



(19)
Bundesrepublik Deutschland
Deutsches Patent- und Markenamt

(10) **DE 695 34 772 T2 2006.09.21**

(12)

Übersetzung der europäischen Patentschrift

(97) **EP 0 743 241 B1**

(21) Deutsches Aktenzeichen: **695 34 772.1**

(96) Europäisches Aktenzeichen: **95 202 948.6**

(96) Europäischer Anmeldetag: **01.11.1995**

(97) Erstveröffentlichung durch das EPA: **20.11.1996**

(97) Veröffentlichungstag

der Patenterteilung beim EPA: **08.02.2006**

(47) Veröffentlichungstag im Patentblatt: **21.09.2006**

(51) Int Cl.⁸: **B64C 13/16 (2006.01)**
G05D 1/06 (2006.01)

(30) Unionspriorität:

441468 15.05.1995 US

(73) Patentinhaber:

The Boeing Co., Seattle, Wash., US

(74) Vertreter:

**Patent- und Rechtsanwälte Kraus & Weisert,
80539 München**

(84) Benannte Vertragsstaaten:

DE, FR, GB

(72) Erfinder:

Gast, Mark E., Seabrook, Texas 77586, US

(54) Bezeichnung: **Schutzsystem gegen Geschwindigkeitsunterschreitung für Autopilot/Flugbahnregler**

Anmerkung: Innerhalb von neun Monaten nach der Bekanntmachung des Hinweises auf die Erteilung des europäischen Patents kann jedermann beim Europäischen Patentamt gegen das erteilte europäische Patent Einspruch einlegen. Der Einspruch ist schriftlich einzureichen und zu begründen. Er gilt erst als eingelegt, wenn die Einspruchsgebühr entrichtet worden ist (Art. 99 (1) Europäisches Patentübereinkommen).

Die Übersetzung ist gemäß Artikel II § 3 Abs. 1 IntPatÜG 1991 vom Patentinhaber eingereicht worden. Sie wurde vom Deutschen Patent- und Markenamt inhaltlich nicht geprüft.

Beschreibung

Technisches Gebiet

[0001] Die vorliegende Erfindung betrifft Flugsteuerungssysteme für Flugzeuge und spezieller ein Untergeschwindigkeitsschutzsystem für Autopiloten und Flight-Director-Einrichtungen.

Hintergrund der Erfindung

[0002] Flugsteuerungssysteme für Flugzeuge ermöglichen es einem Piloten, die Orientierung eines Flugzeugs in drei Achsen zu steuern, nämlich Gier-, Quer- und Längsachse. Die Querachse erstreckt sich entlang der Spannweite des Flugzeugs, die Längsachse erstreckt sich entlang der Länge des Flugzeugs und die Gierachse ist senkrecht zu sowohl der Querachse als auch der Längsachse. Die Orientierung des Flugzeugs um die Gierachse wird durch Fußpedale gesteuert, welche das Seitenruder des Flugzeugs seitlich auslenken. Die Orientierung des Flugzeugs um die Querachse wird allgemein gesteuert, indem der Steuerknüppel geschoben oder gezogen wird, um das Höhenruder des Flugzeugs nach unten bzw. nach oben auszulenken. Schließlich wird die Orientierung des Flugzeugs um die Längsachse allgemein gesteuert, indem das Steuerrad in die eine oder die andere Richtung gedreht wird, um Querruder an dem Flügel des Flugzeugs differenziell auszulenken.

[0003] Zusätzlich dazu, dass sie von dem Piloten manipuliert werden, können die Flugsteuerungen eines Flugzeugs auch automatisch durch Autopiloten und Gierdämpfer gesteuert werden. Autopiloten manipulieren die Querruder des Flugzeugs, um die Flugrichtung zu steuern, um einer durch den Piloten eingestellten Flugrichtung bzw. einem Kurs zu folgen. Autopiloten manipulieren auch das Höhenruder des Flugzeugs, um in einem Altitude-Hold-Modus („Höhe Halten“) die Höhe des Flugzeugs zu steuern, oder um die Steig- oder Sinkrate des Flugzeugs bei einer Vertikalgeschwindigkeit (vertikale Fuß/Sekunde) oder einem Vertikalprofil oder einer Vertikalnavigation (vertikale Fuß/Meile) zu steuern. Gierdämpfer manipulieren das Seitenruder, um bei Turbulenzen ein Gieren des Flugzeugs zu begrenzen. Die oben beschriebenen Autopilotbetriebsarten werden gewöhnlich kombiniert, so dass der Autopilot gleichzeitig sowohl die Querruder als auch das Höhenruder steuert. Der Autopilot kann auch Betriebsarten für dieselbe Achse kombinieren, zum Beispiel wenn der Altitude-Capture-Modus („Höhe Einnehmen“) ausgewählt wird. In dem Altitude-Capture-Modus arbeitet der Autopilot in der Vertikalgeschwindigkeits- oder Vertikalnavigationbetriebsart, um die Sink- oder Steiggeschwindigkeit zu steuern, bis eine voreingestellte Höhe erreicht wird. Der Autopilot schaltet dann automatisch in den Altitude-Hold-Modus, um das Flugzeug bei der vor-

eingestellten Höhe zu halten.

[0004] Obwohl Flugsteuerungen eines Flugzeugs entweder manuell oder automatisch gesteuert werden können, gibt es auch eine halbautomatische Betriebsart, welche einen Flight-Director verwendet. Ein Flight-Director empfängt ein Kommandosignal von dem Autopiloten, welches verwendet würde, um die Flugsteuerungen des Flugzeugs zu steuern. Anstelle jedoch tatsächlich die Flugsteuerungen zu steuern, steuern die Kommandosignale die Position eines Flight-Director-Balkens auf der Lageanzeige des Piloten, um dem Piloten mitzuteilen, wie die Flugsteuerungen zu manipulieren sind, so dass das Flugzeug entsprechend dem voreingestellten Flugprofil fliegt. So teilt zum Beispiel der Flight-Director dem Piloten mit, den Bug des Flugzeugs abzusenken oder anzuheben, indem der Steuerknüppel geschoben oder gezogen wird, so dass das Flugzeug eine voreingestellte Steiggeschwindigkeit erreicht oder bei einer voreingestellten Höhe gehalten wird. Auf ähnliche Weise teilt der Flight-Director dem Piloten mit, das Flugzeug durch Drehen des Steuerrads in Schräglage zu bringen, so dass das Flugzeug in eine gewünschte Flugrichtung gebracht wird.

[0005] Für einen gegebenen Flugzustand kann die Fluggeschwindigkeit stark von mehreren Flugparametern abhängen, einschließlich der Schubmenge, welche von den Triebwerken geliefert wird. Jedoch steuert der Autopilot typischerweise nicht den Schub. Anstelle dessen wird der verwendete Schub von dem Piloten ausgewählt. Aus diesem Grund kann der Autopilot oder der den Kommandos des Flight-Directors folgende Pilot unbeabsichtigt das Flugzeug in einen unsicheren Geschwindigkeitszustand bringen, wenn der Autopilot oder der Flight-Director in eine neue Betriebsart gesetzt wird oder sich die Flugbedingungen des Flugzeugs ändern. Zum Beispiel kann der Autopilot von einer Altitude-Hold-Betriebsart, in welcher das Flugzeug im waagerechten Flug gehalten wird, auf eine Vertikalgeschwindigkeitsbetriebsart umgeschaltet werden, in welcher das Flugzeug steigt. Der Schub, welcher erforderlich ist, um bei einer gegebenen Fluggeschwindigkeit zu steigen, ist erheblich größer als der Schub, welcher erforderlich ist, um bei derselben Fluggeschwindigkeit im waagerechten Flug zu fliegen. Somit wird, wenn der Schub konstant bleibt, das Flugzeug mit einer niedrigeren Fluggeschwindigkeit fliegen, nachdem der Autopilot oder Flight-Director von dem Altitude-Hold-Modus in die Vertikalgeschwindigkeitsbetriebsart umgeschaltet wurde. In einigen Fällen kann die verringerte Fluggeschwindigkeit sich einer empfohlenen minimalen Manöverfluggeschwindigkeit des Flugzeugs annähern oder sogar geringer werden. Wenn der Pilot nicht den Schub erhöht oder eine andere Maßnahme ergreift, wie zum Beispiel den ausgewählten Flugzustand oder -modus zu ändern, könnte das Flugzeug sich deutlich unter die empfohlene minimale Manöverge-

schwindigkeit verlangsamen.

[0006] Um sich dieser Sache anzunehmen, haben Flugzeuge Fluggeschwindigkeit-Überwachungsvorrichtungen eingesetzt, welche mit Warnsystemen gekoppelt sind, um dem Piloten eine Warnung zu geben, dass das Flugzeug die empfohlene minimale Manövergeschwindigkeit erreicht hat. Solche Flugzeuge waren darauf angewiesen, dass der Pilot irgendeine aktive Maßnahme ergreift, wie zum Beispiel den Schub zu erhöhen, um die Fluggeschwindigkeit über die empfohlene minimale Manövergeschwindigkeit zu erhöhen.

[0007] Die WO-A-84/01345 offenbart ein gesamtenergiebasiertes Flugsteuerungssystem, bei welchem das Flugsteuerungssystem automatisch den Schub steuert, welcher durch die Triebwerke von dem Flugzeug geliefert wird. Jedoch ist die vorliegende Erfindung zur Verwendung im Zusammenhang mit einem Autopiloten gedacht, welcher nicht selbst den Schub steuert. Die Steuerung des Triebwerksschubs wird dem Piloten zur manuellen Ausführung überlassen.

[0008] Es ist eine Aufgabe der vorliegenden Erfindung, ein Verfahren bereitzustellen, um die Untergeschwindigkeit eines Flugzeugs bei einem durch einen Autopiloten gesteuerten Flugzeug zu begrenzen, wobei der Autopilot einen Satz von Flugsteuerungsparametern festlegt, welche sich speziell auf den Betrieb der Flugzeugsteuerungsflächen beziehen.

[0009] Eine weitere Aufgabe der vorliegenden Erfindung ist es, eine Vorrichtung zur Verwendung bei dem obigen Verfahren bereitzustellen.

[0010] Diese Aufgaben werden bei einem Verfahren und einem System gemäß Anspruch 1 bzw. 8 gelöst.

