

(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  
3. Mai 2007 (03.05.2007)

PCT

(10) Internationale Veröffentlichungsnummer  
WO 2007/048626 A2

(51) Internationale Patentklassifikation:  
G05D 1/08 (2006.01)

(21) Internationales Aktenzeichen: PCT/EP2006/010370

(22) Internationales Anmeldedatum:  
27. Oktober 2006 (27.10.2006)

(25) Einreichungssprache: Deutsch

(26) Veröffentlichungssprache: Deutsch

(30) Angaben zur Priorität:  
10 2005 051 799.4  
27. Oktober 2005 (27.10.2005) DE

(71) Anmelder und

(72) Erfinder: REICH, Stefan [DE/DE]; Moosrain 47, 82418 Murnau (DE).

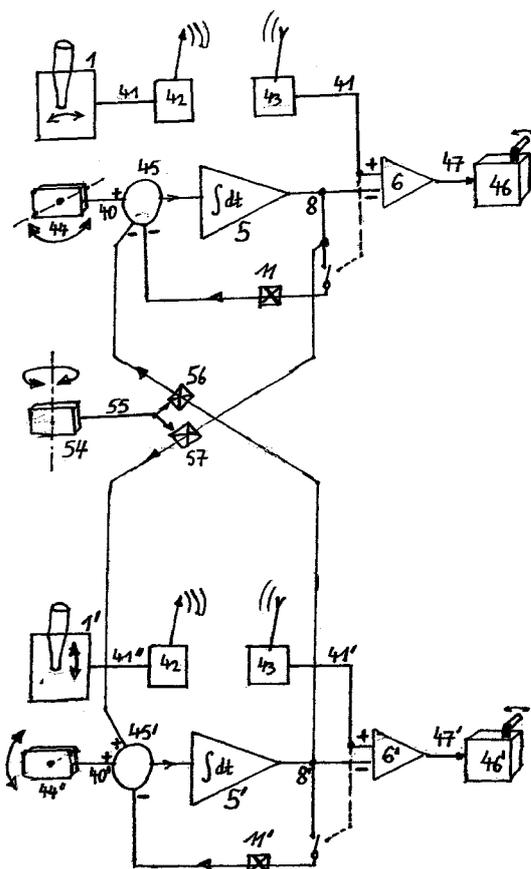
(81) Bestimmungsstaaten (soweit nicht anders angegeben, für jede verfügbare nationale Schutzrechtsart): AE, AG, AL, AM, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IS, JP, KE, KG, KM, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LV, LY, MA, MD, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PG, PH, PL, PT, RO, RS, RU, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, SV, SY, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.

(84) Bestimmungsstaaten (soweit nicht anders angegeben, für jede verfügbare regionale Schutzrechtsart): ARIPO (BW, GH, GM, KE, LS, MW, MZ, NA, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), eurasisches (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM), europäisches (AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC,

[Fortsetzung auf der nächsten Seite]

(54) Title: METHOD AND DEVICE FOR REMOTELY CONTROLLING AND STABILIZING UNMANNED AIRCRAFT

(54) Bezeichnung: VERFAHREN UND VORRICHTUNG ZUR FERNSTEUERUNG UND STABILISIERUNG UNBEMANNTER LUFTFAHRZEUGE



(57) Abstract: Disclosed is an aid for remotely controlling unmanned aircraft and especially helicopters, said aid allowing the pilot to directly control the angle of inclination, e.g. a pitch angle and/or a roll angle, at least by approximation such that the respective angle of inclination autonomously and largely returns to the horizontal position when the control stick is neutralized. In order to do so, the inclination is regulated by integrating a rotational speed signal to an actual value and mixing a setpoint value thereinto after forming the integral. In order to avoid zero drift, the integration time is limited, especially by coupling a portion of the actual value and/or the setpoint value back into the input. Furthermore, the integrated actual values are subjected to a vectorial rotation by means of a yaw signal.

(57) Zusammenfassung: Eine Hilfe zur Fernsteuerung von unbemannten Luftfahrzeugen und insbesondere Hubschraubern, welches es dem Pilot zumindest näherungsweise erlaubt, direkt den Neigungswinkel zu steuern, also beispielsweise einen Nick- und / oder Roll- Winkel, sodass bei Neutralisieren des Steuerknüppels der betreffende Neigungswinkel selbstständig und weitgehend auf horizontale Lage zurück geht. Hierzu erfolgt eine Neigungsregelung, indem ein Drehratensignal zu einem Istwert integriert wird, und ein Sollwert hinter der Integral-Bildung eingemischt wird, wobei zur Vermeidung von Nulldriften die Integrationszeit eingeschränkt ist, insbesondere indem ein Anteil des Istwertes und / oder Sollwertes in den Eingang zurückgekoppelt wird. Ferner eine vektorielle Drehung der integrierten Istwerte durch ein Gier-Signal.

WO 2007/048626 A2



NL, PL, PT, RO, SE, SI, SK, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

**Veröffentlicht:**

— ohne internationalen Recherchenbericht und erneut zu veröffentlichen nach Erhalt des Berichts

*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.*

**Verfahren und Vorrichtung zur Fernsteuerung und Stabilisierung unbemannter Luftfahrzeuge**

Die Erfindung betrifft ein Verfahren und eine Vorrichtung zur Erleichterung der Steuerung und insbesondere zur Stabilisierung unbemannter Luftfahrzeuge, insbesondere für Modell-Hubschrauber, die vom Boden aus gesteuert werden, oder auch andere Drehflügler, schwebende Drohnen und Modellflugzeuge.

Die Steuerung solcher Flugkörper ist aus mehreren Gründen schwierig und nur geübten Piloten möglich. Insbesondere muss jede zur Steuerung oder auch zufällig eingenommene nicht-neutrale Fluglage, etwa eine Roll- oder Nick-Neigung, durch den Piloten wieder geraderichtet werden, andernfalls würde jede beibehaltene Neigung in eine Flugbahn mit stetig zunehmender Geschwindigkeit umgesetzt. Das Geraderichten erfolgt üblicherweise durch fortlaufende korrigierende Steuerung des Piloten. Hierfür ist jedoch Training und ständige Sichtkontrolle erforderlich. Größere Sicht-Abstände erschweren die Steuerung zusätzlich. Befindet sich ein Hubschrauber beispielsweise senkrecht über dem Piloten, ist ein Still-Schweben sogar unmöglich, da nur stärkere Neigungen sichtbar sind. Zur Lösung des Problems werden bisweilen Lage-Stabilisierungen verwendet, die aber entweder ungenau oder wegen der Mess-Instrumente meist aufwändig sind.

DE 69502379.9-08, JP 10328427 und US 5,738,300 beschreiben Autopilot-Systeme, die für bemannte Hubschrauber unter anderem einen gyroskopischen Messfühler und ferner Mittel zum Integrieren von Signalen beinhalten.

Ferner sind Vorrichtungen zur Lageregelung durch optische Neigungs-Messung anhand des Einfallswinkels von Licht oder Infrarot bekannt, die aber nachteilhafterweise auf einen optischen Horizont angewiesen sind.

Ferner sind Kreisel-Stabilisatoren für Bewegungen um die Hochachse bekannt, die einen gyroskopischen Drehgeber enthalten. Hierbei wird eine Istwert-Sollwert-Differenz zwischen dem zur Drehrate proportionalen Messwert und einem vom Piloten stammenden Sollwert gebildet, und diese Differenz über eine Regelschleife, etwa eine PID-Regelschleife, welche einen Integrator enthalten kann, an das betreffende Stellglied geleitet. Würde man derartige Stabilisierungen für die Neig-Achsen, also Roll- und / oder Nick-Achse vorsehen, ließe sich zwar eine Stabilisierung gegen mechanische und aerodynamische Abweichungen erhalten, und somit mechanische Rotorkopf-Stabilisierungen ersetzen, aber ein automatisches Neutralisieren einer bestehenden Neigung ist nicht möglich. Ferner werden kleinste Driften des Mess-Signals zwangsweise mit- integriert und summiert sich zu Fehlern, die einer fehlerhaften Schräglage entsprechen.

Ferner ist aus Zeitschrift ROTOR 7/2002 ein Stabilisierungssystem "VR-Stabi" mit für die Nick- und die Roll-Achse vorgesehenen elektronischen Kreiseln bekannt, bei dem die für Modellhubschrauber übliche mechanische Paddelstange / Stabstange elektronisch simuliert wird. Hierzu wird für die Nick- und Roll-Steuer-Achsen dem ausgegebenen Stellwert ein integriertes Drehraten-Meßsignal zugemischt, wobei das Steuersignal des Piloten einerseits direkt und andererseits in den Eingang des Integrators beigemischt wird. Ein Geraderichten einer eingenommenen Schräglage ist dabei jedoch nicht vorgesehen.

DE 103 04 209 A1 beschreibt eine Trimm-Vorrichtung, welche Steuersignale, etwa aus einem Steuerknüppel, integriert und hieraus einen neutralen Trimmwert erzeugt und somit das Trimmen von Hand auf eine Neutralstellung erübrigt. Der Pilot muss jedoch weiterhin jeder auftretenden Schräglage aktiv entgegensteuern; auch nach jeder absichtlich eingeleiteten Schräglage müsste er die Neigung mit entsprechend dosiertem Gegen-Ausschlag wieder geraderichten, da er nur die Änderungsrate der Neigung (Roll oder Nick-Rate) steuern kann.

EP 0 752 634 beschreibt eine Vorrichtung zur Neigungsregelung eines ferngesteuerten Hubschraubers, bei dem ein Drehraten-Mess-Signal im Rahmen eines PID-Zweiges integriert wird, wobei das Integral als Messwert für den Neigungs-Neigung dargestellt wird.

DE 102 58 545 A1 beschreibt ein Stabilisierungssystem, das die Regelung einer Flugneigung beinhaltet und hierfür als Messwert einer Neigung ein zeitliches Integral eines zur Winkelgeschwindigkeit der Neigung proportionalen Drehsignals vorschlägt. Als Gegenmaßnahme gegen die durch die Integration auftretenden Nullpunkts-Fehler ist dort (siehe insbes. Abs. 0055) eine Kombination mit anderen Neigungs-Messwerten aus weiteren Instrumenten vorgeschlagen, was jedoch zusätzlichen Aufwand bedeutet.

**Ziel der Erfindung** ist ein Verfahren und eine Vorrichtung für unbemannte ferngelenkte schwebefähige Luftfahrzeuge, insbesondere Drehflügler, welche zumindest näherungsweise eine Steuerung des Neigungswinkles ermöglichen, also beispielsweise einen Nick- und / oder Roll- Winkel, und bei Neutralisieren des Steuerknüppels die Horizontallage zumindest näherungsweise wiederherstellt. Insbesondere soll ein Stellwert erzeugt werden können, der zum Ansteuern eines Stellgliedes, z.B. eines Servomotors, geeignet ist.

Hierzu sind die in den unabhängigen Ansprüchen gekennzeichneten Merkmale vorgesehen. Merkmale bevorzugter Ausführungsformen der Erfindung sind in den Unteransprüchen bezeichnet.

Als Drehratensensor kann beispielsweise ein Piezo-Gyroskop oder ein SMS (Silicon micro machine) - Gyroskop verwendet werden.

Das integrierte Mess-Signal des Drehratensensors kann als Istwert eines Neigungswinkels aufgefasst werden. Demnach kann eine Neigungsregelung erreicht werden, welche bei Zurücknahme eines Steuerausschlags die Neigung automatisch auf annähernde Horizontallage zurückregelt.

