

ASSISTENZSYSTEM FÜR ÜBERWACHUNG UND ENTSCHEIDUNGSHILFE BEI ANFLUG UND LANDUNG

J.-P. Buch, S. Oppermann
Institut für Flugsystemtechnik, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

Zusammenfassung

In diesem Paper wird ein Assistenzsystem zur Überwachung des Anfluges und als Entscheidungshilfe zum Durchstarten bei der Landung vorgestellt. Das beschriebene System wurde im Rahmen des Projektes „Bürgerndahes Flugzeug“, einem vom Land Niedersachsen geförderten Projekt zur Entwicklung neuer Technologien für ein Kurz- und Mittelstreckenverkehrsflugzeug, entwickelt und getestet. Das System unterstützt die Piloten durch die Überwachung der für den Anflug wichtigen Parameter und stellt ihnen durch gezielte Texteinblendungen im Primary Flight Display (PFD) Hinweise über den Stabilisierungsgrad des Anfluges zur Verfügung. Aufgrund der vorhandenen Abweichungen von den für einen stabilisierten Anflug definierten Anflugparametern berechnet das Assistenzsystem das Gefährdungslevel dieser Abweichung für den stabilen Anflug und weist im Voraus durch Einblendungen im PFD auf den jeweils kritischsten Parameter hin. Übersteigt die Gesamtheit aller Abweichungen unterhalb einer Flughöhe von 1000 Fuß über Grund einen definierten Grenzwert, so gibt das System eine Durchstartempfehlung sowohl als Texteinblendung, als auch durch das Auslösen einer auditiven Master Caution bzw. Warning aus. Die vom System erteilten Hinweise, sowie die Durchstartempfehlung als letzte Instanz, geben dem Piloten eine Hilfestellung für die Durchführung eines stabilen Anfluges und die Entscheidung über Fortsetzung oder Abbruch des Anfluges. Das System wurde in Simulatorversuchen getestet und hat gezeigt, dass es die Flugsicherheit in bestimmten Situationen erhöhen kann. In den Versuchen zeigte sich jedoch auch, dass die Pilotenerfahrung eine wichtige Rolle bei der Entscheidungsfindung über Landung oder Durchstarten einnimmt.

NOMENKLATUR

Δ_{ref_i}	Referenzwert	SOP	Standard Operating Procedures
Δx_i	Abweichung vom Referenzwert	V_{APP}	Anfluggeschwindigkeit
θ	Nickwinkel	V_k	Inertiale Bahngeschwindigkeit
ϕ	Rollwinkel	g	Erdbeschleunigung
AGL	Above Ground Level	m	Masse
ATPL	Airline Transport Pilot Licence	r_i	Risikofaktor eines Parameters
AVES	Air VEhicle Simulator	w_i	Wichtungsfaktor
CAVOK	Clouds And Visibility OKay	x_a	Distanz zum Aufsetzpunkt
CPL	Commercial Pilot Licence		
CRM	Crew Resource Management		
E_{kin}, E_{pot}	Kinetische bzw. potentielle Energie		
H, H_E	Höhe, Energiehöhe		
IMC	Instrument Meteorological Conditions		
PF	Pilot Flying		
PFD	Primary Flight Display		
PM	Pilot Monitoring		
R_{ges}	Gesamtrisikofaktor		
$R_{Mod,E}, R_{Mod,S}, R_{Mod, Sys}, R_{Mod,W}$	Modulrisikofaktor (Energie-, Stabilisierungsgrad-, System-, Wetter-)		
R_W	Grenzwert für Warnungen		
R_{GA}	Grenzwert für Durchstartwarnung		

1. EINLEITUNG

1.1. Bürgerndahes Flugzeug

Das hier vorgestellte System wird im Rahmen des Forschungsprojektes „Bürgerndahes Flugzeug“ entwickelt. Das Ziel dieses Projektes ist eine an den Bedürfnissen der Bürger ausgerichtete Integration von kurzstart- und landefähigen Verkehrsflugzeugen in die Metropolen. Die Mobilitätsanforderungen der Industriegesellschaft sollen bei Minimierung des Flächenverbrauchs (Flughafeninfrastruktur) befriedigt werden. Gleichzeitig werden die technologisch anspruchsvollen Ziele der substanziellen Lärminderung, Minimierung des Verbrauchs der Primärenergieressourcen, sowie die Erhöhung der Flugsicherheit und Unterstützung der Piloten durch neue Automatisierungs- und Assistenzsysteme verfolgt. Das hier vorgestellte System zur Entscheidungshilfe bei Anflug und Landung steht dabei unter dem Punkt der Erhöhung der Flugsicherheit.

1.2. Hintergrund

Aufgrund lärmoptimierter Anflugverfahren mit steileren Anflügen sowie wechselnder Infrastruktur an kleineren, stadtnahen Flugplätzen stellen Anflüge an diesen Flugplätzen höhere Anforderungen an die Piloten. Diese sollen durch das vorgestellte Assistenzsystem in dieser Flugphase unterstützt werden. Während Piloten moderner Verkehrsflugzeuge einer weiteren Erhöhung der Automatik gegenüber generell eher negativ eingestellt sind, wird für die Landephase ein Bedarf nach entlastender Automatisierung gesehen [1].

Bei einem optimalen Anflug ist das Flugzeug in der sogenannten Stabilisierungshöhe für die Landung konfiguriert und alle für die Landung relevanten Flugparameter befinden sich innerhalb definierter Grenzen. Die Piloten können sich somit spätestens nach dem Passieren dieser Flughöhe allein auf den Endanflug und die Landung konzentrieren. Je nach Art des Anfluges und der vorherrschenden Wetterbedingungen beträgt die Stabilisierungshöhe:

- (1) 1000 ft über Grund (AGL) bei Instrumentenflugbedingungen (IMC) und instrumentengestützten Anflügen (Standard in der kommerziellen Luftfahrt)
- (2) 500 ft AGL bei Sichtflugbedingungen und Sichtanflügen (in der kommerziellen Luftfahrt nicht verwendet und daher für dieses System vernachlässigt).

Erfüllt der Anflug beim Passieren dieser Höhe nicht die Bedingungen für einen stabilisierten Anflugpfad (stable approach criteria [2]), so ist ein Durchstartmanöver einzuleiten, es sei denn, die Piloten entscheiden, dass die Abweichungen „durch kleine Korrekturen“ behoben werden können [2].

