

(19)



Europäisches Patentamt

European Patent Office

Office européen des brevets



(11)

EP 0 714 013 B1

(12)

EUROPÄISCHE PATENTSCHRIFT

(45) Veröffentlichungstag und Bekanntmachung des
Hinweises auf die Patenterteilung:
27.02.2002 Patentblatt 2002/09

(51) Int Cl.7: **F41G 7/22**

(21) Anmeldenummer: **95117667.6**

(22) Anmeldetag: **09.11.1995**

(54) **Lenkschleife für Flugkörper**

Guidance loop for missile

Boucle de guidage pour missile

(84) Benannte Vertragsstaaten:
DE FR GB IT SE

(30) Priorität: **26.11.1994 DE 4442134**

(43) Veröffentlichungstag der Anmeldung:
29.05.1996 Patentblatt 1996/22

(73) Patentinhaber: **Bodenseewerk Gerätetechnik
GmbH
88662 Überlingen (DE)**

(72) Erfinder:
• **Schnatz, Jürgen
D-88693 Deggenhausertal (DE)**

• **Ruggaber, Willi
D-88696 Owingen (DE)**

(74) Vertreter: **Weisse, Jürgen, Dipl.-Phys. et al
Patentanwälte, Dipl.-Phys. Jürgen Weisse,
Dipl.-Phys. Dr. Ing. Renate Weisse, Bökenbusch
41
42555 Velbert (DE)**

(56) Entgegenhaltungen:
**EP-A- 0 509 394 EP-A- 0 655 599
US-A- 4 508 293 US-A- 4 717 822
US-A- 5 052 637**

EP 0 714 013 B1

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).

Beschreibung

[0001] Die Erfindung betrifft eine Lenkschleife für Flugkörper, die durch einen Suchkopf zu einem Ziel geführt werden, wobei der Suchkopf ein begrenztes Gesichtsfeld besitzt, enthaltend einen Suchkopf, der die Sichtlinie zu einem Ziel durch Schielwinkel in bezug auf flugkörperfeste Nick- und Gierachsen bestimmt und Suchkopfsignale liefert, Signalverarbeitungsmittel, die von den Suchkopfsignalen beaufschlagt sind zur Erzeugung von die Bewegung des Flugkörpers bestimmenden Signalen zur Führung des Flugkörpers zu dem Ziel, und Lenkmittel, welche von diesen Signalen beaufschlagt sind.

[0002] Der Suchkopf enthält üblicherweise ein abbildendes optisches System und einen Sensor. Das abbildende optische System besitzt eine optische Achse. Ein den Sensor enthaltender Regelkreis richtet die optische Achse des optischen Systems auf ein von dem Sensor erfaßtes Ziel aus. Diese optische Achse definiert dann eine "Sichtlinie" zum Ziel. Die Lage der Sichtlinie relativ zu dem Flugkörper kann definiert werden durch zwei "Schielwinkel" um eine Gierachse bzw. eine Nickachse. Das optische System mit dem Sensor bildet einen "Sucher".

[0003] Der Suchkopf liefert Suchkopfsignale. Nach einem Lenkgesetz werden Lenksignale erzeugt, durch welche der Flugkörper zu dem erfaßten Ziel geführt wird. Bei dem Lenkgesetz der "Proportionalnavigation" sind die Lenksignale beispielsweise proportional der Drehgeschwindigkeit der Sichtlinie im inertialen Raum. Die Lenksignale steuern die Bewegung von Steuerflächen. Bei der Proportionalnavigation sucht die Lenkung die Lage der Sichtlinie im Raum konstant zu halten. Der Regelkreis mit dem Sucher als Meßglied und den Steuerflächen (o. dergl.) als Stellglied, durch den der Flugkörper zu dem Ziel geführt wird, bezeichnet man als "Lenkschleife".

[0004] Durch die Bewegung der Steuerflächen soll eine Querbeschleunigung des Flugkörpers erzielt werden. Zu diesem Zweck verändert der Flugkörper seinen Anstellwinkel, d.h. den Winkel zwischen Fluggeschwindigkeits-Vektor und Flugkörper-Längsachse. Durch diese Änderung des Anstellwinkels werden wiederum die Schielwinkel des Suchkopfes verändert. Der Flugkörper ändert seine Lage im Raum relativ zu der im wesentlichen raumfesten Sichtlinie.