Gemäß der Erfindung kann eine Neigungsregelung erfolgen, indem ein Drehratensignal zu einem Istwert integriert wird, wobei zur Vermeidung von Nulldriften die Integrationszeit eingeschränkt ist. Zur Neigungsregelung wird ein Sollwert hinter der Integral-Bildung eingemischt oder hiervon subtrahiert. Die so gebildete Ist-Soll-Differenz kann über die bekannten Mittel einer Regelschleife an das entsprechende Stellglied gegeben werden. Als Ist-Soll-Differenz kann die Differenz zwischen einem vom Piloten gegebenen Neigungs-Sollwert und einem im Integrator berechneten angenäherten Neigungs-Istwert dienen. Die Erfindung ermöglicht, dass bei einem ferngesteuerten schwebefähigem Luftfahrzeug nach Ansteuerung und Einnahme eines Neigungswinkels und anschließendem Neutralisieren des Steuerknüppels die Horizontallage weitgehend automatisch wiederhergestellt wird.

Durch die erfindungsgemäße Regelung wird insbesondere ein Regelkreis geschlossen., dieser kann insbesondere als PID ausgeführt werden. Anders als bei herkömmlichen PID (proportional-integral-differential)-Regelungen ist die Dauer der Integration zeitlich eingegrenzt oder eingeschränkt oder eingedämmt. Insbesondere kann die Einschränkung erfolgen, indem ein Anteil des Istwertes und / oder Sollwertes in den Eingang zurückgekoppelt wird.

Während am Eingang des Integrators kein Signal anliegt, kann die Einschränkung der Integrationszeit ein Zurückziehen oder 'Entladen' des Integrals auf einen Nullwert bewirken. Das Zurückziehen kann einen asymptotischen Zeitverlauf haben. Durch die Eingrenzung der Integrationszeit wird vermieden, dass sich Nulldriften auf störende Weise dem Integralwert aufsummieren.

Die für die Eingrenzung maßgebliche Zeitkonstante oder das Zeitfenster kann definiert sein; die Definition kann eine vorgegebenen Zeitkonstante oder ein vorgegebenes Zeitfenster bedeuten.

Ein Vorteil der vorliegenden Erfindung ist, dass durch Driften auftretende Fehler eliminiert werden können. Herkömmlicherweise werden durch die Integration eines nur inkremental vorliegenden Drehraten-Meßsignals in ein Neigungs-Signal die Nullpunkt-Driften des Meßsignals mit-integriert und summieren sich im Laufe der Zeit automatisch zu Fehlern, die einer fehlerhaften Schräglage entsprechen. Außerdem fällt bei der Integration allgemein eine undefinierte Integrationskonstante an. Beide Probleme können durch die Erfindung vorteilhaft gelöst werden.

Mit der Erfindung können Nachteile vermieden werden, welche übliche Trägheits-Navigations-Systemen oder künstliche Horizonte wegen der für die Nick- und Roll-Achse erforderlichen Neigungs-Sensoren oder Dreiachs- Beschleunigungs-Sensoren aufweisen. Diese zusätzlichen Sensoren, die nach dem Prinzip einer Wasserwaage auf die Gravitation reagieren und deren Messwerte nach dem Stand der Technik nötig sind, um die bei der Integration eines Drehraten-Messsignals fehlende Information über den absoluten Neigungswinkel zu liefern, weisen bei der Anwendung in kleinen Hubschraubern mehrere Probleme auf: Wegen der Eigenbeschleunigung im Flug kann die Neigung mittels Gravitation nur eingeschränkt gemessen werden. Ferner ist eine auf Beschleunigung basierende Messung stark durch auftretende Vibrationen beeinträchtigt, bedingt durch Antrieb und mechanische Unwuchten, so dass eine ausreichende Messgenauigkeit sehr schwer zu erreichen ist. Mit der Erfindung können weiterhin Kostenvorteile bei der Herstellung erreicht werden.

Die Integration kann durch einen programmgesteuerten Mikroprozessor gesteuert werden; das Mess-Signal kann über Analog-Digital-Wandlung eingespeist werden.

Die Integration kann durch eine fortlaufend wiederholte Addition eines kleinen Anteils des zu integrierenden Signals erfolgen. Um gemäß einem vorteilhaften Ausführungsbeispiel der vorliegenden Erfindung das bei der Integration angewendete Zeitfenster einzuschränken, besteht z.B. eine Möglichkeit darin, dass ein kleiner Anteil des integrierten Ergebnisses gegenkoppelnd in den Eingang des Integrators zurückgespeist wird. Dies ermöglicht, dass sich der Integrator über eine längere Zeitdauer selber entladen kann. Es ergibt sich eine asymptotische Zeitfunktion. Der Faktor der Einspeisung ist der Grad der Gegenkopplung. Dieser stellt eine Beziehung zwischen den un-integrierten und dem zeitlich integrierten Signal dar, hat daher die physikalische Dimension einer Frequenz und entspricht dem Kehrwert der Entlade-Zeitkonstante. Eine Einmischung mit geringem Anteil entspricht einer großen Zeitkonstante. Die Integration kann digital, insbesondere mikroprozessorgesteuert oder auch analog-elektronisch realisiert werden. Eine analoge Möglichkeit der Realisierung ist ein als Integrator geschaltetes RC-Glied, welches eine Zeitkonstante aufweist. In einer digitalen Ausführungsform kann z.B. ein Zeit-Grenzwert für die Integration in entsprechenden Speichern nur lesbar oder les- und schreibbar abgespeichert werden.

Der Begriff "zeitliche Einschränkung" bedeutet nicht notwendigerweise scharfe Zeitgrenzen. Die zeitliche Einschränkung bewirkt, dass kleine Messfehler oder Nullpunkt-Driften des Gyroskops nicht endlos auf-integriert werden, sondern in ihrer Wirkung begrenzt werden; im beschriebenen Fall auf einem asymptotischen Grenzwert.

Die definierte Zeitkonstante kann vorteilhafterweise länger gewählt sein als die Dauer üblicher Steuer-Ausschläge.

Die eingeschränkte Integration bewirkt, dass das als Drehratensignal vorliegende Mess-Signal nicht in einen exakten, sondern in einen modifizierten Neigungs-Istwert umgewandelt wird. Die Einschränkung der Integrationsdauer ist bei herkömmlichen Regelungen unüblich, da dann nicht mehr der volle Ausgleich, und keine vollwertige Regelung möglich ist. Insbesondere erscheint zunächst auch bei der Darstellung eines Neigungs-Messwertes aus einem Drehraten-Messwert eine Eingrenzung der Integrationsdauer deshalb nachteilig, weil dadurch länger anhaltende Neigungen nicht mehr exakt gemessen werden, sondern unterbewertet, also falsch gemessen werden können.

Bei einer Neigungs-Regelung resultiert hierdurch, dass von einer eingenommenen Flugneigung ein geringer Rest verbleibt, wenn das pilotenseitige Steuersignal wieder zurückgenommen wird.

Im erfindungsgemäßen Fall kann die Einschränkung der Integrationsdauer und die dadurch bedingte Abweichung jedoch vorteilhaft sein. Der Grund ist, dass im Flug, insbesondere beim Schweben eines Hubschraubers, nicht nur die herkömmlichen Steuer-Ausschläge, welche einer Neigungs-Rate proportional sind, sondern sogar die Neigungs-Ausschläge, also die erfindungsgemäßen Signale Istwert und Sollwert, gewöhnlich nur eine kurze Dauer haben, und in ihrem über längere Zeit betrachteten Mittelwert fast exakt Null ergeben. Dies kann aus dem Sachverhalt erklärt werden, dass im Flug eines Hubschraubers während geneigter Fluglage fast keine Gravitations-Beschleunigungs-Komponenten quer zur Rotorwelle auftreten, weil Luftkräfte hauptsächlich parallel zur Rotorwelle auftreten. Längere andauernde Neigungen würden, bedingt durch das integrierende Flugverhalten, wie eingangs erläutert in eine Flugbahn mit stetig weiter anwachsender Geschwindigkeit resultieren, und sind daher beim Schweben nicht üblich. Die Einbuße durch die Eingrenzung der Integrationsdauer ist daher nur unwesentlich, sofern die Eingrenzung der Integrationszeit eine ähnliche oder längere Integrationszeit erlaubt als die Dauer üblich vorkommender Neigungen.

Die nach dem automatischen Zurückholen verbleibenden Rest-Neigungen sind nur klein und können sehr leicht durch den Piloten korrigiert werden. Driften durch Offset-Fehler werden durch die Eingrenzung der Integrations-Dauer jedoch wirksam unterdrückt, was einen wesentlichen Vorteil ermöglicht.

Im Vergleich mit anderen herkömmlichen Kreiselstabilisatoren ist die Situation deshalb anders, weil die vorliegende Lösung das Steuersignal als Sollwert nicht vor, sondern hinter den Integrator einmischt. Hieraus resultiert eine im Vergleich zum herkömmlichen Kreiselstabilisator zeitlich differenzierte Reaktion auf das Steuersignal.

Vorteilhafterweise müssen außer den Drehraten-Sensoren keine weiteren die betreffende Neigung Achse messenden Instrumente beteiligt sein um ein brauchbares Ergebnis zu erzielen. Die Erfindung kann insbesondere ohne beschleunigungsmessende Instrumente arbeiten.

Eine besonders gute Rückregelung in die Horizontallage hat sich bei Verwendung der Erfindung in Zusammenhang mit Modellhubschraubern gezeigt, welche wie üblich mit herkömmlicher mechanischer Stabilisierung ausgerüstet sind. Hierzu besitzen solche Hubschrauber eine sogenannte Stabstange oder Padadelstange, die ihrerseits als Kreisel wirkt.

Eine weitere Möglichkeit, den Integrator zeitlich einzuschränken, besteht darin, einen kleinen Anteil des Sollwertes in den Eingang des Integrators zu speisen. Auch diese Maßnahme hat die Wirkung, die Integrationszeit im Sinne der vorliegenden Erfindung einzugrenzen und ein vergleichbares Verhalten zu erzeugen. Eine Ähnlichkeit basiert darauf, dass im Flug wegen der arbeitenden Regelschleife der Istwert sich laufend dem Sollwert angleicht, und ihm somit ähnlich ist. Die oben beschriebene Rückspeisung des Integrals hat jedoch den Vorteil, dass die beabsichtigte Wirkung auch ohne geschlossene Regelschleife, also ohne Flug und am Boden, zustande kommt.

Eine weitere Möglichkeit, das zeitlich eingeschränkte Integral zu erzeugen, besteht darin, dass Messwerte fortlaufend in Zwischenspeicher-Zellen abgelegt werden und aus einer definierten Anzahl gespeicherter Werte aktuelle und ggf. gewichtete Mittelwerte gebildet werden. Dies entspricht einer Faltung mit einer definierbaren Fensterfunktion.

Gemäß einem bevorzugten Ausführungsbeispiel der Erfindung ist die definierte Zeitkonstante länger ist als die Dauer üblicher Steuer-Ausschläge. Diese Dauer kann je nach Anwendung bzw. Steuervorrichtung und/oder Flugobjekt geeignet definiert bzw. vorgegeben werden. Die Dauer üblicher Steuerausschläge kann z.B. dadurch definiert sein, wie lange das Luftfahrzeug braucht, um bei einer vorgegebenen Amplitude eines Steuerausschlags des Piloten einen vorgegebenen Neigungswinkel einzunehmen, beispielsweise um einen Neigungswinkel von 30 Grad bei der Hälfte des Vollausschlags des Steuerknüppels zu erreichen oder einen Neigungswinkel von 45 Grad bei Vollausschlag. Die Dauer des Zeitfensters kann auch fest vorgegeben werden, z.B. mit einem Wert zwischen 2 und 12 Sekunden, insbesondere zwischen 3 und 7 Sekunden, wie z.B. 5 Sekunden. Bei Gyroskopen mit geringerer Drift sind längere Zeitkonstanten vorteilhafter. In einer weiteren Ausführungsform zur Festlegung der Dauer des Zeitfensters kann ein Betriebsmodus der Steuervorrichtung vorgesehen sein, in dem der Pilot einen Probeflug mit verschiedenen Einstellungen durchführt und er selbst die Einprogrammierung einer geeigneten Zeitfenster-Dauer in die Steuervorrichtung veranlasst oder eine Erfassungseinrichtung einen Wert dafür ermittelt.