Zusammenfassung der Erfindung

[0011] Ein Untergeschwindigkeitsschutzsystem und -verfahren setzt sich in dem Fall, dass die Autopilotkommandos zu einem Untergeschwindigkeitszustand des Flugzeugs führen, über die pilotenausgewählten Autopilotkommandos hinweg. Das Untergeschwindigkeitsschutzsystem wählt eine nominale minimale Manövergeschwindigkeit für das Flugzeug als die empfohlene minimale Fluggeschwindigkeit aus. Die nominale minimale Manövergeschwindigkeit wird dann mit einer überwachten tatsächlichen Geschwindigkeit des Flugzeugs verglichen, indem ein erstes elektrisches Signal, welches der minimalen Manövergeschwindigkeit entspricht, verglichen wird mit einem zweiten elektrischen Signal, welches der tatsächlichen Geschwindigkeit entspricht. Wenn die tatsächliche Geschwindigkeit des Flugzeugs unter der minimalen Manövergeschwindigkeit ist, wird ein erstes Untergeschwindigkeitssignal einer elektronischen Flugsteuerung zugeführt. In Reaktion auf das erste

Untergeschwindigkeitssignal hebt das Untergeschwindigkeitsschutzsystem den ausgewählten Satz von Flugsteuerungsparametern auf, indem ein geänderter Satz von Flugsteuerungsparametern bereitgestellt wird, um einen geänderten Flugzustand anzustreben, in welchem die tatsächliche Fluggeschwindigkeit des Flugzeugs sich der nominalen minimalen Manöverfluggeschwindigkeit annähert. Die geänderten Flugsteuerungsparameter werden beibehalten, bis entweder der Pilot den Autopiloten ausschaltet oder der Pilot einen neuen Satz von Flugsteuerungsparametern auswählt.

[0012] Um den Eingängen von herkömmlichen Autopiloten Rechnung zu tragen, wird das erste Untergeschwindigkeitssignal gefiltert und ein zweites, ungefiltertes, Untergeschwindigkeitssignal wird erzeugt, um das erste Untergeschwindigkeitssignal zu ergänzen. Beide Signale werden dem Autopiloten zugeführt.

[0013] Um ein schnelles Absinken des Flugzeugs zu vermeiden, wird die Vertikalgeschwindigkeit überwacht und, wenn die Vertikalgeschwindigkeit anzeigt, dass das Flugzeug absinken muss, um die minimale Manövergeschwindigkeit zu erreichen, wird ein Kommando zum Halten einer Vertikalgeschwindigkeit von Null erzeugt. Das Kommando zum Halten einer Vertikalgeschwindigkeit von Null wird in den Autopiloten eingegeben und verhindert, dass sich das Flugzeug nach vorne neigt. Das Flugzeug wird dann versuchen, einen waagerechten Flug beizubehalten und es dem Flugzeug nicht zu erlauben, abzusenken.

[0014] Bei dem bevorzugten Ausführungsbeispiel wird die nominale minimale Manövergeschwindigkeit aus der größeren einer berechneten minimalen Manöverfluggeschwindigkeit aus dem Flugmanagementsystem minus fünfzehn Knoten und einer herkömmlich bestimmten Steuerknüppelrüttlergeschwindigkeit plus sieben Knoten ausgewählt.

[0015] Um die Geschwindigkeit der Reaktion in einer Flugbahnwinkelbetriebsart zu verbessern, wird das gefilterte erste Untergeschwindigkeitssignal durch ein Verstärkungssignal erhöht, welches aus der Flugbahnbeschleunigung abgeleitet ist.

Kurzbeschreibung der Zeichnungen

[0016] [Fig. 1](#) ist eine Draufsicht eines typischen Flugzeugs, welches ein Untergeschwindigkeitsschutzsystem, einen Autopiloten/Flight-Director und ein Flugsteuerungssystem beinhaltet.

[0017] [Fig. 2](#) ist ein vereinfachtes Blockdiagramm der Untergeschwindigkeitssteuerung von [Fig. 1](#).

[0018] [Fig. 3](#) ist ein Blockdiagramm der Zielauswahlschaltung des Blockdiagramms von [Fig. 2](#).

[0019] [Fig. 4](#) ist ein detailliertes Blockdiagramm der Untergeschwindigkeitssteuerung von [Fig. 2](#).

[0020] [Fig. 5](#) ist ein detailliertes Logikdiagramm einer Logiksteuerung innerhalb der Untergeschwindigkeitssteuerung von [Fig. 2](#).

Detaillierte Beschreibung der Erfindung

[0021] Wie in [Fig. 1](#) dargestellt wird ein Flugzeug 30 unter Steuerung entweder des Piloten oder eines Autopiloten 32 betrieben. Der Autopilot 32 ist durch einen Steuerbus 34 mit den Flugsteuerungssystemen 36 des Flugzeugs 30 gekoppelt, welche die Flugsteuerflächen 38, wie zum Beispiel Klappen, Querruder, Höhenruder und Seitenruder, betätigen. Bei dem bevorzugten Ausführungsbeispiel ist der Autopilot einer von drei Autopiloten (der Master-Autopilot und zwei Slave-Autopiloten), welche zusammenwirkend arbeiten. Der Autopilot 32 beinhaltet auch eine Flight-Director Schnittstelle, um dem Piloten Flight-Director-Kommandos zu liefern. Jeder der Autopiloten 32 beinhaltet ein Untergeschwindigkeitsschutzsystem 40, wie es nachfolgend beschrieben wird. Wie nachfolgend mit Bezug auf [Fig. 4](#) diskutiert, arbeiten jeder der drei Autopiloten 32 und sein jeweiliges Untergeschwindigkeitsschutzsystem 40 identisch, und nur einer wird hierin beschrieben.

[0022] Das Untergeschwindigkeitsschutzsystem 40, welches genauer in [Fig. 2](#) dargestellt ist, beinhaltet einen Untergeschwindigkeitsproportionalgenerator 42 parallel zu einem Untergeschwindigkeitsintegralsignalgenerator 44, welche jeweils durch eine Zielgeschwindigkeitsauswahlvorrichtung 46 und eine jeweilige Fluggeschwindigkeitsüberwachungsvorrichtung 48 oder 50 angesteuert sind. Die Signalgeneratoren 42, 44 nehmen auch Signale auf von einer Nullsteuerungsschaltung 52, welche ein Signal liefert, das für das Flugzeug 30 einen Zustand zum Halten einer Vertikalgeschwindigkeit von Null anzeigt, wie es nachstehend mit Bezug auf [Fig. 4](#) und [Fig. 5](#) beschrieben wird. Der Untergeschwindigkeitsproportionalgenerator 42 erzeugt ein Untergeschwindigkeitsproportionalkommando, welches in einen Proportionalkommandoingang des Autopiloten 32 eingegeben wird. Auf ähnliche Weise erzeugt der Untergeschwindigkeitsintegralsignalgenerator 44 ein Untergeschwindigkeitsintegralkommando, welches in einen Integralkommandoingang des Autopiloten 32 eingegeben wird. Der Autopilot 32 nimmt die Integral- und Proportionalkommandos auf und steuert abhängig davon die Flugsysteme über den Steuerungsbus 34.

[0023] Wie es nachstehend beschrieben wird, sind das Untergeschwindigkeitsproportionalkommando und das Untergeschwindigkeitsintegralkommando gewichtete Fehlersignale, welche den Differenzen zwischen einer überwachten Fluggeschwindigkeit V_M

und einer Zielfluggeschwindigkeit V_T entsprechen. Basierend auf den Untergeschwindigkeitsproportional- und -integralkommandos stellt der Autopilot 32 die Flugsteuerungssysteme ein, vorzugsweise das Höhenruder, um das Flugprofil zu verändern, so dass die Differenz zwischen der überwachten Fluggeschwindigkeit V_M und der Zielfluggeschwindigkeit V_T minimiert und dadurch die Größe der Fehlersignale reduziert wird. Die Zielfluggeschwindigkeit V_T , welche durch die Zielgeschwindigkeitsauswahlvorrichtung 46 ausgewählt wird, wie es nachstehend mit Bezug auf [Fig. 3](#) beschrieben wird, ist abhängig von der größeren von einer Steuerknüppelrüttlergeschwindigkeit V_{SS} des Flugzeugs 30, wie von dem Warnelektroniksystem des Flugzeugs bereitgestellt, und einer minimalen Manövergeschwindigkeit des Flugzeugs 30, wie von dem Flugmanagementsystem oder dem Warnelektroniksystem des Flugzeugs bereitgestellt.

[0024] Die Zielgeschwindigkeitsauswahlvorrichtung 46, welche genauer in [Fig. 3](#) dargestellt ist, wählt die Zielgeschwindigkeit V_T aus und beinhaltet zwei Zweige 54, 56, welche mit einer Maximalwertauswahlschaltung 58 gekoppelt sind. Der obere Zweig 54 und der untere Zweig 56 erzeugen jeweils Spannungen V_{TU} , und V_{TL} , welche jeweils einer minimalen Zielfluggeschwindigkeit entsprechen, welche in die Maximalwertauswahlschaltung 58 eingegeben wird. Es versteht sich für jemanden mit Kenntnissen der Technik, dass, solange es der Zusammenhang nicht anders andeutet, Fluggeschwindigkeiten und andere Flugbedingungen (z. B. Klappenposition und Staudruck) dargestellt sein können entweder durch Digitalworte, wenn das Untergeschwindigkeitschutzsystem durch ein digitales Computersystem implementiert ist, oder durch entsprechende elektrische Signale, wenn das Untergeschwindigkeitschutzsystem insgesamt oder teilweise durch ein analoges System implementiert ist. Zur Klarheit der Darstellung werden die elektrischen Signale nachstehend mit ihren physikalischen Entsprechungen bezeichnet.

[0025] Das Untergeschwindigkeitsschutzsystem 40 beinhaltet auch eine Logikschaltung 60, welche basierend auf von dem Piloten ausgewählten Betriebsarten und von dem Autopiloten 32 empfangenen Signalen verschiedenartige Kommandosignale erzeugt, wie zum Beispiel ein Underspeed-Protection-Not-Active-Kommando und ein Hold-Zero-Kommando. Die Logikschaltung 60 wird unten mit Bezug auf [Fig. 5](#) detailliert beschrieben.

[0026] Unter weiterer Bezugnahme auf [Fig. 3](#) wählt die Maximalwertauswahlschaltung 58 die größere der zwei minimalen Fluggeschwindigkeiten V_{TU} und V_{TL} als die Zielfluggeschwindigkeit V_T aus. Um die minimale Fluggeschwindigkeit V_{TU} zu erzeugen, verwendet der untere Zweig 56 die Steuerknüppelrüttlergeschwindigkeit V_{SS} von dem Warnelektroniksystem

des Flugzeugs als sein Haupteingangssignal. Innerhalb des unteren Zweigs **56** wird die Steuerknüppelrüttlergeschwindigkeit V_{SS} durch einen Schalter **62** gesteuert weitergeführt, welcher durch ein WESF-Signal von dem Warnelektroniksystem aktiviert wird, welches anzeigt, ob das Warnelektroniksystem sich in einem Fehlerzustand befindet oder nicht. Wenn sich das Warnelektroniksystem nicht im Fehlerzustand befindet, lässt der Schalter **62** die Steuerknüppelrüttlergeschwindigkeit V_{SS} zu einem Addierer **64** durch, wo ein Beeinflussungsblock **66** die Steuerknüppelrüttlergeschwindigkeit V_{SS} um sieben Knoten erhöht, um die minimale Fluggeschwindigkeit V_{TL} zu erzeugen.

