

(12) NACH DEM VERTRAG ÜBER DIE INTERNATIONALE ZUSAMMENARBEIT AUF DEM GEBIET DES PATENTWESENS (PCT) VERÖFFENTLICHTE INTERNATIONALE ANMELDUNG

(19) Weltorganisation für geistiges Eigentum
Internationales Büro



(43) Internationales Veröffentlichungsdatum
6. März 2003 (06.03.2003)

PCT

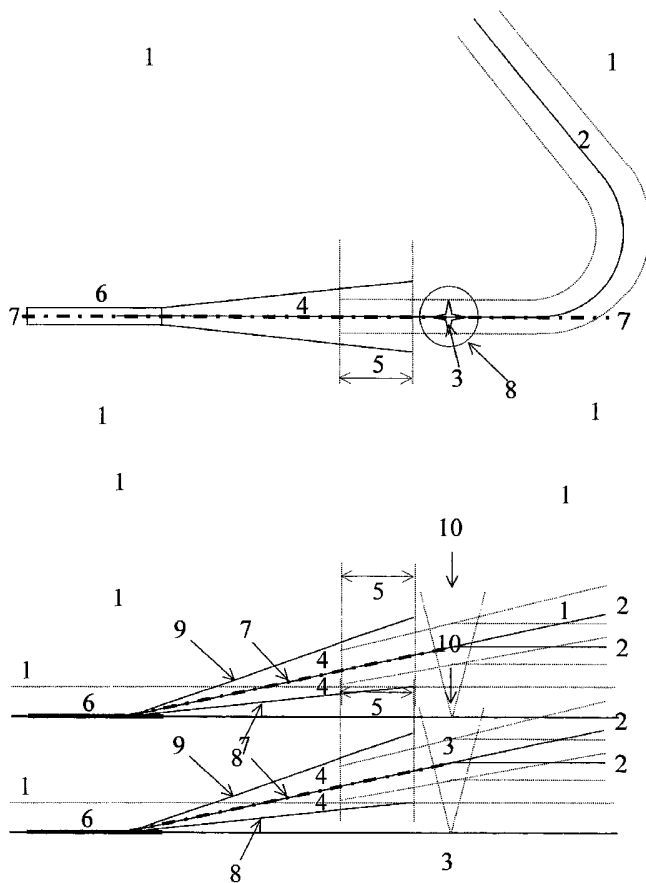
(10) Internationale Veröffentlichungsnummer
WO 03/019313 A2

- (51) Internationale Patentklassifikation⁷: G05D (71) Anmelder und
(21) Internationales Aktenzeichen: PCT/DE02/03107 (72) Erfinder: BLASCHKE, Guenter [DE/DE];
Otto-Gessler-Strasse 11, 71638 Ludwigsburg (DE).
(22) Internationales Anmeldedatum: 22. August 2002 (22.08.2002) (81) Bestimmungsstaaten (national): AE, AG, AL, AM, AT,
AU, AZ, BA, BB, BG, BR, BY, BZ, CA, CH, CN, CO, CR,
CU, CZ, DE, DK, DM, DZ, EC, EE, ES, FI, GB, GD, GE,
GH, GM, HR, HU, ID, IL, IN, IS, JP, KE, KG, KP, KR,
KZ, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LV, MA, MD, MG, MK,
MN, MW, MX, MZ, NO, NZ, OM, PH, PL, PT, RO, RU,
SD, SE, SG, SI, SK, SL, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG,
US, UZ, VC, VN, YU, ZA, ZM, ZW.
- (25) Einreichungssprache: Deutsch
(26) Veröffentlichungssprache: Deutsch
(30) Angaben zur Priorität: 101 41 595.8 24. August 2001 (24.08.2001) DE

[Fortsetzung auf der nächsten Seite]

(54) Title: HYBRID INSTRUMENT LANDING SYSTEMS FOR AIRCRAFT

(54) Bezeichnung: HYBRIDE INSTRUMENTEN LANDESYSTEME FÜR LUFTFAHRZEUGE



(57) Abstract: Disclosed are combinations of electronic navigation systems for aircraft landing approaches, enabling overall operating complexity (especially on the ground) of electronic aircraft guidance systems for precision approaches to be reduced significantly in relation to prior art and future GNSS-assisted (Global Navigation Satellite Systems) approach methods, while at the same time increasing the number of regionally available systems in the case of failures of supraregional systems (e.g. GNSS). The aim of the invention is, leading on from the previous prevailing idea, to cover and meet all requirements with respect to flight guidance in the approach with the aid of essentially one system and to specially use optimised separate systems or system components for the final approach, making it no longer necessary to eradicate the weaknesses of an individual system (e.g. precision of altitude guidance and integrity problems with GNSS) by means of complex measures (e.g. GBAS for GNSS). According to the invention, the system combinations also diffuse problems related to integrity of the data base on board the aircraft occurring when area navigation systems (e.g. GNSS, LORAN-C) are used.

(57) Zusammenfassung: Es werden Kombinationen von elektronischen Navigationssystem für den Landeanflug von Luftfahrzeugen beschrieben, die es ermöglichen, den Gesamtaufwand (insbesondere am Boden) der für die elektronische Flugführung erforderlichen Systeme für Präzisionsanflüge gegenüber dem derzeitigen Stand und den zukünftig

vorgesehenen GNSS (Global Navigation

[Fortsetzung auf der nächsten Seite]



WO 03/019313 A2



(84) Bestimmungsstaaten (regional): ARIPO-Patent (GH, GM, KE, LS, MW, MZ, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), eurasisches Patent (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM), europäisches Patent (AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, IE, IT, LU, MC, NL, PT, SE, SK, TR), OAPI-Patent (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

Erklärungen gemäß Regel 4.17:

- hinsichtlich der Identität des Erfinders (Regel 4.17 Ziffer i) für alle Bestimmungsstaaten
- hinsichtlich der Berechtigung des Anmelders, ein Patent zu beantragen und zu erhalten (Regel 4.17 Ziffer ii) für alle Bestimmungsstaaten
- hinsichtlich der Berechtigung des Anmelders, die Priorität einer früheren Anmeldung zu beanspruchen (Regel 4.17 Ziffer iii) für alle Bestimmungsstaaten

- Erfindererklärung (Regel 4.17 Ziffer iv) nur für US
- hinsichtlich unschädlicher Offenbarungen oder Ausnahmen von der Neuheitsschädlichkeit (Regel 4.17 Ziffer v) für alle Bestimmungsstaaten

Veröffentlicht:

- ohne internationalen Recherchenbericht und erneut zu veröffentlichen nach Erhalt des Berichts
- mit einer Erklärung hinsichtlich unschädlicher Offenbarungen oder Ausnahmen von der Neuheitsschädlichkeit

Zur Erklärung der Zweibuchstaben-Codes und der anderen Abkürzungen wird auf die Erklärungen ("Guidance Notes on Codes and Abbreviations") am Anfang jeder regulären Ausgabe der PCT-Gazette verwiesen.

Satellite System) gestützten Anflugverfahren deutlich zu reduzieren und gleichzeitig die Zahl regional verfügbarer Systeme im Falle von Systemausfällen überregionaler Systeme (z.B. GNSS) zu erhöhen. Grundgedanke ist, von der bisher vorherrschenden Vorstellung, im Wesentlichen mit einem System alle an die Flugführung im Landeanflug zu stellenden Anforderungen abzudecken, abzugeben und speziell für den Endanflug optimierte separate Systeme oder Systemkomponenten einzusetzen, so dass es sich erübrigt, die Schwächen eines einzelnen Systems (z.B. Genauigkeit der Höhenführung und Integrity Probleme bei GNSS) durch aufwendige Massnahmen auszumerken (z.B. GBAS für GNSS). Die vorgeschlagenen Systemkombinationen entschärfen gleichzeitig die bei Nutzung von Flächennavigationssystemen (z.B. GNSS, LORAN-C) auftretende Problematik der "Integrität der Datenbasis" an Bord der Luftfahrzeuge.