Nachfolgend werden Ausführungsbeispiele der Erfindung beschrieben.  
Es zeigen:

Figur 1: Eine Vorrichtung zur Neigungs-Steuerung ohne einen die Neigung betreffenden Sensor,

Figur 2: Eine entsprechende Vorrichtung für mehrere Steuer-Achsen,

Figur 3: Eine Vorrichtung zur Neigungs-Regelung mit einem Sensor pro Steuerachse und mehreren Varianten davon,

Figur 4: Beispielhafte Signalverläufe der Vorrichtung von Figur 3.

Soweit gleiche Bezugsobjekte in den Figuren erscheinen, werden gleiche Bezugszeichen verwendet.

Figur 3 zeigt im oberen Abschnitt ein erstes Ausführungsbeispiel als Blockdiagramm. Ein von einem am Boden befindlichen Piloten über den Steuerknüppel 1 erzeugtes Steuersignal 41 wird über Sender 42 und Empfänger 42 in die Stabilisierungs-Vorrichtung übertragen, die die übrigen dargestellten Teile enthält und sich an Bord eines vom Piloten ferngesteuerten Hubschraubers befindet. Zum empfangenen Steuersignal 41 wird im Mischer 6 das aus dem Integrator 5 stammende Signal 8 als Istwert negativ gemischt und die entstehende Ist-Soll-Differenz 47 als Stellwert der Rudemaschine 46 zugeführt, die die Rollbewegung eines Hubschraubers anlenkt. Das empfangene Steuersignal 41 wirkt als Sollwert. Der Istwert 8 wird erzeugt, indem einerseits das aus Gyroskop 44 stammende Rollraten-Mess-Signal 40 im Integrator 5 integriert wird und andererseits das integrierte Signal über einen definierten kleinen Faktor 11 rückkoppelnd über den Mischer 45 in den Integrator gegengekoppelt wird, wodurch die Integrationszeit eingeschränkt wird. Alternativ oder zusätzlich kann, gestrichelt dargestellt, das Steuersignal 41 zum Einmischen herangezogen werden, um wie oben beschrieben eine ähnliche, durch die Steuer-Aktion bedingte effektive Einschränkung der Integration zu bewirken. Ein Einmischen des Steuersignals 41 in den Integrator ist jedoch nicht erforderlich. In den Eingang des Integrals kann eine Einmischung des Steuersignals vorteilhafterweise zu einem Anteil erfolgen,

der geringer ist als der Anteil des rück-gemischten Integrals 8. Ein Mischungsanteil des Steuersignals kann auch hier mit der physikalischen Dimension Frequenz oder Zeit definiert werden, Bei der Beurteilung von brauchbaren Mischungs-Anteilen ist die die Summe aus der vom Integralwert 8 und vom Steuersignal 41 eingespeiste Anteile dafür maßgeblich, wie rasch die effektive zeitliche Einschränkung des Integrals erfolgt. Die oben genannten Werte einer vorteilhaften Zeitkonstante sind dann auf die Summe beider Einspeisungen zu beziehen.

Eine vorteilhafte Einstellung der Zeitkonstanten kann ferner in der Weise vorgenommen werden, dass ohne Flugbewegung, etwa bei festgehaltenem Flugkörper, der Integralwert 8, ausgehend von einem Nullwert, nach dem einmaligen Geben und Beenden eines Steuerausschlages üblicher Dauer, entweder unverändert bleibt, oder einen Wert aufweist, dessen Einfluss auf den Stellwert 47 gering ist gegenüber dem Anteil des Steuersignals 41 im Stellwert.

Unabhängig können weitere regeltechnische Einrichtungen vorgesehen sein, etwa eine PID-Mischung (nicht dargestellt) im Stellwert-Zweig 47.

Ferner kann das integrierte Signal 8 durch einen Begrenzer (nicht dargestellt) in seiner Amplitude begrenzt werden, bevor es in den Mischer 6 gelangt. Hierdurch kann erreicht werden, dass man die Neigungs-Regelung übersteuern kann, indem man Steuerausschläge gibt, die größer sind als die Amplitudenbegrenzung.

Ferner kann vorteilhafterweise hinter den beschriebenen Integrator ein zweiter Integrator vorgesehen werden, dessen Eingang mit dem erste Integral beaufschlagt wird. Der zweite Integrator kann somit kaskadiert angeordnet sein. Er kann fortlaufende Driften aufsummieren, welche eventuell durch Temperaturdrift oder sonstige Ungenauigkeit des Drehraten-Meßsignals auftreten. Der zweite Integralwert kann gegenkoppelnd in den ersten Integrator eingemischt werden, d.h. vom Drehraten-Meßsignal subtrahiert werden; hierdurch kompensiert er die Drift von dem Meßsignal heraus. Der Grad der Einmischung kann so gering festgelegt sein, dass sich eine gegenüber den übrigen Abläufen lange Zeitkonstante ergibt. Sinnvoll sind Werte von ca. 10 Sekunden oder mehr.

Einer der Unterschiede zudem als als Stand der Technik erwähnten, aus der ROTOR 7/2002 bekannten "VR-Stabi", welcher das Verhalten eines mechanischen Stabilisators simuliert, begründet sich folgendermaßen: In den dort auftretenden Signalen kommen kein tatsächlicher oder angenäherter Neigungs-Messwert vor. Insbesondere hat das Einmischen des Steuersignals in den Integrator die Folge, dass das Integral während eines Steuerausschlags laufend erheblich anwächst, somit auch die resultierende Flugneigung, was einem herkömmlichen Flugverhalten des Hubschraubers entspricht und mit der dort vorgesehenen Abstimmung auch beabsichtigt ist.

**Figur 4** zeigt beispielhaft, auf einer Zeitachse  $t$ , Signalverläufe betreffend eine Steuer-Achse, wobei von einer horizontalen Fluglage im Stillstand und ohne äußere Stör-Einflüsse ausgegangen wird. Erläutert wird eine Wirkungskette von Sollwert über Stellwert und Fluglage zu angenäherter Fluglage-Messwert. Alle Signale sind beispielhaft und können auch anders verlaufen.

**Grafik 4a** zeigt einen Zeitverlauf eines vom Piloten gegebenen Steuersignals 41, als Sollwert einer Neigung. Es besteht beispielhaft aus einem ersten Steuerausschlag, positiv dargestellt, mit dem eine Soll-Neigung eingeleitet werden soll, dann einer Neutralstellung, mit der ein wieder-Geraderichten erreicht werden soll, dann einem Gegen-Ausschlag, mit dem ein Stillstand durch wieder-Abbremsen der mittlerweile erreichten Fluggeschwindigkeit erreicht werden soll.

Ferner gestrichelt ist der aus dem Integrator angenäherte Istwert 8 dargestellt. Die Ähnlichkeit des Istwerts resultiert daraus, dass der Regelkreis über die Stellglieder 46 geschlossen ist; bei Auftreten einer ist-soll-Differenz passt sich die Fluglage dementsprechend an, dass die Differenz wieder minimiert wird.

**Grafik 4b** zeigt ein resultierendes Stellsignal 47 als Differenz zwischen 41 und 8, welches den Flugkörper durch die Auslenkung im Bereich 101 neigt, anschließend im Bereich 102 wieder aufrichtet, dann im Bereich 103 gegen-neigt und im Bereich 104 wieder aufrichtet. Der Stellwert kann ferner begrenzt werden. Dieser Graph entspricht auch den Steuerbewegungen, die der Pilot ohne Verwendung der vorliegenden Erfindung ausführen müsste.

**Grafik 4c** zeigt die hieraus resultierende wirkliche Flugneigung  $n$ ; sie weicht geringfügig gegenüber dem ursprünglichen Steuersignal 4a ab: Einerseits weist sie entsprechend der Reaktionszeit langsamere Flanken auf, andererseits weist sie die durch das Entladen des Integrators resultierende Abweichung  $x$  auf, die sich nach dem Gegenausschlag dann wieder aufhebt.

Ferner ist, wie in Grafik 4a, gestrichelt dargestellt das integrierte Signal 8 als angenäherten Fluglage-Messwert. Die Wirkung der eingegrenzten Integrationsdauer wird am Unterschied  $x$  zwischen den Graphen deutlich.

**Grafik 4d** zeigt die resultierende Fluggeschwindigkeit  $v$ . Unter Vernachlässigung äußerer Einflüsse entspricht die Fluggeschwindigkeit  $v$  annähernd einem zeitlichen Integral der Flugneigung. Dieses Verhalten ist jedoch wegen der Luftkräfte (Widerstand) dadurch am besten anzunähern, dass auch dieses Integral einer zeitlichen Begrenzung unterzogen wird.

In diesem Zusammenhang kann der Vorteil erreicht werden, dass die zeitliche Begrenzung des Integrals 8 leicht auf das Flugverhalten in der Weise abgestimmt werden kann, dass sie ungefähr der Integrationszeit bei der Aufnahme von Fluggeschwindigkeit entspricht. Somit resultiert bei der Anwendung, dass der Pilot mit dem Stellwert praktisch die Beschleunigung des Hubschraubers steuert, und dass bei Abbremsen auf Stillstand automatisch auch der Fehler des Neigungs-Istwertes wieder zurückgenommen wird, der durch die eingegrenzte Integrationsdauer zunächst aufgetreten war.

**Figur 3** zeigt im unteren Abschnitt ein zweites, für die Nick-Achse aufgebautes Regelsystem, das der oberen entspricht, sodass die Neigung in beiden Bord-Koordinaten geregelt wird

Wie oben beschrieben basiert die exakte Funktion der Erfindung auch auf der Tatsache, dass die übliche Dauer vorkommender Neigungen aufgrund des Flugverhaltens klein ist und keine andauernde Neigung in eine Richtung vorkommt. In Figur 4d wird dies anschaulich anhand der anwachsenden Geschwindigkeit bei länger auftretenden Neigungen. Dies gilt für Neigungen gemessen in festen Raumkoordinaten. Die bisher beschriebene Lösung eignet sich daher insbesondere für Flüge, bei denen der Flugkörper sich nicht wesentlich um seine eigene Hochachse dreht, also z.B. Schwebeflüge eines Hubschraubers. Andernfalls entsteht die Schwierigkeit, dass sich die Drehachsen, auf die sich die Messwerte beziehen, nämlich Nick und Roll-Achse, selber drehen, und demzufolge auch andauernde Neigungen vorkommen können, nämlich sofern sie auf die drehenden Bord-Koordinaten bezogen sind. Beispielsweise tritt bei einer dauerhaftfortgesetzten Kurve eine Neigung zwar in stets wechselnder Himmelsrichtung, jedoch als unverändert andauernde Roll-Neigung auf. Dies würde einen Fehler erzeugen, beim Bilden des angenäherten Neigungs-Istwertes aus dem Drehraten-Messwert wegen der erfindungsgemäßen Einschränkung der Integrationszeit, sodass die bisher beschriebene Lösung nicht ausreichen würde.