[0027] Der obere Zweig **54** benutzt eine von zwei kalibrierten Fluggeschwindigkeiten FMF_CAS oder WES_CAS als sein Haupteingangssignal. Die kalibrierte Fluggeschwindigkeit FMF_CAS ist eine minimale Manövergeschwindigkeit, welche von dem Flugmanagementsystem des Flugzeugs **30** geliefert wird, und die kalibrierte Fluggeschwindigkeit WES_CAS ist eine minimale Manövergeschwindigkeit, welche von dem Warnelektroniksystem des Flugzeugs bereitgestellt wird. Die Auswahl zwischen den kalibrierten Fluggeschwindigkeiten FMF_CAS und WES_CAS wird von einem Schalter **68** in Reaktion auf eine Ausgabe eines ODER-Gatters **70** vorgenommen. Das ODER-Gatter **70** erzeugt eine „1“, wenn entweder das Flugmanagementsystem einen Fehler mit minimaler tatsächlicher Fluggeschwindigkeit von dem Flugmanagementsystem bestimmt hat oder wenn die Klappen unten sind, wie es durch ein Inverses eines FLAP_UP-Signal an einem Eingang **71** angezeigt wird.

[0028] Die Ausgabe des ODER-Gatters **70** liefert somit ein Steuersignal an einen Steuereingang des Schalters **68**, so dass der Schalter **68** das Signal WES_CAS durchlässt, wenn entweder die Klappen unten sind oder das Flugmanagementsystem einen Fehler mit minimaler tatsächlicher Fluggeschwindigkeit von dem Flugmanagementsystem identifiziert hat. Andernfalls lässt der Schalter **68** das Signal FMF_CAS durch. In beiden Fällen wird die Ausgabe des Schalters **68** einem Addierer **72** zugeführt. Dort liefert ein Minimalbeeinflussungsblock **74**, welcher mit einem negativen Eingang des Addierers **72** gekoppelt ist, einen Minimalbeeinflussungswert von 15 Knoten, so dass die minimale Fluggeschwindigkeit V_{TU} für den oberen Zweig **54** gleich der Ausgabe des Schalters **68** (FMF_CAS oder WES_CAS) minus 15 Knoten ist.

[0029] Die Maximalwertauswahlschaltung **58** nimmt daher an ihren zwei Eingängen die minimale Fluggeschwindigkeit V_{TU} von dem oberen Zweig **54** und die minimale Fluggeschwindigkeit V_{TL} von dem unteren Zweig **56** auf. Die Maximalwertauswahlschaltung **58** wählt die größere der Fluggeschwindigkeiten V_{TU} , V_{TL}

als die Zielfluggeschwindigkeit V_T aus.

[0030] Zu [Fig. 2](#) zurückkehrend, wird die Zielfluggeschwindigkeit V_T von der Zielauswahlschaltung **46** in eine Halteschaltung **76** eingegeben, welche auch an einem Steuereingang ein Underspeed-Protect-Not-Active-Kommando („Untergeschwindigkeitschutz nicht aktiv“) empfängt. Die Halteschaltung **76** gibt kontinuierlich die Zielfluggeschwindigkeit V_T aus, welche von der Maximalwertauswahlschaltung **58** ausgewählt ist, bis das Underspeed-Protect-Not-Active-Kommando einen niedrigen Signalzustand einnimmt, welcher anzeigt, dass der Untergeschwindigkeitsschutz aktiv ist. Zu diesem Zeitpunkt behält die Halteschaltung **76** den Wert der Zielfluggeschwindigkeit V_T auf einem konstanten Niveau. Die gehaltene Zielfluggeschwindigkeit V_T wird direkt von dem Untergeschwindigkeitsschutzsystem **40** als eine Geschwindigkeitsuntergrenzenhalteausgabe **78** ausgegeben. Die Zielfluggeschwindigkeit V_T von der Halteschaltung **76** wird auch in einen Multiplizierer **77** eingegeben, wo die Zielfluggeschwindigkeit V_T durch Multiplikation mit einer Variable X_{TC} normiert wird, um eine normierte Zielfluggeschwindigkeit V_{TN} zu erzeugen. Die Variable X_{TC} wird derart durch Vergleich der tatsächlichen Fluggeschwindigkeit mit der kalibrierten Fluggeschwindigkeit entwickelt, dass die Normierung an dem Multiplizierer **77** die normierte Zielfluggeschwindigkeit V_{TN} als eine tatsächliche Fluggeschwindigkeit und nicht als eine kalibrierte Fluggeschwindigkeit liefert.

[0031] Die normierte Zielfluggeschwindigkeit V_{TN} von dem Multiplizierer **77** wird in Addierer **80**, **82** innerhalb des Untergeschwindigkeitsproportionalintegralgenerators **42** bzw. des Untergeschwindigkeitsintegralgenerators **44** eingegeben.

[0032] In dem Untergeschwindigkeitsproportionalintegralgenerator **42** nimmt der Addierer **80** auch die überwachte Fluggeschwindigkeit V_M wie von der Fluggeschwindigkeitsüberwachungsvorrichtung **48** bestimmt auf und subtrahiert die Zielfluggeschwindigkeit V_{TN} , um ein Fehlersignal E_p zu erzeugen. Das Fehlersignal E_p wird an einem Multiplizierer **84** mit einer Konstante K_F aus einem Zweikonstantenblock **86** normiert, um ein normiertes Fehlersignal E_{PN} zu erzeugen.

[0033] Der Zweikonstantenblock **86** ist ein Schalter, welcher zwei Untergeschwindigkeitskonstanten K_{G1} und K_{G2} aufnimmt, welche empirisch abgeleitete Konstanten sind. Der Schalter innerhalb des Zweikonstantenblocks **86** ist durch ein Klappenpositionssignal derart angesteuert, dass als die Eingangskonstante K_F für Klappenwinkel von kleiner oder gleich 1° die Konstante K_{G1} ausgewählt wird und für Klappenwinkel größer als 1° die Konstante K_{G2} ausgewählt wird. Das normierte Fehlersignal E_{PN} aus dem Multiplizierer **84** wird dann an einem Filter/Gatter **88** gefil-

tert, welches einen Rücksetzeingang aufweist, der mit einem Betriebsartblock **90** verbunden ist, welcher durch ein Paar von Betriebsarteingängen angesteuert ist, welche anzeigen, ob die Flugbahnwinkelbetriebsart oder die Vertikalgeschwindigkeitsbetriebsart eingeschaltet ist oder nicht. Wenn keine von der Flugbahnwinkelbetriebsart oder der Vertikalgeschwindigkeitsbetriebsart eingeschaltet ist, erzeugt der Betriebsartblock **90** ein Rücksetzsignal für das Filter/Gatter **88**, so dass das Filter/Gatter **88** das normierte Proportionalfehlersignal E_{PN} unverändert durchlässt. Wenn der Betriebsartblock **90** bestimmt, dass die Flugbahnwinkel- oder Vertikalgeschwindigkeitsbetriebsart eingeschaltet ist, wird das normierte Proportionalfehlersignal E_{PN} von dem Filter/Gatter tiefpassgefiltert. Das normierte Proportionalfehlersignal E_{PNF} nach dem Filter wird als nächstes an einem Addierer **92** durch ein gefiltertes Vergrößerungssignal A_F aus einer seriell verbundenen Vergrößerungsschaltung **94** und einem Filter **96** vergrößert.

[0034] Die Vergrößerungsschaltung **94** und das Filter **96** sind detaillierter in [Fig. 4](#) dargestellt. Die Vergrößerungsschaltung **94** beinhaltet als ihr zentrales Element einen Multiplizierer **98**, welcher zwei Variablen $K_{FPAccFLCH}$ und FP_{Acc} und eine Konstante K_{Acc} aufnimmt. Die Variablen $K_{FPAccFLCH}$ und FP_{Acc} sind Variablen, welche durch die Flugdaten-trägheitsreferenzeinheit in Reaktion auf den Staudruck und eine berechnete Flugbahnbeschleunigung erzeugt werden.

[0035] Die Konstante K_{Acc} ist eine von zwei Flugbahnbeschleunigungskonstanten K_{Acc1} und K_{Acc2} . Ein Schalter **100**, welcher unter der Steuerung eines Klappenpositionsdetektors **102** wirkt, wählt abhängig davon, ob die erfasste Klappenposition größer als oder kleiner als 1° ist, als die Konstante K_{Acc} eine der Konstanten K_{Acc1} oder K_{Acc2} aus entsprechenden Konstantenblöcken **104** aus. An dem Multiplizierer **98** werden die Variablen $K_{FPAccFLCH}$ und FP_{Acc} miteinander und mit der Konstante K_{Acc} multipliziert, um das Vergrößerungssignal A zu erzeugen. Das Vergrößerungssignal A wird dann durch das Filter **96** gefiltert, wenn der Autopilot-Flight-Director-Computer dazu betrieben wird, das gefilterte Vergrößerungssignal A_F zu erzeugen.

[0036] Das gefilterte Vergrößerungssignal A_F und das gefilterte normierte Proportionalfehlersignal E_{PNF} werden an dem Addierer **92** addiert, um das Ausgangssignal E_A zu erzeugen, welches das untere Proportionalkommando („Under Proportional Command“) bildet und an einem Ausgang **104** aus dem Proportionalgenerator **42** ausgegeben wird. Zusätzlich dazu, dass es eine Ausgabe des Untergeschwindigkeitsproportionalgenerator **42** darstellt, wird das untere Proportionalkommando auch in einen Auswahlschalter **106** eingegeben, welcher das Untergeschwindigkeitsproportionalkom-

mando („Underspeed Proportional Command“) als seine Ausgabe hat. Der Auswahlschalter **106** wird durch ein Hold-Zero-Active-Kommando aus der Logikschaltung **60** derart gesteuert, dass das vergrößerte Fehlersignal E_A ein Untergeschwindigkeitsproportionalkommando bildet, wenn das Hold-Zero-Active-Kommando einen niedrigen Signalzustand einnimmt.

