergebnisse dynamisch angepasst. Hierzu wird bei jedem neuen Aufruf von ASFS-M zunächst eine Prädiktion mit den bereits bestimmten Schaltwerten durchgeführt. Hat sich die vorhergesagte Stabilisierungshöhe signifikant verschlechtert, deutet dies auf einen Vorhersagefehler hin, dem durch eine Erhöhung der Sicherheitsmargen begegnet wird. Zu Beginn des Anfluges wird das Stabilisierungsfenster zusätzlich aufgeweitet, um bei variablen Umgebungsbedingungen wie böigem Wind unerwünschte Schwankungen in der Lösung zu vermeiden. Stabilisierungsziel und Stabilisierungsfenster sind in BILD 5 schematisch dargestellt.

Das Zielfenster für die Ankunftszeit hat eine Größe von 5 Sekunden und liegt symmetrisch um den Zielwert für die Ankunftszeit. Wenn das Landezeitziel nicht eingehalten wurde und der Anflug von zu kurzer Dauer war, so erhöht der Planer in jedem Durchlauf die Zielhöhe für die Stabilisierung in festen Inkrementen, bis die Ankunftszeit eingehalten wird oder die Abbruchbedingung erreicht ist. Anflüge von zu hoher Dauer kann der Planer nicht

beschleunigen, da ansonsten ein Unterschreiten des Stabilisierungszieles erfolgen müsste.

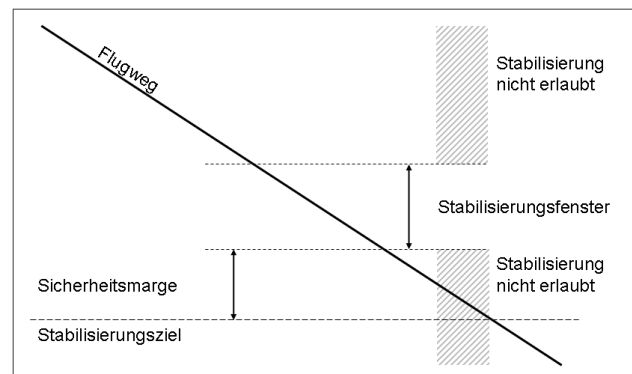


BILD 5. Stabilisierungsziel und Stabilisierungsfenster

Liegt die vorhergesagte Stabilisierungshöhe innerhalb des Stabilisierungsfensters und ggf. die Landezeit im Landezeitfenster, so ist eine Lösung gefunden, ansonsten muss eine Anpassung von V_{CE} oder P_{CE} erfolgen.

7.2. Anpassung der Schaltwerte

Die Neuberechnung von V_{CE} und P_{CE} geschieht innerhalb des mit „Anpassung VCE & PCE“ bezeichneten Blocks in BILD 4. Hier kann in jedem Durchlauf nur eine von zwei unterschiedlichen Aktionen durchgeführt werden:

- 1) Änderung der Arbeitskonfiguration
- 2) Anpassung der Schaltwerte oder -bedingung für die Arbeitskonfiguration

7.2.1. Änderung der Arbeitskonfiguration

Im Planer wird immer nur der Schaltwert einer der zur Verfügung stehenden nacheinander einzunehmenden Konfigurationen angepasst, bevor die Auswirkungen dieser Änderung mit Hilfe des Prädiktors überprüft werden. Die jeweils anzupassende Konfiguration wird als Arbeitskonfiguration bezeichnet. Wenn eine Anpassung des Schaltwertes in zwei konsekutiven Durchläufen keine nennenswerte Verbesserung der Ablage von Stabilisierungsziel bzw. Landezeitziel erbracht hat, findet ein Wechsel der Arbeitskonfiguration statt. Zu Beginn des Anfluges stehen nur die ersten Konfigurationen als Arbeitskonfiguration zur Verfügung, die später Konfigurationen werden erst nach und nach freigegeben. Dieses Verfahren sorgt dafür, dass eine Stellreserve für die letzten Konfigurationen erhalten bleibt, um späte Korrekturen vorzunehmen. Abgesehen von dieser Einschränkung wird so ein Anflug von unter den jeweils herrschenden Bedingungen geringst möglicher Dauer sichergestellt.