Beschreibung**Hybride Instrumenten Landesysteme für Luftfahrzeuge**

Die Erfindung bezieht sich auf eine Kombination, d.h. auf eine funktionale und operationelle Verkopplung elektronischer Systeme, welche den Anflug für eine Präzisionslandung von Luftfahrzeugen entlang eines, einer Landebahn zugeordneten Führungsweges in Azimut und Elevation (d.h. lateral und vertikal) mit der erforderlichen Genauigkeit und Sicherheit ohne optische Sicht mindestens bis zu einer vorgegeben Mindesthöhe ermöglichen. Die zugehörigen Genauigkeits und Sicherheitsanforderungen an die Signalqualität sind durch die von ICAO spezifizierten RNP Werte (RNP: Required Navigation Performance; RNP-Werte: Genauigkeit /Accuracy/Ac, Verfügbarkeit /Availability/Av, Kontinuität /Continuity of Service/COS und Integrität /Integrity/I) definiert. Die wesentliche Neuerung der vorgestellten Systemkombination besteht darin, daß für die Flächennavigation und eventuell für "Non-Precision Approaches" verwendbare Systeme, die alleine die mit einem bestimmten Landeanflug verbundenen Anforderungen nicht erfüllen, durch ein weiteres, technologisch unterschiedliches, Hilfssystem, nachfolgend auch "Final Approach System (FAS)" genannt, so erweitert werden, daß die insgesamt für die Navigationsführung im Endanflug zu stellenden Forderungen erfüllt werden, wobei das Hilfssystem aufgrund seiner Verknüpfung mit dem Flächennavigationssystem wesentlich einfacher als die bisher eingeführten standardisierten eigenständigen Anflugssysteme ausgelegt werden kann. Das Hilfssystem soll so ausgelegt werden, daß eine Kombination mit unterschiedlichen Flächennavigationssystemen (z.B. basierend auf GNSS, DME/DME, LORAN-C, IRS) ermöglicht wird.

In der operationellen Anwendung wird die Flugführung (längstens) so lange auf das Flächennavigationssystem abgestützt, wie dessen Signalqualität für die momentane Flugphase alleine ausreichend ist, um dann, nach einer vorangegangenen Übergangsphase in einem Übergangsbereich, in dem sich beide Systeme gegenseitig bestätigen (validieren), die Informationen des Hilfssystems zu nutzen und zwar entweder als alleinige Quelle der Flugführungsinformation, als ergänzende Informationen (z.B. ergänzend zu noch brauchbaren Informationen des Flächennavigationssystems) oder als Stützung anderer Navigationssysteme an Bord des Luftfahrzeuges. Zur Vereinfachung und Kostenoptimierung des Hilfssystems sollte dessen Reichweite auf das Nötigste beschränkt werden. Normalerweise werden durch das Hilfssystem nur der Final Approach oder Teile des Final Approaches abgedeckt.

Durch eine solche Gestaltung des Hilfssystems (Final Approach Systems) kann der oftmals kostspielige Ausbau eines primär nicht für die Landung ausgelegten Systems (wie GNSS / Global Navigation Satellite System) zu einem für den Präzisionslandeanflug tauglichen System vermieden werden. Außerdem erschließen sich völlig neue Anwendungen, die zu einer Redundanz von Anflugssystemen führen können, z.B. in Form der Kombination mit einem LORAN-C System.

Die international verwendeten Systeme für die Flugführung beim Anflug auf Landebahnen (Landesysteme) bzw. die an diese zu stellenden wesentlichen Anforderungen und Signalfomate sind von der ICAO (Internationalen Civil Aviation Organisation) standardisiert und in Form der SARP's

(Standards and Recommended Practices) im ICAO Annex 10 dokumentiert. Für die konventionellen Landesysteme ILS (Instrument Landing System) und MLS (Microvawe Landing System) sind hierbei u.a. "Minimum Requirements" für Bedeckungsbereich, Reichweite, Genauigkeit, Zuverlässigkeit/Integrität, Verfügbarkeit etc. festgelegt. Die geforderten Werte für diese Parameter sind z.T. abhängig von der jeweils angestrebten Landekategorie (KAT I, II, III), für die Landekategorie III sind die schärfsten Forderungen zu erfüllen. Diese Landekategorien bestimmen u.a. die Entscheidungshöhe (Decision Height /DH), d.h. die minimale Höhe über der Landebahnschwelle bis zu der das Luftfahrzeug entlang des Gleitweges höchstens sinken darf, falls der Pilot die Landebahn beim Erreichen der DH nicht eindeutig optisch identifizieren kann (ausgenommen KAT III c - Landung bei Null Sicht) und ab der unter diesen Umständen spätestens ein Durchstarten eingeleitet werden muß. (Minimale DH's für KAT I,II,III sind 200/100/0 ft)

Die für ILS und MLS spezifizierten Bedeckungsbereiche reichen bis über 20 Nautische Meilen Entfernung von der Landebahnschwelle (Ausnahme ILS Gleitweg) und lateral über +/- 40° zur jeweiligen Anfluggrundlinie (extended Runway Center Line). Im Bedeckungsbereich wird zwischen Proportional- und Clearance Bereich unterschieden. Der Clearance Bereich liefert nur eine "rechts/links" Aussage bezüglich der Position zur Anfluggrundlinie. In jedem Fall haben die einzelnen Landesysteme zu gewährleisten, daß sich die Luftfahrzeuge mit Hilfe der von den Landesystemen zur Verfügung gestellten Informationen sicher auf den geradlinigen Endanflug (Final Approach) einfädeln und diesem mit der erforderliche Genauigkeit und Zuverlässigkeit in Richtung Aufsetzpunkt folgen können. (Beim MLS ist der Proportionalsektor wesentlich größer als bei ILS, so daß auch definierte "Curved Approaches" geflogen werden können. Beim ILS werden üblicherweise in der operationellen Praxis noch andere Navigationhilfen für das "Einfädeln" auf den Final Approach herangezogen, die Clearance Information dient hier im Wesentlichen dazu, etwaige - ohne Clearance sonst detektierbare - "falsche Kurslinien" auszublenden.

Flächennavigationssysteme wie die auf Basis GPS/GNSS, LORAN-C, DME/DME etc. bieten den Vorteil einer lateralen Rundumbedeckung um den gesamten Flughafen. Sie bieten diesbezüglich also mehr Informationen, als die konventionellen Landesysteme. In vielen Fällen können die Forderungen an die Genauigkeit und die übrigen RNP Parameter, die für Flüge im Nahbereich um den Flughafen / Landeplatz, d.h. in der "Terminal Area" (TMA) und für Nicht-Präzisionsanflüge (Non-Precision Approaches) zu erfüllen sind, ohne aufwendige zusätzliche Systemergänzungen abgedeckt werden. Anders verhält es sich bei den hohen Forderungen an die Qualität der Flugführung im Endteil eines Präzisionsanfluges, gekennzeichnet durch die zugehörigen schärferen RNP Parameter. Um solche Forderungen mit einem GNSS basierten System erfüllen zu können, werden zum Teil extrem aufwendige Hilfsmittel benötigt (s.u.).

Prinzipiell wird die Flächennavigation über Positionsbestimmungen (GPS - Global Positioning System) sowie über Kurse zu und von vorgegebenen Wegpunkten realisiert. Hierdurch gehen mögliche Fehler in

den Wegpunktkoordinaten an Bord des Luftfahrzeuges maßgeblich in die Sicherheitsbetrachtung für Landeanflüge, die auf RNAV (Area/Flächen Navigations) Systemen basieren, ein. Dies gilt bei GNSS basierten Systemen (GPS ist ein GNSS System) auch für die dort verfügbare Höhenkomponente. Die Integrität der zugehörigen Datenbasis ist somit ein wichtiges Kriterium für die Zulassung solcher Systeme für den Landeanflug. Um dieses Integritätsproblem zu lösen können beispielsweise die kritischen Wegpunktkoordinaten zusätzlich per Datenlink vom Boden nach Bord übertragen werden. Bei GNSS wird diese Aufgabe z.B. durch die Datenübertragung des GBAS (Ground Based Augmentation System) übernommen, dessen Hauptaufgaben in der Überwachung, Korrektur und Fehlermeldung der von den Satelliten abgestrahlten Signalen liegt. Die rechtzeitige schnelle Warnung im Fehlerfall ist eine weitere wesentliche Anforderung für Landesysteme, die naturgemäß bei bodengebundenen Systemen durch entsprechende Überwachung am Boden (Monitoring) leichter zu erfüllen ist als bei satellitenbasierten Systemen. Für die hohen Forderungen an die Genauigkeit bei Präzisionslandeanflügen sind auch mögliche Signalverfälschungen durch "Mehrwegeausbreitung" (Multipath) und eventuelle Abschattungen von erheblicher Bedeutung, so daß die erforderlichen Maßnahmen zur Begrenzung der dadurch verursachten Fehler den Aufwand der GBAS Stationen erheblich erhöht (z.B. mehrfache Empfangsstationen mit dislozierten Antennen).