Während des Anflugs ist es die Aufgabe des Pilot Monitoring (PM), den Pilot Flying (PF) bei einer Abweichung von den stabilen Anflugparametern zunächst durch den Ausruf des abweichenden Parameters zu warnen, z.B. "Speed". Steigt der Destabilisierungsgrad des Anflugs weiter an, so erfolgt über die Ansage „Go Around“ das Kommando, ein Durchstartmanöver einzuleiten. Die Gründe für einen nicht stabilisierten Anflug können vielfältig sein. Sie teilen sich auf in flugzeuginterne und -externe Faktoren. Die flugzeugexternen Faktoren beinhalten vor allem Störungen durch Flugsicherungsverfahren (hohe Geschwindigkeit aufgrund hoher Verkehrsdichte) und meteorologische Einflüsse. Die flugzeuginternen Störungen sind vor allem auf die menschliche Wahrnehmung sowie Verhalten der Piloten zurückzuführen. Neben den allgemeinen Faktoren Zeitdruck und Ermüdung sind dies unter anderem [3]:

- mangelnde Wahrnehmung von Rückenwindkomponenten, lokale Windänderungen aufgrund des Geländes, Winddrehungen oder absackende kalte Luftmassen nach Regenschauern
- fehlerhafte Abschätzung der Verzögerungsleistung des Flugzeugs
- Fehler bei der Feststellung von Abweichungen oder Verletzung von Grenzen
- Überzeugung, dass der Anflug mit Erreichen der Stabilisierungshöhe oder kurz danach stabilisiert ist, bzw. die Zuversicht des PM, dass der PF den Anflug rechtzeitig stabilisiert hat

- durch zu hohe Selbstsicherheit oder durch Machtgefälle im Cockpit ausgelassene Ausrufe, insbesondere des Go Arounnds.

Die Einhaltung eines stabilen Anfluges unterhalb von 1000 ft Flughöhe hat dabei einen großen Einfluss auf den Erfolg einer sicheren Landung. In einer Studie [4] der Flight Safety Foundation zum Thema Runway Excursions (unbeabsichtigtes Verlassen der Rollbahn) während der Landung wurden die zwischen den Jahren 1995 und 2008 in über 1400 Fällen aufgetretenen Runway Excursions auf ihre Ursachen hin analysiert. Dabei zeigte sich in vielen Fällen eine Kombination einzelner Ursachen. Neben technischen Gründen wie verminderter Bremsleistung durch kontaminierte Landebahnen oder ineffektives Bremsen und Fahrwerksproblemen, spielten in den analysierten Fällen menschliche Faktoren die wesentliche Rolle. Dies betraf unter anderem das Crew Resource Management, die Anwendung von Standard Operating Procedures (SOP), sowie menschliche Wahrnehmung und Verhalten. Etwa 35% der Runway Excursions lassen sich darauf zurückführen, dass der Anflug beim Passieren der Stabilisierungshöhe nicht stabilisiert war. Die einflussreichsten Ursachen von Runway Excursions während der Landung sind in BILD 1 dargestellt. Bei dieser Darstellung ist zu beachten, dass in der Studie einem Vorfall mehrere Faktoren zugeordnet werden konnten. Der Anteil aufgrund nicht durchgeführten Go Arounnds beinhaltet daher die anderen drei in BILD 1 dargestellten Faktoren. Die aufgeführte „lange Landung“ beschreibt dabei das zu späte Aufsetzen hinter der markierten Landezone der Rollbahn.

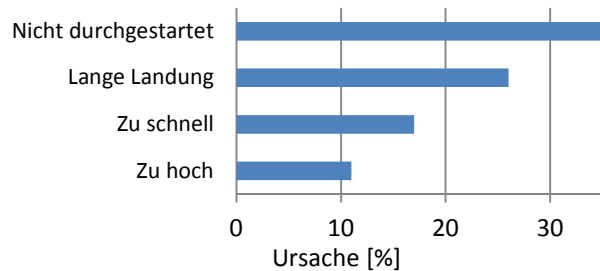


BILD 1: Auszug der Hauptursachen analysierter Landing Runway Excursions [4]

Während die in dieser Studie untersuchten Vorfälle zum Großteil durch eine zu hohe Gesamtenergie des Flugzeugs während der Landung verursacht werden, ist aus einer weiteren Analyse von Unfalldaten der Airbus-Briefinginformation „Flying Stabilized Approaches“ [2] in BILD 2 ersichtlich, dass auch das gegenteilige Problem des aufgrund zu niedriger Gesamtenergie nicht stabilisierten Anfluges auftritt. Beide Situationen – zu hohe, sowie zu niedrige Gesamtenergie – sind demnach die Hauptgründe für nicht stabilisierte Anflüge.

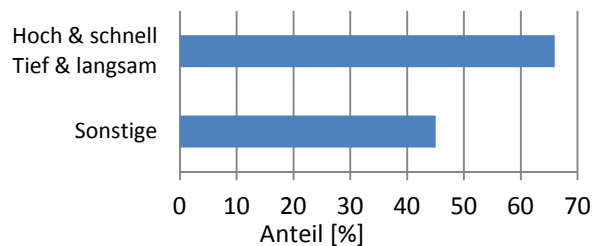


BILD 2: Risikofaktoren bei unstabilen Anflügen [2]

Ein Blick in die nähere Vergangenheit zeigt mit den Abstürzen in Amsterdam (2009, [5]) sowie San Francisco (2013, [6]) zwei Unfälle, denen ein destabilisierter Anflug vorausgegangen ist. Waren die Flugzeuge beim Passieren der Stabilisierungshöhe noch zu hoch und zu schnell, waren sie kurze Zeit später zu tief und zu langsam. In beiden Fällen zerschellten die Flugzeuge kurz vor der Landebahn. Festzuhalten ist, dass wahrscheinlich eine Vielzahl der während der Landephase auftretenden Vorfälle durch die Einhaltung der stabilen Anflugparameter, sowie, in letzter Konsequenz, dem Einleiten eines Durchstartmanövers, hätte abgewandt werden können.

Wie bereits beschrieben muss der Anflug unterhalb einer Flughöhe von 1000 ft stabilisiert sein, d.h., bestimmte Parameter müssen innerhalb definierter Grenzen liegen damit eine sichere Landung gewährleistet ist. TAB 1 gibt eine Übersicht über diese Parameter und ihre zugehörigen Grenzen, wie sie von Airbus definiert wurden. Diese Definition entspricht der in der Luftfahrt allgemeinen Auffassung eines stabilisierten Anfluges, angepasst an die Grenzen für Fluggeschwindigkeit, Nick- und Rollwinkel der A320.

Vor Verletzung dieser Kriterien soll die entsprechende Abweichung nach den Standard Operating Procedures (SOP) im Cockpit durch den Pilot Monitoring ausgerufen werden. Bei einer Überschreitung der angegebenen Grenzen soll das Kommando für ein Durchstartmanöver ausgerufen und dieses anschließend eingeleitet werden. Für diese Entscheidung hat die Crew jedoch einen gewissen Spielraum, der es erlaubt den Anflug fortzusetzen, wenn die Crew die Situation so einschätzt, dass vorhandene Störungen durch kleine Korrekturen schnell abgebaut werden können [2].