7.2.2. Anpassung des Schaltwertes für die Arbeitskonfiguration

Die Anpassung des Schaltwertes erfolgt dabei anhand des zulässigen Geschwindigkeitsbereichs für jeweils eine Klappenstellung, der nach oben hin begrenzt wird durch das Minimum der strukturell zulässigen Maximalfahrt für die jeweilige Konfiguration V_{FE} , der V_{CE} der nächst

höheren Konfiguration und der aktuell anliegenden Fahrt CAS.

$$(1) \quad V_{F,\max} = \min(V_{FE}, V_{CE,KONF-1}, CAS)$$

Nach unten hin bildet die Grenze das Maximum der aerodynamisch zulässigen Minimalsfahrt für die jeweilige Konfiguration V_{LS} und der V_{CE} der nächst niedrigeren Konfiguration.

$$(2) \quad V_{F,\min} = \max(V_{LS}, V_{CE,KONF-1})$$

Bei der Anpassung der Schaltgeschwindigkeit wird zwischen drei Fällen unterschieden. Liegt die aktuell vorhergesagte Stabilisierungshöhe unterhalb des Zielfensters und lag die vor der Anpassung prädiizierte Stabilisierungshöhe auch darunter, so muss V_{CE} erhöht werden. Die neue V_{CE} wird aus einer Gewichtung der aktuellen V_{CE} und $V_{F,\max}$ mit einem festen Verhältnis $k_1 \in [0,1]$ gebildet:

$$(3) \quad V_{CE,Neu} = k_1 \cdot V_{CE} + (1 - k_1) \cdot V_{F,\max}$$

Dieses Vorgehen reduziert gegenüber einem sofortigen Einsetzen der Ober- oder Untergrenzen, wie in [4] praktiziert, die Konvergenzgeschwindigkeit des Suchalgorithmus bei großen Ablagen zugunsten einer Lösungsstabilität bei geringen Ablagen, wie sie während des Anfluges im Normalfall häufiger auftreten.

Liegt die aktuell vorhergesagte Stabilisierungshöhe oberhalb des Zielfensters und lag die im letzten Durchlauf vorhergesagte Stabilisierungshöhe auch darüber, so muss die V_{CE} verringert werden. Sie wird durch eine Gewichtung der aktuellen V_{CE} und $V_{F,\min}$ mit einem festen Verhältnis

$k_2 \in [0,1]$ errechnet:

$$(4) \quad V_{CE,Neu} = k_2 \cdot V_{CE} + (1 - k_2) \cdot V_{F,\min}$$

Liegt die aktuell vorhergesagte Stabilisierungshöhe oberhalb des Zielfensters und lag die im letzten Durchlauf vorhergesagte Stabilisierungshöhe darunter, so berechnet sich die neue V_{CE} als Mittelwert aus der aktuellen und der alten V_{CE} :

$$(5) \quad V_{CE,Neu} = \frac{1}{2} \cdot (V_{CE} + V_{CE,Alt})$$

Liegt die aktuell vorhergesagte Stabilisierungshöhe oberhalb des Zielfensters und wurde entsprechend Abschnitt 7.2.3 zum distanzbasierten Verfahren gewechselt, so erfolgt eine inkrementelle Verschiebung des P_{CE} auf die Landebahn zu.

$$(6) \quad P_{CE} = P_{CE} + \Delta x_{Plan}$$

Bei unterschrittenem Stabilisierungsziel erfolgt eine entgegen gesetzte Verschiebung.

7.2.3. Auswahl des Schaltbedingung für die Arbeitskonfiguration

Es kann bei unerwartetem Gegenwind zu Fällen kommen, in denen die Schaltgeschwindigkeit einer Konfiguration an

die aerodynamisch zulässige Mindestgeschwindigkeit geschoben wurde und trotzdem die Stabilisierung in zu großer Höhe erfolgen würde. In diesen Fällen kann eine weitere Reduktion der Schaltgeschwindigkeit nicht erfolgen. Hier wird die Arbeitsweise von ASFS-M von einem fahrtbasierten Ausfahren der Klappen zu einem distanzbasierten Verfahren geändert, und es erfolgt – ausgehend von dem Punkt, an dem die Minimalsfahrt erreicht wird – eine Verschiebung des Klappensetzens in Richtung der Landebahn, bis das Stabilisierungsziel erreicht ist. Dabei wird in Kauf genommen, dass es im Anflug zu einer zwischenzeitlichen Schuberrhöhung kommen muss, welche allerdings weniger Kraftstoff kostet als das frühzeitige Einnehmen der Landekonfiguration. Der Punkt auf dem geplanten Flugweg, an dem nun die entsprechende Konfiguration eingenommen wird, wird als P_{CE} gespeichert und dann im Anflug als Bedingung zum Setzen jener Konfiguration verwendet. Der Unterschied in den resultierenden Geschwindigkeitsprofilen zwischen einem geschwindigkeitsbasierten und einem distanzbasierten Konfigurieren des Flugzeuges ist exemplarisch in BILD 6 aufgezeigt.