Die Erfindung hat auch zum Ziel, die oben genannten Probleme weitgehend zu reduzieren und Systeme und Verfahren bereitzustellen, die unter Nutzung der Vorteile von GNSS basierten und/oder anderer Flächennavigationssysteme unter Zuhilfenahme optimal an die Aufgabenstellung angepaßter Hilssysteme einen präzisen Landeanflug mit möglichst einfachen Mitteln bei möglichst niedrigen Kosten erlauben. Hierbei sind besonders auch die vielen Fälle zu betrachten, in denen nur Forderungen nach einer "KAT I Fähigkeit" (CAT I Capability) bestehen.

Zur Zeit sind keine Precision Approaches mit GPS / GNSS basierten Systemen veröffentlicht bzw. zugelassen, nur "Non Precision Approaches (NPA's)". Im Aufbau befinden sich sogenannte "Space based Augmentation Systems (SBAS)", die mit Hilfe geostationärer Satelliten und regional verteilter Bodenstationen die von den USA und Rußland betriebenen Satellitensysteme GPS und GLONASS (beides GNSS Systeme) systemkompatibel so ergänzen sollen, daß verbesserte NPA's, sogenannte APV's (Non Precision Approach with vertical guidance) und eventuell KAT I Anflüge möglich werden. Zu den SBAS gehören EGNOS (European Geostationary Satellite Overlay System), das US Amerikanische WAAS (Wide Area Augmentation System) und das Japanische MTSAS. Ob eine volle operationelle CAT I Capability (d.h. auch die Zulassung, mit dem System nach KAT I Kriterien zu landen) erreicht wird ist bislang noch nicht nachgewiesen. In jedem Fall werden bei Nutzung von SBAS ausschließlich GNSS basierte Systeme unterstützt. Der Parameter "Warnzeiten bei Verlust der Systemintegrität" verschlechtert sich deutlich (6 - 10 Sekunden) gegenüber den Werten, die heute mit dem gängigen ILS und MLS erreicht werden (1-2 Sekunden.). Die Grenzwerte für die zulässigen Warnzeiten bei KAT II u. III sind

über SBAS prinzipiell nicht erreichbar. Für das erfindungsgemäße Zusatzsystem sind die Vorgaben für Warnzeiten problemlos - wie bei ILS oder MLS erfüllbar.

Von ICAO ist der Begriff APV (das ist ein Non Precision Approach with vertical guidance) eingeführt worden, wobei in der Vergangenheit ein Non Precision Approach (NPA) stets ohne elektronische vertikale Führung spezifiziert war, für APV aber die Nutzung von GPS und / oder Barometrischer Höheninformation erlaubt wird, sofern vorgegeben Toleranzen eingehalten werden können.

Gemäß der Erfindung ist vorgesehen, für denjenigen Teil des Final Approach, in dem das RNAV basierte System die spezifizierten Forderungen für eine spezielle Anflugführung nicht mehr ohne aufwendige Hilfsmaßnahmen erfüllen kann, ein zwar mit dem RNAV System zu verknüpfendes, ansonsten aber

10 technologisch unabhängiges System als Quelle qualitativ hochwertiger Führungsinformationen heranzuziehen. Wie ILS ist dieses System vorzugsweise bodengebunden, d.h. es liefert ohne Umweg, d.h. über Kursdefinitionen per Wegpunkte, direkt auf eine bodenfeste Referenz (z.B. Gleitwegebene und Vertikale Ebene durch die Anfluggrundlinie) bezogene Informationen bezüglich der Ablagen vom gewünschten Gleitpfad und Anflugkurs. Gegenüber üblichen Landesystemen sind die

15 Systemanforderungen deutlich vereinfacht. Der erforderliche Bedeckungsbereich ist auf einen Bruchteil reduziert. Die laterale "Clearance" Funktion entfällt, sie kann vollständig durch das RNAV System abgedeckt werden. Der Proportionalbereich kann auf die für den gradlinigen Endanflug erforderliche Größe begrenzt werden. Die Reichweite muß nur wenig größer sein als bis zu dem Punkt, ab dem die vom zuvor genutzten System (z.B. GNSS) gelieferten Informationen die Forderungen an die Flugführung

20 nicht mehr erfüllen. Eine für den operationellen Bedarf ausreichende Überlappung für den Übergang von einem System zum anderen (Transition Phase) ist - wie in den Figuren 1 und 2 dargestellt - zu gewährleisten. Ist z.B. mit dem verwendeten Flächennavigationssystem alleine nur ein NPA oder APV bis zu einer Minimum Altitude von 350 ft möglich, und spezifiziert man als Übergangsbereich entlang eines 3 Grad Gleitweges 250 ft vertikale Überlappung, so ergibt sich für das "Zusatzsystem" eine

25 erforderliche Reichweite von nur ca. 2 NM (gemessen vom Glidepath - Intersection Point), das sind ca. 10% der für heutige Landesysteme (z.B. MLS) vorgeschriebenen Reichweite. Selbst bei Verdoppelung dieser Reichweite ist man noch in einem Bereich in dem man Radarsysteme für relativ kurze Reichweiten, z.B. auf Basis heute bereits fertig entwickelter kostenoptimierter Autoabstandsradars, einsetzen kann. Ein solches Radar erfüllt angenähert die Forderungen an die Genauigkeit, die übrigen

30 RNP Forderungen lassen sich leicht durch Systemredundanz bei moderaten Kosten erfüllen. Anpaßentwicklungen werden erforderlich sein, z.B. zur Erhöhung der Reichweite, was im einfachsten Fall durch kooperative Maßnahmen, z.B. Verwendung von Reflektoren zur Reichweitenerhöhung, erfolgen kann. Da die hier genannten Systeme (Autoabstandsradar) bei sehr hohen Frequenzen (im

35 80GHz Bereich) arbeiten läßt sich mit geometrisch kleinen Antennen eine sehr gute Abstrahlcharakteristik / Bündelung erreichen, so daß Störungen durch Multipath weitestgehend ausgeschlossen sind. Dies gilt sowohl für die Subsysteme, mit denen die vertikale

Flugführungsinformation bestimmt wird, als auch für die, mit denen die horizontale Flugführungsinformation generiert wird. Andere Realisierungsbeispiele für das "Final Approach System" sind weiter unten beschrieben.

Die Nutzung eines solchen bodengebundenen "Endanflugsystems" bietet weitere Vorteile:

- 5 Wegen der guten Bündelungsmöglichkeit der auszustrahlenden Signale und der stark begrenzten Reichweite kann die selbe Frequenz an benachbarten Flughäfen wieder benutzt werden. Es werden nur wenige "Funkkanäle" benötigt und damit die Problematik der Frequenzzuteilung vereinfacht.

Der Einfluß der wetterbedingten Signaldämpfung wird wegen der relativ kurzen zu überbrückenden Distanzen minimiert.

- 10 Die Integrität der bei einem reinen RNAV basierten Anflug für den Final Approach maßgeblichen Wegpunktkoordinaten der Bord-Datenbasis spielt für den wirklich kritischen Teil des Landeanfluges, den letzten Teil des Final Approach, keine Rolle mehr, da die Ablagen vom Sollkurs direkt gegenüber der lokalen Referenz (z.B. Ausrichtung der Bodenantennen des FAS) bestimmt werden, und nicht gegenüber von per Wegpunkten definierten Kurslinien.

- 15 Die verwendeten Meßverfahren müssen sich nicht auf Radarlösungen abstützen, es lassen sich auch Scanning Beam Verfahren wie bei MLS oder andere geeignete Modulationsverfahren der abgestrahlten Signale einsetzen, die eine Positionsbestimmung aus dem "Signal in Space" erlauben (Beispiele siehe weiter unten).