Kriterium	Grenze/Fehlerband Δref_i
Fluggeschwindigkeit ¹	$V_{APP} -5 \text{ kt} / +10 \text{ kt}$
Sinkrate	$> -1000 \text{ ft/min}$
Nickwinkel ¹	$-2,5^\circ < \theta < 10^\circ$
Rollwinkel ¹	$-7^\circ < \phi < 7^\circ$
Localizer Ablage	$\frac{1}{4}$ dot
Glide Slope Ablage	1 dot
Landekonfiguration mit entspr. Schub	

TAB 1: Kriterien für einen stabilen Anflug [2]

Das Ziel des Assistenzsystems ist die Erhöhung der Flugsicherheit während des Anfluges und der Landung durch die Überwachung der Parameter für einen stabilisierten Anflug. Im Falle eines destabilisierten Anfluges sollen die Piloten in ihrer Entscheidungsfindung unterstützt werden. Hierfür überwacht das Assistenzsystem neben den stabilen Anflugparametern die aktuellen Systemzustände, den momentanen Gesamtenergiezustand in Bezug zum Fortschrittsgrad des Anfluges, sowie die vorherrschenden

¹ flugzeugabhängig, hier Airbus A320

Windbedingungen. Das Assistenzsystem dient als zusätzliche Kontrolle des Pilot Monitoring und gibt Warnungen aus, sobald ein Kriterium einen definierten Gefährdungslevel zu überschreiten droht. Bei einer tatsächlichen Überschreitung wird eine Durchstartempfehlung ausgegeben.

2. SYSTEMBESCHREIBUNG

Das hier vorgestellte System setzt sich aus verschiedenen Modulen zur Überwachung des Anfluges zusammen. Neben den im vorherigen Abschnitt vorgestellten Parametern für einen stabilen Anflug überwacht das System zusätzlich die Einhaltung der Betriebsgrenzen (erlaubte Seiten-/Rückenwindkomponente), der Gesamtenergiesituation, sowie der für die Landung wichtigen Systemzustände. Eine Übersicht der Systemarchitektur ist in BILD 3 gegeben. Jedes der Module überwacht einen Teilbereich der für eine sicher durchführbare Landung wichtigen Parametergruppen: Stabilisierungsgrad, Gesamtenergie, Wetterbedingungen sowie Systemzustände.

Aus der Differenz zwischen den tatsächlichen Parametern und ihren Vorgabewerten werden Risikofaktoren gebildet. In der darauf folgenden Gesamtrisikobewertung werden die Risikofaktoren, gewichtet nach ihrem Einfluss auf eine sichere Durchführbarkeit der Landung, kombiniert. Diese Risikobewertung bildet die Grundlage für die vom System ausgegebenen Warnungen, welche in zwei Stufen erfolgen können. Die Warnungen orientieren sich dabei an den oben genannten SOP, d.h., dass bei kleinen Abweichungen ein Hinweis auf den abweichenden Parameter erfolgt, während bei großen Abweichungen ein Durchstartmanöver empfohlen wird. Im Folgenden wird näher auf die Funktionen der einzelnen Module sowie der Systemlogik eingegangen.

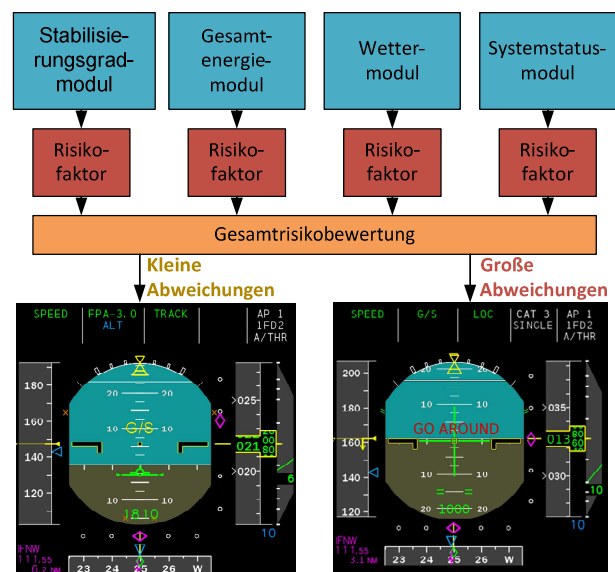


BILD 3: Blockschaubild des Assistenzsystems

2.1. Systemlogik zur Ausgabe von Warnungen

Für jedes der vier vorgestellten Module werden zunächst einzelne Risikobewertungen für den aktuellen Anflugzustand durchgeführt. Die Risikofaktoren beschreiben die Auswirkungen der festgestellten Abweichungen auf die Gefährdung der Durchführbarkeit der Landung.

Für die Generierung der Risikofaktoren des Stabilisierungsgradmoduls wird die in Gleichung(1) angegebene exponentielle Funktion verwendet. Der einzelne Risikofak-

tor r_i setzt sich dabei aus der Abweichung vom definierten Referenzwert Δref_i des betreffenden Parameters sowie dessen tolerierten Fehlerbands Δx_i zusammen (siehe TAB 1). Die exponentielle Funktion bietet den Vorteil, dass verschwindend geringe Abweichungen vom Referenzwert in sehr kleinen Risikofaktoren resultieren, während wachsende Abweichungen einen immer stärkeren Einfluss gewinnen. Als Beispiel für die Überwachung der Geschwindigkeit ist $ref_i = V_{APP}$ (Referenzgeschwindigkeit für den Anflug), Δref_i dementsprechend die Abweichung der aktuellen Fluggeschwindigkeit und das Fehlerband beträgt $\Delta x_i = -5/+10kt$. In diesem Fall muss aufgrund der Asymmetrie des Fehlerbands eine Fallunterscheidung berücksichtigt werden. Die Exponentialfunktion sorgt für eine Normierung des Risikofaktors. Dieser beträgt bei Einhaltung des Referenzwerts null und beim Erreichen des Grenzwerts eins. Der Einfluss des jeweiligen Faktors auf den im Anschluss gebildete Modulrisikofaktor wird mit Hilfe einzelner Wichtungsfaktoren w_i beeinflusst. Die Wichtung der einzelnen Risikofaktoren wurde in Simulatorversuchen für eine optimale Systemreaktion angepasst.

$$(1) \quad r_i(\Delta x_i, \Delta ref_i) = w_i \left(1 - \frac{\Delta x_i}{\Delta ref_i} \right)$$

Die einzelnen Risikofaktoren r_i eines jeden Moduls werden nach Gleichung (2) jeweils zu einem Modulrisikofaktor $R_{Mod,i}$ zusammengefasst (siehe rote Blöcke in BILD 3).

$$(2) \quad R_{Mod,i} = \sum_{i=1}^n r_i(\Delta x_i, ref_i).$$

Die Risikoberechnung des Gesamtenergiemoduls erfolgt ebenfalls anhand von Gleichung (1). Wie im weiteren Verlauf des Papers beschrieben wird, sind der Referenzwert sowie das tolerierte Fehlerband eine Funktion der Anfluggeometrie und Entfernung zur Rollbahnschwelle, d.h. sie sind dynamisch.