[0005] Der optische Strahlengang des Suchers verläuft durch ein Fenster im Bereich der Spitze des Flugkörpers. Dieses Fenster bestimmt ein Gesichtsfeld des Suchers. Aus aerodynamischen und optischen Gründen ist dieses Fenster häufig seitlich an der Spitze des Flugkörpers vorgesehen. Die Größe der zulässigen Schielwinkel ist dadurch begrenzt. Verläßt die Sichtlinie zum Ziel das Gesichtsfeld des Flugkörpers, dann verliert der Suchkopf das Ziel.

[0006] Beispiele für Flugkörper, bei denen die Fenster seitlich an der Spitze des Flugkörpers vorgesehen sind, zeigt die US-PS 4 717 822.

[0007] Die nicht vorveröffentlichte EP-A-0 655 599 offenbart ein Luftverteidigungssystem zur Abwehr von feindlichen Ziel-Flugkörpern unter Verwendung eines Verteidigungs-Flugkörpers, wobei die Geschwindigkeit des Ziel-Flugkörpers größer als die Geschwindigkeit des Verteidigungs-Flugkörpers ist. Der Verteidigungs-Flugkörper wird so von einer Bodenstation abgeschossen, daß die Flugbahn des Verteidigungs-Flugkörpers die Flugbahn des Ziel-Flugkörpers in einem Schnittpunkt schneidet. Zu diesem Zweck wird der Ziel-Flugkörper von einem Überwachungsgerät mit einer Antenne erfaßt. Die Signale des Überwachungsgeräts werden auf eine erste Schaltung zur Berechnung der Flugbahn des Ziel-Flugkörpers aufgeschaltet. Die Signale der ersten Schaltung werden dann auf eine zweite Schaltung zur Berechnung der optimalen Flugbahn und des Abschußzeitpunktes des Verteidigungs-Flugkörpers aufgeschaltet. Die Signale der zweiten Schaltung werden dann auf ein mit einer Antenne versehenes Steuerungsgerät zur Steuerung des Verteidigungs-Flugkörpers in Richtung auf den Schnittpunkt während der Flugphase sowie auf ein Abschußgerät zum Abschießen des Verteidigungs-Flugkörpers aufgeschaltet. Die Flugbahn des Verteidigungs-Flugkörpers erfolgt so, daß diese Flugbahn in dem Schnittpunkt quer zu der Flugbahn des Ziel-Flugkörpers ist. Der Suchkopf des Verteidigungs-Flugkörpers befindet sich nicht in dem vorderen Ende des Flugkörpers, sondern seitlich zwischen dem vorderen Ende und dem Antriebssystem des Flugkörpers. Entsprechend zeigt die die Sichtlinie definierende Achse des Suchkopfs nicht in der gleichen Richtung wie die Längsachse des Verteidigungs-Flugkörpers, sondern tritt seitlich aus dem Flugkörper aus und bildet mit der Längsachse somit immer einen Winkel ungleich Null. Der Verteidigungs-Flugkörper muß dann eine solche Lage einnehmen, daß sich diese Achse des Suchkopfs an der dem Ziel-Flugkörper zugewandten Seite des Verteidigungs-Flugkörpers befindet. Dies wird durch eine Roll-Stabilisierung des Verteidigungs-Flugkörpers erreicht, wobei dafür gesorgt wird, daß sich die Achse des Suchkopfs in der durch die Position des Verteidigungs-Flugkörpers, den Schnittpunkt der Flugbahnen und die Position des Ziel-Flugkörpers definierten Ebene befindet, wobei diese Ebene als Referenzebene für die Roll-Stabilisierung des Verteidigungs-Flugkörpers dient.

[0008] Der Erfindung liegt die Aufgabe zugrunde, eine Lenkschleife für Flugkörper der eingangs genannten Art so auszubilden, daß ein Zielverlust durch die Begrenzung des Gesichtsfeldes des Suchers vermieden wird.