[0037] Wenn es einen hohen Signalzustand einnimmt, bewirkt das Hold-Zero-Active-Kommando, dass die untergeschwindigkeitsinduzierten Fehlersignale durch einen Satz von Hold-Zero-Fehlersignalen ersetzt werden, wie unten beschrieben. In dem Zustand zum Halten einer Vertikalgeschwindigkeit von Null wird das Flugzeug **30** versuchen, seine Höhe zu halten, anstelle sich bei einem Versuch, Geschwindigkeit zu gewinnen, nach vorne zu neigen. Dies vermeidet, dass das Flugzeug **30** in Reaktion auf einen Untergeschwindigkeitszustand schnell absinkt. Wenn die Fluggeschwindigkeit nicht ausreichend ist, um die Höhe beizubehalten, wird das Flugzeug nach wie vor versuchen, den Zustand zum Halten einer Vertikalgeschwindigkeit von Null beizubehalten.

[0038] Das Proportionalsignal zum Halten einer Vertikalgeschwindigkeit von Null wird an dem verbleibenden Eingang des Auswahlschalters **106** als ein normiertes Null-Proportionalkommando ZH_p bereitgestellt. Das normierte Null-Proportionalkommando ZH_p kommt als ein Nullhaltesignal ZH , welches an einem Verstärkungsblock **108** normiert wird, wo es mit einer Nullhaltekonstante K_{ZHP} multipliziert wird, um das normierte Null-Proportionalkommando ZH_p zu erzeugen, aus der Null-Steuerungsschaltung **52**. Das normierte Null-Proportionalkommando ZH_p aus dem Verstärkungsblock **108** wird zusätzlich dazu, dass es in den Auswahlschalter **106** eingegeben wird, als ein Proportionalkommando zum Halten einer Vertikalgeschwindigkeit von Null an einem Nullhalteausgang **110** aus dem Untergeschwindigkeitsschutzsystem **40** ausgegeben.

[0039] Das Nullhaltesignal ZH wird durch die Nullhaltesteuerung **52** in Reaktion auf eine überwachte Höhenrate H_{Bar} und ein Inverses einer gefilterten überwachten Fluggeschwindigkeit $1/TASF$ erzeugt. Die Höhenrate H_{Bar} wird an einem Addierer **112** innerhalb der Nullhalteschaltung **52** von einem Nullbeeinflussungswert subtrahiert, um ein Negatives der Höhenrate H_{Bar} zu erzeugen. Das Negative der Höhenrate H_{Bar} wird dann in einen Multiplizierer **114** eingegeben. An dem Multiplizierer **114** wird das Negative der Höhenrate H_{Bar} mit dem Inversen einer gefilterten wahren Fluggeschwindigkeit $1/TASF$ multipliziert, um das Nullhaltesignal ZH zu erzeugen, welches das normierte Null-Proportionalkommando ZH_p an dem Ausgang des Verstärkungsblocks **108** erzeugt.

[0040] Wie aus der obigen Diskussion zu erkennen ist, wählt der Auswahlschalter **106** aus dem unteren Proportionalkommando und dem Hold-Zero-Proportionalkommando aus, um das Untergeschwindigkeitsproportionalkommando zu erzeugen.

[0041] Die Entwicklung des Untergeschwindigkeitsintegralkommandos („Underspeed Integral Command“) wird nun mit Bezug auf [Fig. 2](#) und [Fig. 4](#) beschrieben. Der Untergeschwindigkeitsintegralsignalgenerator **44** nimmt die überwachte Fluggeschwindigkeit von der Überwachungsvorrichtung **50** und die normierte Zielfluggeschwindigkeit V_{TN} von dem Multiplizierer **77** auf. An einem Addierer **82** innerhalb des Untergeschwindigkeitsintegralsignalgenerators **44** wird die normierte Zielfluggeschwindigkeit V_{TN} von der überwachten Fluggeschwindigkeit V_M subtrahiert, um ein Integralfehlersignal E_I zu erzeugen. Das Integralfehlersignal E_I wird an einem Multiplizierer **120** normiert, wo es mit einer Untergeschwindigkeitskonstante aus einem Konstantenblock **122** multipliziert wird, um einen normierten Fehler E_{IN} zu erzeugen. Das normierte Fehlersignal E_{IN} wird dann in einen Auswahlschalter **118** eingegeben, welcher als seine zweite Eingabe ein Null-Integralkommando ZH_I hat, welches eine normierte Version des Nullhaltesignals ZH aus einem Verstärkungsblock **116** ist. Der Auswahlschalter **118** nimmt auch als ein Steuerkommando das Hold-Zero-Active-Kommando von der Logikschaltung **60** auf. Die Ausgabe des Auswahlschalters **118** ist gleich zu entweder dem normierten Fehlersignal E_{IN} , wenn das Hold-Zero-Active-Kommando einen niedrigen Signalzustand einnimmt, oder dem Null-Integralkommando ZH_I , wenn das Hold-Zero-Kommando einen hohen Signalzustand einnimmt. Welches auch immer von dem normierten Fehlersignal E_{IN} oder dem Null-Integralkommando ZH_I durch den Auswahlschalter **118** ausgewählt wird, wird das Untergeschwindigkeitsintegralkommando und wird an einem Ausgang **124** des Untergeschwindigkeitschutzsystems **40** bereitgestellt, von welchem es zu dem Integraleingang des Autopiloten **32** und zu der Logikschaltung **60** übermittelt werden kann.

[0042] Wie oben diskutiert, reagiert das Untergeschwindigkeitsschutzsystem **40** auf eine Anzahl von Kommandosignalen, einschließlich des Hold-Zero-Active-Kommandos und des Underspeed-Protect-Not-Active-Kommandos, welche von der Logikschaltung **60** erzeugt werden. Die Entwicklung von Kommandos durch die Logikschaltung **60** wird nun mit Bezug auf [Fig. 5](#) beschrieben. Die Logikschaltung **60** besteht hauptsächlich aus einem Abschnitt **126** für die aktive Betriebsart, einem Detektor **128** für das Halten einer Vertikalgeschwindigkeit von Null, einem Minimalgeschwindigkeitsdetektor **130**, einem Fehlerabschnitt **132** und einem Neigungsbegrenzerabschnitt **134**. Die Ausgabe des Neigungsbegrenzerabschnitts **134** und eine Ausgabe des Abschnitts **126** für die aktive Betriebsart werden an einem

ODER-Gatter **136** kombiniert, um das Underspeed-Protect-Not-Active-Kommando an einem Ausgang **138** derart zu erzeugen, dass wenn entweder der Neigungsbegrenzerabschnitt **134** oder der Abschnitt **126** für die aktive Betriebsart eine „1“ ausgibt, das Underspeed-Protect-Not-Active-Kommando einen hohen Signalzustand einnimmt.

[0043] Der Neigungsbegrenzer **134** nimmt ein Autopilot-Neigungsproportionalkommando von dem Autopiloten **32** und das Untergeschwindigkeitsproportionalkommando von dem Schalter **106** ([Fig. 4](#)) auf, und führt an einem Komparator **140** einen Vergleich durch. Der Komparator **140**, und somit der Neigungsbegrenzerabschnitt **134**, gibt eine „1“ aus, wenn das Autopilot-Proportionalneigungskommando kleiner oder gleich dem Untergeschwindigkeitsproportionalkommando ist.

[0044] Der Abschnitt **126** für die aktive Betriebsart erzeugt eine „1“ zur Eingabe in das ODER-Gatter **136**, wenn eine von mehreren Bedingungen erfüllt ist. Die erste Bedingung wird durch ein ODER-Gatter **144** festgelegt. Wenn die Vertikalgeschwindigkeitsbetriebsart und die Flugbahnwinkelbetriebsart beide nicht aktiv sind, wird eine „0“ an jeden der Eingänge **142** des ODER-Gatters **144** geliefert, so dass das ODER-Gatter **144** eine „0“ erzeugt. Die Ausgabe des ODER-Gatters **144** wird dann durch einen Inverter **146** an das ODER-Gatter **136** gekoppelt, so dass das Underspeed-Protect-Not-Active-Kommando eine „1“ sein wird, immer wenn keiner von der Vertikalgeschwindigkeitsbetriebsart oder der Flugbahnwinkelbetriebsart ausgewählt ist.

[0045] Alternativ wird, wenn eine ausschließliche Flight-Director-Betriebsart gewählt ist, eine „1“ an einem Eingang **148** eines ODER-Gatters **150** bereitgestellt, welches seinen Ausgang mit dem ODER-Gatter **136** verbunden hat. Folglich wird, wenn die ausschließliche Flight-Director-Betriebsart ausgewählt ist, das Underspeed-Protect-Not-Active-Kommando eine „1“ sein.

[0046] Der verbleibende Eingang des ODER-Gatters **150** kann auch das Underspeed-Protect-Not-Active-Kommando als eine „1“ festlegen. Der verbleibende Eingang des ODER-Gatters **150** ist mit einem Ausgang aus einem Komparator **152** gekoppelt, welcher ein Vertikalgeschwindigkeitssignal oder ein Flugbahnwinkelsignal von dem Betriebsartbedienfeld des Flugzeugs aufnimmt, abhängig davon, ob die Flugbahnwinkelbetriebsart aktiv ist bzw. nicht aktiv ist. Wenn entweder das Vertikalgeschwindigkeitssignal an einem Eingang **154** oder das Flugbahnwinkelsignal an einem Eingang **156** kleiner als Null ist, gibt der Komparator **152** eine „1“ aus, und das Underspeed-Protect-Not-Active-Kommando wird eine „1“ sein. Wenn eine der Bedingungen (Flugbahnwinkel negativ und Flugbahnwinkelbetriebsart aktiv oder

Vertikalgeschwindigkeit negativ) erfüllt ist, gibt das ODER-Gatter **150** eine „1“ an das ODER-Gatter **136** aus, was das Underspeed-Protect-Not-Active-Kommando auf eine „1“ setzt.

[0047] Die Ausgabe des ODER-Gatters **150** bildet auch einen Eingang für ein UND-Gatter **158**. Ein zweiter Eingang des UND-Gatters **158** ist mit dem Ausgang des oben beschriebenen ODER-Gatters **144** verbunden. Die Ausgabe des UND-Gatters **158** bildet einen Eingang für ein ODER-Gatter **160** für die aktive Betriebsart. Jeder von drei zusätzlichen Eingängen **162** für das ODER-Gatter **160** für die aktive Betriebsart ist so verbunden, dass er eine „1“ aufnimmt, wenn eine Gruppe von ausgewählten Betriebsarten aktiv ist. Bei einem bevorzugten Ausführungsbeispiel sind die ausgewählten Betriebsarten die Betriebsarten „Altitude Capture“ („Höhe Einnehmen“), „Altitude Hold“ („Höhe Halten“) und Vertikalnavigation. Wenn eine dieser Betriebsarten ausgewählt ist, ist die Ausgabe des ODER-Gatters **160** für die aktive Betriebsart eine „1“.