Das Wettermodul verwendet bei der Überwachung der Windverhältnisse Grenzwerte für Seiten- und Rückenwindkomponenten aus dem Flughandbuch als Minimal- und Maximalwerte für das Fehlerband. Die Berechnung der einzelnen Risikofaktoren wird ebenfalls mit Hilfe von Gleichung (1) durchgeführt.

Das Systemmodul besitzt eine von den anderen drei Modulen abweichende Funktionsweise und sorgt für die Unterdrückung der vom hier vorgestellten System ausgegebenen Warnungen in bestimmten Fällen. Hierauf wird in der nachfolgenden Vorstellung der Module eingegangen.

Zur abschließenden Bestimmung des Gesamttrisikofaktors R_{ges} wird die Summe aus den Modulrisikofaktoren $R_{Mod,i}$ der einzelnen Module nach Gleichung (3) gebildet:

$$(3) \quad R_{ges} = (R_{Mod,S} + R_{Mod,E} + R_{Mod,W}) \cdot (1 - R_{Mod,Sys})$$

Auf Grundlage dieses Gesamttrisikofaktors generiert das Assistenzsystem Warnungen sowie die Durchstartempfehlung. Der Gesamttrisikofaktor wird dafür kontinuierlich mit zwei Grenzen verglichen. Bei der Überschreitung des niedrigeren Grenze R_W werden Warnungen ausgegeben, beim Überschreiten der höheren Grenze R_{GA} schließlich die Durchstartempfehlung (siehe BILD 4). Durch diese Architektur kann eine Warnung bzw. Durchstartempfehlung entweder durch den festgestellten Risikofaktor eines Moduls, oder durch eine Kombination der Risikofaktoren mehrerer Module generiert werden.

Warnungen

Die untere Grenze R_W beschreibt den Risikofaktor bei dessen Überschreiten Warnungen über den abweichenden Parameter ausgegeben werden, der zu diesem Zeitpunkt die größte Gefährdung für die sichere Durchführbarkeit von Anflug und Landung darstellt. Die Gefährdung kann z.B. eine überhöhte Anfluggeschwindigkeit oder eine Kombination mehrerer Parameter sein. Angezeigt wird jedoch immer nur der kritischste Parameter. Sobald eine korrigierende Pilotenreaktion erfolgt, die die Abweichungen wieder innerhalb der tolerierten Abweichungen führt (siehe TAB 1), erlischt die Warnung selbstständig. Sie kann jedoch auch vom Piloten vorzeitig durch Drücken der Master Caution Taste beendet werden. Nach einer manuellen Deaktivierung wird die betroffene Warnung erst nach dem Rückgang der Abweichung und darauf folgenden erneuten Überschreitung der unteren Grenze R_W wieder ausgegeben.

Durchstartempfehlung

Bei der Überschreitung des oberen Grenzwertes R_{GA} ist der Stabilisierungsgrad des Anfluges bereits so stark gestört, dass ein Durchstartmanöver erforderlich ist. Nach der Definition des stabilen Anflugs ist dies der Fall, wenn Anflugparameter (siehe TAB 1) unterhalb von 1000 Fuß AGL verletzt werden, die zur Verfügung stehende Landestrecke nicht ausreicht, oder die zulässigen Seiten- und Rückenwindkomponenten überschritten werden. Die der Situation vorausgegangenen Warnungen werden bei der Ausgabe der Durchstartempfehlung unterdrückt. Die Durchstartempfehlung erlischt mit der Einleitung eines Durchstartmanövers (Aktivierung des Go-Around/Track-Modes beim Airbus A320) automatisch, kann vom Piloten jedoch auch manuell durch Drücken der Master Warning Taste beendet werden.

Sowohl die Grenzen R_W und R_{GA} des Gesamttrisikofaktors R_{ges} zur Auslösung der Warnungen sowie der Durchstartempfehlung, als auch die einzelnen Wichtungsfaktoren w_i innerhalb der Module wurden in Simulatorversuchen mit dem Ziel erprobt, frühzeitig Warnungen zu generieren, um den Piloten genügend Reaktionszeit für eine Korrektur zu geben, bevor ein Durchstarten notwendig wird. Das System ist so eingestellt worden, dass die Annäherung eines Parameters an 80% seines Grenzwertes den Gesamttrisikofaktor so weit erhöht, dass Warnungen ausgegeben werden, bzw. bei Erreichen des Grenzwertes die Durchstartempfehlung erfolgt.

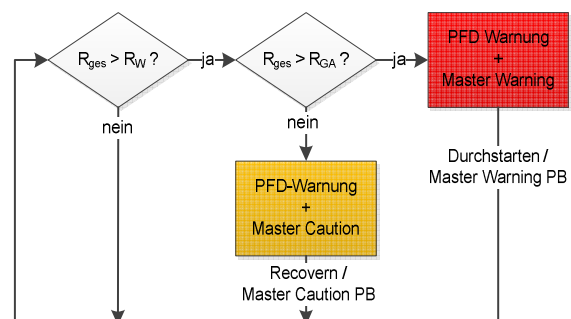


BILD 4: Anzeigelogik mit Grenzwerten für Hinweise und die Durchstartempfehlung

2.2. Überwachungsmodule

Stabilisierungsgradmodul

Dieses Modul überwacht die Einhaltung der Parameter für einen stabilisierten Anflug. Hierzu werden die aktuellen Flugparameter auf die Einhaltung der in TAB 1 angegebenen Grenzen hin ab einer Flughöhe von 1000 Fuß AGL, sowie ihr Trend für die nächsten zehn Sekunden überprüft. Da eine fehlerhafte Flugzeugkonfiguration (Fahrwerk, Klappen) beim Erreichen der Stabilisierungshöhe zu einer sofortigen Durchstartempfehlung führen würde, sind die Konfigurationswarnungen abweichend von den anderen Kriterien bereits 20 Sekunden vor dem Erreichen der Stabilisierungshöhe aktiv. Diese Zeit wurde aufgrund der Fahrwerksfahrzeit zuzüglich einer Reaktionszeit von fünf Sekunden gewählt, sollte der Pilot das Fahrwerk erst beim Erscheinen der Warnung ausfahren. Im Modul auftretende Abweichungen werden für die Generierung des Modulrisikofaktors unter Benutzung der Gleichungen (1) und (2) verwendet.