[0009] Erfindungsgemäß wird diese Aufgabe dadurch gelöst, daß die Signalverarbeitungsmittel Mittel zur zusätzlichen Beeinflussung der die Bewegung des Flugkörpers im Sinne des ständigen Haltens der Sichtlinie im Bereich des Gesichtsfeldes des Suchkopfes bestimmenden Signale auf der Basis von prädierten Schielwinkeln enthalten.

[0010] Nach der Erfindung werden die die Bewegung des Flugkörpers bestimmenden Signale, z.B. die Lenksignale, nicht nur durch das Lenkgesetz im Sinne einer optimalen Führung des Flugkörpers zu dem Ziel bestimmt sondern zusätzlich dahingehend beeinflusst, daß die Sichtlinie sicher im Gesichtsfeld des Suchkopfes bleibt. Es wird also u.U.

ein im Sinne der Zielverfolgung optimales Lenksignal begrenzt und weniger optimal gemacht, wenn durch die dem optimalen Lenksignal entsprechende Querbewegung die Sichtlinie aus dem Gesichtsfeld herauswandern und ein Zielverlust eintreten würde. Die optimale Zielverfolgung nützt nichts, wenn schließlich das Ziel verloren geht und der Flugkörper dadurch orientierungslos wird. Die Aufgabe, die Sichtlinie im Gesichtsfeld des Suchkopfes zu halten kann auch bei unsymmetrischer Anordnung des Fensters eine durch das Lenkgesetz nicht geforderte Rollbewegung des Flugkörpers erforderlich machen.

[0011] Ausgestaltungen der Erfindung sind Gegenstand der Unteransprüche.

[0012] Ein Ausführungsbeispiel der Erfindung ist nachstehend unter Bezugnahme auf die zugehörigen Zeichnungen näher erläutert.

Fig.1 ist eine schematisch-perspektivische Darstellung eines zielverfolgenden Flugkörpers mit einem Suchkopf dessen Strahlengang durch ein Fenster hindurchtritt, das seitlich im Bereich der Spitze des Flugkörpers angeordnet ist.

Fig.2 veranschaulicht das Gesichtsfeld des Suchers Suchkopfes von Fig.1 in bezug auf die Richtung der Längsachse des Flugkörpers.

Fig.3 ist ein Blockdiagramm und zeigt die Lenkschleife des Flugkörpers von Fig.1.

Fig.4 ist ein Blockdiagramm und zeigt die Mittel zur Beeinflussung der die Bewegung des Flugkörpers bestimmenden Signale, durch welche die Sichtlinie zum Ziel stets innerhalb des Gesichtsfeldes des Suchkopfes gehalten wird.

Fig.5 zeigt ein "Kommandofenster", welches die Regeln symbolisiert, nach denen in Abhängigkeit von den Schielwinkeln eine Rollbewegung des Flugkörpers eingeleitet wird.

Fig.6 und 7 veranschaulichen die Wirkung einer 180°-Rollbewegung des Flugkörpers auf die relative Lage von Sichtlinie und Gesichtsfeld.

Fig.8 veranschaulicht die Drehbewegung des Flugkörpers in dem Fall, daß die Sichtlinie sich dem seitlichen Rand des Gesichtsfeldes nähert.

Fig.9 veranschaulicht die Drehbewegung des Flugkörpers für einen weiteren Typ der relativen Lage von präzidierter Sichtlinie und Längsachse des Flugkörpers.

[0013] Fig.1 ist eine schematisch-perspektivische Darstellung eines Flugkörpers 10 mit Triebwerken 12 und 14, einem Suchkopf 16 an der Spitze und Steuerflächen 18. Der Suchkopf 16 weist ein Fenster 20 mit drei Facetten auf. Der (nicht sichtbare) Sucher "sieht" mit einer Sichtlinie 22 durch dieses Fenster 20. Mit x_b ist die Richtung der Längsachse des Flugkörpers 10 bezeichnet. Die Lage der Sichtlinie 22 relativ zu dem Flugkörper 10 ist definiert durch zwei Winkel λ_{yp} und λ_{zp} um die flugkörperfeste Nick- bzw. Gierachse y_b bzw. z_b .