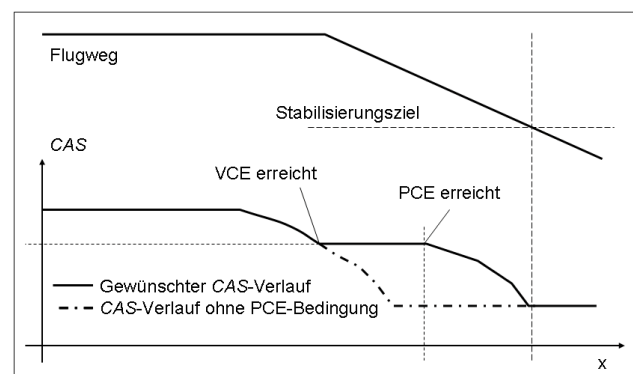


BILD 6. CAS-Verlauf ohne und mit P_{CE} -Bedingung

Wird in darauf folgenden Prädiktionen eine zu geringe Stabilisierungshöhe vorhergesagt, so wird zunächst P_{CE} weiter von der Landebahn entfernt, bevor wieder auf fahrtabhängiges Ausfahren umgeschaltet wird.

8. SIMULATIONSSTUDIE

Nach erfolgter Entwicklung des ASFS-M Algorithmus wurde dieser in eine Desktop-Simulationsumgebung integriert und die Funktion gegenüber einem Vergleichsszenario bewertet. Als Minimalziel sollte nachgewiesen werden, dass ASFS-M im gesamten Bereich akzeptables Verhalten aufweist. Im Idealfall sollte ASFS-M jedoch über weite Teile des Testbereichs Verbesserungen gegenüber dem Referenzverfahren erzielen. Zur Anwendung kam dabei das Punktmassenmodell eines Airbus A330-300, wobei das Verhalten von Aerodynamik- und Triebwerksmodell sowie Flug- und Vortriebsregelung gegenüber einem A330-Full-Flight-Simulator validiert wurden, während das FMS weniger genau modelliert und nur empirisch geprüft ist. In den folgenden Abschnitten werden das Anflugszenario und die verwendeten Vergleichsverfahren vorgestellt. Anschließend erfolgt die Beschreibung der Simulationsergebnisse.

8.1. Anflugszenario

Als Szenario für die Simulation wurde ein Standard-ILS-Anflug auf den Flughafen Berlin-Tegel, Landebahn 26R, gewählt. Für komplexere Profile ist ASFS-M ohne Einschränkung nutzbar, allerdings standen nur für dieses einfache Flugverfahren Vergleichsdaten aus Pilotenversuchen zur Verfügung, so dass für die Simulationsstudie das beschriebene Verfahren gewählt wurde. Der Anflug ist in BILD 7 dargestellt.

Das Manöver beginnt 20 NM vor der Landebahnschwelle, das Flugzeug befindet sich mit 250 kn Fahrt und Reiseflugkonfiguration in 3000 Fuß und hält den Landekurs. Der Autopilot und die Vortriebsregelung sind aktiv und halten Höhe, Landekurs und Fahrt. Durch das simulierte *FMS* wird mit den nominellen Winddaten³ und dem aktuellen Landegewicht ein Verzögerungspunkt berechnet, bei dessen Passieren die Sollfahrt der Vortriebsregelung auf die Landegeschwindigkeit gesetzt wird und somit die Verzögerung beginnt, die Höhe wird nach wie vor gehalten. Bei Annäherung an den Gleitpfad wird dieser ca. 9 NM vor dem Aufsetzen erfolgen, und der Autopilot schaltet von der Höhen- auf die Gleitpfadregelung um. Bei Erreichen einer der Manövergeschwindigkeiten des Airbus A330 (*Green Dot Speed*, *S Speed*, *F Speed*) wird diese entsprechend der Betriebsart *Managed Speed* der Vortriebsregelung gehalten, so lange die zugehörige Konfiguration beibehalten wird [7]. Bei Erreichen der Anfluggeschwindigkeit wird diese gehalten, und wenn sich das Flugzeug in Landekonfiguration befindet, gilt der Anflug als stabilisiert. Das Manöver wird durch eine automatische Landung auf der 117 Fuß über Meeresspiegel liegenden Bahn abgeschlossen.