In einer weiteren Ausgestaltung der Erfindung ist deshalb eine Möglichkeit zur Lösung dieses Problems gegeben. Hierfür kann die oben beschriebene Signalverarbeitung, die sowohl für Roll- als auch Nick-Achse aufgebaut ist, erweitert werden, indem sie von einem Gier-Signal, welches Gierbewegungen, etwa Hochachsen-Drehungen des Rumpfes, signalisiert, beeinflussend gesteuert wird in der Weise, dass bei Gier-Drehungen eine dementsprechende vektorielle Drehung der die Nick- und Roll-Bewegungen betreffenden Signale erfolgt.

Als Gier-Signal kann das Mess-Signal eines zur Heck-Stabilisierung üblichen Gyroskops verwendet werden, oder ein anderes Signal, welches eine Gier-Rate oder einen Gier-Winkel anzeigt. Alternativ oder in Kombination kann ein Gier-Steuersignal verwendet werden, etwa aus dem betreffenden Steuerknüppel. Auch dieses Signal zeigt die Gier-Rate mit ausreichender Genauigkeit an, insbesondere wenn die Gier-Rate durch ein nachgeschaltetes Kreiselsystem proportional zum Gier-Steuersignal geregelt wird. Demnach lässt sich auch das Gier-Steuersignal verwenden, das üblicherweise als Sollwert zu Heckrotor-Stabilisiervorrichtungen gesendet wird.

Die Beeinflussung kann in der Weise erfolgen, dass die integrierten Signale entsprechend der durch das Drehsignal angezeigten Drehung insbesondere vektoriell gedreht werden. Die Drehung kann zwischen den beschriebenen Gier- und Nick-Funktionen untereinander erfolgen. Hierzu kann das als Drehmatrix bekannte Verfahren oder die in der komplexen Zahlenrechnung bekannte Argument-Funktion verwendet werden. Insbesondere kann beispielsweise die Roll-Steuerung einer  $x$ -Achse oder einer realen Zahlenachse und die Nick-Steuerung einer  $y$ - oder imaginären Zahlenachse zugeordnet

werden und die Drehung hierin erfolgen. Die Drehung kann in der Zahlenebene numerisch berechnet werden. Dies kann beispielsweise in programmgesteuerten inkrementalen Schritten auf die Speicherinhalte der für Rollen und Nicken vorgesehenen Integratoren 5 erfolgen.

Die erfindungsgemäße Kombination mit der vektoriellen Drehung hat erstens den Vorteil, dass die in den Integratoren bestehenden Neigungs-Istwerte, wenn sie aufgrund korrekter Messung entstanden sind, bei Gierbewegungen entsprechend mit-gedreht werden und ein ansonsten auftretender Messfehler vermieden wird. Ein Hubschrauber, der beispielsweise eine aktuelle Neigung nach vorne hat, wird, nach einer 90°-Linkswendung, nach links geneigt sein, oder, nach einer 180°-Wendung, nach hinten geneigt sein, ohne dass Gier- oder Roll- Bewegungen auftraten. Dies kann durch das Verfahren richtig korrigiert werden.

Zweitens ermöglicht die vektorielle Drehung, dass auch dauerhafte Schräglagen während Kurven ausreichend genau angenähert werden trotz der erfindungsgemäßen Eingrenzung der Integrationszeit, da sich die Integrationswerte laufend drehen, wegen ihrer ständigen Wechsel also nicht durch die Eingrenzung der Integrationsdauer gelöscht werden.

**Figur 3 zeigt im mittleren Abschnitt die vektorielle Drehung.** Das vom Drehraten-Sensor 54 stammende Mess-Signal 55 ist zur Gier-Rate proportional. Der Roll-Istwert vom (oberen) Integrator wird über Multiplizierer 57 mit der Gier-Rate multipliziert und als inkrementale Dreh-Änderung in den Nick-Integrator 5' gemischt. Umgekehrt wird negativ der Nick-Istwert 8' in den Roll-Integrator 5 gemischt, sodass beide durch beide Mischungen insgesamt eine inkrementelle Vektordrehung zwischen dem Nick- und Roll- Signal entsteht. Eine andere Möglichkeit ist, mit einer Dreh-Matrix die Neigraten-Messwerte 40, 40' oder die Ausgangssignale oder andere internen Signale miteinander drehend zu vermischen.

Eine weitere Möglichkeit, den Integrator zu verwirklichen, insbesondere um die Neigungsraten-Messwerte zu integrieren sowie wahlweise auch, um die beschriebene mindermde Beimischung des Ist- und / oder Sollwertes zu integrieren, ist die Verwendung eine vektoriellen Drehung, wie sie hier für die Gier-Achse beschrieben wurde. Hierbei kann ein vektorielles Zweibein oder Dreibein definiert werden. Dieses kann zusätzlich einen nach oben gerichteten Vertikal-Vektor beinhalten, welcher ebenso der Drehung unterliegt.

Die vorliegende Erfindung kann auch durch Berechnung eines allgemein drehbaren vektoriellen Dreibeins realisiert werden.

Insbesondere kann die beschriebene Integration, welche einen Eingang und einen Ausgang besitzt, dadurch erreicht werden, dass allgemein ein vektorielles Dreibein gemäß einer als Eingangssignal vorgegebenen Winkelgeschwindigkeit rechnerisch gedreht wird. Die Drehung kann erfolgen, indem in einer zyklisch wiederholten Rechnung das Dreibein inkremental um einen kleinen Winkel weitergedreht wird, wobei der kleine Winkel durch den Eingangswert der Winkelgeschwindigkeit vorgegeben wird. Hierzu kann das Mess-Signal des Drehratensensors herangezogen werden. Die resultierende Auslenkung des vektoriellen Dreibeins kann als Ausgangssignal herangezogen werden. Der Vorgang stellt eine Integration dar. Das Ausgangssignal kann bei kleinen Winkeln näherungsweise linear sein, es kann einer Auslenkung des Dreibeins entsprechen. Hierzu kann etwa ein Dreh-Winkel, oder einfacher auch direkt eine der Vektor-Koordinaten berechnet oder herangezogen werden. Eine so definierte Auslenkung gilt im Sinne dieser Erfindung ebenso als Integral und ist hierzu verwendbar. Die Eingrenzung der Integrationszeit kann demnach erfolgen, indem ein die Auslenkung des vektoriellen Dreibeins kennzeichnender Rechenwert negativ in den die Drehrate bestimmenden Winkelgeschwindigkeits-Eingangswert eingemischt wird.

Solche Ausführungsformen ermöglichen, dass nach Überschlagen mit Rückenlage und Rückkehr in die Normalfluglage die berechneten Integrale richtig zurückgedreht werden.

In einer weiteren Ausführung, die zum Stabilisieren von Rückenflug geeignet ist, kann die Einmischung des Integrals 8 in den Stellwert mit umgedrehter Polarität, d.h. mit umgekehrtem Richtungssinn oder Vorzeichen erfolgen. Hierdurch ist ein durch den Istwert-Sollwert-Vergleich entstehender Regelkreis in Rückenlage stabil. Die Richtungsumkehr kann in Abhängigkeit des Vorzeichens einer Vertikalkomponente eines entsprechend der Fluglage gedrehten Vertikal-Vektors erfolgen. Hierdurch kann erreicht werden, dass die Umkehr automatisch dann erfolgt, wenn die Fluglage in Rückenlage wechselt, also ohne Umschalten in beiden Lagen eine stabile Regelung

ermöglicht. Die Richtungsumkehr kann erreicht werden, indem das umzukehrende Integral mit dem Wert der Vertikalkomponente multipliziert wird.

Da bei programmierbaren Sendern nach dem Stand der Technik ohnehin ein programmgesteuerter Mikroprozessor als Bestandteil üblich ist, kann die vorliegende Erfindung zumindest teilweise in eine schon vorhandene Hardware mit einer Software nachgerüstet werden, welche die Durchführung der beschriebenen Verfahren steuert.

Die Vorrichtung kann auch an Bord des Luftfahrzeugs vorgesehen sein. Die Vorrichtung kann mit einem Bordmischer baulich vereint sein, oder mit einem Fernsteuerempfänger. Die beschriebenen Mischungen können aus einer Addition oder einer beliebigen anderen Art der Überlagerung bestehen.

**Nachfolgend werden die Ausführungsbeispiele gemäß Figuren 1 und 2 beschrieben.** Diese Beispiele beschreiben Erfindungs-Aspekte, die auch unabhängig von den oben beschriebenen Erfindungs-Aspekten eingesetzt werden können.

Auch diese ermöglichen es dem Piloten, zumindest näherungsweise den Neigungswinkel zu steuern, also beispielsweise einen Nick- und / oder Roll- Winkel, sodass bei Neutralisieren des Steuerknüppels der betreffende Neigewinkel selbstständig und weitgehend auf horizontale Lage zurück geht.

Herkömmlicherweise muss jede zur Lenkung eingenommene nicht-neutrale Fluglage, etwa eine Roll- oder Nick-Neigung, durch einen wohldosierten Gegenausschlag am Geber aktiv zurückgesteuert werden. Der Gegenausschlag hat so zu erfolgen, dass das Produkt aus Dauer und Auslenkung dem ursprünglichen Ausschlag entspricht. Damit wird die gesteuerte Neigung zurückgenommen und eine neutrale Fluglage wiederhergestellt. Dies erfolgt üblicherweise durch den Piloten, wodurch ein Regelkreis entsteht.

Als Hilfe zur Fernsteuerung von unbemannten Luftfahrzeugen und insbesondere Hubschraubern, wird ein vom Piloten gegebenes Steuersignal hochpassgefiltert.

Zur Eingabe von Steuersignalen können Geberelemente dienen, beispielsweise Steuerknüppel oder jede andere kontinuierlich oder quasikontinuierlich wirkende Eingabemittel. Die Steuersignale können beispielsweise über Funk vom Boden zum Luftfahrzeug übertragen werden.

Mindestens ein Steuersignal wird einer Hochpassfilterung unterzogen, und das hochpassgefilterte Signal wird dem Stellwert zugeführt oder zumindest teilweise beigemischt. Diese Mischung kann direkt zu dem betreffenden Stellglied geleitet werden. Anstelle des herkömmlichen manuellen Steuersignals kann also ein aus diesem manuellen Steuersignal abgeleitetes hochpassgefiltertes Signal verwendet werden. Die Hochpass-filterung kann auch als Differenzierung nach der Zeit beschrieben werden. Das Stellglied wird also aufgrund der vom Piloten gegebenen Steuer-Betätigung eine Bewegung durchführen, die der Differenzialfunktion der gegebenen Steuerbewegung entspricht oder diese zumindest teilweise beinhaltet.

Durch dieses Verfahren wird folgendes erreicht: Eine Flug-Situation, welche durch einen am Steuerknüppel gegebenen Ausschlag erreicht wurde, beispielsweise eine Schräglage oder Flugneigung, wird zumindest teilweise wieder zurück-gesteuert, indem vom Hochpass ein entgegengesetzter Steuer-Ausschlag erzeugt wird, und zwar in dem Moment, wenn ein gegebener Steuerknüppel-Ausschlag wieder zurückgenommen wird, etwa wenn der Pilot den Knüppel loslässt. Statt Knüppel kann jede andere Art der Eingabe verwendet werden.