[0048] Ein fünfter Eingang für das ODER-Gatter **160** für die aktive Betriebsart kommt von einem UND-Gatter **164**, welches an einer seiner Eingänge **166** eine „1“ aufnimmt, wenn die Betriebsart „Vertical Approach“ („Vertikalannäherung“) aktiv ist. Der verbleibende Eingang des UND-Gatters **164** ist mit einem Ausgang eines Landeschutzabschnitts **168** gekoppelt. Der Landeschutzabschnitt **168** nimmt an einem Eingang **170** ein Höhensignal auf und vergleicht dieses Höhensignal an einem Komparator **172** mit einer minimalen Höhe von 200 Fuß aus einem Minimalgrenzblock **173**. Die Ausgabe des Komparators **172** wird an einem Inverter **174** invertiert und in einen Signalspeichereingang L1 eines Signalspeichers **176** eingegeben. Folglich nimmt der Signalspeicher **176** nur eine „1“ auf, wenn die Höhe kleiner als die Minimalhöhe von 200 Fuß ist.

[0049] Ein Steuereingang I1 des Signalspeichers **176** nimmt ein Steuersignal auf, welche das Inverse eines Stall-Protect-Active-Kommandos („Überziehschutz aktiv“) ist. Das Stall-Protect-Active-Kommando ist ein Signal, welches, wenn es einen hohen Signalzustand einnimmt, anzeigt, dass das Flugzeug **30** sich einem Überziehzustand annähert. Das Stall-Protect-Active-Kommando wird vorzugsweise erhalten, indem ein überwachter Anstellwinkel α_M mit einem aus dem Steuerknüppelrüttleranstellwinkel α_{SS} des Flugzeugs ermittelten Zielanstellwinkel α_T verglichen wird. Während das Stall-Protect-Active-Kommando bei dem bevorzugten Ausführungsbeispiel in einem Überziehschutzsystem erzeugt wird, welches detailliert in der gleichzeitig anhängigen europäischen Anmeldung 0743242 beschrieben ist, kann das Stall-Protect-Active-Kommando auf jede annehmbare Weise erzeugt werden, welche anzeigt, dass das Flugzeug **30** sich einem Überziehzustand annähert.

[0050] Wenn das Stall-Protect-Active-Kommando aktiv ist und die Ausgabe des Inverters **174** eine „1“ ist, wird der Signalspeicher eine „1“ an einen Ausgangsinverter **178** ausgeben, welcher wiederum eine „0“ an das UND-Gatter **164** ausgeben wird. Somit wird das UND-Gatter **164** nur eine „1“ von dem Inverter **178** empfangen, wenn das Flugzeug oberhalb von 200 Fuß ist. Sogar wenn diese Bedingungen erfüllt wären, würde das UND-Gatter **164** wie an dem Eingang **166** vorgegeben nur in der Vertical-Approach-Betriebsart eine „1“ ausgeben. Aus der obigen Diskussion ist zu erkennen, dass das ODER-Gatter **160** für die aktive Betriebsart eine „1“ ausgibt, wenn eine der ausgewählten Betriebsarten aktiv ist, die Bedingungen Vertical-Approach-Betriebsart ausgewählt/Flugzeughöhe größer als 200 Fuß/Überziehschutz nicht aktiv erfüllt sind oder wenn die Vertikalgeschwindigkeits- und Flugbahnwinkelbetriebsarten aktiv sind und die Bedingungen für das ODER-Gatter **150** erfüllt sind.

[0051] Die Ausgabe aus dem ODER-Gatter **160** für die aktive Betriebsart wird an einem Eingangs-UND-Gatter **180** in den Fehlerabschnitt **132** eingegeben, wo es in einem logischen UND mit einer Ausgabe aus dem Minimalgeschwindigkeitsdetektor **130** kombiniert wird. Der Minimalgeschwindigkeitsdetektor **130** ist im Aufbau identisch zu der Zielauswahlvorrichtung **46**, außer dass der Minimalgeschwindigkeitsdetektor **130** einen Komparator **182** an seinem Ausgang beinhaltet und dass die Konstanten aus Beeinflussungsblöcken **184**, **186** in dem Minimalgeschwindigkeitsdetektor **130** sich von den Konstanten unterscheiden können, welche von dem Beeinflussungsblock **66** und dem Minimalbeeinflussungsblock **74** in der Zielauswahlvorrichtung **46** geliefert werden. Weil die verbleibenden Elemente identisch sind, wird die Beschreibung der Auswahl einer Zielfluggeschwindigkeit V_{TM} hier nicht wiederholt. Nachdem die Zielfluggeschwindigkeit V_{TM} ausgewählt ist, wird sie an dem Komparator **182** mit einer gemessenen kalibrierten Fluggeschwindigkeit V_C verglichen, und wenn die gemessene kalibrierte Fluggeschwindigkeit V_C kleiner ist als die Zielfluggeschwindigkeit V_{TM} , gibt der Komparator **182** eine „1“ aus. Der Ausgang des Komparators **182** liefert somit eine „1“, wenn die gemessene kalibrierte Fluggeschwindigkeit V_C unter die Zielfluggeschwindigkeit V_{TM} fällt.

[0052] Zwei zusätzliche Bedingungen werden ebenfalls durch das Eingangs-UND-Gatter **180** auferlegt. Zunächst muss ein In-Air-Signal an einem Eingang **188** einen hohen Signalzustand einnehmen, um anzuzeigen, dass das Flugzeug **30** in der Luft ist. Die zweite Bedingung kommt von einem Inverter **190**, welcher das Inverse der Ausgabe aus einem Warnsystem-UND-Gatter **192** liefert. Das Warnsystem-UND-Gatter **192** liefert eine „1“ und deaktiviert somit das Eingangs-UND-Gatter **180**, wenn sich das Warnelektroniksystem wie an einem Eingang **194** an-

gezeigt im Fehlerzustand befindet und das Underspeed-Protect-Not-Active-Kommando an einem Eingang **196** einen hohen Signalzustand einnimmt.

[0053] Wenn das ODER-Gatter **160** für die aktive Betriebsart eine „1“ liefert, der Minimalgeschwindigkeitsdetektor **130** eine „1“ liefert und die zusätzlichen Bedingungen (in der Luft, kein Fehler des Warnelektroniksystems) erfüllt sind, dann gibt das Eingangs-UND-Gatter **180** eine „1“ aus. Die „1“ aus dem UND-Gatter **180** wird durch ein ODER-Gatter **196** zu einem Ausgangs-ODER-Gatter **198** weitergeleitet und ein Underspeed-Mode-Fail-Kommando („Untergeschwindigkeitsbetriebsartfehler“) wird an einem Ausgang **200** der Logikschaltung **60** ausgegeben. Das Underspeed-Mode-Fail-Kommando wird auch ausgegeben, wenn das Stall-Protect-Active-Kommando einen hohen Signalzustand einnimmt, weil das Stall-Protect-Active-Kommando ebenfalls in das Ausgangs-ODER-Gatter **198** eingegeben wird.

[0054] Zusätzlich zum Ausgeben eines Underspeed-Mode-Fail-Kommandos, wenn die von dem Eingangs-UND-Gatter **180** auferlegten Bedingungen erfüllt sind oder wenn das Stall-Protect-Active-Kommando einen hohen Signalzustand einnimmt, kann der Fehlerabschnitt **132** auch ein Underspeed-Mode-Fail-Kommando aus einem Signalspeicher **202** ausgeben. Der Signalspeicher **202** nimmt die Ausgabe des ODER-Gatters **196** als seine Initialisierungseingabe auf, entweder wenn das Eingangs-UND-Gatter **180** eine „1“ ausgibt oder wenn das Underspeed-Protect-Not-Active-Kommando aus dem ODER-Gatter **136** einen hohen Signalzustand einnimmt (d. h. der Untergeschwindigkeitsschutz aktiv wird), aufgrund eines Inverters **204**, welcher das ODER-Gatter **136** mit dem ODER-Gatter **196** koppelt. Der Ausgang des Inverters **204** bildet auch einen Eingang für ein Lokalautopilot-UND-Gatter **206**, welches seinen Ausgang mit dem Signalspeichereingang des Signalspeichers **202** verbunden hat. Der verbleibende Eingang des Lokalautopilot-UND-Gatters **206** nimmt ein Signal auf, welches anzeigt, ob der lokale Autopilot eingeschaltet ist oder nicht.

[0055] Wenn der lokale Autopilot eingeschaltet ist, gibt das Lokalautopilot-UND-Gatter **206** eine „0“ aus und der Signalspeicher **202** wird deaktiviert. Wenn jedoch der Lokalautopilot eingeschaltet ist und das Underspeed-Protect-Not-Active-Kommando einen niedrigen Signalzustand einnimmt, wird das Lokalautopilot-UND-Gatter **206** eine „1“ ausgeben und der Signalspeicher **202** wird aktiviert. Es ist zu beachten, dass wenn diese Bedingungen erfüllt sind, die Eingabe I1 für den Signalspeicher **202** aus dem ODER-Gatter **196** ebenfalls eine „1“ sein wird und der Signalspeicher **202** eine „1“ ausgeben wird. Folglich wird der Signalspeicher **202** eine „1“ ausgeben, wenn der lokale Autopilot eingeschaltet ist und in die Untergeschwindigkeitsschutzbetriebsart übergegangen

gen wird.

[0056] Zusätzlich zum Ausgeben des Underspeed-Mode-Fail-Kommandos und des Underspeed-Protect-Not-Active-Kommandos, gibt die Logikschaltung **60** auch das Hold-Zero-Active-Kommando aus einem Ausgang **208** des Nullhaltedetektors **128** aus. Der Detektor **128** zum Halten einer Vertikalgeschwindigkeit von Null gibt das Hold-Zero-Active-Kommando in Reaktion auf drei Eingangssignale aus. Die ersten zwei Signale sind das untere Proportionalkommando aus dem Ausgang **104** (**Fig. 4**) und das Proportionalkommando zum Halten einer Vertikalgeschwindigkeit von Null aus dem Ausgang **110** (**Fig. 4**). Diese Signale werden an einem Komparator **210** verglichen, welcher eine „1“ ausgibt, wenn das untere Proportionalkommando kleiner ist als das Proportionalkommando zum Halten einer Vertikalgeschwindigkeit von Null. Die Ausgabe des Komparators **210** wird dann in ein Nullhalte-UND-Gatter **212** eingegeben.