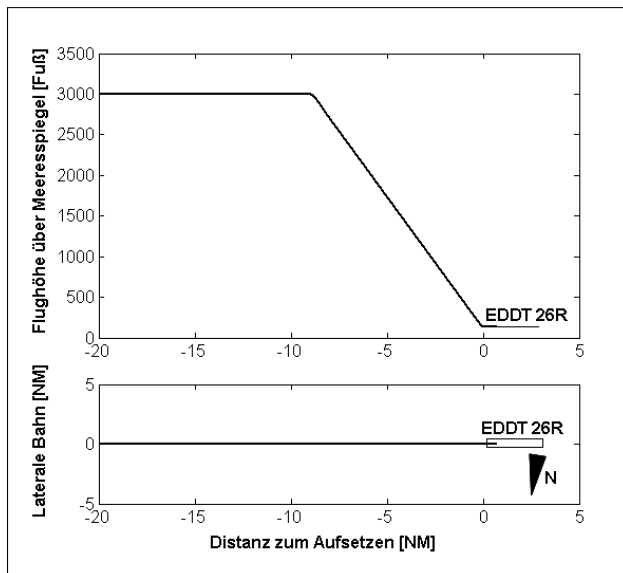


BILD 7. Anflugszenario für die Simulationsstudie

Die Konfiguration des Luftfahrzeuges erfolgt bei den Vergleichsanflügen anhand eines vereinfachten Handlungsmodells für die Besatzung, das in Abschnitt 8.3

³ Als nominelle Winddaten werden hier jene Daten bezeichnet, die der Flugwettervorhersage entsprechen und mit denen die Besatzung das *FMS* programmiert. Der real auf das Flugzeug wirkende Wind kann davon abweichen.

erläutert wird. Bei den Landeanflügen mit kontrollierter Verzögerung erfolgt die Konfiguration durch ASFS-M.

8.2. Testdaten und Simulationsläufe

Auf die Genauigkeit des Anfluges hat vor allem der Wind einen großen Einfluss. Demzufolge wurde ein großer Bereich an Gegen- und Rückenwindwerten in den Simulationen abgedeckt. Insbesondere differierte der auf das Modell beaufschlagte, im Folgenden als real bezeichnete, Wind vom nominellen Wind, mit dem das *FMS* das Anflugprofil berechnete, so dass ASFS-M diese Abweichungen kompensieren musste. Es kam kein atmosphärisches Windmodell zum Einsatz, stattdessen wurde als schlimmstmöglicher Fall der Wind als konstant vorgegeben. Als Stabilisierungsziel wurde immer 1000 Fuß vorgegeben, als Landezeitziel der im *FMS* berechnete Wert.

Der abzudeckende Testbereich wurde definiert aus verschiedenen Kombinationen von Flugzeugmassen und Windstärken. Die Flugzeugmasse am Manöverbeginn wurde in Schritten von 5% zwischen 75% und 100% der maximalen Landemasse $m_{L,max}$ variiert, für den Airbus A330-300 entspricht das Werten zwischen 134250 kg und 179000 kg. Die Initialisierungswindgeschwindigkeit⁴ $V_{W,init}$ wurde in Schritten von 5 kn zwischen 10 kn Rückenwind und 30 kn Gegenwind variiert, wobei keine Seitenwindkomponente herrschte.

Es wurden 54 Simulationsgruppen gebildet, wobei jede Gruppe aus 6 Simulationsläufen bestand, so dass insgesamt 324 Anflüge simuliert wurden. In jeder Gruppe gab es zwei Untergruppen von je drei Läufen. Beim ersten Simulationslauf jeder Untergruppe erfolgte die Konfiguration des Flugzeuges entsprechend des Referenzverfahrens aus Abschnitt 8.3. Bei den anderen beiden Läufen war ASFS-M für die Konfiguration zuständig, wobei im ersten Lauf ausschließlich die Stabilisierungshöhe eingehalten werden sollte, während im zweiten Lauf die Landezeit als Kriterium verwendet wurde.

Bei den Anflügen der ersten Untergruppe wurde die Initialisierungswindgeschwindigkeit als realer Wind verwendet, während der in das *FMS* gespeiste Wind als null angesetzt wurde. Für die zweite Untergruppe wurde die Initialisierungswindgeschwindigkeit in das *FMS* eingegeben, während kein realer Wind vorhanden war. Diese Anfangsbedingungen führten dazu, dass das *FMS* den Verzögerungspunkt und die geplante Landezeit mit Winddaten berechnete, die sich bis zu 40 kn von den vorhandenen Bedingungen unterschieden. Demzufolge würde ein striktes Befolgen des in Abschnitt 3 beschriebenen Standardverfahrens weder zu einer optimalen Stabilisierung noch zu einem Einhalten der Ankunftszeit führen, in Fällen mit zu gering angenommenem Rückenwind würde gar eine gefährlich niedrige Stabilisierung erfolgen.