- 20 Operationell erfolgt der Landeanflug (Initial und Intermediate Approach) und die Einfädelung auf den Final Approach zunächst mit dem bezüglich der Signalgüte (RNP Parameter) in diesem Bereich noch ausreichenden Area Navigation System. Im zunächst als "Non-precision Section" zu definierenden Teil des Anfluges wird vom Luftfahrzeug (normalerweise) die Überlappungszone mit dem Präzisions-Endanflugsystem erreicht. Die Differenzen der dort durch die beiden Systeme gleichzeitig gemessenen Ablagen des Luftfahrzeuges vom idealen Anflugkurs müssen innerhalb vorgegebener Grenzwerte liegen, 25 sofern beide Systeme miteinander koinzidieren. Ein größerer Fehler in der Datenbasis würde durch zu große Differenzen sofort offenkundig, ein sofortiges Durchstarten wäre die zwangsläufige Konsequenz. Für den "Präzisionsteil / Precision Part" des Anfluges wird die Datenbasis an Bord bei alleiniger Nutzung des FAS prinzipiell nicht mehr benötigt.

- 30 Durch ausreichende Koinzidenz der mit beiden Systemen gleichzeitig gemessenen Ablagen vom Sollflugweg können die für den Final Approach maßgeblichen Koordinatenangaben indirekt bestätigt werden, was im positiven Fall beispielsweise die weitere Nutzung einer vom verwendeten Flächennavigationssystem abgeleiteten Entfernungsinformation ermöglichen würde.

- Eine zusätzliche Übertragung der maßgeblichen Wegpunktkoordinaten kann dann sinnvoll sein, wenn die Informationen beider Systeme während des Endanfluges zu Vergleichszwecken herangezogen werden 35 sollen.

Alternativ oder zusätzlich können für das erfindungsgemäße System mit der genannten oder einer anderen geeigneten Technik auch "Präzisions Marker" (im Gegensatz zu den heute bei ILS verwendeten Markern, die nur eine sehr grobe Positionsbestimmung erlauben) aufgebaut werden, die dem Luftfahrzeug eine kurzzeitige hochgenaue bodengebundene Positionsbestimmung (horizontal und vertikal) beim Überfliegen der Anlage ermöglichen. Dies kann sinnvoll sein, wenn z.B. INS (Inertial Referenz Systems) Systeme mit einem genauen "Position-Update" versorgt werden sollen oder Topographie-bedingt frühzeitigere Kurs/Positionsvalidierungen sinnvoll erscheinen. Auch ein speziell für IRS - Applikationen ausgelegtes, auch auf mehr als einem Präzisionsmarker beruhendes Stützungssystem ist für den Endanflug denkbar. Solche Präzisionsmarker können recht einfach auf Basis verfügbarer Autoabstandsradar-Systeme realisiert werden, da die Überflughöhen bereits innerhalb der normalen Reichweite solcher Systeme liegen. Die Messung erfolgt vertikal in zwei um 90° versetzten Ebenen. Per Datenübertragung können die Meßwerte des Bodenradars zum Luftfahrzeug übertragen werden. Aufgefunden werden diese limitierten Bedeckungsbereiche wenn das Luftfahrzeug mit ordnungsgemäß funktionierender Flächennavigation entlang der für die Landung vorgeschriebenen Bahnen fliegt (identisch wie im Falle der bei ILS genutzten Marker Beacons).

Das vorgestellte hybride Navigationssystem ist nicht zu verwechseln mit solchen bereits bekannten hybriden Systemen, die z.B. die Informationen von GNSS und IRS (Inertial Referenz Systeme) miteinander verkoppeln. In diesem Fall wird die Kurzzeitstabilität des IRS mit der Langzeitstabilität des GNSS/ GPS kombiniert, das IRS wird vom GNSS gestützt, d.h. die Fehler durch Driften des IRS mit Hilfe der Informationen des GNSS reduziert. Obwohl hierbei auch die Integrität der Gesamtinformation leicht erhöht wird, kann die Gesamt-Systemgenauigkeit nicht besser sein als die durchschnittliche Genauigkeit des GNSS. Eine unerkannte langsame Drift einer GNSS Pseudorange-Messung (was eine Drift der Positionsmeßgenauigkeit zur Folge hätte) würde auch die Positionsangaben des IRS beeinflussen. Die Problematik der "Database Integrity" bleibt bei einer solchen Anwendung unverändert bestehen. Im Gegensatz hierzu liefert die erfindungsgemäße Anwendung völlig unabhängige Informationen. Die zusätzliche Anwendung einer solchen Technik wird durch das erfindungsgemäße System nicht ausgeschlossen.

Das vorgestellte hybride Navigationssystem ist außerdem nicht mit bereits realisierten Versuchssystemen zu vergleichen, mit denen GPS basierte Landungen bis zu einer DH von 0 ft erfolgreich demonstriert wurden. Für solche Versuche ist der RNP Parameter "Genauigkeit" die einzig zwingend notwendige Größe, die anderen Parameter müssen im Rahmen einer Demonstration - im Gegensatz zu operationellen Anwendungen - nicht gewährleistet sein.

Die Unabhängigkeit der Information auf dem Final Approach erlaubt es, die Präzisions-Endanflugssysteme mit unterschiedlichen RNav Systemen zu koppeln. Wesentlich ist nur, daß die die RNP Anforderungen innerhalb eines definierten Überlappungsbereiches von beiden Systemen abgedeckt werden. Somit bietet sich auch die Kombination mit LORAN-C (einem bodengestützten Hyperbel

Navigationsverfahren auf Langwellentechnik) an, daß heute von vielen Seiten bereits als sinnvolle "Redundanz" zu GNSS angesehen wird. Ebenso ist eine Kombination mit bordautonomen IRS Systemen oder einem RNAV auf Basis Multiple DME (DME: Distance Measuring Equipment, ICAO standardisiertes System für die Luftfahrt) möglich.

- 5 Ein weiterer Vorteil der erfindungsgemäßen Anwendung liegt darin, für den extremen Notfall noch eine eingeschränkte aber sichere Anflughilfe bereitstellen zu können. Als extremer Notfall wird hier der (hoffentlich nie eintretende) Fall betrachtet, bei dem (in der Zukunft) keine oder zu wenig konventionelle Landesysteme wie ILS vorhanden sind (weil außer Dienst gestellt), "Instrument Weather Conditions", d.h. Wolken, keine Sicht aus dem Cockpit und zur Erde, vorliegen und plötzlich ohne Vorwarnung ein
- 10 signifikanter Teil aller GNSS Informationen ausfallen. Sollte dann GNSS das "überwiegend bis ausschließlich" genutzte Navigationssystem sein wären in einem solchen Fall innerhalb einer großen Region alle in der Luft befindlichen Luftfahrzeuge in äußerster Not, da sie jeder genauen Flugführung zu allen Landebahnen in der betroffenen Region beraubt wären. Nur die Verfügbarkeit von, an ausreichend
- 15 Abhilfe schaffen. Ein in seiner Funktion auf die Final Approach Führung eingeschränktes System würde es wenigstens erlauben, die Luftfahrzeuge per "Radar Vectoring" dorthin und damit zur sicheren Landung zu führen. Bei zusätzlich vorhandener Redundanz durch andere Flächennavigationssysteme wie z.B. LORAN-C oder DME/DME würde überhaupt keine Beeinträchtigung entstehen.

Zusammenfassend ist festzustellen:

- 20 Das in Kombination mit einem geeigneten Flächennavigationssystem insbesondere für Präzisionsanflüge vorgestellte "Endanflugsystems / Final Approach System" ist wesentlich weniger aufwendig als die heute standardisierten bodengebundenen (groundreferenced) Navigationssysteme (geringere Reichweite, weniger Funktionen). Es erscheint ebenfalls weniger aufwendig als die Hilfssysteme, die benötigt werden, wenn man das aktuelle GPS/GNSS durch systemkompatible Maßnahmen so ergänzt, daß es operationell
- 25 für Präzisionslandungen genutzt werden kann. Es umgeht die Problematik der Multipath Sensitivität. Es ermöglicht die Kombination mit unterschiedlichen RNAV-Systemen und kann damit sehr einfach für eine "regionale Redundanz" auch bei Ausfall eines überregionalen (RNAV) Systems sorgen. Es umgeht die Problematik der Database Integrity für die sonst zur Definition des Anflugkurses (lateral und vertikal) erforderlichen Wegpunktkoordinaten des Endanfluges. Das System erlaubt eine einfache und zuverlässige
- 30 Überwachung (Monitoring) am Boden und damit eine unkomplizierte und schnelle Reaktion im Fehlerfall. In topographisch ungünstigem Umfeld für Satellitensysteme (Abschattung von Satellitensignalen in niedrigen Höhen durch umgebende Berge) bietet das dargestellte Prinzip ebenfalls eine sinnvolle Lösung für Präzisionsanflüge.