Die Steuerung wird erheblich vereinfacht, da der oben beschriebene Gegenausschlag nicht manuell erfolgen muss, sondern durch die Hochpass-Funktion automatisch erzeugt wird. Somit kann der Pilot die Flugneigung bequem steuern. Vorteil ist, dass dies auch ohne Notwendigkeit einer die Neigung messenden und regelnden Bord-Instrumentierung möglich ist. Die Rückstellung einer Neigung geschieht präziser, als es insbesondere bei mangelnder Sichtverbindung herkömmlicherweise möglich wäre. Das Zurücksteuern kann vollständig erfolgen, hierzu würde man das Steuersignal vollständig differenzieren, d.h. ein Hochpassfilter ohne Durchlass für das ursprüngliche Eingangssignal verwenden. Meistens ist es jedoch besser, das ursprüngliche Steuersignal zu einem definierten verringerten Anteil mit beizubehalten. Hierzu kann ein ungefilterter Anteil des Steuersignals beigemischt werden. Dies ermöglicht, dass man Driften weiterhin durch Trimmung ausgleichen kann, und dass eine Neutralisierung aus jeder Fluglage heraus durch den Piloten möglich ist.

Eine weitere Anwendung ergibt sich bei Flugkörpern, die ein "giftiges" Steuerverhalten aufweisen, das dadurch stört, dass eine gesteuerte Wirkung sich auch nach Beendigung des Steuerausschlags noch weiter verstärkt. Dieses Überschießen wird durch den vorliegende Erfindungs-Aspekt ebenfalls wirksam unterbunden.

Diese Ausführung muss nicht auf die Neigungssteuerung eingeschränkt sein. Sie kann allgemein dazu verwendet werden, um reaktions-träge Steuerfunktionen rascher und angenehmer steuerbar zu machen. Bei jeder verzögert reagierenden Steuerung ergeben sich Vorteile der einfacheren Handhabung. Beim Hubschrauber betrifft dies auch die Vertikalsteuerung, etwa mittels kollektiver Blattverstellung oder mittels Drehzahl, sofern sie zur Vertikalsteuerung variiert. Auch bei Flächen-Flugzeugen, Schiffen und andere Fahrzeugen ergeben sich Vorteile.

Der Hochpass kann durch ein elektrisches RC-Glied oder andere hierzu geeignete elektronische Schaltung realisiert werden. Auch kann der Hochpass rechnerisch, etwa digital und programmgesteuert realisiert werden, wobei das Programm beispielsweise einen Mikrocontroller steuern kann. Ein digital aufgebautes Hochpass kann der Funktion eines RC-Gliedes entsprechen oder ähneln. Die Funktion eines solchen Hochpasses kann mit der des RC-Gliedes veranschaulicht werden. Erfindungsgemäß gibt es jedoch bei der Realisierung des Hochpasses keine Einschränkungen.

Das Merkmal des Hochpasses kann auch dadurch definiert werden, dass vom Signal ein Anteil höherer Frequenz mit größerer Amplitude weitergeleitet wird als ein Anteil tieferer Frequenz, oder dass Signal-Änderungen verstärkt werden relativ zu statischen Signal-Anteilen, oder dass statische Signalkomponenten herausgenommen oder zurückgeregelt oder abgeschwächt werden, oder dass ein zeitliches Differenzial gebildet wird, oder dass eine voraus-eilende Phasenverschiebung auftritt oder erzeugt wird. Das Hochpass kann gebildet werden, indem das Signal um eine definierte Zeit verzögert wird und vom aktuellen Signal subtrahiert wird. Ebenso lassen sich allgemein solche Faltungsfunktionen verwenden, die eine Hochpass-Charakteristik aufweisen. Auch kann der Hochpass aufgebaut werden, indem ein gegengekoppelter Integrator oder ein Tiefpass vorgesehen ist und dessen Ausgang vom ursprünglichen Steuersignal subtrahiert wird.

Die Vorrichtung zur Differenzierung oder Hochpassfilterung kann an Bord des Luftfahrzeugs vorgesehen sein; sie kann auch mit einer Sendevorrichtung baulich vereint sein.

Bei Regelkreisen ist die Verwendung eines Differenziergliedes auf Mess-Signale oder auf Istwert-Sollwert-Differenzen üblich (PID- Regelschleife). Im vorliegenden Aspekt der Erfindung ist jedoch kein Mess-Signal erforderlich. Ein Steuersignal, das ausschließlich durch den Piloten gegeben ist, kann differenziert oder hochpassgefiltert werden. Es genügt, wenn keine aus Mess-Instrumenten stammende Signale differenziert oder hochpassgefiltert werden.

Figur 1 zeigt ein Blockschaltbild einer vorzugsweisen Vorrichtung. Das vom Steuerknüppel (1) stammende Gebersignal wird im Subtrahierglied (6) von einem integrierten Signal (8) subtrahiert. Die Differenz wird über den Mischer (3) zur Sender-Einheit (4) geleitet. Außerdem wird die Differenz mit einem definierten Faktor (10) multipliziert und in den Integrator (5) geleitet. Somit ist Integrator (5) rückgekoppelt über den aus (8), (6) und (10) gebildeten Kreis.

Diese Vorrichtung kann für mehrere Steuerfunktionen in gleicher Weise mehrfach vorgesehen sein, z.B. für Nick, Roll und Steigen- Funktion eines Hubschraubers.

Das am Ausgang des Integrators (5) erzeugte Signal (8) folgt langsam dem Steuersignal aus (1), und kann als Simulation der erwarteten Fluglage aufgefasst werden, z.B. bei Verwendung zur Neigungssteuerung als angenäherter Neigungswinkel, da auch der Flugkörper das gleiche integrierende Verhalten aufweist. Die Gegenkopplung des Integrators wirkt daher als eine simulierte Regelung des in (5) simulierten Neigungswinkels.

Das hochpassgefilterte Signal kann verstärkt werden, bevor es an das Stellglied geleitet wird, und dementsprechend starke Ausschläge erzeugen. Um ein Anstoßen der Anlenkung zu verhindern, ist Signal-Begrenzer (13) vorgesehen. Indem der Integrator (5) so angeordnet ist, dass auch er das schon begrenzte Signal erhält, wird erreicht, dass auch bei einem Ansprechen der Begrenzung kein Unterschied auftritt zwischen dem berechneten Integral und der tatsächlich erreichten Flugsituation

oder Flugneigung. Fehler durch nichtlineare oder begrenzte Geber-Anlenkung werden somit vermieden.

Es ist vorteilhaft, zusätzlich zum hochpassgefilterten Signal 12 auch einen Anteil 11 des unbehandelten Steuersignals durch Mischer 3 zuzumischen. Dies ermöglicht, dass statische Driften, verbleibende unbestimmte Integrationskonstanten oder äußere Einflüsse ebenfalls durch das vom Piloten gegebene Steuersignal ausgeglichen werden können.

Die Beimischung kann auch dadurch erfolgen, dass der Integrator 5 über den gestrichelt dargestellten zweiten Rückkoppel-Zweig mit Faktor 11 gegenkoppelnd zurückgespeist wird.

Wahlweise kann eine Möglichkeit vorgesehen sein, die Zeitkonstante des Hochpasses, d.h. eine obere Übergangsfrequenz, anzupassen. In Figur 1 kann hierzu Faktor 10 verstellt werden, vorzugsweise über eine Eingabevorrichtung. Allgemein kann die obere Übergangsfrequenz des Hochpasses variiert oder beliebig gewählt werden, um das Steuer-Verhalten zu optimieren. Werte zwischen 0,15 und 0,5 Sekunden haben sich als besonders vorteilhaft herausgestellt. Rasche Zeitkonstanten sind für rasche Steuerfolgsamkeit vorteilhaft; zu rasche Zeitkonstanten bewirken eine unnötige Verstärkung kurzer und zitternder Bewegungen.

Wenn der Hochpass als ein Differenzierglied bezeichnet wird, entspricht diese definierbare Zeitkonstante einer endlichen Differenzier-Zeit  $dt$ , oder einem zusätzlichen Tiefpass, der zusammen mit einem idealen Differenzierglied das reale Differenzierglied darstellt. In der resultierenden Übertragungsfunktion entspricht dies einer oberen Grenzfrequenz.

Der ungefilterte Signal-Anteil 11 kann in einem schwächeren Anteil, als es nach dem Stand der Technik üblich ist, beigemischt werden. Vorteil ist eine weniger kritische, weniger feinfühligere Einstellung der Trimmschieber. Alternativ kann der ungefilterte Anteil den üblichen Pegel behalten, wobei der dazugemischte hochpassgefilterte Signal-Anteil beispielsweise zur zusätzlichen Erhöhung der Steuerfolgsamkeit verwendet werden kann.

Durch das Beimischen eines ursprünglichen Signal-Anteils tritt eine zweite Zeitkonstante auf, welche als das Mischungsverhältnis zwischen Differenzial- und Proportional-Anteil definiert werden kann oder sich hieraus ergibt. Diese Zeitkonstante entspricht einer unteren Grenzfrequenz zwischen konstantem und ansteigendem Frequenzgang in der resultierenden Übertragungsfunktion.

Zur Steuerung der Steigen-Funktion bei verschiedenen schweren Hubschraubern lassen sich die beschriebenen Zeitkonstanten auf die durch das Gewicht und andere Faktoren bedingte Trägheit so abstimmen, sodass die Steigrate praktisch unverzögert der Knüppel-Stellung direkt proportional folgt.

Weiterhin können die Anteile von gefiltertem und /oder unbehandeltem Steuersignal nichtlinear verändert werden, etwa in Abhängigkeit des gegebenen Steuerausschlages.

Hierfür kann eine Schwelle oder eine Begrenzung vorgesehen sein, oberhalb oder unterhalb derer ein Signal-Anteil verstärkt oder unterdrückt wird, oder ein anderes nichtlineares Glied. Dies ermöglicht Optimierung des Verhaltens je nach Piloten-Wunsch und Anwendung.

Eine Besonderheit hierbei ist, dass keine Bordinstrumente notwendig sind.

Die Vorrichtung zur Differenzierung oder Hochpassfilterung kann daher mit einer Sendervorrichtung baulich vereint sein und erfordert keine Vorrichtung an Bord.

Eine weitere Erschwernis bei Steuerung eines Hubschraubers ist die Kreiselwirkung des Rotors zusammen mit dem dreidimensional verknüpften Richtungssinn. Ein Hubschrauber, der beispielsweise eine aktuelle Neigung nach vorne hat, wird, nach einer 90°-Linkswendung, nach links geneigt sein, oder, nach einer 180°-Wendung, nach hinten geneigt sein. Deshalb müssen beim manuellen Geraderichten die Gier-Bewegungen besonders berücksichtigt werden.

Ein weiteres Erfindungsziel in einer weiteren Ausgestaltung ist demnach eine Möglichkeit zum automatischen Geraderichten unabhängig von Gierbewegungen. Hierfür kann die oben beschriebene Signalverarbeitung erweitert werden, indem sie von einem Gier-Signal beeinflusst gesteuert wird, welches Gierbewegungen, etwa Hochachsen-Drehungen des Rumpfes, signalisiert. Dies ermöglicht bei Drehungen eine adäquate Korrektur der erzeugten Rücksteuer-Signale.

Als Gier-Signal kann das Mess-Signal eines zur Heck-Stabilisierung üblichen Gyroskops verwendet werden, oder ein anderes Signal, welches eine Gier-Rate oder einen Gier-Winkel anzeigt. Alternativ

oder in Kombination kann ein Gier-Steuersignal verwendet werden, etwa aus dem betreffenden Steuerknüppel. Auch dieses Signal zeigt die Gier-Rate mit ausreichender Genauigkeit an, insbesondere wenn die Gier-Rate durch ein nachgeschaltetes Kreiselssystem proportional zum Gier-Steuersignal geregelt wird. Vorteilhafterweise muss die gemeldete Drehung nur annähernd genau sein. Es lässt sich auch das Gier-Steuersignal verwenden, das üblicherweise als Sollwert zu Heckrotor-Stabilisiervorrichtungen gesendet wird. Die Vorrichtung gemäß dieses Erfindungs-Aspektes muss sich somit nicht an Bord befinden, sondern kann am Boden sein.