Gesamtenergiemodul

Als komplementäre Betrachtung zum Stabilitätszustand verfügt das Assistenzsystem über ein Modul, das auf einer energetischen Betrachtung des Anfluges basiert. Hierbei wird der aktuelle Energiezustand des Flugzeugs in Bezug auf berechnete Minimal- und Maximalgrenzen hin überprüft. Die Minimalgrenze ergibt sich dabei aus Anforderungen der Hindernisfreiheit sowie der Überziehgeschwindigkeit für die aktuelle Flugzeugkonfiguration. Die Anforderungen der Hindernisfreiheit nach ICAO Pans-Ops wurden aus [7] übernommen. Die Aussage dort lautet, dass bis zu einer Höhe von 15 m unterhalb des niedrigst angenommenen Gleitpfades Hindernisfreiheit bestehen muss. Die Überziehgeschwindigkeiten der A320 in Abhängigkeit der Flugzeugkonfiguration wurden dem Flughandbuch entnommen [8]. Durch den Austausch von potentieller und kinetischer Energie ist es grundsätzlich möglich, zum Beispiel bei einem zu tiefen Anflug (unterhalb der Hindernisfreiheitshöhe) durch Fahrtabbau Höhe zu gewinnen. Jedoch wird hierdurch der Energiefehler von der potentiellen Energie in die kinetische überführt. Erfolgte der Anflug zuvor mit der korrekten Anfluggeschwindigkeit, wäre das Flugzeug nun zu langsam. Aus diesem Grund erfolgt statt der einzelnen Betrachtung von kinetischer und potentieller Energie stets die Betrachtung der Gesamtenergie (vgl. Gleichung (4)) in Form der Energiehöhe (vgl. Gleichung (5)) herangezogen. Die Energiehöhe beschreibt die Höhe, die bei der vollständigen und verlustfreien Umwandlung der aktuellen kinetischen Energie in potentielle Energie erreicht werden würde und bietet eine Größe, die unabhängig von etwaigen Energietransfers ist.

$$(4) \quad E = E_{kin} + E_{pot} = \frac{m}{2} V_k^2 + mgH$$

$$(5) \quad H_E = \frac{E}{mg} = \frac{V_k^2}{2g} + H$$

Die Maximalgrenze wird von der Verzögerungsleistung des Flugzeuges in der jeweiligen Konfiguration, sowie deren Maximalgeschwindigkeiten begrenzt. Sie wird so berechnet, dass es problemlos möglich ist, die überschüssige Energie bis zum Aufsetzpunkt auf die dortigen Sollwerte abzubauen. Es wird hier bewusst der Aufsetzpunkt verwendet, da die Stabilisierungshöhe bereits durch das Stabilisierungsgradmodul überwacht wird. Befindet sich das Flugzeug in dem in BILD 5 dargestellten Energiehöhenkorridor, also innerhalb der oberen und unteren Ener-

giehöhengrenze, ist die Landung aus energetischer Sicht sichergestellt. Bei Verletzung der Energiegrenzen ist es nicht möglich, den Anflug bis zur Landung zu stabilisieren. Aus diesem Grund erfolgt bei der Verletzung der Energiehöhengrenzen eine direkte Durchstartempfehlung.

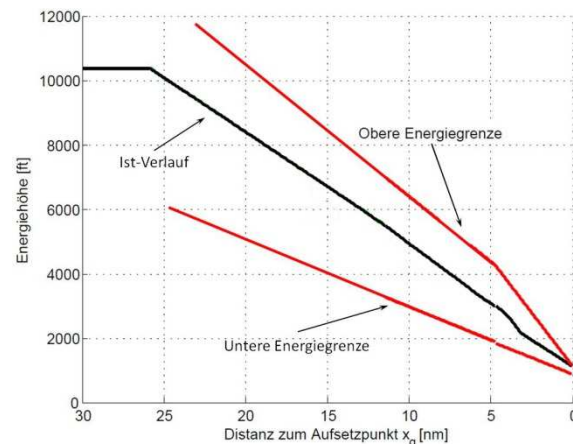


BILD 5: Verlauf der Energiegrenzen mit beispielhaftem Ist-Verlauf

Wettermodul

Das Wettermodul bewertet die Gefährdung des Anflugs im Hinblick auf den vorherrschenden Wind. Der vom System angenommene Wind entspricht der vom Flugzeug geschätzte Windrichtung und -stärke. Hierauf basierend wird die aktuelle Seiten- und Gegenwindkomponente in Bezug auf die angeflogene Bahnrichtung berechnet. Die dem Flughandbuch entnommenen Grenzwerte des Moduls für die maximale Seitenwindkomponente (siehe TAB 2) sind abhängig vom vorherrschenden Landebahnzustand (equivalent runway condition). Die maximale Rückenwindkomponente ist unabhängig vom Landebahnzustand und beträgt 10 kt.

Reported braking action	Reported runway friction coefficient	Maximum crosswind (kt)		Equivalent runway condition *
		Takeoff	Landing	
Good (on wet runway)	≥ 0.4	29	33	1
Good/medium	0.39 to 0.36	29	29	1
Medium	0.35 to 0.3		25	2/3
Medium/poor	0.29 to 0.26		20	2/3
Poor	≤ 0.25		15	3/4
Nil			5	4/5

* Equivalent runway condition (only valid for maximum crosswind determination)
 1. Damp or wet runway (less than 3 mm water depth)
 2. Runway covered with slush
 3. Runway covered with dry snow
 4. Runway covered with standing water with risk of hydroplaning or wet snow
 5. Icy runway or high risk of hydroplaning

TAB 2: Maximale Seitenwindkomponenten für die Ausrollphase nach der Landung, Airbus A320 Flughandbuch [8]

Neben der Überprüfung der maximalen Windkomponenten erfolgt die Berechnung der benötigten Landestrecke auf Basis der im Flugzeughandbuch angegebenen Daten in Verbindung mit der Geschwindigkeit über Grund, der aus der Navigationsdatenbank abgerufenen Landebahndaten des Zielflughafens, sowie des vom Piloten während des Anflugbriefings eingegebenen Landebahnzustandes. Möglich sind dabei die Zustände: trocken (dry runway), nass (wet runway), stehendes Wasser (standing water), Schneematsch (slush), Schnee (compacted snow) sowie

Eis (ice) (siehe TAB 3). Die Risikobetrachtung erfolgt durch den Vergleich der zur Verfügung stehenden Landstrecke mit der aufgrund der wetterbedingten Einflüsse benötigten Landstrecke. Im Fall einer zu kurzen Landebahn kann eine erfolgreiche Landung nicht mehr sichergestellt werden.