[0057] Der verbleibende Signaleingang des Detektors **128** zum Halten einer Vertikalgeschwindigkeit von Null nimmt die Höhenrate H_{Bar} auf und vergleicht sie an einem Komparator **214** mit einer maximalen Sinkrate V_D (vorzugsweise ein Sinken von Null). Der Komparator **214** gibt eine „1“ an ein ODER-Gatter **216** aus, wenn das Flugzeug **30** schneller sinkt als die maximale Sinkrate V_D . Das ODER-Gatter **216** gibt dann die „1“ von dem Komparator **214** an das Nullhalte-UND-Gatter **212** weiter, und wenn das Nullhalte-UND-Gatter **212** eine „1“ von dem Komparator **210** aufnimmt, erzeugt es eine „1“, was das Hold-Zero-Active-Kommando in einen hohen Signalzustand setzt. Aus der obigen Diskussion ist zu erkennen, dass das Hold-Zero-Active-Kommando einen hohen Signalzustand einnimmt, wenn das Proportionalkommando zum Halten einer Vertikalgeschwindigkeit von Null das untere Proportionalkommando übersteigt und der Komparator **214** bestimmt, dass das Flugzeug **30** sinkt.

[0058] Aufgrund der Einfügung eines Inverters **218** zwischen dem Ausgang des ODER-Gatters **136** und dem Eingang des ODER-Gatters **216** kann das Nullhalte-UND-Gatter **212** auch eine „1“ als das Hold-Zero-Active-Kommando ausgeben, wenn das Underspeed-Protect-Not-Active-Signal eine „0“ ist, solange das Proportionalkommando zum Halten einer Vertikalgeschwindigkeit von Null das Untergeschwindigkeitsproportionalkommando übersteigt, wie es an dem Komparator **210** bestimmt wird.

[0059] Während in dieser Anmeldung zu veranschaulichenden Zwecken verschiedene Ausführungsbeispiele beschrieben wurden, sind die Ansprüche nicht auf die hierin beschriebenen Ausführungsbeispiele beschränkt. Äquivalente Vorrichtungen oder Schritte können anstelle derjenigen, welche be-

schrieben wurden, eingesetzt werden und gemäß den Prinzipien der vorliegenden Erfindung arbeiten und in den Umfang der Ansprüche fallen.

Patentansprüche

1. Verfahren zum Begrenzen von Untergeschwindigkeit bei einem durch einen Autopiloten gesteuerten Flugzeug, wobei das Schubniveau unabhängig von dem Piloten ausgewählt wird, während der Autopilot einen Satz von Flugsteuerungsparametern festlegt, welche sich speziell auf den Betrieb von Flugzeugsteuerungsflächen beziehen und dazu ausgestaltet sind, das jeweilige Flugsteuerungssystem zu veranlassen, einen ausgewählten Flugzustand des Flugzeugs zu bestimmen, umfassend die folgenden automatisch ausgeführten Schritte:

- Bereitstellen eines Wertes für die nominale minimale Manövergeschwindigkeit des Flugzeugs;
- Erzeugen eines Wertes für die Zielgeschwindigkeit (V_T) relativ zu der nominalen minimalen Manövergeschwindigkeit;
- Überwachen der tatsächlichen Geschwindigkeit (V_M) des Flugzeugs;
- Vergleichen der tatsächlichen Geschwindigkeit mit der Zielgeschwindigkeit;
- immer wenn die tatsächliche Geschwindigkeit des Flugzeugs unter der Zielgeschwindigkeit liegt, Erzeugen eines ersten Untergeschwindigkeitssignals;
- Zuführen des ersten Untergeschwindigkeitssignals mittels des Autopiloten an das elektronische Flugsteuerungssystem; und
- Reagieren während des Flugs auf das erste Untergeschwindigkeitssignal, indem der Autopilot veranlasst wird, denjenigen Satz von Flugsteuerungsparametern aufzuheben, welcher bis dahin bewirkt hat, dass das Flugsteuerungssystem den momentanen Flugzeugzustand bestimmt, indem ein geänderter Satz von Flugsteuerungsparametern bereitgestellt wird, wodurch ein geänderter Flugzustand bestimmt wird, in welchem die tatsächliche Geschwindigkeit des Flugzeugs sich unabhängig von dem durch unabhängigen manuellen Eingriff ausgewählten Schubniveau der Zielgeschwindigkeit annähert.

2. Verfahren nach Anspruch 1, umfassend die weiteren Schritte:

- Festlegen eines Satzes von Flugparametern zum Halten einer Vertikalgeschwindigkeit von Null;
- Bestimmen eines geänderten Satzes von Flugsteuerungsparametern in Reaktion auf das erste Untergeschwindigkeitssignal;
- Bestimmen einer Reaktion des Flugzeugs auf den geänderten Satz von Flugsteuerungsparametern;
- wenn der geänderte Satz von Flugsteuerungsparametern bewirkt, dass das Flugzeug sinkt, Aufheben des Satzes von Flugsteuerungsparametern mit der Flugsteuerung, indem der Satz von Flugsteuerungsparametern zum Halten der Vertikalgeschwindigkeit von Null dem Autopiloten zugeführt wird; und

– wenn der geänderte Satz von Flugsteuerungsparametern nicht bewirkt, dass das Flugzeug sinkt, Aufheben des Satzes von Flugsteuerungsparametern mit der Flugsteuerung, indem der geänderte Satz der Flugsteuerungsparameter dem Autopiloten zugeführt wird.

3. Verfahren nach Anspruch 2, darüber hinaus beinhaltend die Schritte:

- nach Aufheben oder Zuführen des geänderten Satzes von Flugsteuerungsparametern oder des Satzes von Flugsteuerungsparametern zum Halten einer Vertikalgeschwindigkeit von Null an den Autopiloten, Beibehalten des geänderten Satzes von Flugsteuerungsparametern oder des Satzes von Flugsteuerungsparametern zum Halten einer Vertikalgeschwindigkeit von Null, bis entweder der Autopilot ausgeschaltet wird oder ein neuer Satz von Flugsteuerungsparametern von einem Piloten ausgewählt wird.

4. Verfahren nach Anspruch 1, 2 oder 3, wobei der Schritt des Auswählens einer minimalen Manövergeschwindigkeit die Schritte beinhaltet:

- Auswählen einer Steuerknüppelrüttlergeschwindigkeit für einen überwachten Flugzustand;
- Auswählen eines Sicherheitsspielraums; und
- Addieren des Sicherheitsspielraums zu der Steuerknüppelrüttlergeschwindigkeit, um eine steuerknüppelrüttlerbasierte minimale Geschwindigkeit zu bestimmen.

5. Verfahren nach einem der Ansprüche 1–4, wobei der Schritt des Auswählens einer nominellen minimalen Geschwindigkeit ferner die Schritte beinhaltet:

- Bestimmen einer überwachten fluggeschwindigkeitsbasierten minimalen Geschwindigkeit für den überwachten Flugzustand;
- Vergleichen der überwachten fluggeschwindigkeitsbasierten minimalen Geschwindigkeit mit der minimalen Manövergeschwindigkeit;
- Auswählen der größeren von der überwachten fluggeschwindigkeitsbasierten minimalen Geschwindigkeit und der steuerknüppelrüttlerbasierten minimalen Geschwindigkeit; und
- Setzen der minimalen Manövergeschwindigkeit auf die ausgewählte größere Geschwindigkeit.

6. Verfahren nach einem der Ansprüche 1–5, wobei der Schritt des Erzeugens eines ersten Untergeschwindigkeitssignals den Schritt eines Erzeugens eines zu der Differenz zwischen der tatsächlichen Geschwindigkeit und der Zielgeschwindigkeit proportionalen Signals beinhaltet.

7. Verfahren nach einem der Ansprüche 1–6, ferner beinhaltend die Schritte:

- wenn die tatsächliche Geschwindigkeit des Flugzeugs unter die Zielgeschwindigkeit fällt, Erzeugen eines zweiten Untergeschwindigkeitssignals, wel-

ches proportional zu der Differenz zwischen der tatsächliche Geschwindigkeit (V_M) und der Zielgeschwindigkeit (V_T) ist; und

– Filtern des zweiten Untergeschwindigkeitssignals, um ein gefiltertes Untergeschwindigkeitssignal zu erzeugen.

8. Untergeschwindigkeitsschutzsystem zum Verhindern einer Untergeschwindigkeit eines durch einen Autopiloten gesteuerten Flugzeugs, wobei das System umfasst:

– einen Autopiloten (32), welcher funktional mit einem elektronischen Flugsteuerungssystem (36) zum Festlegen eines speziell auf einen Betrieb der Flugzeugsteuerungsflächen bezogenen Satz von Flugsteuerungsparametern, um einen ausgewählten Flugzustand des Flugzeugs zu gewährleisten, verbunden ist;

– eine mit dem Autopiloten (32) verbundene Vorrichtung, wobei die Vorrichtung umfasst:

– ein Fluggeschwindigkeitsüberwachungsgerät (48, 50) zum Erfassen der Fluggeschwindigkeit und zum Erzeugen eines elektrischen Signals, welches die tatsächlich erfasste Fluggeschwindigkeit (V_M) darstellt;

– eine erste Minimalmanövergeschwindigkeitsauswahlvorrichtung (68, 74, 72) zum Auswählen einer ersten minimalen Manövergeschwindigkeit (V_{TU}) für das Flugzeug, wobei die erste Minimalmanövergeschwindigkeitsauswahlvorrichtung ein elektrisches Signal erzeugt, welches die ausgewählte minimale Manövergeschwindigkeit (V_{TU}) darstellt; gekennzeichnet durch

– eine zweite Minimalmanövergeschwindigkeitsauswahlvorrichtung (62, 64, 66) zum Auswählen einer zweiten minimalen Manövergeschwindigkeit (V_{TL}) für das Flugzeug, wobei die zweite Minimalmanövergeschwindigkeitsauswahlvorrichtung ein elektrisches Signal erzeugt, welches die ausgewählte zweite minimale Manövergeschwindigkeit darstellt;

– einen Zielgeschwindigkeitssignalgenerator (46), welcher verkoppelt ist, um die erste minimale Manövergeschwindigkeit darstellende elektrische Signal und ein eine zweite minimale Manövergeschwindigkeit des Flugzeugs (30) darstellendes elektrisches Signal aufzunehmen, wobei der Zielgeschwindigkeitssignalgenerator (46) ein eine Zielgeschwindigkeit (V_T) darstellendes Signal bereitstellt, welches der größere von dem die erste minimale Manövergeschwindigkeit darstellenden Wert (V_{TU}) und dem die zweite minimale Manövergeschwindigkeit darstellenden Wert (V_{TL}) ist;