Die Beeinflussung erfolgt in der Weise, dass die integrierten Signale und/ oder die erzeugten Hochpass-Anteile entsprechend der durch das Drehsignal angezeigten Drehung gedreht werden. Die Drehung kann zwischen beschriebenen Gier- und Nick-Funktionen untereinander erfolgen. Hierzu kann das als Drehmatrix bekannte Verfahren oder die in der komplexen Zahlenrechnung bekannte Argument-Funktion verwendet werden. Beispielsweise kann die Roll-Steuerung einer x-Achse oder einer realen Zahlenachse und die Nick-Steuerung einer y- oder imaginären Zahlenachse zugeordnet werden und die Drehung hierin erfolgen. Vorteilhafterweise kann als Drehsignal ein zur Drehrate proportionales Signal verwendet werden und die Drehung in programmgesteuerten inkrementellen Schritten auf die Speicherinhalte der für Rollen und Nicken vorgesehenen Integratoren (5) erfolgen. Eine weitere Schwierigkeit bei Steuerung eines Hubschraubers ist die Tatsache, dass der vom Heckrotor regulär ausgeübte seitliche Schub den gesamten Hubschrauber in eine Translationsbewegung versetzen würde, die aber regulär dadurch aufgehalten wird, dass der Hubschrauber im Schwebeflug eine gegengesetzte Roll-Lage einnehmen muss. Nach einer Gier-Bewegung stört diese Roll-Lage auf die oben beschriebene Weise. Bei einer Wendung um beispielsweise 180° wirken der Schub des Heckrotors und die nun umgedrehte Roll-Lage nicht mehr gegeneinander, sondern miteinander, und lassen den Hubschrauber seitlich abdriften, wenn der Pilot dem nicht rechtzeitig entgegensteuert. Dieses Problem ist besonders ausgeprägt bei leichten Klein-Hubschraubern wegen dem großem Anstellwinkel deren Rotorblätter.

Gemäß einem weiteren Aspekt der Erfindung bzw. in einer weiteren Ausgestaltung, der unabhängig von den bereits genannten Aspekten sein kann, ist ein weiteres Erfindungsziel ist dabei die Möglichkeit, bei Gierbewegungen einen automatischen Ausgleich der neutralen Roll-Neigung zu ermöglichen. Hierzu ist eine Signalmischung vorgesehen, welche ein Drehsignal, welches Drehungen um die Gierachse signalisiert, zu einem definierten Anteil zu einem die Nickbewegung steuernden Steuersignal dazumischt, d.h. einmischt. Als Ergebnis erhält der Hubschrauber ein zur Gier-Rate proportionales Steuersignal, das je nach Gier-Richtung (rechts oder links) nach vorne oder hinten gerichtet ist. Weil sowohl die Roll- als auch für Nick-Bewegung inkremental den Steuersignalen folgen, summiert sich im Verlauf einer Drehung die Wirkung des erzeugten Nick-Signals nicht etwa zu einer Nick-Lage, sondern in Phase und Winkel um 90° versetzt, somit in der gewünschten Roll-Korrektur-Richtung, welche die Einflüsse des Heckrotors kompensiert.

Als Gier-Signal kann, ebenso wie oben beschreiben, das Mess-Signal eines zur Heck-Stabilisierung üblichen Gyroskops verwendet werden, oder ein anderes Signal, welches eine Gier-Rate oder einen Gier-Winkel anzeigt. Alternativ oder in Kombination kann ein Gier-Steuersignal verwendet werden, etwa aus dem betreffenden Steuerknüppel. Beispielsweise kann der Sollwert, der zur Ausgabe an ein Heckrotor-Stabilisiervorrichtung vorgesehen ist, als Drehsignal verwendet werden. Auch dieses Signal zeigt die Gier-Rate mit ausreichender Genauigkeit an. Die Vorrichtung kann sich somit wiederum am Boden befinden.

Weil Fernsteuer-Sender üblicherweise schon mit Misch-Vorrichtungen ausgestattet sind, welche beispielsweise die Steuersignale für Kollektiv-Pitch, Nicken und Rollen so miteinander vermischen, dass Taumelscheiben-Servos damit ansteuern werden können, oder welche eine kompensierende Mischung von Kollektiv-Pitch zu Heckrotor oder von Gas zu Heckrotor erlauben, lässt sich die dieses Ausführungsbeispiel betreffende Erweiterung schon dadurch erreichen, dass zusätzlich eine weitere Mischungs-Möglichkeit vom Gier-Steuersignal zum Nick-Steuersignal geschaffen wird. Das Mischverhältnis kann durch den Benutzer einstellbar sein.

Figur 2 zeigt ein Blockdiagramm einer Ausführung der Erfindung, bei der eine Mischung 29 vorgesehen ist, mit der ein Drehsignal 30 zu einem definierten Anteil in ein Nick-Steuersignal 32 gemischt wird. Die beiden Steuerknüppel 21 und 22 beinhalten je zwei Geberelemente zur manuellen Erzeugung der Steuersignale Roll 31, Nick 32, Kollektiv-Pitch 33 und Gier 34. Wahlweise kann hier die in Figur 1 dargestellte Hochpassfilterung eingefügt sein (in Fig. 2 nicht dargestellt).

Die Mischer-Vorrichtung 20 beinhaltet eine nach dem Stand der Technik bekannte Mischer-Matrix 25 zur Mischung der für die Taumelscheibe vorgesehenen Servosignale (26, Servo1, Servo2, Servo3) aus den Steuersignalen Roll, Nick und Kollektiv-Pitch, und ferner eine Mischung (24) zur Beimischung eines Anteils des Kollektiv-Pitch-Signals 33 zum Gier-Signal 34, wobei der Anteil im Skalierer 23 definierbar ist. Die gemischten Signale werden gemeinsam in der Funk-Sendereinheit 27 gesendet.

Erfindungsgemäß ist in dieser Ausführung der zusätzliche Mischer 29 vorgesehen, der einen Anteil eines Drehsignales 34, zum Nick-Steuersignal 32 dazumischt. Als Drehsignal wird in diesem Beispiel einfachheitshalber das Gier-Steuersignal verwendet. Ferner ist ein Multiplizierer 28 vorgesehen, der es ermöglicht, den Misch-Anteil variabel zu definieren, z.B. gemäß einer Einstellung. Das die Nickbewegung steuernde Steuersignal 32 stammt hier direkt von dem Geberelement, welches vom Piloten betätigt wird.

Weil der Heckrotor-Schub vom aktuellen Anstellwinkel der Hauptrotorblätter abhängt, wäre es wünschenswert, wenn sich die Intensität der erfindungsgemäßen Kompensation anpassen würde. Hierfür ist ein Multiplizierer 36 vorgesehen, der ein Kollektiv-Pitch-Steuersignal 33 erhält und hiermit das zur Kompensation gelangende Drehsignal 34 multipliziert. Es ist vorteilhaft, wenn der Nullpunkt des Pitch-Signales ungefähr mit dem Nullpunkt des erzeugten Auftriebs übereinstimmt, weil in beiden Auftriebs-Richtungen sich der auszugleichende Heckrotor-Schub erhöht, mit jeweils entgegengesetztem Richtungssinn der Kompensation.

Die Mischvorrichtung 29 kann auch an Bord vorgesehen sein, und mit den Ausgängen eines Fernsteuer-Empfängers verbunden sein, sodass sie auf die empfangenen Steuersignale wirkt.

Diese Vorrichtung und das betreffende Verfahren kann vorteilhaft auch unabhängig von der oben beschriebenen Hochpassfilterung realisiert werden.

In einer bevorzugten Ausführung können mehrere der hier beschriebenen Ausführungen miteinander kombiniert werden; eine Ausführung kann aber auch unabhängig aufgebaut sein.

Die als Blöcke dargestellten Elemente in Figur 1 oder 2 können als entsprechende Hardware-Bauteile vorgesehen sein; sie können auch als programmgesteuerte Rechenschritte in einem Mikroprozessor verwirklicht sein. Der Mikroprozessor kann in der Sendevorrichtung eingebaut sein. Es kann der gleiche Mikroprozessor verwendet werden, der auch zur Steuerung der herkömmlichen Funktionen verwendet wird.

Die Hochpassfilterung kann auch auf gemischte Steuersignale erfolgen, wie es etwa zur Ansteuerung einer Taumelscheibe üblich ist.

Die Vorrichtung kann auch mit Stabilisier-Vorrichtungen, welche Messinstrumente beinhalten, baulich kombiniert sein. Die beschriebene Vorrichtung kann vorteilhaft mit Mess- und Regelsystemen kombiniert werden, insbesondere solchen zur Flugstabilisierung.

Es kann hierbei zumindest eine Option oder Betriebsart vorgesehen sein, welche für mindestens eine Steuer-Achse keine betreffenden Mess-Signale verwendet.

Die Erfindung ist insbesondere dazu geeignet, als Computerprogramm (Software) realisiert zu werden. Sie kann damit als Computerprogramm-Modul als Datei auf einem Datenträger wie einer Diskette oder CD-Rom oder als Datei über ein Daten- bzw. Kommunikationsnetz verbreitet werden. Derartige und vergleichbare Computerprogramm-Produkte oder Computerprogramm-Elemente sind Ausgestaltungen der Erfindung. Der erfindungsgemäße Ablauf kann in einem Computer und/oder in mikroprozessorgesteuerten Geräten, insbesondere Fernsteuerungen, Anwendung finden. Dabei ist klar, daß entsprechende Computer und Geräte, auf denen die Erfindung angewandt wird, weitere, an sich bekannte technische Einrichtungen wie Eingabemittel (z.B. Tastatur, Mouse, Touchscreen, Schaltpult mit Steuerknüppel), einen Mikroprozessor, einen Daten- bzw. Steuerbus, ggf. eine Anzeigeeinrichtung (Monitor, Display) sowie einen Arbeitsspeicher, ggf. einen Festplattenspeicher und Kommunikationseinrichtungen (z.B. Funkübertragungsmittel) enthalten können.

Die oben genannten verschiedenen Aspekte der Erfindung sowie Varianten und Unter-Ausführungen können beliebig miteinander kombiniert werden.