		ACTUAL LANDING DISTANCE (METERS)										
WEIGHT (1000 KG)		46	50	54	58	62	66	70	74	78		
RUNWAY CONDITION	DRY	690	730	760	790	830	890	980	1070	1150		
	WET	890	950	1010	1080	1150	1220	1290	1360	1420		
	COVERED WITH	STANDING WATER	1170	1250	1330	1420	1530	1630	1740	1850	1950	
		SLUSH	1130	1210	1290	1370	1450	1530	1620	1720	1800	
		COMPACTED SNOW	1140	1220	1290	1360	1430	1500	1570	1650	1700	
		ICE	2030	2170	2310	2450	2600	2740	2880	3030	3150	

CORRECTIONS

	CORRECTION ON ACTUAL LANDING DISTANCE						
	dry runway	wet runway	runway covered with				ice
			standing water	slush	compacted snow		
per 1000 ft above SL	+ 3 %	+ 4 %	+ 4 %	+ 5 %	+ 4 %	+ 5 %	
per 10 kt headwind	No correction for headwind due to wind correction on approach speed						
per 10 kt tailwind	+ 18 %	+ 21 %	+ 22 %	+ 20 %	+ 17 %	+ 25 %	
forward C.G.	+ 2 %	+ 3 %	+ 3 %	+ 3 %	+ 3 %	+ 2 %	
2 reversers operative	-5 %	-11 %	-14 %	-13 %	-11 %	-24 %	
Per 5 kt speed increment (and no failure) add 8% (all runways)							

TAB 3: Benötigte Landstrecke, Airbus A320 Flughandbuch [8]

Systemstatusmodul

Vom Systemstatusmodul werden diejenigen Systeme überwacht, deren Ausfall eine sofortige Landung notwendig machen. Die betroffenen Systeme sind dem Flughandbuch [8] entnommen (z.B. Triebwerksbrand, Hydraulikausfall, Cargo Smoke). Das Systemstatusmodul verwendet zur Überwachung der entsprechenden Systeme die an Bord vorhandenen Systemstatus.

Da beim Ausfall dieser Systeme eine unmittelbare Landung unabdingbar ist, sorgt das Systemstatusmodul für die Unterdrückung der von anderen Modulen des Assistenzsystems generierten Warnungen bzw. der Durchstartempfehlung. Der Ausfall der überwachten Systeme wird vom Assistenzsystem nicht ausgegeben, da dies die Aufgabe des an Bord der A320 vorhandenen Flight Warning Computers ist.

2.3. Cockpitschnittstelle

Die vom Assistenzsystem generierten Warnungen werden über zwei Schnittstellen ausgegeben. Zum einen erfolgt eine visuelle Warnung durch Texteinblendungen im Primary Flight Display (PFD), sowie dem Aufleuchten der Master Caution bzw. Master Warning Taste. Zum anderen wird bei einer Warnungsauslösung der zugehörige Master Caution bzw. Master Warning Ton aktiviert.

Primary Flight Display

Die Anzeige einer Warnung oder Durchstartempfehlung, für den Fall, dass das Assistenzsystem eine Gefährdung der sicheren Durchführbarkeit der Landung feststellt, erfolgt innerhalb des künstlichen Horizonts des PFD. Diese Position wird ansonsten auch für Warnungen wie die Windshear-Warnung verwendet und ist den Piloten daher vertraut. Während eines früheren Entwicklungsstands des Assistenzsystems wurde zur Erzielung einer einfachen Anzeige bei einer Verletzung der Auslösegrenzen lediglich

der Schriftzug „GO AROUND“ dargestellt. Bei dieser Variante wurde die Warnung durch eine bernsteinfarbene Darstellung des Schriftzuges realisiert, wohingegen die Durchstartempfehlung durch eine rote Einfärbung des Schriftzuges ausgegeben wurde (siehe BILD 6). Die Farbwahl erfolgte in Anlehnung an die Airbus Farbphilosophie, in der zwischen zwei Stufen von Warnungen unterschieden wird. Warnungen (Cautions) die eine unmittelbare Reaktion verlangen werden rot dargestellt, während Warnungen (Warnings) die lediglich erhöhte Aufmerksamkeit des Piloten benötigen bernsteinfarben dargestellt werden.

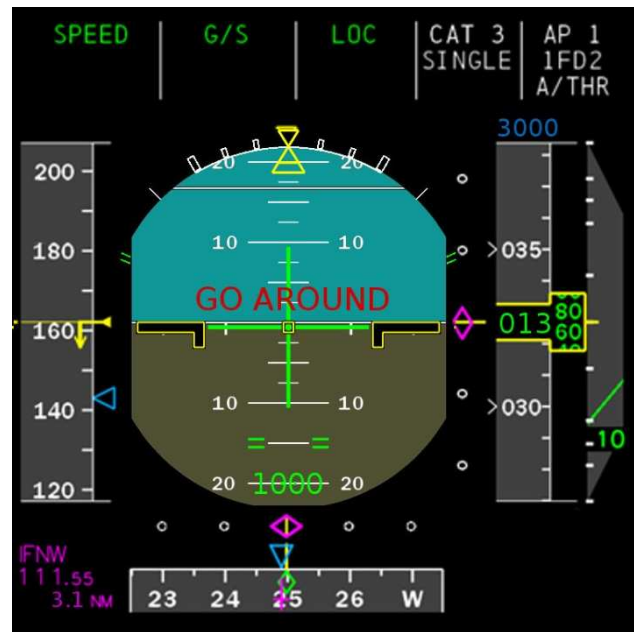


BILD 6: PFD mit eingblendeter Durchstartempfehlung, hier: aufgrund zu hoher Geschwindigkeit (161 kt statt 142 kt) in der Stabilisierungshöhe (1000 ft)

In Simulatorversuchen zeigte sich jedoch, dass Piloten zur Nachvollziehung der vom System getroffenen Entscheidung und damit zur Erhöhung des Situationsbewusstseins eine Einblendung des Warnungsgrunds bevorzugen. Zudem ergab sich ein Widerspruch durch die gewählte Darstellung der bernsteinfarbenen Warnungen mit dem Schriftzug „GO AROUND“, da das Durchstartkommando im Gegensatz zur farblichen Darstellung zu einer unmittelbaren Reaktion auffordert.