– einen Fehlersignalgenerator (42, 44) mit einem ersten Eingang, welcher verkoppelt ist, um das elektrische Signal von der Fluggeschwindigkeitsüberwachungsvorrichtung (48, 50) aufzunehmen, und einem zweiten Eingang, welcher verkoppelt ist, um das Ziel-signal von dem Zielgeschwindigkeitssignalgenerator (46) aufzunehmen, und einem Ausgang, welcher an

den Autopiloten (32) gekoppelt ist, wobei der Fehlersignalgenerator ein Fehlersignal (E) erzeugt, welches der Differenz zwischen der überwachten Fluggeschwindigkeit (V_M) und der Zielgeschwindigkeit (V_T) entspricht,

– eine Steuerungsschaltung (52) zum Halten einer Vertikalgeschwindigkeit von Null zum Auswählen eines Satzes von Flugsteuerungsparametern, welche dazu bestimmt sind, die Vertikalgeschwindigkeit bei Null zu halten, wobei die Steuerungsschaltung (52) zum Halten der Vertikalgeschwindigkeit ein elektrisches Nullhaltesignal (ZH) erzeugt, welches einer Vertikalgeschwindigkeit des Flugzeugs von Null entspricht;

– wobei der Fehlersignalgenerator ferner Auswahl-schaltmittel (106, 118) umfasst, welche einen weiteren Eingang aufweisen, welcher an die Schaltung (52) zum Halten einer Vertikalgeschwindigkeit von Null gekoppelt ist, zum Aufnehmen des Nullhaltesignals (ZH), wobei die Auswahl-schaltmittel dazu betreibbar sind, entweder das Nullhaltesignal (ZH) von der Steuerungsschaltung (52) zum Halten einer Vertikalgeschwindigkeit von Null oder das Fehlersignal (E) auszuwählen, um das ausgewählte Signal dem Autopiloten (32) als Untergeschwindigkeitsaufhebungssignal bereitzustellen,

– wobei die Auswahl-schaltmittel (106, 108) dazu betreibbar sind, das Nullhaltesignal (ZH) als Untergeschwindigkeitsaufhebungssignal auszuwählen, um einen Satz von Flugsteuerungsparametern zum Halten einer Vertikalgeschwindigkeit von Null bereitzustellen, wenn bewirkt wird, dass das Flugzeug sinkt, und andernfalls das Fehlersignal (E) auszuwählen, um einen geänderten Satz von Flugsteuerungsparametern bereitzustellen, bei welchen die tatsächliche Geschwindigkeit des Flugzeugs sich der Zielgeschwindigkeit (V_T) annähert.

9. System nach Anspruch 8, wobei die erste Minimalmanövergeschwindigkeitsauswahlvorrichtung (68, 72, 74) einen ersten Beeinflussungsblock (74) und einen ersten Addierer (72) umfasst, und die zweite Minimalmanövergeschwindigkeitsauswahlvorrichtung (62, 64, 66) einen zweiten Beeinflussungsblock (66) und einen zweiten Addierer (64) umfasst, wobei der Zielgeschwindigkeitssignalgenerator (46) ein eine Zielgeschwindigkeit (V_T) darstellendes Signal bereitstellt, welches der größere von dem Wert (V_{TU}) einer ersten Minimalgeschwindigkeit und einem ersten Beeinflussungswert von dem ersten Beeinflussungsblock (74) und dem Wert (V_{TL}) einer zweiten Minimalgeschwindigkeit und einem zweiten Beeinflussungswert von dem zweiten Beeinflussungsblock (66) ist.

10. System nach Anspruch 9, wobei die zweite minimale Manövergeschwindigkeit gleich der Steuerknüppelrüttlergeschwindigkeit (V_{SS}) des Flugzeugs (30) ist.

11. System nach Anspruch 9, wobei die erste minimale Manövergeschwindigkeit gleich einer ersten kalibrierten Fluggeschwindigkeit (PMF_CAS), welche von dem Flugmanagementsystem bereitgestellt wird, oder einer zweiten kalibrierten Fluggeschwindigkeit (WES CAS), welche von dem Warnelektroniksystem des Flugzeugs (**30**) bereitgestellt wird, ist.

12. System nach Anspruch 8, ferner beinhaltend:
– eine Signalspeicherschaltung (**202**), welche verkoppelt ist, um ein Steuersignal an dem Steuereingang des Filtersignalgenerators beizubehalten, bis ein Freigabesignal an dem Freigabeeingang empfangen wird.

13. System nach Anspruch 8, wobei die Steuerung (**52**) zum Halten einer Vertikalgeschwindigkeit von Null einen Höhenänderungsdetektor (**128**) beinhaltet, welcher das dem Halten einer Vertikalgeschwindigkeit von Null entsprechende elektrische Signal erzeugt.