⁴ Als Initialisierungswindgeschwindigkeit wird hier ein Windgeschwindigkeitswert vorgegeben, der anschließend entweder als nomineller Wind in das *FMS* oder als realer Wind in das flugmechanische Modell gespeist werden kann.

8.3. Anflug mit manueller Konfiguration

Bei den Anflügen mit manueller Konfiguration des Luftfahrzeuges wurde das in Abschnitt 3 vorgestellte Verfahren zu konservativerem Verhalten hin abgeändert. Die hier verwendeten Schaltwerte sind aus Vergleichsdaten abgeleitet worden, die im Rahmen einer früheren Simulatorstudie (s. [9]) in Pilotenversuchen im A330-Full-Flight-Simulator aufgezeichnet wurden. Die Bedingungen zum Setzen der einzelnen Konfigurationen sind in TAB 2 aufgeführt.

Konfiguration	Bedingung / Wert
FLAPS 1	Unterschreiten von 225 kn
FLAPS 2	10 NM vor der Landebahn
Fahrwerk	1800 Fuß über der Landebahn
FLAPS 3	Nach Ausfahren des Fahrwerks
FLAPS FULL	Nach Setzen von FLAPS 3

TAB 2. Schaltwerte für den manuellen Vergleichsanflug

Bei keinem der manuellen Anflüge wurde berücksichtigt, dass das FMS mit falschen Winddaten arbeitete. Im realen Flugbetrieb würde die Besatzung derartige Abweichungen registrieren und ihr Verfahren voraussichtlich anpassen. Dies wurde hier nicht modelliert, so dass die generierten Daten zwar als Vergleich herangezogen werden können, jedoch keine absolute Aussage über im realen Flugbetrieb bei manueller Konfiguration erzielte Resultate zulassen.

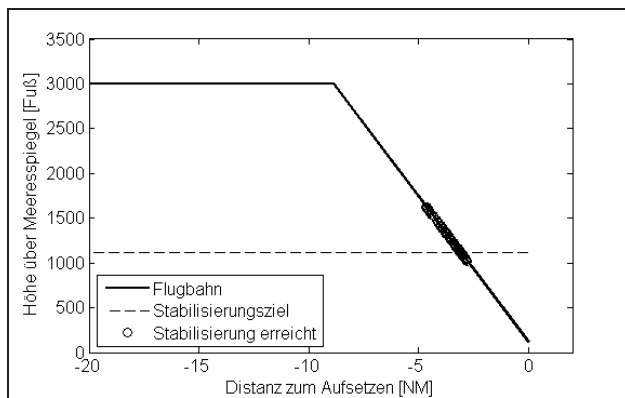


BILD 8. Stabilisierungshöhen manuelle Konfiguration

In BILD 8 sind für alle Simulationsläufe mit manueller Konfiguration die Stabilisierungshöhen auf die Flugbahn aufgetragen. Es ist zu sehen, dass abhängig vom Wind eine starke Streuung auftritt. Die niedrigste Stabilisierung erfolgte in 1021 Fuß über dem Meeresspiegel, dies entspricht 904 Fuß über der Landebahn. Die höchste erzielte Stabilisierung wurde ca. 1500 Fuß über der Landebahn erreicht. Der mittlere Kraftstoffverbrauch war 363 kg, wobei eine Streuung zwischen 327 kg und 481 kg auftrat. Das untere und obere Quartil lag bei 350 kg bzw. 398 kg. Die Ergebnisse bzgl. des Kraftstoffverbrauchs sind in BILD 10 dargestellt. Die betragsmäßige Abweichung der Ankunftszeit von der geplanten Ankunftszeit lag zwischen 3 s und 91 s, wobei 50% aller Simulationsläufe Werte

zwischen 16 s und 47 s ergaben. Die mittlere Abweichung von der Ankunftszeit lag bei 32 s. Auch im idealen Fall ohne Wind wurde hier keine exakte Übereinstimmung mit der geplanten Ankunftszeit erzielt, da bei der Konfiguration des Flugzeuges nicht das der Berechnung zugrunde liegende Standardverfahren aus Abschnitt 3 zur Anwendung kam.

8.4. Anflug mit Konfiguration durch ASFS-M

Bei den durch ASFS-M unterstützten Anflügen wurde die Konfiguration des Luftfahrzeuges vollständig ASFS-M überlassen, wobei das Fahrwerk ohne Verzögerung zum geforderten Zeitpunkt ausfuhr. Als Zielwert wurden je einmal die Stabilisierungshöhe und die Landezeit vorgegeben. Die Ergebnisse sind in den folgenden Abschnitten dargestellt, allerdings wird hier der Kraftstoffverbrauch nur für den ersten Fall betrachtet.