[0014] Fig.2 zeigt die Lage des Gesichtsfeldes 24 des Suchkopfes 16 in bezug auf die Richtung der Längsachse x_b . Das Gesichtsfeld ist um die Nickachse y_b begrenzt durch die maximalen Nick-Schielwinkel ε_{y0} und $-\varepsilon_{y0}$. Um die Gierachse z_b ist das Gesichtsfeld begrenzt durch die maximalen Gier-Schielwinkel $-\varepsilon_z$ und $+\varepsilon_z$. Um die Nickachse ist das Gesichtsfeld 24 stark unsymmetrisch. Um die Gierachse ist das Gesichtsfeld 24 symmetrisch aber natürlich begrenzt.

[0015] Fig.3 veranschaulicht die Lenkschleife oder den Lenkregelkreis. Mit 26 ist ein Ziel bezeichnet. Das Ziel 26 wird von dem Sucher 28 erfaßt. Der Sucher 28 stellt sich mit seiner Sichtlinie auf das Ziel ein. Die Lage der Sichtlinie 22 mit den Nick- und Gier-Schielwinkeln kann z.B. in Form von Kardanwinkeln an dem Sucher 28 abgegriffen werden. Die so gemessenen Schielwinkel λ_{ym} und λ_{zm} werden, wie durch eine Schleife 30 angedeutet ist, auf eine Schaltung 32 aufgeschaltet, die einem Zielverlust entgegenwirkt.

[0016] Im übrigen erfolgt eine Lenkung durch einen Lenkrechner 34 nach einem Lenkgesetz in Abhängigkeit von der Sichtlinie oder deren Drehgeschwindigkeit. Der Lenkrechner 34 kommandiert Lenkgesetz-Querbewegungen a_{yco} und a_{zco} , durch welche der Flugkörper 10 nach dem angewandten Lenkgesetz dem Ziel 26 nachgeführt werden sollte. Diese Lenkgesetz-Querbewegungen a_{yco} und a_{zco} werden jedoch noch auf die Schaltung 32 aufgeschaltet und erforderlichenfalls so modifiziert, daß einem Zielverlust entgegengewirkt oder eine Rollbewegung des Flugkörpers 10 eingeleitet wird. Die Schaltung 32 erhält auch die gemessenen Querbewegungen a_{ym} und a_{zm} des Flugkörpers 10. Das ist durch die Schleife 36 dargestellt. Die Schaltung 32 liefert kommandierte Querbewegungen a_{yc} und a_{zc} in Richtung der Nick- bzw. Gierachse. Ferner liefert die Schaltung ggf. Kommandos $\Delta\Phi_c$, welche eine Rollbewegung des Flugkörpers einleiten. Die Bewegung des Flugkörpers wirkt sich wieder auf den Sucher 28 aus. Das ist durch die

Schleife 38 und einen Summierpunkt 40 dargestellt.

[0017] Die Schaltung 32 ist in Fig.4 im einzelnen dargestellt.

[0018] An einem Eingang 42 liegt die von dem Lenkrechner 34 gelieferte Lenkgesetz-Querb beschleunigung a_{yco} in Richtung der Nickachse an. An einem Eingang 44 liegt die von dem Lenkrechner 34 gelieferte Lenkgesetz-Querb beschleunigung a_{zco} in Richtung der Gierachse an. An einem Eingang 46 liegt die gemessene Querb beschleunigung a_{ym} des Flugkörpers 10 in Richtung der Nickachse an. An einem Eingang 48 liegt die gemessene Querb beschleunigung a_{zm} des Flugkörpers 10 in Richtung der Gierachse an. In Summierpunkten 50 und 52 werden die Differenzen der Lenkgesetz-Querb beschleunigungen und der gemessenen Querb beschleunigungen gebildet:

$$\Delta a_y = a_{yco} - a_{ym}$$

$$\Delta a_z = a_{zco} - a_{zm}$$

[0019] Das sind die Änderungen der Querb beschleunigungen, die sich bei Erzeugung der vom Lenkrechner 34 berechneten Lenkgesetz-Querb beschleunigungen ergeben würden. Diese Änderungen würden zu Änderungen der Anstellwinkel führen. Solche Änderungen der Anstellwinkel führen zu gegensinnigen Änderungen der Schielwinkel. Der Flugkörper 10 wird relativ zu der im wesentlichen feststehenden Sichtlinie um Nick- und Gierachse verschwenkt. Wird z.B. der Nickwinkel des Flugkörpers 10 gegenüber dem inertialen Raum und der darin festen Sichtlinie 22 zur Erzielung einer in Richtung der Gierachse wirkenden Querb beschleunigung im Uhrzeigersinn verändert, dann verändert sich der Schielwinkel, nämlich der Winkel, unter dem das Ziel aus dem Flugkörper 10 gesehen wird, entgegen dem Uhrzeigersinn. Einer kommandierten Änderung der Querb beschleunigung entspricht eine sich aus der Aerodynamik des Flugkörpers 10 ergebende Änderung des Anstellwinkels. Diese bewirkt wiederum eine Änderung des betreffenden Schielwinkels. Aus einer kommandierten Änderung der Querb beschleunigung kann daher eine Änderung des Schielwinkels prädiiziert werden. In Fig.4 ist angenommen, daß der Zusammenhang zwischen kommandierter Änderung der Querb beschleunigung und daraus prädiizierter Änderung des zugehörigen Schielwinkes die Proportionalität ist:

$$\Delta \lambda_z = -K_a \Delta a_y$$

$$\Delta \lambda_y = K_a \Delta a_z$$

[0020] Die Multiplikation mit den Koeffizienten $-K_a$ bzw. K_a ist in Fig.4 durch Blöcke 54 bzw. 56 dargestellt. Statt des linearen Zusammenhanges können durchaus auch komplexere und nichtlineare Zusammenhänge zwischen den Änderungen der Schielwinkel und den kommandierten Änderungen der Querb beschleunigungen bestehen.

[0021] Aus diesen Änderungen der Schielwinkel können nun prädiizierte Schielwinkel als Summe der aktuellen, gemessenen Schielwinkel und den Änderungen der Schielwinkel gebildet werden. Die gemessenen Schielwinkel λ_{ym} und λ_{zm} werden an dem Sucher 28 (Fig.3) abgegriffen und über Schleife 30 auf die Schaltung 32 aufgeschaltet. Diese gemessenen Schielwinkel λ_{ym} und λ_{zm} liegen an Eingängen 58 bzw. 60 der Schaltung 32 (Fig.4) an. Den gemessenen Schielwinkeln λ_{ym} und λ_{zm} sind die berechneten Änderungen der Schielwinkel in Summierpunkten 62 bzw. 64 überlagert. Daraus ergeben sich die prädiizierten Schielwinkel λ_{yp} bzw. λ_{zp} .

[0022] Die so erhaltenen prädiizierten Schielwinkel λ_{yp} bzw. λ_{zp} sind auf Begrenzer 66 bzw. 68 aufgeschaltet. Die Begrenzer begrenzen die Werte der Schielwinkel auf vorgegebene Grenzwerte v_{yo} und $-v_{yu}$ bzw. v_z und $-v_z$. Die Werte von v_{yo} und $-v_{yu}$ bzw. v_z und $-v_z$ sind etwas kleiner als die oben im Zusammenhang mit Fig.2 erwähnten Werte ϵ_{yo} und ϵ_{yu} bzw. $-\epsilon_z$ und $+\epsilon_z$. Der durch die Begrenzer 66 und 68 festgelegte Bereich ist aus Sicherheitsgründen etwas gegenüber dem durch das Fenster 20 bestimmten realen Gesichtsfeld verkleinert.