Um den Pilotenforderungen nach detaillierteren Warnhinweisen gerecht zu werden wurde die ursprüngliche Cockpitschnittstelle weiterentwickelt. Die Anzeige des bernsteinfarbenen GO-AROUND-Schriftzuges als Warnung für eine potentiell folgende Durchstartempfehlung bei kritisch abweichenden Parametern wurde durch die Einblendung des Parameters mit der größten Gefährdung für den stabilen Anflug ersetzt. Der Warnungstext blinkt mit einer Frequenz von einem Hertz. Die Textfarbe wurde in bernsteinfarben beibehalten. Im Folgenden sind die implementierten Warnungen aufgelistet, eine exemplarische Darstellung ist für die Geschwindigkeitswarnung in BILD 7 gegeben:

- SPEED: Fluggeschwindigkeit kritisch
- LOC: ILS-Localizer-Ablage kritisch
- G/S: ILS-Glideslope-Ablage kritisch

- WIND: Berechnete Windkomponente für Seiten- oder Rückenwind kritisch
- CONF: Klappen 20 Sekunden vor Erreichen der Stabilisierungshöhe nicht in Landekonfiguration
- GEAR: Fahrwerk 20 Sekunden vor Erreichen der Stabilisierungshöhe nicht ausgefahren
- SHORT RWY: Berechnete Landestrecke beträgt über 80% der zur Verfügung stehenden Landestrecke

Wie bereits weiter oben beschrieben, erlöschen Warnungen bei einer korrigierenden Pilotenreaktion, bzw. die Durchstartempfehlung mit dem Einleiten eines Durchstartmanövers. Alternativ lassen sich die ausgegebenen Warnungen mit Hilfe der im Glareshield vorhandenen „Master Caution“, sowie der „Master Warning“ Taste beenden.

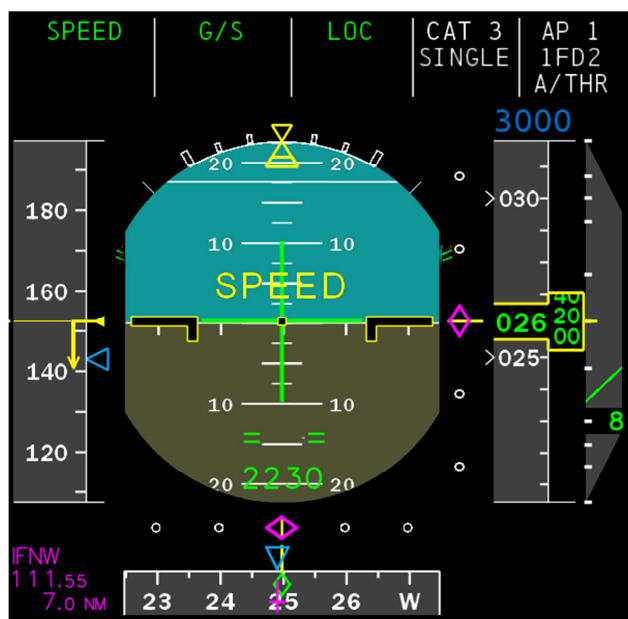


BILD 7: PFD mit eingblendeter Warnung, hier: Geschwindigkeit kritisch

Im angenommenen Fall, dass die Piloten auf die Hinweise des Assistenzsystems reagieren, wird die Master Warning durch die Einleitung des Durchstartmanövers automatisch beendet.

Auditive Warnungen

Neben den Texteinblendungen der Warnungen im Primary Flight Display werden vom Assistenzsystem auditive Warnungen ausgegeben. Dabei wird auf die bereits vorhandenen „Master Caution“, bzw. „Master Warning“ Warnungen zurückgegriffen. Vom Assistenzsystem ausgegebene Warnungen aktivieren die Master Caution, die einen „Chime“ genannten Ton auslöst und die niedrigere der beiden Warnstufen darstellt. Ist der Anflug soweit destabilisiert, dass eine Durchstartempfehlung ausgesprochen wird, aktiviert dies die Master Warning, die einen kontinuierlichen klingelnden Ton auslöst. Dieser erlischt im Falle eines eingeleiteten Durchstartmanövers, oder durch eine manuelle Deaktivierung durch den Piloten (Drücken der Master Warning Taste).

3. SIMULATORVERSUCHE

3.1. Simulator AVES A320

Der DLR Forschungssimulator AVES (Air Vehicle Simulator) ist ein Bewegungssimulator der über ein elektrisches Hexapod-Bewegungssystem mit einer Nutzlast von 14 Tonnen und sechs Freiheitsgraden verfügt. Das AVES A320 Cockpit stellt ein nahezu vollständiges Replikat eines Airbus A320-200 Cockpits dar (siehe BILD 8).

Das Sichtsystem besteht aus einem 15-Kanal-LED-Projektionssystem das ein Sichtfeld von 240°x95° auf einer sphärischen Projektionsfläche nicht kollimiert darstellt. Der hieraus resultierende Augenpunkt ist auf den linken Pilotensitz eingestellt, kann jedoch den Anforderungen entsprechend eingestellt werden.

Für die Versuche wurde das flugdynamische Modell des DLR-Forschungsflugzeugs ATRA, einem Airbus A320, verwendet, da dieser Flugzeugtyp einen typischen Vertreter eines Mittelstreckenverkehrsflugzeugs darstellt.



BILD 8: AVES A320-Cockpit

3.2. Durchführung

Szenarien

Ein Simulatorversuch bestand aus acht aufeinander folgenden manuellen Anflügen auf eine Landebahn mit einem Standardgleitwinkel von 3°, sowie einem erhöhte n Gleitwinkel von 3,2° bei guten (CAVOK²) sowie schlechten Wetterbedingungen (adverse) mit einer Flug- und Bodensicht von 5 km, Turbulenz, sowie einer variablen Seitenwindkomponente (siehe TAB 4). Die Ausgangspunkte der einzelnen Szenarien wurden so gewählt, dass der Anflug entweder nicht bis zur Stabilisierungshöhe stabilisiert werden konnte, oder der Anflug im Verlauf durch Geschwindigkeitsvorgaben der Flugsicherung oder Windscherungen so gestört wurde, dass aufgrund der Parameter für eine sichere Landung das Durchstarten erforderlich war.

² Clouds And Visibility OKay: gute Sichtflugbedingungen ohne wesentliche Einschränkungen (Bodensicht größer 10 km, keine Wolken unter 5000 ft über dem Flughafengelände, keine signifikanten Wettererscheinungen, keine Gewitterwolken, unabhängig von der Wolkenuntergrenze)

#	Gleitfad	Flugbed.	Wetter
1	3°	Visual	CAVOK
2	3°	Visual	adverse
3	3°	IFR	CAVOK
4	3°	IFR	adverse
5	3.2°	Visual	CAVOK
6	3.2°	Visual	adverse
7	3.2°	IFR	CAVOK
8	3.2°	IFR	adverse

TAB 4: Testszenarien der Simulatorversuche

Pilotenbewertung

Die Reaktion des hier vorgestellten Assistenzsystems wurde nach den einzelnen Durchläufen von den Piloten hinsichtlich der folgenden Kriterien bewertet:

- Existieren beim Auslösen der Durchstartempfehlung genügend Reserven zur sicheren Durchführung des Durchstartmanövers?
- Hat das System bei jeder Aktivierung deutlich gemacht welcher Parameter überschritten war und warum die Durchstartempfehlung ausgegeben wurde?
- Genügt die Vorwarnzeit von der Anzeige eines kritischen Zustands bis zur Ausgabe der Durchstartempfehlung?
- Waren die Warnungen, sowie die Durchstartempfehlung des Assistenzsystems in Übereinstimmung mit der eigenen Situationseinschätzung des Piloten?