- Für einen weltweiten Einsatz der genannten Systemvarianten ist eine Standardisierung durch ICAO
- 35 erforderlich.

8.

Die Aufstellungsorte der Bodenkomponenten sind abhängig von der gewählten Systemauslegung. Für KAT I Anforderungen können die Subsysteme für die laterale Führung beispielsweise auch vor dem Landebahnanfang oder seitlich auf Höhe des Gleitwegsystems stehen. Für KAT II/III Anwendungen sind Systemvarianten denkbar, die eine Führung auf der Landebahn über Positionsbestimmungen durch
5 seitlich und hinter dem Ende der Landebahn stehende "Short Range Radare" ermöglichen.

Zu dem genannten Systemvorschlag gibt es eine Reihe von Variationsmöglichkeiten.

Als Subsysteme für den Präzisions-Endanflug können grundsätzlich alle Systeme herangezogen werden, die "allwetter-tauglich" sind (d.h. einen Landeanflug wetterunabhängig auch ohne Sicht der Landebahn
10 erlauben) und mit denen die von ICAO vorgegebenen Forderungen erfüllt werden können. Sie sind speziell nicht an den beispielhaft genannten Frequenzbereich von 80 GHz gebunden.

Als Precision Final Approach Systeme können auch (sinnvollerweise vereinfachte) Subsysteme der heute international für die Zivilluftfahrt eingeführten Landesysteme Verwendung finden.

Beispielsweise kann bei der Nutzung eines ILS Localizers (für die horizontale Kursführung) die
15 Clearance Komponenten wegfallen, die bei der heute dichten Bebauung an Flughäfen wegen Ihrer breiten Strahlungscharakteristik häufig zu technischen Problemen wegen unerwünschter Reflexionen (Multipath) führen. Die Clearance Funktion muß dann an Bord der Luftfahrzeuge vom gekoppelten RNav System übernommen werden. (Technisch muß eine entsprechende Sperre / bzw. ein Flaggensignal vom RNav System für die ILS Auswertung an Bord aller das System nutzender Luftfahrzeuge generiert werden oder
20 durch operationelle Vorschriften die Systemnutzung außerhalb des zulässigen Sektors sicher unterbunden werden.)

Ebenso kann eine stark vereinfachte MLS Azimutstation eingesetzt werden, deren Scann/
Proportionalbereich um ca. einen Faktor 10 reduziert werden kann, sofern das System (bzw. die Auswertung an Bord des Luftfahrzeuges) mit einem RNav System gekoppelt ist. Auch hier kann auf eine
25 MLS eigene Clearance Funktion verzichtet werden, die Sendeleistung kann deutlich reduziert werden. Es gelten die selben Einschränkungen wie beim ILS Localizer.

In gleicher Weise können die Subsysteme für die vertikale Führung von ILS und MLS (ILS Glide Path
Sender und MLS Elevation Subsystem mit dem auch für den Landeanflug genutzten RNAV System gekoppelt werden. Bei MLS kann der Scann Bereich für 3 Grad Anflüge um ca. einen Faktor 3 reduziert
30 werden (heutiger nomineller Scann Bereich bis 15 Grad).

Sollen die Subsysteme für die vertikale Führung ohne ihre zugehörigen, für die laterale Führung erforderlichen Subsysteme genutzt werden sind in beiden Fällen weitere Anpassungen in der bisherigen Signalauswertung erforderlich, da die vertikale Führungsinformation im unmodifizierten System ohne zugehörige laterale Führungsinformation nicht genutzt werden darf.

Letzterer Fall kann z.B. in Frage kommen, wenn die in USA, Europa und Japan betriebene Entwicklung der "Space based Augmentation Systeme" (WAAS, EGNOS, MTSAS) zu GPS/GNSS die Anforderungen für einen KAT I Präzisionsanflug zwar bezüglich der horizontalen aber nicht bezüglich der vertikalen Positionskomponenten erfüllen sollten.

- 5 Ein technisch sehr einfaches "Final Approach System" (FAS), aus dessen "Signal in Space" sich die gewünschten Ablageinformationen ableiten lassen, kann in Anlehnung an die bei ILS und den Sichtanflughilfen "VASIS"(Visual Approach Slope Indicator System) und "PAPI" (Precision Approach Path Indicator) genutzten Prinzipien ausgebildet werden. Zum Beispiel kann per Amplitudenvergleich zweier vom Boden abgestrahlter Signale die Winkelablage vom Soll-Anflugkurs gemessen werden, wenn
- 10 diese Signale über symmetrisch zur gewünschten Anflugkursebene (im Allgemeinen Senkrechte Ebene, welche die RWY Centerline einschließt) aufgebaute Antennen mit spiegelbildlicher Strahlungs-Charakteristik gesendet werden. Im 10 GHz Bereich würden hierzu z.B. Antennenspiegel ausreichen, wie sie vom Fernseh-Satellitenempfang bekannt sind. Ergänzend zu solchen "rechts / links" Informationen können "hoch / tief" Informationen für den Gleitweg per übereinander angeordneter Strahlungskeulen
- 15 (antenna beams) generiert werden. Das Prinzip einer solchen "Signal in Space" Realisierung ist identisch mit dem der oben genannten visuellen Anflughilfen und ähnlich dem von ILS. Der Unterschied gegenüber ILS ist, daß bei ILS die "Difference in Depth of Modulation (DDM)", bei dieser FAS Variante die Differenz der gemessenen Amplituden ein Maß für die Winkelablage vom Sollflugweg sind. Voraussetzung ist eine ordnungsgemäße Ausbildung und Ausrichtung der Antennen- Strahlungskeulen,
- 20 d.h. von der Centerline aus muß in einem vorgegebenen Winkelbereich mit wachsender Ablage von der Centerline die Amplitude (Feldstärke) des einen Signals definiert zunehmen, die des anderen Signals definiert abnehmen. Im Gegensatz zu den optischen Verfahren (VASIS/PAPI - Standards in ICAO-Annex 14) können die Signale der einzelnen Antennen-Strahlungskeulen auch auf der selben Frequenz gesendet werden. Um an Bord die einzelnen Strahlungsquellen zu differenzieren kann beispielsweise ein
- 25 Zeitmultiplex Verfahren (eventuell mit Synchronisations-Präambel) verwendet werden. Dabei strahlen die einzelnen Antennen nacheinander in festgelegten Zeitschlitzten ihre Information ab. Auf gleiche Art und Weise (Zeitmultiplex) lassen sich auf der selben Frequenz auch unterschiedliche Kanäle für unterschiedliche Anflugrichtungen und Landebahnen realisieren, wobei mit den selben Modulationstechniken auch eine Kennung übertragen werden kann. Andere, eine Zuordnung
- 30 ermöglichende Verfahren sind z.B. die Nutzung von Impulsgruppen mit unterschiedlichen Zwischenpuls-Abständen (interpuls-spacing) oder die von GPS bekannte Modulation und Kodierung per DPSK und Pseudo Random Codes. Im Unterschied zu MLS benötigen die genannten Systeme keine elektronische Strahlschwenkung was die Systemkosten deutlich reduziert.

- Allen Kombinationen aus Area Navigations-Systemen und den Subsystemen für die Präzisionsführung im
- 35 Endanflug (Final Approach) gemeinsam ist die Absicherung gegen fehlerhafte und absichtliche oder unabsichtliche Verfälschung der benutzen Führungsinformationen durch die gegenseitige Validierung vor

dem Übergang in den "Precision Sector" und gegebenenfalls während des ganzen Anfluges (continuous monitoring).