[0023] Die Begrenzer 66 und 68 liefern dementsprechend begrenzte Werte der prädiizierten Schielwinkel λ_{yp} bzw. λ_{zp} , falls die prädiizierten Schielwinkel aus dem durch die Begrenzer 66 und 68 festgelegten Gesichtsfeld herausfallen. Von diesen begrenzten Schielwinkeln werden nun in Summierpunkten 70 bzw. 72 die gemessenen Schielwinkel subtrahiert. Das ist durch die Schleifen 74 bzw. 76 dargestellt. Dadurch ergeben sich begrenzte Änderungen der Schielwinkel $\Delta \lambda_{yp}$ $\Delta \lambda_{zp}$. Diese begrenzten Änderungen der Schielwinkel werden nun einer Operation unterworfen, die invers zu der durch die Blöcke 56 bzw. 54 dargestellten Operation ist. Im vorliegenden Fall sind diese inversen Operationen Multiplikationen mit $1/K_a$ bzw. $-1/K_a$. Diese inversen Operationen sind in Fig.4 durch Blöcke 78 bzw. 80 dargestellt. Die inverse Operation gemäß Block 80 liefert eine modifizierte Änderung Δa_{yp} der Querb beschleunigung in Richtung der Nickachse. Die inverse Operation gemäß Block 78 liefert eine modifizierte Änderung Δa_{zp} der Querb beschleunigung in Richtung der Gierachse. Diesen modifizierten Änderungen werden die entsprechenden gemessenen Querb beschleunigungen

nigungen a_{ym} bzw. a_{zm} in Summierpunkten 82 bzw. 84 überlagert. Das ist in Fig.4 durch Schleifen 86 bzw. 88 dargestellt.

[0024] Dadurch werden erste kommandierte Beschleunigungen a_{yc1} und a_{zc1} erhalten. Diese ersten kommandierten Beschleunigungen a_{yc1} und a_{zc1} sind auf weitere Begrenzermittel 90 geschaltet. Dort erfahren sie erforderlichenfalls eine weitere Begrenzung, falls der mit einer Querbewegung kommandierte Anstellwinkel aus aerodynamischen Gründen zu groß wird. An Ausgängen 92 und 94 erscheinen dann kommandierte Beschleunigungen a_{yc} bzw. a_{zc} . Durch diese werden, wie aus Fig.3 hervorgeht, die Steuerflächen des Flugkörpers angesteuert.

[0025] Zusätzlich kann dem Flugkörper 10 eine Rollbewegung erteilt werden, durch welche der Flugkörper 10 in eine Rollage bewegt wird, in welcher das Fenster 20 (Fig.1) günstig zu der Sichtlinie 22 liegt. Der Gier-Schielwinkel λ_z soll klein sein und der Nick-Schielwinkel λ_y soll in den weniger stark beschränkten, negativen Bereich (unten in Fig. 2) fallen. Zu diesem Zweck werden die prädierten Schielwinkel λ_{yp} und λ_{zp} auf Eingänge 96 bzw. 98 einer Rollsteuerung 100 geschaltet.

[0026] Die Rollsteuerung 100 liefert an einem Ausgang 102 ein Rollkommando $\Delta\Phi_c$.

[0027] Das Rollkommando $\Delta\Phi_c$ ergibt sich aus den prädierten Schielwinkeln λ_{yp} und λ_{zp} nach vorgegebenen Regeln:

(a) Wenn der prädierte Gier-Schielwinkel λ_{zp} und der Nick-Schielwinkel λ_{yp} die Bedingung erfüllen:

$$-\delta \leq \lambda_{zp} \leq \delta$$

und

$$\lambda_{yp} \leq v_{yo},$$

wobei δ und v_{yo} die Begrenzungen eines „Fensters“ für die Sichtlinie in dem Gesichtsfeld 24 des Suchkopfes 16 ist, wird die Rollage des Flugkörpers 10 beibehalten.

(b) Wenn die prädierten Schielwinkel in einem Bereich

$$-\delta \leq \lambda_{zp} \leq \delta$$

und

$$\lambda_{yp} \geq v_{yo},$$

liegen, wird dem Flugkörper 10 eine 180° Rolldrehung kommandiert.

(c) Wenn die prädierten Schielwinkel λ_{zp} und λ_{yp} in den Bereich

$$\lambda_{zp} \leq -\delta; \lambda_{yp} \leq -v_{yo} \text{ oder } \lambda_{zp} \geq \delta; \lambda_{yp} \leq -v_{yo}$$

liegen, wird dem Flugkörper 10 eine Rollbewegung um den Winkel

$$\Delta\Phi_c = \arctan(\lambda_{zp}/\lambda_{yp})$$

kommandiert.