**Patentansprüche**

1. Verfahren zur Flugstabilisierung eines unbemannten ferngesteuerten und schwebefähigen Flugkörpers, insbesondere Drehflüglers, unter Verwendung eines Drehraten-Sensors für mindestens eine der Neigungs-Achsen Rollen und Nicken, dessen Mess-Signal zeitlich integriert wird, dadurch gekennzeichnet, dass ein vom Piloten gegebenes Steuersignal, nachfolgend Sollwert genannt, neben das Integral des Mess-Signals, nachfolgend Istwert genannt, eingemischt oder eine Differenz damit gebildet wird, ferner gekennzeichnet dadurch, dass die Dauer der Integrationszeit gemäß einer definierten Zeitkonstante oder gemäß einem definierten Zeitfenster eingegrenzt ist, und dass, zumindest in einer Betriebsart, keine weiteren die Neigungsachse betreffenden Neigungs-messenden Instrumente, und insbesondere keine Beschleunigungs-messenden Instrumente beteiligt sind, und insbesondere, dass die definierte Zeitkonstante länger ist als die Dauer üblicher Steuer-Ausschläge.
2. Verfahren nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, dass die eingegrenzte Integrationsdauer realisiert ist, indem ein definierter kleiner Anteil des Istwertes und / oder des Sollwertes gegensinnig in den Eingang des Integrators gemischt wird sodass sich das Integral über eine längere Zeitdauer entladen kann.
3. Verfahren nach Anspruch 1 oder 2, dadurch gekennzeichnet, dass die Integration mit eingegrenzter Integrationsdauer realisiert wird, indem Messwerte fortlaufend in Zwischenspeicher-Zellen abgelegt werden und aus einer definierten Anzahl gespeicherter und insbesondere gewichteter Werte fortlaufend ein Mittelwert gebildet wird.
4. Verfahren nach einem der Ansprüche 1 -3, dadurch gekennzeichnet, dass die eingegrenzte Integrationsdauer länger ist als die Dauer üblicher Neigungs-Ausschläge.
5. Verfahren nach einem der Ansprüche 1 - 4, dadurch gekennzeichnet, dass mithilfe eines Gier-Drehsignals, das zumindest näherungsweise die Hochachs-Drehungen des Flugkörpers signalisiert, die Signale als Rechenwerte einer vektoriellen Drehung unterzogen werden, wobei der Drehwinkel vom Drehsignal gesteuert wird.
6. Vorrichtung zur Flugstabilisierung eines unbemannten und fernsteuerbaren Flugkörpers insbesondere Drehflüglers, bei der für mindestens eine der Neigungs-Achsen Rollen und Nicken ein Drehraten-Sensor vorgesehen ist sowie ein Integrator für das Mess-Signal, gekennzeichnet durch eine elektronische Schaltung, welche ein vom Piloten gegebenes Steuersignal, nachfolgend Sollwert genannt, neben das Integral des Mess-Signals, nachfolgend Istwert genannt, mischt oder eine Differenz damit bildet, wobei die Dauer der Integrationszeit gemäß einer definierten Zeitkonstante oder gemäß einem definierten Zeitfenster eingegrenzt ist, und dass, zumindest in einer Betriebsart, keine weiteren Neigungs-messenden Instrumente beteiligt sind.
7. Vorrichtung nach Anspruch 6, dadurch gekennzeichnet, dass die Integrationsdauer eingegrenzt ist, indem ein definierter kleiner Anteil des Istwertes und / oder des Sollwertes gegensinnig in den Eingang des Integrators gemischt wird.
8. Vorrichtung nach Anspruch 6, dadurch gekennzeichnet, dass die eingegrenzte Integrationsdauer erzeugt wird, indem Messwerte fortlaufend in Zwischenspeicher-Zellen abgelegt werden und aus einer definierten Anzahl gespeicherter Werte aktuelle und ggf. gewichtete Mittelwerte gebildet werden.
9. Vorrichtung nach einem der vorausgehenden Vorrichtungsansprüche, dadurch gekennzeichnet, dass sie eine Signalverbindung mit einem Drehsignal besitzt, welches zumindest näherungsweise die Hochachs-Drehungen des Flugkörpers signalisiert, und dass die Vorrichtung geeignet ist, ihre Rechenwerte einer vektoriellen Drehung zu unterziehen, wobei der Drehwinkel vom Drehsignal gesteuert wird.
10. Vorrichtung nach Anspruch 9, dadurch gekennzeichnet, dass die Drehung in inkrementellen prozessorgesteuerten Schritten auf die Speicherinhalte von für Nick und Roll vorgesehenen Integratoren erfolgt.
11. Vorrichtung nach Anspruch 9 oder 10, dadurch gekennzeichnet, dass das Drehsignal ein Gier-Steuersignal ist.

12. Vorrichtung nach einem der vorausgehenden Vorrichtungsansprüche, dadurch gekennzeichnet, dass die elektronische Schaltung ein programmgesteuerter Mikroprozessor ist.
13. Vorrichtung nach einem der vorausgehenden Vorrichtungsansprüche, dadurch gekennzeichnet, dass sie mit einem Gier-Stabilisator baulich vereint ist.
14. Datenträger, gekennzeichnet dadurch, dass er oder zumindest sein Daten-Inhalt sich in eine bestehende Stabilisiervorrichtung einbauen lässt und dass der Daten-Inhalt einen Programmcode beinhaltet, der zur Programmsteuerung eines Verfahrens nach Anspruch 12 geeignet ist.
15. Unbemannter Flugkörper, gekennzeichnet durch eine Vorrichtung gemäß einem der vorausgehenden Vorrichtungsansprüche
16. Verfahren nach Anspruch 5, dadurch gekennzeichnet, dass die Integration des Neigungs-Drehraten-Signals erfolgt, indem ein vektorielles Koordinatensystem mit der Neigungs Drehrate fortlaufend inkremental rechnerisch gedreht wird.
17. Verfahren nach Anspruch 16 zur Stabilisierung von Rückenflug, dadurch gekennzeichnet, dass die Mischung des den Istwert bezeichnenden Integrals in den Stellwert mit umkehrbarem Vorzeichen erfolgt und die Umkehrung des Vorzeichens gesteuert wird in Abhängigkeit des Vorzeichens eines Vertikalvektors.
18. Verfahren zur Fernsteuerung von unbemannten Luftfahrzeugen, insbesondere nach einem der vorausgehenden Ansprüche 1-5, dadurch gekennzeichnet, dass ein vom Piloten gegebenes Steuersignal einer Hochpassfilterung unterzogen wird, die Hochpassfilterung kein aus Messinstrumenten stammendes Mess-Signal betrifft, und das hochpassgefilterte Signal dem Steuersignal, welches zur Ansteuerung von Stellgliedern vorgesehen ist, zugeführt oder zumindest teilweise beigemischt wird.
19. Verfahren nach Anspruch 18, dadurch gekennzeichnet, dass Steuersignale für Nicken und / oder Rollen einer Hochpassfilterung unterzogen werden und das hochpassgefilterte Signal zumindest teilweise das ursprüngliche Signal ersetzt.
20. Verfahren nach einem der vorausgehenden Verfahrensansprüche, dadurch gekennzeichnet, dass die Hochpassfilterung auf für Taumelscheiben-Ansteuerung eines Hubschraubers passend gemischte Steuersignale erfolgt.
21. Verfahren nach einem der vorausgehenden Verfahrensansprüche, dadurch gekennzeichnet, dass die Hochpassfilterung erfolgt, indem eine Differenz zwischen dem Steuersignal und einem integrierten Signal gebildet wird, wobei die Differenz integriert wird.
22. Verfahren nach Anspruch 21, dadurch gekennzeichnet, dass das hochpassgefilterte Signal begrenzt wird und diese Begrenzung (13) auch auf das zu integrierende Differenz-Signal wirkt.
23. Verfahren zur Fernsteuerung von unbemannten Drehflüglern, dadurch gekennzeichnet, dass ein Drehsignal, das Drehungen um die Gierachse signalisiert, zu einem definierten Anteil zu einem die Nickbewegung steuernden Steuersignal dazugemischt wird.
24. Verfahren nach Anspruch 23, dadurch gekennzeichnet, dass das Drehsignal ein Gier-Steuersignal ist.
25. Verfahren nach einem der Ansprüche 22 bis 24, dadurch gekennzeichnet, dass ein Kollektiv-Pitch-Steuersignal, dessen Nullpunkt auf eine annähernd auftriebsfreie Rotorblattstellung bezogen ist, als Multiplikationsfaktor für den Grad der Einmischung herangezogen wird.
26. Verfahren nach einem der Ansprüche 18-25, dadurch gekennzeichnet, dass zumindest optionsweise keine die Horizontallage messenden Instrumente beteiligt sind.

27. Vorrichtung zur Fernsteuerung von Flugkörpern über manuell gegebene Steuersignale, insbesondere nach einem der Ansprüche 6 bis 13, die zur Ansteuerung von Stellgliedern vorgesehen sind, dadurch gekennzeichnet, dass für mindestens ein von einer Bedienperson gegebenes Steuersignal mindestens ein Hochpassfilter vorgesehen ist, und dass eine Möglichkeit vorgesehen ist, das hochpassgefilterte Steuersignal an ein Stellglied weiterzuleiten.
28. Vorrichtung nach Anspruch 27, dadurch gekennzeichnet, dass Hochpassfilter für die von einem Steuerknüppel oder Eingabeelement stammenden Nick- und Roll-Steuersignale vorgesehen sind.
29. Vorrichtung nach einem der Ansprüche 27 oder 28, dadurch gekennzeichnet, dass kein neigungsbezogenes Messinstrument vorgesehen ist.
30. Vorrichtung nach einem der Ansprüche 27 bis 29, dadurch gekennzeichnet, dass sie mit einem Fernsteuersender baulich vereint ist.
31. Vorrichtung zur Fernsteuerung mit Geberelementen und Sender-Einheit, gekennzeichnet durch eine elektronische Schaltung, welche zur Hochpass-Filterung eines Signales eingerichtet ist und welche mit den Geberelementen und der Sender-Einheit derart verbunden ist, dass mindestens ein aus den Geberelementen abgeleitetes Steuersignal hochpassgefiltert wird und dass das gesendete Signal zumindest anteilig ein aus dem Hochpass stammendes Signal beinhaltet.
32. Vorrichtung nach Anspruch 31, dadurch gekennzeichnet, dass die elektronische Schaltung ein programmgesteuerter Mikroprozessor ist.
33. Datenträger, gekennzeichnet dadurch, dass er einen zur Darstellung eines Hochpasses vorgesehenen Programmcode beinhaltet, und dass der beinhaltete Programmcode zum Betrieb in einem mit programmgesteuertem Prozessor versehenen Fernsteuersender vorgesehen ist und der Hochpass auf ein von einem Geberelement des Fernsteuersenders stammendes Steuersignal wirkt.
34. Vorrichtung zum Einbau in einen ferngelenkten Flugkörper mit einem Ausgang für mindestens ein die Flugneigung steuerndes Stellglied, insbesondere nach einem der vorhergehenden Vorrichtungsansprüche, gekennzeichnet durch eine elektronische Schaltung, die zur Hochpass-Filterung eines Signales geeignet ist und ihr hochpassgefiltertes Signal an den Ausgang gibt, wobei der Eingang des Hochpasses so angeschlossen ist, dass ein von einem Piloten gegebenes Steuersignal hochpassgefiltert wird.
35. Vorrichtung nach Anspruch 34, dadurch gekennzeichnet, dass der Eingang des Hochpasses so angeschlossen ist, dass der Hochpass nicht für ein vom einem Messinstrument stammendes Signal vorgesehen ist.
36. Vorrichtung nach Anspruch 34 oder 35, dadurch gekennzeichnet, dass sie mit einem Fernsteuer-Empfänger baulich vereint ist.
37. Vorrichtung nach einem der vorausgehenden Vorrichtungsansprüche, dadurch gekennzeichnet, dass das Hochpassfilter realisiert ist durch einen gegengekoppelten Integrator (5) und einer zwischen Ausgang des Integrators und ursprünglichem Steuersignal vorgesehenen Subtrahier-Einrichtung (6).
38. Vorrichtung nach einem der vorausgehenden Vorrichtungsansprüche, dadurch gekennzeichnet, dass sie eine Signalverbindung mit einem Drehsignal besitzt, welches zumindest näherungsweise die Hochachs-Drehungen des Flugkörpers signalisiert, und dass die Vorrichtung geeignet ist, ihre Rechenwerte einer vektoriellen Drehung zu unterziehen, wobei der Drehwinkel vom Drehsignal gesteuert wird.
39. Vorrichtung nach Anspruch 37, dadurch gekennzeichnet, dass das Drehsignal ein Gier-Steuersignal ist.
40. Vorrichtung nach Anspruch 38 oder 39, gekennzeichnet durch eine Möglichkeit zur Eingabe eines auf die vektorielle Drehung wirkenden Skalierungsfaktors.
41. Vorrichtung nach Anspruch 38, 39 oder 40, dadurch gekennzeichnet, dass die Drehung in inkrementellen prozessorgesteuerten Schritten auf die Speicherinhalte von für Nick und Roll vorgesehenen Integratoren erfolgt.