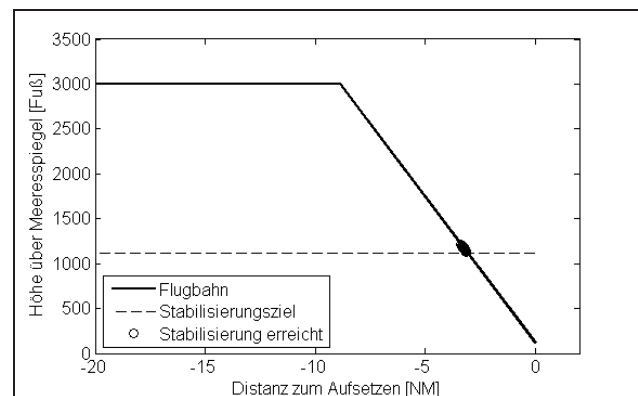


BILD 9. Stabilisierungshöhen ASFS-M, Ziel: Höhe

Bei den auf Stabilisierungshöhe hin geregelten Anflügen mit ASFS-M erfolgten alle Stabilisierungen zwischen 1015 Fuß und 1098 Fuß über der Landebahnhöhe wie in BILD 9 dargestellt. Der mittlere Kraftstoffverbrauch betrug dabei 350 kg, die Quartile lagen bei 340 kg und 363 kg. Die Ergebnisse bzgl. des Kraftstoffverbrauchs sind in BILD 10 zu sehen. Alle Ergebnisse sind auch in TAB 3 aufgeführt.

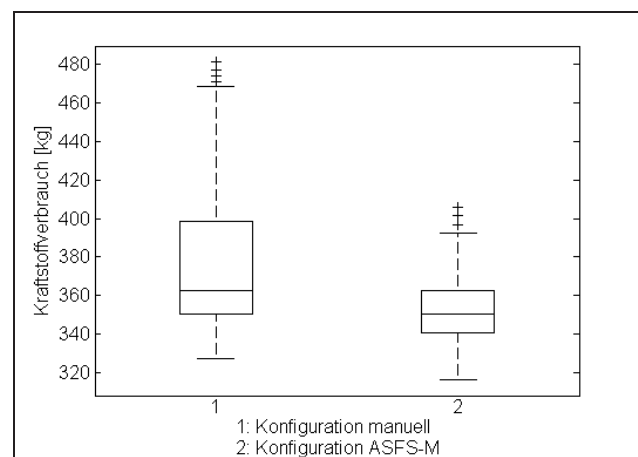


BILD 10. Kraftstoffverbrauch für manuelle (links) und ASFS-M-Anflüge

Die Abweichungen bei der Ankunftszeit lagen zwischen 0 s und 56 s, wobei 50% der Werte zwischen 11 s und 40 s lagen. Die mittlere Abweichung von der Ankunftszeit lag

bei 23 s.

In den Fällen, wo der nominelle Wind einen höheren Gegenwind suggerierte als real vorhanden, erzielte ASFS-M auf Kosten des auf bis zu 427 kg erhöhten Kraftstoffverbrauchs unter Erhöhung der Stabilisierungshöhe bis auf maximal 1787 Fuß über der Landebahn einen Landezeitfehler zwischen 3 s und 35 s, während beim manuellen Anflug für die gleichen Fälle Werte zwischen 3 s und 47 s erreicht werden. Diese Ergebnisse sind in BILD 11 abgebildet.