Das wesentliche Prinzip ist in Fig. 1 für den lateralen und in Fig. 2 für den vertikalen Bedeckungsbereich dargestellt und erklärt sich aus den Kommentaren zu den Bezugszeichen.

In Fig. 1 kennzeichnen die Bezugszeichen

1. den lateralen (Rundum)-Bedeckungsbereich des RNav Systems (A), in dem die laterale Führungsgenauigkeit ausreichend für die geforderte Genauigkeit des Initial, Intermediate und den Beginn des Final Approach ist.
- 10 2. den beispielhaften Anflugweg eines Luftfahrzeuges im RNav bzw. Non-Precision-Bereich bis zum Einfädeln in den Endanflug (Final Approach) mit maximalen Toleranzgrenzen
3. den Final Approach Fix (FAF), d.h. den standardmäßigen Beginn des Endanfluges.
4. die Sektorbreite (als Winkel), in dem die Navigationsinformationen des Final Approach Systems (B) alle Anforderungen an die Präzisionsführung erfüllen.
- 15 5. die Länge des Überlappungsbereiches, in dem die horizontale Bedeckung des Final Approach Systems (B) ausreichend groß ist um auch bei maximal zulässigen Abweichungen eines Luftfahrzeuges vom Sollflugweg aufgrund von zulässigen Toleranzen des RNav Systems A mit dem Navigation System Error (NSE) und von flugtechnischen Fehlern (Flight Technical Error / FTE) den Präzisions-Sektor zu treffen und einen sicheren Übergang auf das neue System B zu gewährleisten.
- 20 6. die Landebahn
7. die verlängerte Anfluggrundlinie (extended Runway Centerline)
8. den minimalen Bedeckungsbereich eines optionalen "Precision Markers"

In Fig. 2 kennzeichnen die Bezugszeichen

- 25 1. den vertikalen Bedeckungsbereich des RNav Systems (A), in dem die vertikale Führungsgenauigkeit (z.B. Barometrische Höhe, GNSS Höheninformation) ausreichend für die geforderte Genauigkeit des Initial, Intermediate und den Beginn des Final Approach ist sowie die (angenommene) unteren Grenze dieses Bereiches.
2. den beispielhaften Anflugweg eines Luftfahrzeuges im RNAV bzw. Non-Precision-Bereich bis zum
- 30 Einfädeln in den Endanflug (Final Approach), dieser kann bis (3) auch horizontal verlaufen. Um den Sollflugweg herum sind die maximalen Höhentoleranzen angedeutet.
3. den Final Approach Fix (FAF), d.h. den Beginn des Endanfluges (Final Approach)
4. die Sektorbreite (als Winkel), in dem die Navigationsinformationen des Final Approach Systems (B) alle Anforderungen an die Präzisionsführung erfüllen.

5. die Länge des Überlappungsbereiches, in dem die vertikale Bedeckung des FAS / Final Approach Systems (B) ausreichend groß ist um auch bei maximal zulässigen Abweichungen eines Luftfahrzeuges vom Sollflugweg aufgrund von zulässigen Toleranzen des RNAV Systems (A) mit dem Navigation System Error (NSE) und von flugtechnischen Fehlern (Flight Technical Error / FTE) den Präzisions-Sektor zu treffen und einen sicheren Übergang auf das neue System zu gewährleisten.
6. die Landebahn
7. den nominellen Gleitweg
8. die von ICAO spezifizierte mindestens einzuhaltende untere Grenze des Bedeckungsbereiches der vertikalen Positionsinformation des Systems B
- 10 9. die von ICAO spezifizierte mindestens einzuhaltende obere Grenze des Bedeckungsbereiches der vertikalen Positionsinformation des Systems B
10. eine mögliche Position eines optionalen "Precision Markers"

Patentansprüche**Hybride Instrumenten Landesysteme für Luftfahrzeuge**

1. **Landeanflugsystem** für Luftfahrzeuge, wobei mittels mehrerer (meist zweier) elektronischer Navigationssysteme, insbesondere Funknavigationssysteme, die Luftfahrzeuge entlang vorgegebener Kurse und / oder Wegpunkte über die verlängerte Anfluggrundlinie einer Landebahn geführt werden und
5 im Endanflug weiter in Richtung Aufsetzpunkt auf der Landebahn entlang dem Endanflugweg (Final Approach Path), d.h. der Schnittlinie zwischen der Senkrechten zur Anfluggrundlinie und einer mit dem Sollanflugwinkel geneigten Ebene, welche die Landebahn im Anfangsbereich im sogenannten Glide Path Intersection Point (GPIP) schneidet, **dadurch gekennzeichnet, daß** für das Anflugverfahren ein erstes System (A) entlang aller zulässigen Anflugwege so lange genutzt wird, wie durch dieses System die
10 erforderliche Qualität der Navigationsinformation gemäß vorgegebener Parameter (z.B. RNP / Required Navigation Performance for Approach, Landing and Departure - entwickelt von ICAO) für die jeweilige Flugphase sicher gewährleistet werden kann und ein zweites Funknavigationssystem (B) anderer Technologie spätestens dann unterstützend oder alleinig zur Flugführung herangezogen wird, wenn im Verlauf eines speziellen Flugabschnittes, hier meist des Endanfluges, eine ausreichende Qualität der für
15 einen sicheren Anflug maßgeblichen Navigationsinformationen bis zur gewünschten Entscheidungshöhe vom System A alleine nicht mehr bereitgestellt werden kann (oder die Integrität der Navigationsführung durch das System A aus anderen Gründen erhöht werden soll) **und daß** in einem festgelegten Bereich durch Verknüpfung der Informationen beider Systeme A und B (wobei die Systeme A und B auch durch weitere Systeme ergänzt oder ersetzt werden können) eine gegenseitige Validierung und/oder
20 Integritätsüberprüfung (eventuell auch verbunden mit einer Korrektur des Systems A) vorgenommen wird, die nur dann positiv entschieden (oder zugelassen) wird, wenn die beteiligten Systeme ordnungsgemäß funktionieren, d.h. die durch die jeweiligen Systeme festgestellten Abweichungen vom Sollkurs (meist über einen vorgegebenen Intervall des Flugweges) weitgehend identisch sind bzw. innerhalb vorgegebener Toleranzgrenzen liegen, und die Messung dieser Abweichungen in beiden
25 Systemen mit ausreichender Integrität unabhängig voneinander erfolgt (z.B. ohne Rückgriff auf identische Daten einer gemeinsamen Datenbasis für Wegpunkte).
2. Landeanflugsystem nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß bei jedem Landeanflug zum Auffinden des nutzbaren Bedeckungsbereiches des Systems B das System A herangezogen wird.
3. Landeanflugsystem nach Anspruch 1 und 2, dadurch gekennzeichnet, daß sich die Bedeckungsbereiche
30 der Systeme A und B ausreichend überlappen und innerhalb dieser Überlappungszone die Informationen beider Systeme eine ausreichende Güte aufweisen, so daß der Wechsel der Informationsquellen für die Navigation innerhalb einer "Transition Phase" problemlos und sicher erfolgen kann.
4. Landeanflugsystem nach einem der Ansprüche 1 bis 3, dadurch gekennzeichnet, daß aufgrund der funktionalen Verkopplung der beiden Systeme A und B das System B wesentlich einfacher aufgebaut ist
35 als herkömmliche eigenständige Instrumenten-Anflugsysteme, (z.B. auf eine Clearance Funktion wie bei ILS verzichtet werden kann).