Die Änderung der Durchstartempfehlung von der ursprünglichen Einblendung des bernsteinfarbenen GO-AROUND-Schriftzuges in die Anzeige des kritischsten Parameters, dessen Abweichung die Warnung ausgelöst hat, wurde von den Piloten als Hilfe zur Steigerung des Situationsbewusstseins gut bewertet.

Durch die optimierten Risikogrenzwerte für Warnungen, sowie die Betrachtung des Trends der stabilen Anflugparameter konnte die Vorwarnzeit erhöht werden, so dass dem Piloten eine ausreichende Zeit zum Ergreifen von Gegenmaßnahmen gegeben wird, um den Anflug wieder zu stabilisieren, bevor vom System eine Durchstartempfehlung ausgegeben wird.

Die ausgegebenen Warnungen und Durchstartempfehlungen wurden in den getesteten Szenarien weitestgehend als in Übereinstimmung mit den piloteneigenen Bewertungen der jeweiligen Situationen gesehen.

Die aufgetretenen Abweichungen waren ausschließlich in der Art, dass erfahrene Piloten anscheinend höhere Abweichungen von den stabilen Anflugparametern akzeptieren. Die vom Assistenzsystem ausgegebenen Warnun-

gen können damit unter Umständen subjektiv, je nach Erfahrungsstand, als zu konservativ wahrgenommen werden, auch wenn sie lediglich aus der Umsetzung der bestehenden und anerkannten Kriterien für einen stabilisierten Anflug resultieren. Diese Tendenz zeigte sich auch schon bei vorhergehenden Versuchen in früheren Entwicklungsstadien des Systems. Jedoch ist die statistische Basis zu gering für eine Aussage zu dieser Tendenz.

Zusammenfassung

Es wurde ein im Rahmen des Projekts „Bürgernahes Flugzeug“ entwickeltes System vorgestellt, dass die Piloten während des Anfluges in der Entscheidung über Landung oder Durchstarten unterstützt, indem es den Anflug auf die sichere Durchführbarkeit der Landung hin analysiert. Dies geschieht durch die Überwachung des Anfluges mit Hilfe von vier Modulen: Stabilisierungsgradmodul, Gesamtenergiemodul, Wettermodul, Systemstatusmodul. Die einzelnen Module überwachen bestimmte Parameter auf die Einhaltung der im Flughandbuch angegebenen Grenzen. Mit Hilfe einer exponentiellen Funktion werden hierauf basierend zunächst Risikofaktoren für jeden überwachten Parameter gebildet. Die Summe aller Risikofaktoren wird als Gesamttrisikofaktor schließlich für eine Abschätzung der Gefährdung des Anfluges verwendet, indem er kontinuierlich mit zwei Risikogrenzen verglichen wird. Beim Überschreiten der unteren Grenze gibt das System zunächst Warnungen über den abweichenden Parameter aus, um die Aufmerksamkeit der Piloten auf diesen Parameter zu lenken. Bei mehreren Abweichenden Parametern erfolgt die Warnung nur für den Parameter, der aktuell die größte Gefährdung für die sichere Durchführbarkeit der Landung darstellt. Überschreitet der Gesamttrisikofaktor die obere Grenze, wird eine Durchstartempfehlung ausgegeben, da ab diesem Zeitpunkt eine sichere Landung nicht mehr garantiert werden kann.

Das System verwendet zur Ausgabe der Warnungen bzw. der Durchstartempfehlung sowohl Texteinblendungen im künstlichen Horizont des Primary Flight Displays, als auch auditive Warnungen. Die Warnungen bzw. die Durchstartempfehlung wird automatisch beendet sobald vom System eine korrigierende Pilotenreaktion, d.h., auch ein Durchstartmanöver, festgestellt wurde. Alternativ lassen sich diese auch durch das Drücken der „Master Caution“ bzw. „Master Warning“ Taste im Cockpit deaktivieren.

Die Akzeptanz des Assistenzsystems war in Simulatorversuchen unter den teilnehmenden Piloten sehr hoch. Ein in früheren Entwicklungsstadien des Assistenzsystems vorhandener Einwand der Informationsüberlastung durch trotz Gegenreaktion anhaltender Warnungen wurde aufgrund der beschriebenen neuen Systemlogik eliminiert. Jedoch ist die Basis dieser Bewertung mit drei Piloten (CPL- bzw. ATPL-Lizenz) aktuell nicht sehr hoch. Zur Überprüfung der Ergebnisse soll daher die Basis an Pilotenbewertungen durch eine Fortführung der Simulatorversuche im Herbst 2014 verbreitert werden.

Literaturverzeichnis

- [1] C. Kappenberger und I. Stepniczka, „Automation In Modern Airliner Cockpits - The Pilot's View,“ European Airline Training Symposium (EATS), Prag, Tschechische Republik, 2011.
- [2] Airbus S.A.S., „Flight Operations Briefing Notes, Approach Techniques - Flying Stabilized Approaches,“ Airbus S.A.S., Toulouse, 2006.
- [3] Flight Safety Foundation, „FSF ALAR Briefing Note 7.1 - Stabilized Approach,“ Flight Safety Foundation, Alexandria, Virginia U.S., 2009.
- [4] Flight Safety Foundation, „Reducing the Risk of Runway Excursions,“ Flight Safety Foundation, Alexandria, Virginia U.S., May 2009.
- [5] The Dutch Safety Board, "Crashed During Approach, Boeing 737-800, near Amsterdam Schiphol Airport," Amsterdam, 2009.
- [6] NTSB, "Crash of Asiana Flight 214 Accident Report Summary," NTSB, 06 07 2014. [Online]. Available:
<http://www.nts.gov/news/events/2014/asiana214/abstract.html>. [Accessed 09 07 2014].
- [7] R. König, Beiträge zur Erhöhung der Flugsicherheit in Windscherungen, Braunschweig: Wiss. Berichtswesen d. DFVLR, 1988.
- [8] Airbus S.A.S., „A320 Flight Crew Operating Manual - Flight Operations,“ Airbus S.A.S., Toulouse, 2009.
- [9] C. Kappenberger, H. Dr. Duda and S. Oppermann, "Automatic Decision Support System for Approach and Landing," Braunschweig, 2012.