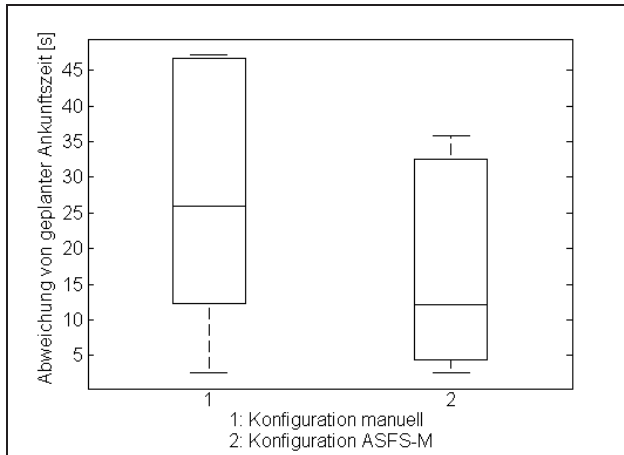


BILD 11. Landezeitfehler für manuelle (links) und ASFS-M-Anflüge

8.5. Auswertung

Wie aus den vorangegangenen Abschnitten ersichtlich, weist ASFS-M im gesamten Testbereich akzeptables Verhalten auf, womit das Minimalziel der Studie erreicht wurde. Weiterhin wurden gegenüber den Vergleichsanflügen Verbesserungen für alle drei betrachteten Kriterien erzielt. Wird die Konfiguration im Anflug durch ASFS-M auf eine Stabilisierungshöhe hin angepasst, so wird diese erheblich besser eingehalten als bei den Vergleichsanflügen. Es wurde eine Verbesserung um 84 Fuß oder 62% beim Median und eine Verringerung der Streuung erzielt. Beim Kraftstoffverbrauch gilt das gleiche, der Mittelwert wurde um ca. 13 kg reduziert, während die Streuung um über die Hälfte verringert wurde. Bei der Regelung der Ankunftszeit wurden der Mittelwert und beide Quartilswerte des Landezeitfehlers um 13 s reduziert. Die Ergebnisse sind in TAB 3 zusammengefasst.

	Referenz	ASFS-M	Δ
Median h_{Stab}	1136 Fuß	1052 Fuß	62 %
Max. h_{Stab}	1510 Fuß	1098 Fuß	81 %
Min. h_{Stab}	903 Fuß	1015 Fuß	85 %
Median m_{KS}	363 kg	350 kg	4 %
Max. m_{KS}	481 kg	408 kg	15 %

Min. m_{KS}	327 kg	316 kg	3 %
Median Δt_L	26 s	12 s	54 %
Min. Δt_L	3 s	3 s	0 %
Max. Δt_L	47 s	35 s	25 %

TAB 3. Verbesserungen mit ASFS-M gegenüber dem Vergleichsverfahren

9. KONZEPT FÜR DIE COCKPITANZEIGE

Bei einer automatischen Konfiguration des Luftfahrzeuges ist es essentiell, die Besatzung rechtzeitig über bevorstehende Konfigurationsänderungen zu informieren. Für ASFS-M ist deswegen die Anzeige der V_{CE} im Geschwindigkeitsband des Primärinstrumentenschirms und der P_{CE} auf dem Navigationsbildschirm geplant. Damit der Primärbildschirm nicht überladen wird, sollen hier nur die V_{CE} der nächsten beiden Konfigurationen angezeigt werden, während die P_{CE} auf dem Navigationsbildschirm – bei genügend geringer Anzeigereichweite – alle dargestellt werden. Nach der für das Geschwindigkeitsband verfolgten Farbphilosophie erfolgt die Darstellung dieser Werte magentafarben [5]. Eine beispielhafte Darstellung der Bildschirme zeigen BILD 12 und BILD 13.

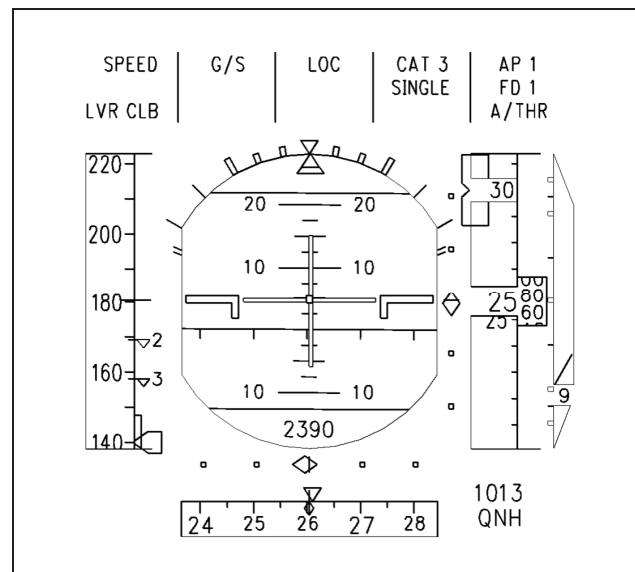


BILD 12. Primärinstrument (PFD) mit ASFS-M-Symbolen

Im Geschwindigkeitsband des in BILD 12 dargestellten Primärinstrumentes sind zwei nach unten zeigende Dreiecke mit den Beschriftungen „2“ und „3“ angebracht. Beim Unterschreiten jener Geschwindigkeiten würden die Klappenstellungen *FLAPS 2* und *FLAPS 3* eingenommen werden. Im in BILD 13 dargestellten Navigationsbildschirm sind die drei Wegpunkte „F2“ bis „F4“ dargestellt. Diese entsprechen den P_{CE} der Konfigurationen *FLAPS 2* bis *FLAPS 4*.