5. Landeanflugssystem nach einem der Ansprüche 1 bis 4, dadurch gekennzeichnet, daß das System B vorzugsweise Messungen vom Boden aus ausführt, z.B. auf Basis von Peilungen, Triangulationen oder Radar (primär oder sekundär), und die auf den Anflugweg bezogenen Meßdaten (z.B. vertikale und horizontale Ablagen vom Sollanflugweg und Entfernung zur Landebahnschwelle) und gegebenenfalls
5 andere Daten (z.B. Kennung,) zum Luftfahrzeug übertragen werden, sofern die Meßwerte nicht direkt an Bord anfallen.
- 6 Landeanflugssystem nach Ansprüchen 1 und 5, dadurch gekennzeichnet, daß zur Radarmessung Mittel verwendet werden, die zur Erhöhung der Radar Reichweite des Systems B beitragen, wie z.B. Retroreflektoren oder aktive Transponder (z.B. im und/ oder am Luftfahrzeug).
- 10 7. Landeanflugssystem nach einem der Ansprüche 1 bis 4, dadurch gekennzeichnet, daß das System B so ausgelegt ist, daß es die Ermittlung der Ablagen gegenüber dem Sollanflugweg mit Hilfe geeigneter, von Strahlungsquellen zugehöriger Bodensubsysteme abgestrahlter Signale aus dem "Signal in Space" vom Luftfahrzeug aus gestattet.
8. Landeanflugssystem nach Anspruch 7, dadurch gekennzeichnet, daß das System B zur
15 Informationsübermittlung und Kennzeichnung der von den Antennen abgestrahlten Signale und Informationen Verfahren verwendet, die sich auf die Auswertung von z.B. Amplitude, Phase, Zeitintervalle, definierter Modulationscharakteristika, unter Verwendung von CW-Signalen, Phasen- oder frequenzmodulierten Signalen, Impulsen oder Impulsgruppen, Zeitmultiplex Verfahren, DPSK Techniken, Pseudorandom Noise Codes etc. stützen.
- 20 9. Landeanflugssystem nach einem der Ansprüche 1 bis 8, dadurch gekennzeichnet, daß das System B direkt auf die zugehörige Landebahn bezogene Navigationsdaten liefert, d.h. nicht auf die Datenbasis für Wegpunktkoordinaten des Luftfahrzeuges zugreifen muß und damit das Integritätsproblem der Datenbasis umgeht.
10. Landeanflugssystem nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß zusätzlich zum System B ein oder
25 mehrere Präzisions-Marker Beacons eingesetzt werden, die während des Überfluges eigenständig und unabhängig von anderen Beacons eine eindeutige und ausreichende sichere Positionsbestimmung - und damit eine Validierung und Ergänzung der Systeme A und/oder B - an ausgewählten Orten erlauben und in kritischer Umgebung (z.B. in bergigem Umfeld) auch außerhalb des Bedeckungsbereiches des Systems B eine "In-Flight" Validierung des Systems A ermöglichen.
- 30 11. Landeanflugssystem nach Anspruche 1 oder 10, dadurch gekennzeichnet, daß das System B durch geeignet am Boden aufgestellte Präzisions-Marker-Beacons und, soweit erforderlich, zugehörige Bordkomponenten realisiert wird um in Verbindung mit anderen geeigneten Bordsystemen (z.B. durch ausreichend genaue "Updates" eines IRS), die geforderte Qualität der Navigationsinformation für einen
gegeben Anwendungsfall (z.B. KAT I Landung) sicher zu stellen.
- 35 12. Landeanflugssystem nach einem der Ansprüche 1 bis 11, dadurch gekennzeichnet, daß das System B und gegebenenfalls dessen Erweiterung durch Präzisions-Marker Beacons in Verbindung mit

unterschiedlichen RNAV Systemen A (z.B. basierend auf GNSS, Loran-C oder anderen) oder notfalls auch als eigenständiges System genutzt wird (wobei im letzteren Fall das Luftfahrzeug z.B. per Radar Vectoring auf den Anflugkurs geführt werden kann).

5 13. Landeanflugsystem nach einem der Ansprüche 1 bis 12, dadurch gekennzeichnet, daß das System B modular aufgebaut ist, so daß eine sukzessive technische Systemerweiterung ermöglicht wird, mit der die jeweils zugehörigen operationellen Forderungen für den Landeanflug von der einfachsten Landekategorie bis hin zu CAT III Anflügen (einschließlich der Führung auf der Landebahn) erfüllt werden können.

10 14. Landeanflugsystem nach einem der Ansprüche 1 bis 13, dadurch gekennzeichnet, daß das System B unabhängig von dessen sonstiger Auslegung eine Datenübertragung zum Luftfahrzeug beinhaltet über die u.a. eine Systemkennung und gegebenenfalls Wegpunktkoordinaten übertragen werden können.

15 15. Landeanflugsystem nach einem der Ansprüche 1 bis 14, dadurch gekennzeichnet, daß bei ausreichender Qualität einzelner Navigationssystemdaten des Systems A im gesamten Endanflugbereich (z.B. der Daten, die zu Bestimmung der horizontalen Abweichung vom Sollanflugweg erforderlich sind) diese Daten weiterhin genutzt werden und nur die für eine sichere Flugführung noch zu ergänzenden Daten (z.B. die, die zur Bestimmung der vertikalen Abweichungen vom Sollanflugweg erforderlich sind) vom System B bereitgestellt werden.

20 16. Landeanflugsystem nach einem der Ansprüche 1 bis 15, dadurch gekennzeichnet, daß durch ein oder mehrere zusätzliche Elevations-Subsysteme des Systems B gleichzeitig unabhängige Gleitwege mit gegebenenfalls unterschiedlichen Glidepath Intersection Points realisiert werden.

20

25 17. **Landeanflugverfahren**, basierend auf Landeanflugsystemen gemäß den Ansprüchen 1 bis 15, wobei normalerweise das System A für den Initial-, Intermediate- und für den Final Approach im Rahmen eines Nicht-Präzisionsanfluges (Non-Precision-Approach), oder eventuell auch für einen Präzisionsanflug (Precision Approach), genutzt wird und das System B entlang des letzten Teils des Endanfluges (Final Approach) und gegebenenfalls entlang der Landebahn als einziges System (oder zusätzlich) Präzisionsführung liefert, **dadurch gekennzeichnet, daß:**

30 - im Falle eines auf System A basierenden Non-Precision Approaches rechtzeitig, z.B. mindestens 30 Sekunden vor Erreichen der Minimum Decent Height (MDH, *Mindesthöhe, ab welcher der Flugzeugführer beim "Non-Precision Approach" die Landebahn in Sicht haben muß, wenn er den Landeanflug fortsetzen will*) eine Validierung / Integritätsprüfung zwischen den Systemen A und B vorgenommen wird, indem die gemessenen Ablagedaten vom Sollflugweg entlang eines Flugwegabschnittes (von z.B. 0,5 NM) verglichen werden und der Präzisionsteil des Landeanfluges nur begonnen werden darf, wenn die Validierung / Integritätsprüfung positiv ausgefallen ist, d.h. die von den Systemen A und B gemessenen Ablagen innerhalb vorgegebener Toleranzen liegen. Bei
35 positiver Validierung darf dann der Landeanflug mit dem System B bis zur zugehörigen "Decision

Height" (Entscheidungshöhe) des Precision Approaches fortgesetzt werden (darüber hinaus nur, falls spätestens an der Decision Height die Landebahn in Sicht ist).

- im Falle eines auf System A basierenden Präzisions Anfluges ebenfalls eine Validierung / Integritätsprüfung zwischen den Systemen A und B ab einer definierten Entfernung bis zum Erreichen der Decision Height vorgenommen wird, wobei sich die beiden Systeme A und B in diesem Fall gegenseitig überwachen und bei ungenügender Koinzidenz der von beiden Systemen gemessenen Ablagen gegenüber dem Sollflugweg festgelegte Maßnahmen vorgeschrieben sind wie z.B. Abbruch des Landeanfluges in einer über der DH liegenden Höhe, Fortführung des Anfluges bis zur zugehörigen Decision Height (DH) auf Basis der Führungsinformation des Systems B oder nur Meldung der Diskrepanz (bei mäßigen Abweichungen). Das System B wird in diesem Fall zur Integritätserhöhung und als redundantes System genutzt.
- im Falle eines auf System A basierenden Präzisions Anfluges ebenfalls eine Validierung / Integritätsprüfung zwischen den Systemen A und B ab einer definierten Entfernung bis zum Erreichen der Decision Height vorgenommen wird, wobei sich die beiden Systeme A und B in diesem Fall gegenseitig bei verschärften Toleranzen überwachen und diese Information genutzt wird um eine Aussage über die Güte beider oder eines einzelnen Systems zu machen (wodurch eventuell um die Häufigkeit der Flugvermessung herabzusetzen).