Es folgen 4 Blatt Zeichnungen

Anhängende Zeichnungen

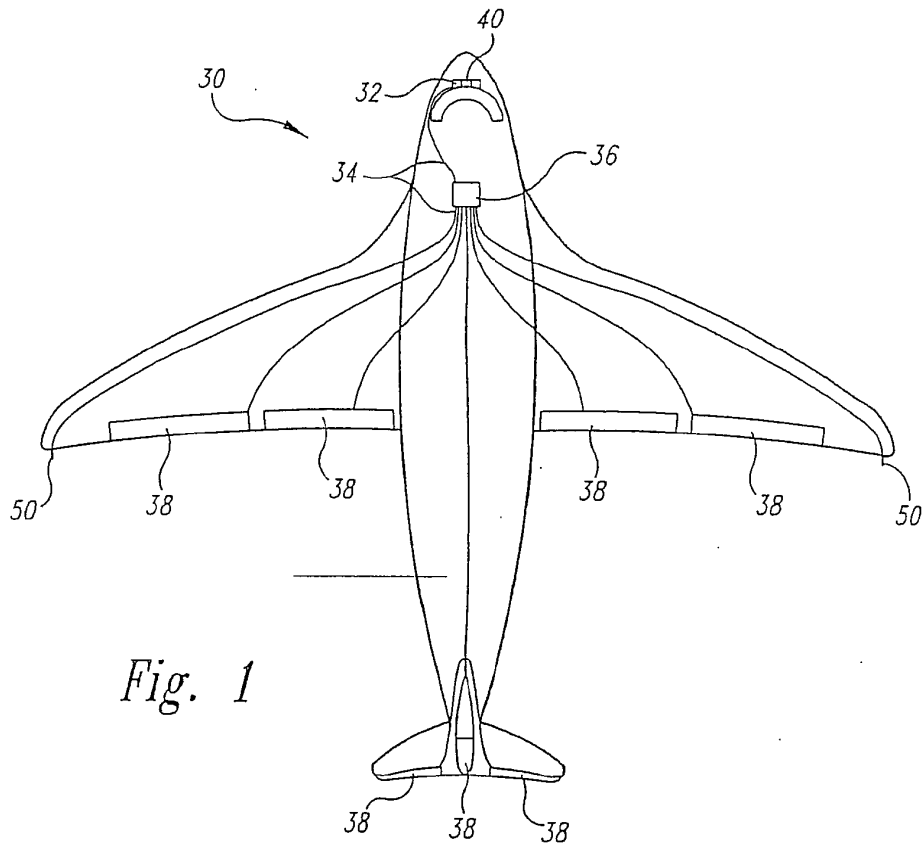


Fig. 1

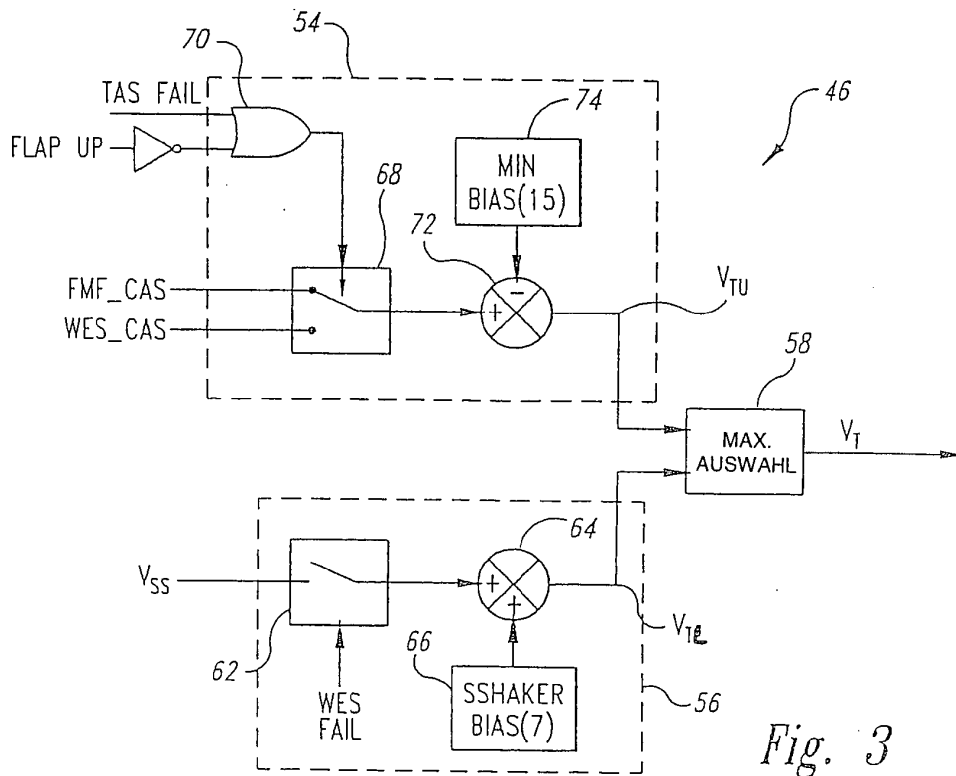


Fig. 3

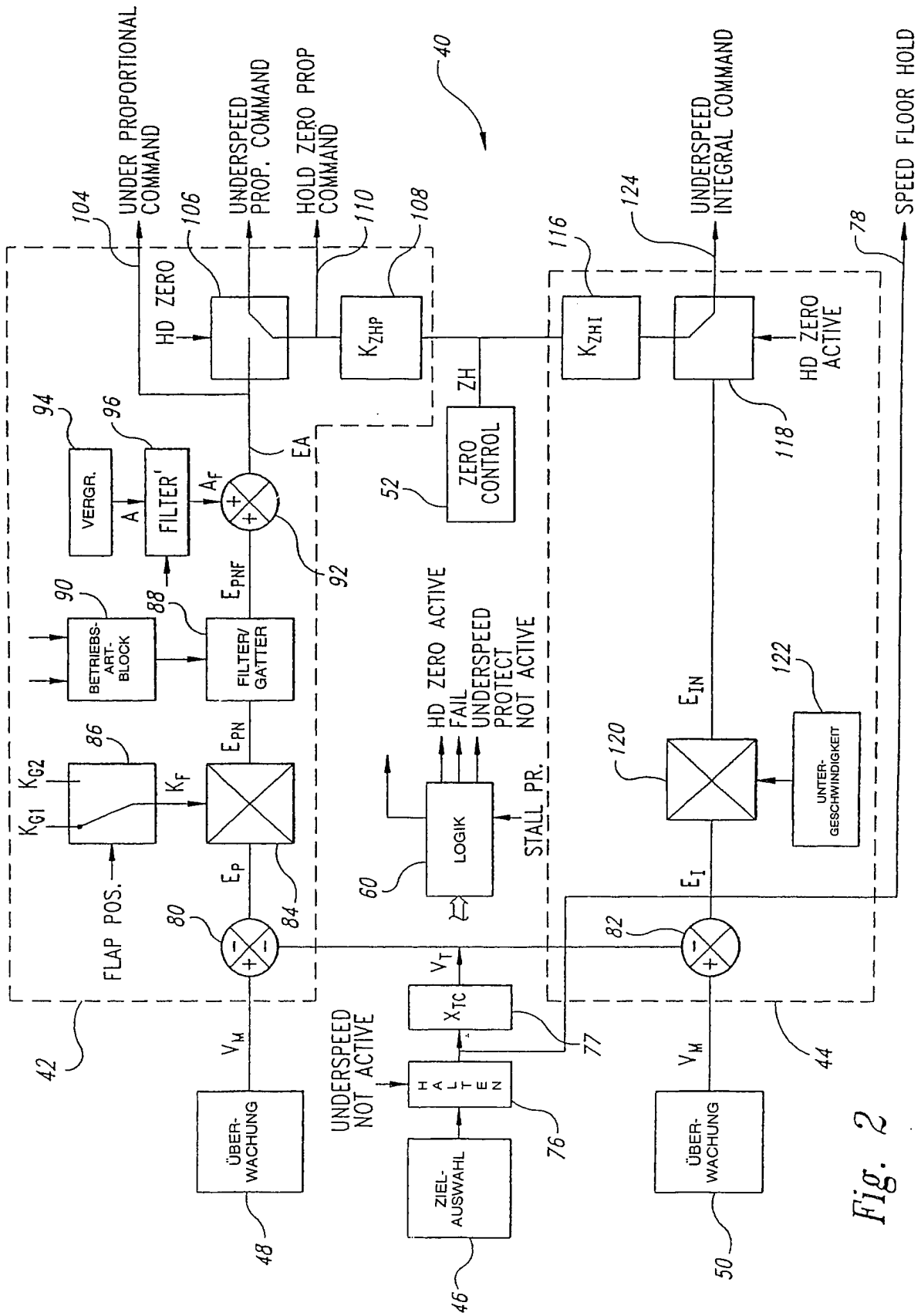


Fig. 2

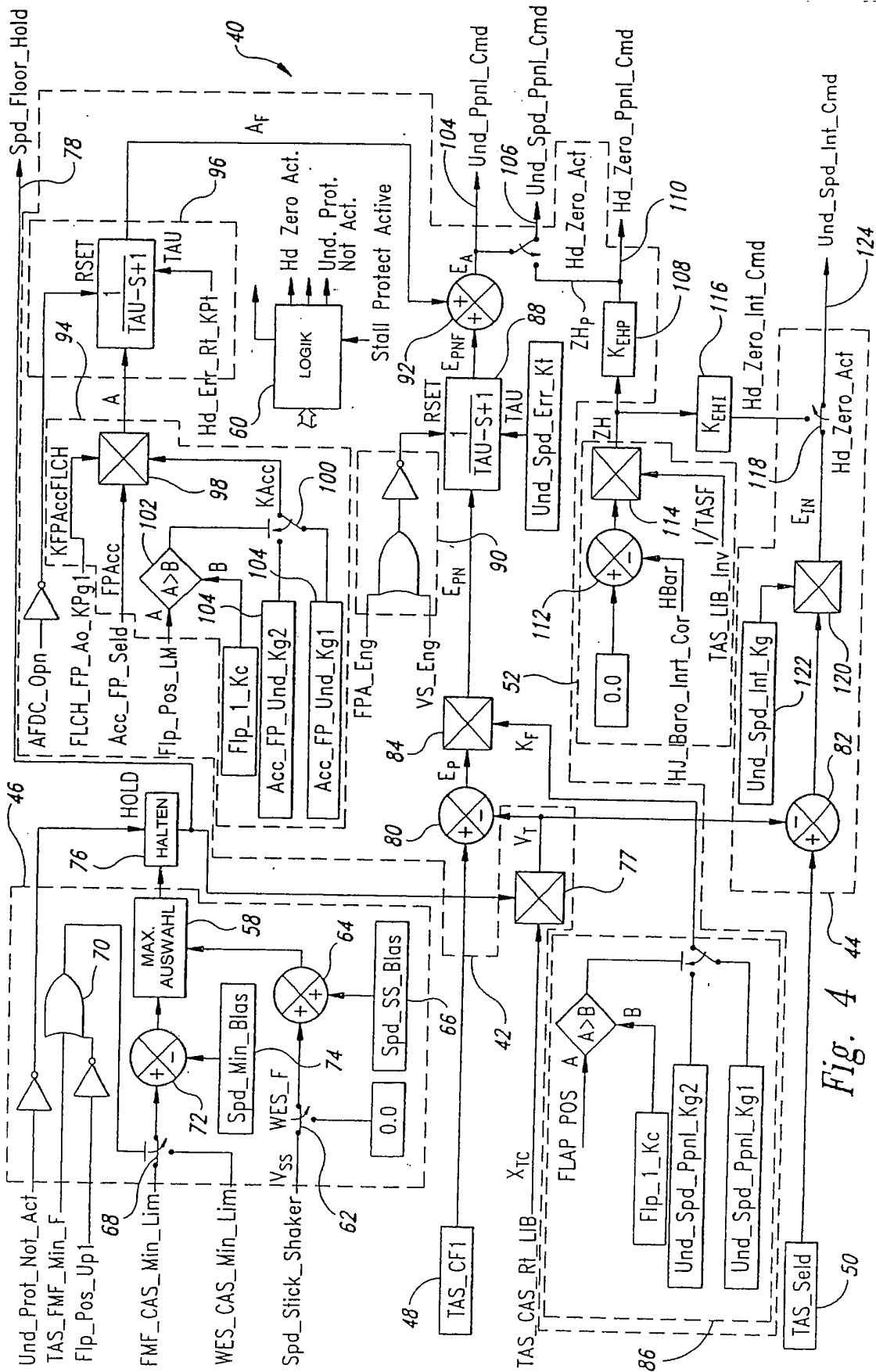


Fig. 4

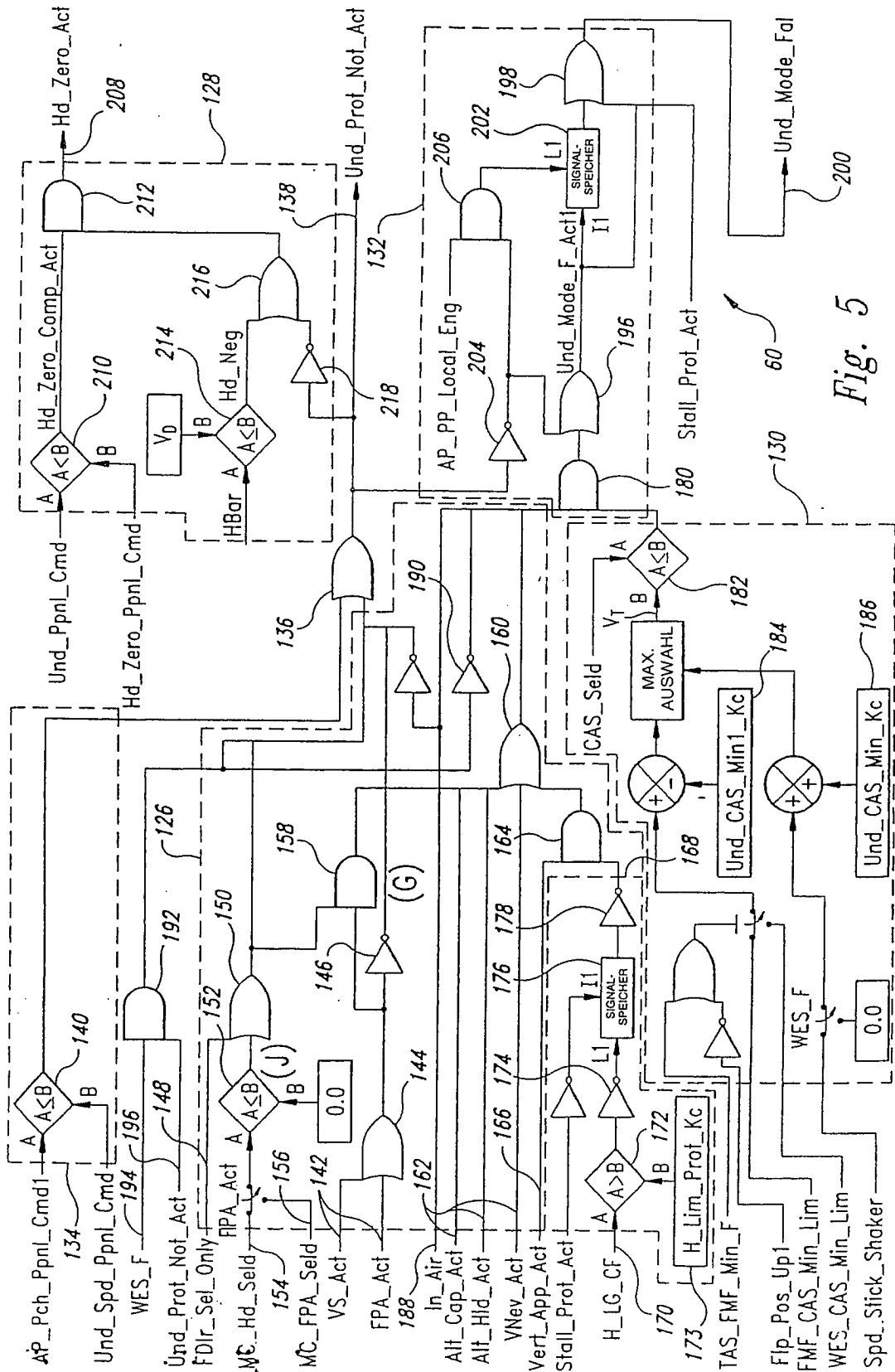


Fig. 5