42. Vorrichtung zur Fernsteuerung von unbemannten Luftfahrzeugen, insbesondere nach einem der vorhergehenden Vorrichtungsansprüche, dadurch gekennzeichnet, dass eine elektronische Mischvorrichtung vorgesehen ist, der ein Gier-Signal zu einem definierten Anteil einem Nick-Steuersignal beimischt.
43. Vorrichtung nach Anspruch 42, dadurch gekennzeichnet, dass das Gier-Signal ein von einem Piloten gegebenes Gier-Steuersignal ist.
44. Vorrichtung nach Anspruch 42 oder 43, gekennzeichnet durch eine Möglichkeit zur Eingabe eines die Mischung bestimmenden Mischfaktors.
45. Vorrichtung nach Anspruch 42, 43 oder 44, dadurch gekennzeichnet, dass die elektronische Mischvorrichtung ein programmgesteuerter Mikroprozessor ist.
46. Vorrichtung nach einem der Ansprüche 42-45, dadurch gekennzeichnet, dass sie mit einem Fernsteuersender baulich vereint ist.
47. Vorrichtung nach einem der Ansprüche 42-46 oder 34, dadurch gekennzeichnet, dass sie mit einem Bordmischer baulich vereint ist.
48. Vorrichtung nach einem der Ansprüche 42-45 oder 34, dadurch gekennzeichnet, dass sie mit einem Gier-Stabilisator baulich vereint ist.
49. Datenträger, der einen zur Erzeugung eines Mischvorganges vorgesehenen Programmcode beinhaltet, welcher zum Betrieb in einem mit programmgesteuertem Prozessor versehenen Fernsteuersender vorgesehen ist, dadurch gekennzeichnet, dass der Mischvorgang ein vom Gier-Geberement des Fernsteuersenders stammendes Steuersignal in ein vom Nick-Geberement stammendes Steuersignal mischt.
59. Datenträger nach Anspruch 49, auf dem ein Computerprogramm gespeichert ist, das bei Laden und Abläufen auf einem Computer oder Mikroprozessor einen Verfahrensablauf nach einem der vorhergehenden Verfahrensansprüche bewirkt.
60. Computerprogrammprodukt, das bei Laden und Abläufen auf einem Computer oder Mikroprozessor einen Verfahrensablauf nach einem der vorhergehenden Verfahrensansprüche bewirkt.
61. Unbemannter Flugkörper, gekennzeichnet durch eine Vorrichtung gemäß einem der vorausgehenden Vorrichtungsansprüche.

FIG. 1

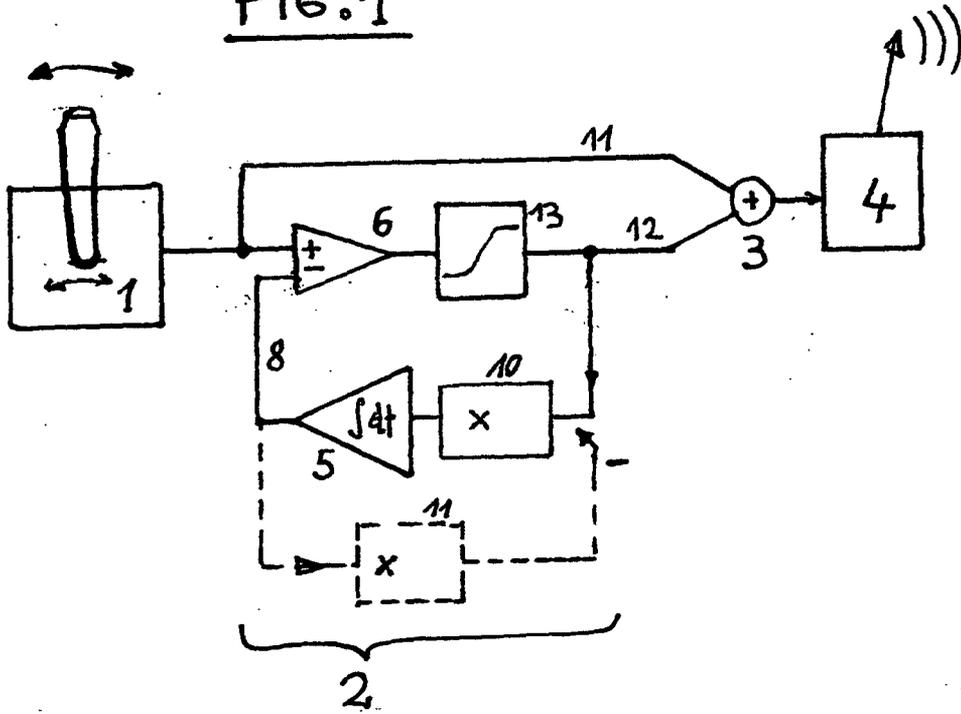


FIG. 2

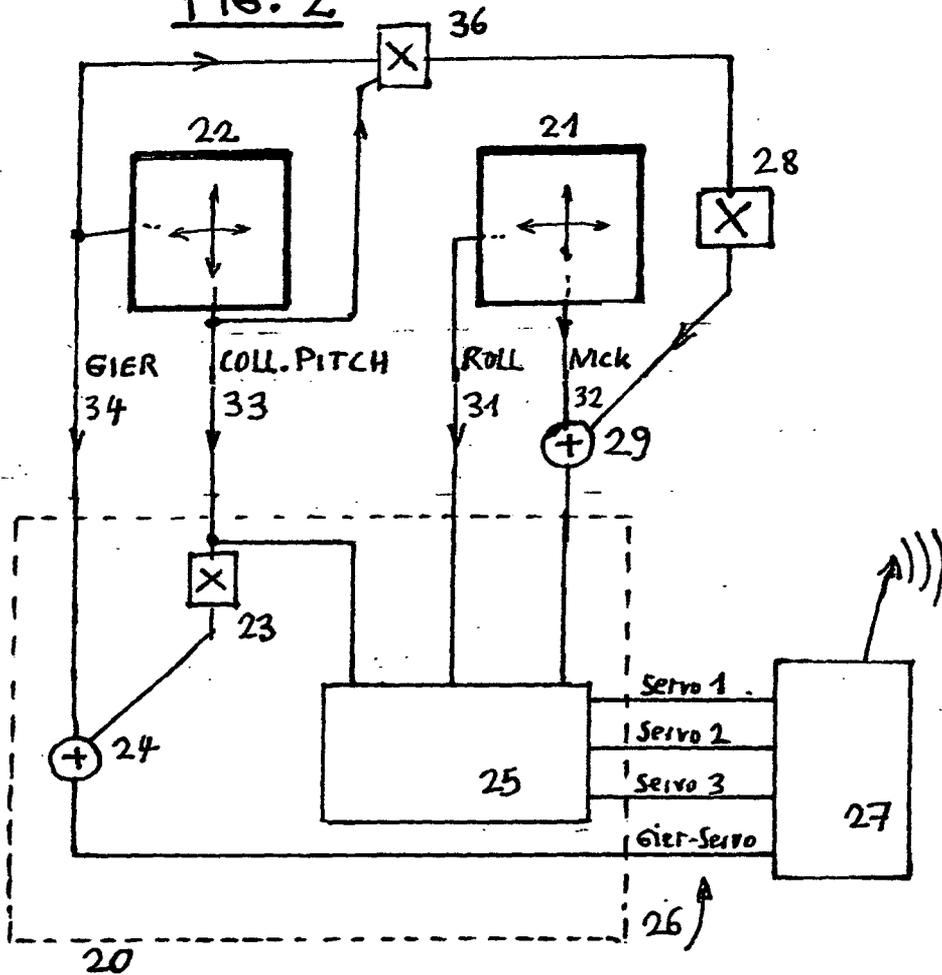


FIG. 3

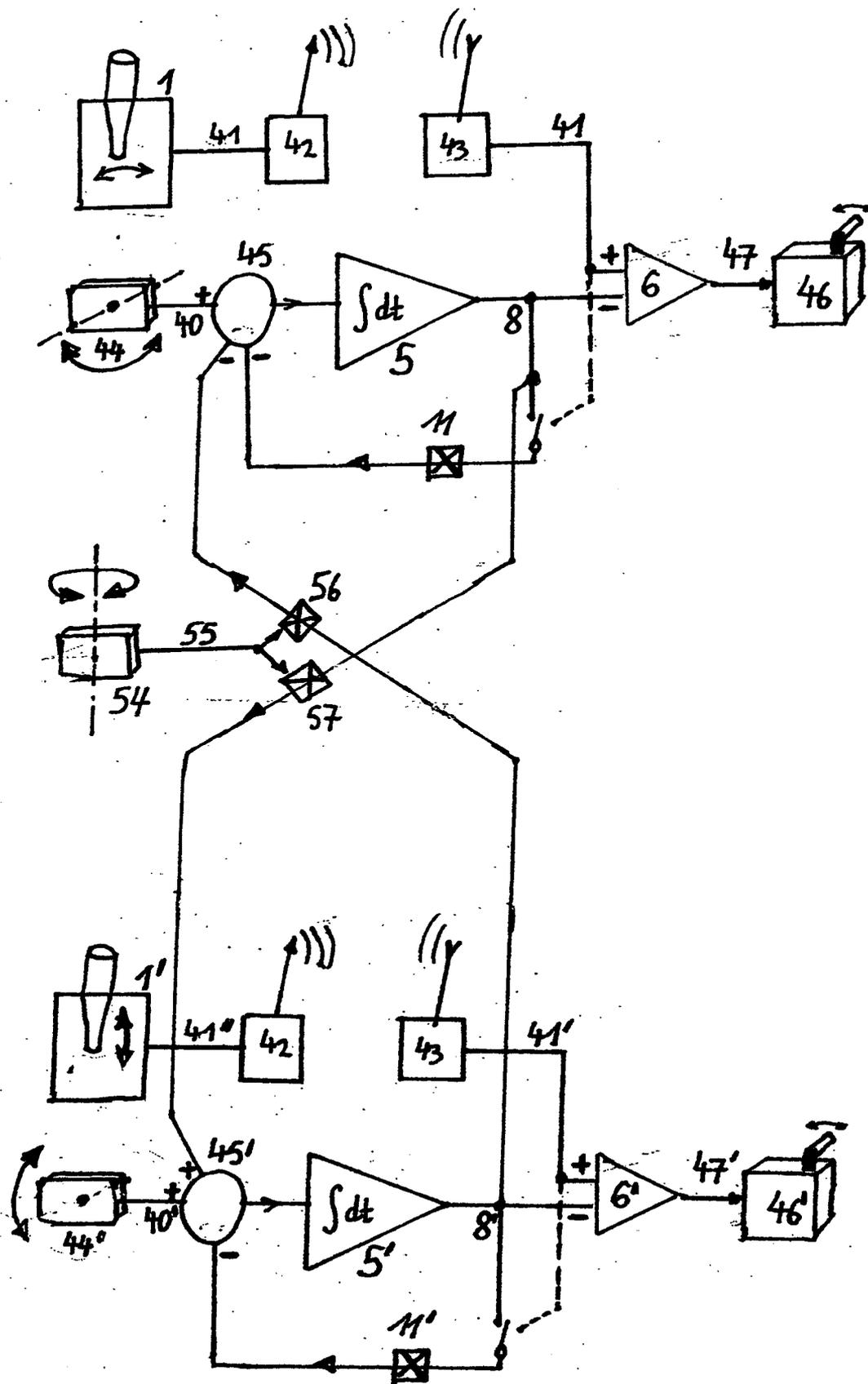


FIG. 4