18. Landeanflugverfahren, basierend auf Landeanflugsystemen nach einem der Ansprüche 1 bis 16, wobei das System A (oder gegebenenfalls auch das System B) durch einen oder mehrere Präzisionsmarker zusätzlich oder alleine validiert oder gegebenenfalls korrigiert wird (z.B. Inertialsysteme) und wobei die Präzisionsmarker die Navigationsinformation des Systems B unterstützen oder ersetzen, dadurch gekennzeichnet, daß nach Überflug der jeweiligen Marker die Validierungen / Korrekturen an Bord des Luftfahrzeuges auf ihre erfolgreiche Durchführung überprüft werden (z.B. bezüglich des Ortes, der Kennung des Beacons und der höchstzulässigen Abweichung der dort mit dem Systemen A und/oder B und dem Präzisions Marker Beacon gemessenen Positionsdaten) und die Überprüfungsergebnisse den weiteren operationellen Ablauf des Anfluges bestimmen (z.B. Fortführung, Abbruch, zugrunde zu legende MDH / DH).

19. Landeanflugverfahren, nach Anspruch 17 und 18, dadurch gekennzeichnet, daß die Validierung / Integritätsprüfung (und gegebenenfalls Korrektur des Systems A) **automatisch** durch das zugehörige Bordsystem erfolgt und die Ergebnisse entsprechend verarbeitet und geeignet angezeigt werden, z.B. bei negativer (positiver) Validierung eine entsprechende Warnungen (Anzeige) an den/die Piloten ausgegeben wird.

20. Landeanflugverfahren, nach Anspruch 17 und 18, dadurch gekennzeichnet, daß die Validierung / Integritätsprüfung **manuell** durch den Piloten auf Basis zugehöriger geeignet angezeigter Informationen nach festgelegten Verfahrensregeln erfolgt und daraus die Entscheidung über Weiterflug oder Abbruch des Landeanfluges getroffen wird.

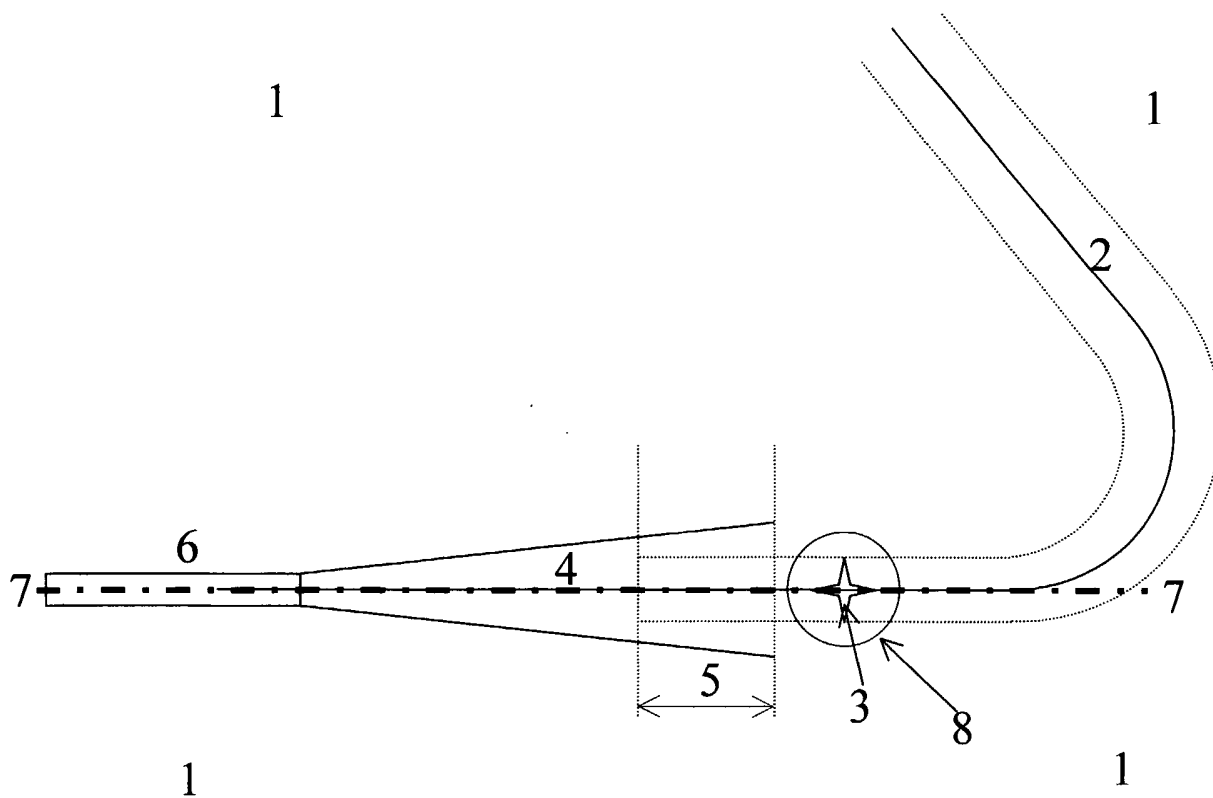


Fig. 1

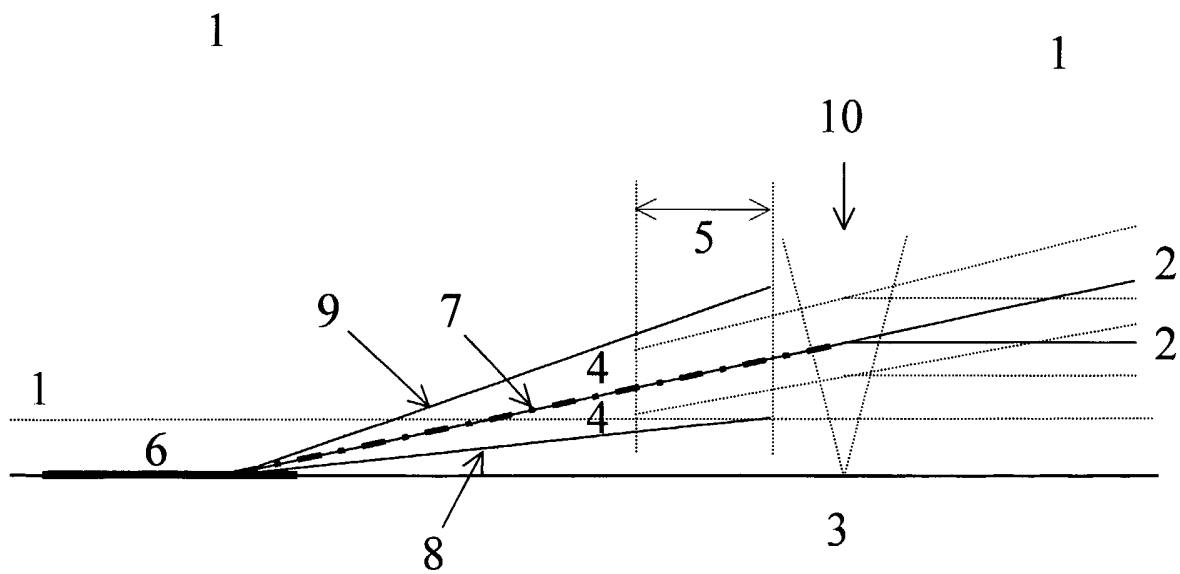


Fig. 2

VIII-5-1	Erklärung: Unschädliche Offenbarungen oder Ausnahmen von der Neuheitsschädlichkeit Erklärung hinsichtlich unschädlicher Offenbarungen oder Ausnahmen von der Neuheitsschädlichkeit (Regeln 4.17(v) und 51bis.1(a)(v)): Name:	in bezug auf diese internationale Anmeldung BLASCHKE, Guenter erklärt, daß der in diese internationalen Anmeldung beanspruchte Gegenstand wie folgt offenbart wurde:
VIII-5-1 (i) VIII-5-1 (ii) VIII-5-1 (iii) VIII-5-1 (iv)	Art und Weise der Offenbarung: Datum der Offenbarung: Titel der Offenbarung: Ort der Offenbarung:	Sonstige(s): Presentation at the "3rd International Symposium on Integration of LORAN-C EUROFIX and EGNOS / Galileo", organised by the German 12 Juni 2002 (12.06.2002) Proposal for a New Simplified Precision Landing System Complementing LORAN-C and GNSS Munich, Germany
VIII-5-1 (v)	Diese Erklärung wird abgegeben im Hinblick auf:	alle Bestimmungsstaaten