Im Primärinstrumentenschirm wird der Besatzung auch ein

Kommando zum Ausfahren des Fahrwerkes zur Anzeige gebracht werden, da ein automatisches Ausfahren des Fahrwerks im Rahmen dieses Projektes nicht betrachtet wird.

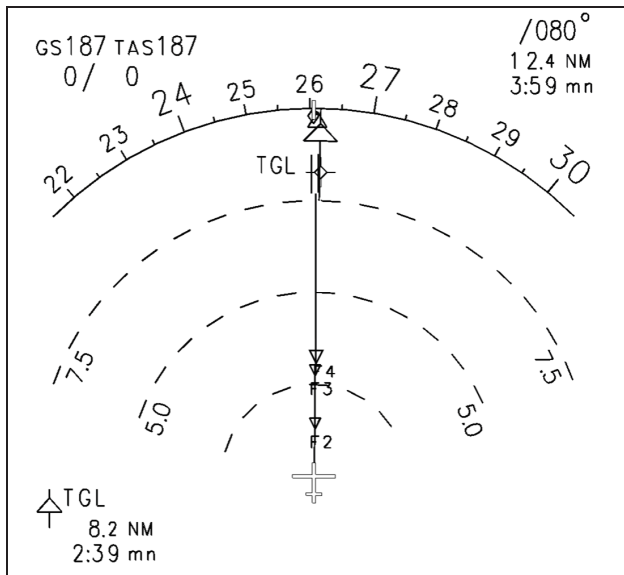


BILD 13. Navigationsbildschirm (ND) mit ASFS-M-Symbolen

Zur weiteren Erhöhung des Systembewusstseins der Besatzung sind auch akustische Hinweise denkbar. Eine Überprüfung der visuellen und auditiven Information an die Flugbesatzung in Pilotenversuchen im Flugsimulator steht noch aus.

10. ERGEBNIS UND AUSBLICK

Im Auto-SFS Projekt an der TU Berlin wurde ein Algorithmus entwickelt, um die Konfigurationszeitpunkte während der Verzögerung auf Landegeschwindigkeit auf vorgegebene Ziele anzupassen. Der Algorithmus wurde in das Simulationsmodell eines Airbus A330-300 implementiert und ist in der Lage, die Konfiguration des Flugzeuges so durchzuführen, dass die Stabilisierung im Endanflug innerhalb eines zuvor festgelegten schmalen Höhenfensters erfolgt. Dabei wird zusätzlich gegenüber Vergleichsverfahren der Kraftstoffverbrauch verringert. Wahlweise kann in bestimmten Fällen, auf Kosten des Kraftstoffverbrauchs, auch ein genaueres Einhalten einer festgelegten Ankunftszeit an der Landebahnschwelle erfolgen.

In zukünftiger Arbeit erfolgt eine Einbindung der entwickelten Funktionen in einen Flugsimulator sowie deren Überprüfung in Versuchen mit Linienpiloten.

LITERATUR

- [1] SESAR consortium, *The ATM Target Concept D3*, SESAR consortium, 2007
- [2] J. P. Clarke, *Development, design, and flight test evaluation of a continuous descent approach procedure for nighttime operation at Louisville International Airport*, Partnership for Air Transportation, 2006, PARTNER-COE-2005-002
- [3] Nhut Tan Ho et. al., *Cueing System for near-term Implementation of Aircraft Noise Abatement Approach Procedures*, Journal Of Aircraft, Vol. 44, S. 718-725, 2007
- [4] J. L. De Prins et al.: *Enhanced Self-Spacing Algorithm for Three-Degree Decelerating Approaches*, Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 30, S. 576-590, 2007
- [5] 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, CAA Paper 78006
- [6] ICAO, *Procedures for Air Navigation Services - Aircraft Operations*, Vol. I, Flight Procedures, fifth edition 2006, Amnd. 1, Part III – Aircraft Operating Procedures, Section 4, Chapter 3 – Stabilized Approach Procedure
- [7] Airbus Industrie, *A330 Flight Crew Operating Manual (FCOM)*, Dokumentation zum Airbus A330, Toulouse, 2006
- [8] M. Lauterbach, R. Luckner, *Design and Development of Automatic Slat/Flap Setting Functions*, Konferenzbeitrag, CEAS2009, Manchester, 2009
- [9] M. Lauterbach, R. Luckner, *Pilot-in-the-Loop Testing of Automatic Slat/Flap Setting Functions*, Konferenzbeitrag, AST2009, Hamburg, March 2009