(d) Wenn die prädierten Schielwinkel λ_{zp} und λ_{yp} in den Bereich

$$\lambda_{zp} \leq -\delta; -v_{yo} \leq \lambda_{yp} \leq v_{yo} \text{ oder } \lambda_{zp} \geq \delta; -v_{yo} \leq \lambda_{yp} \leq v_{yo}$$

liegen, wird dem Flugkörper im Fall eines positiv prädierten Gier-Schielwinkels λ_{zp} eine Rolldrehung um den

Winkel -90° und im Fall eines negativ prädierten Gier-Schielwinkels λ_{zp} eine Rolldrehung um den Winkel $+90^\circ$ kommandiert.

[0028] Das ist in Fig.5 in Form eines "Kommandofensters" dargestellt. In horizontaler Richtung sind in Fig.5 prädierte (vorhergesagte) Gier-Schielwinkel λ_{zp} aufgetragen. In vertikaler Richtung sind in Fig.5 prädierte Nick-Schielwinkel λ_{yp} aufgetragen. Jeder Punkt in der Fläche von Fig.5 entspricht daher einer durch zwei Schielwinkel definierten Sichtlinie.

[0029] In Fig.5 ist das durch das Fenster 20 definierte reale Gesichtsfeld 24 eingezeichnet. Weiterhin ist das innerhalb des realen Gesichtsfeldes 24 angeordnete eingeschränkte Gesichtsfeld 104 dargestellt, welches durch die Begrenzerwerte v_{yo} und $-v_{yu}$ bzw. v_z und $-v_z$ der Begrenzer 66 und 68 festgelegt ist.

[0030] In einem Bereich 106 der sich in "vertikaler" Richtung von v_{yo} bis zum Rand des Gesichtsfeldes und in "horizontaler" Richtung von $-\delta$ bis $+\delta$ erstreckt, erfolgt keine Änderung der Rollage. Die Sichtlinie 22 liegt im wesentlichen optimal zu dem Fenster 20. $\Delta\Phi_c = 0$. Das ist die oben angegebene Regel "(a)".

[0031] In einem Bereich 108, der sich in horizontaler Richtung ebenfalls von $-\delta$ bis $+\delta$ erstreckt, und in vertikaler Richtung von v_{yo} bis zum "oberen" Rand des Gesichtsfeldes reicht, wird eine 180° -Rollbewegung des Flugkörpers 10 kommandiert. Die Wirkung einer solchen 180° -Rollbewegung auf die relative Lage von Sichtlinie und Gesichtsfeld kann anhand der schematischen Darstellung von Fig.6 und 7 verstanden werden. In Fig.6 ist angenommen, daß das Fenster 20 nach unten weist. Die Rollachse x_b des Flugkörpers 10 liegt horizontal. Die Sichtlinie 22 ist gegenüber der Rollachse x_b in einer vertikalen Ebene geneigt und liegt in dem Bereich 108 nahe dem Rand des Gesichtsfeldes 24. Wenn dann der Flugkörper 10 mit dem Fenster 20 um 180° um die Rollachse x_b gedreht wird, dann ergeben sich die Verhältnisse von Fig.7: Die Lage der Sichtlinie 22 und die Lage der Rollachse x_b bleiben unverändert. Die Ränder ϵ_{yo} und $-\epsilon_{yu}$ des Gesichtsfeldes 24 sind an der Rollachse x_b gespiegelt. In Fig.5 entspräche das einer Drehung um 180° um den Schnittpunkt der λ_{yp} - und λ_{zp} -Achsen. Die Sichtlinie liegt dann in dem geometrisch günstigeren Winkelbereich des Gesichtsfeldes 22. Das entspricht der oben angegebenen Regel "(b)".

[0032] Wenn die Sichtlinie 22 des Suchkopfes 16 in einem der Bereiche 110 oder 112 liegt, also gegen die Längsmittlebene des Gesichtsfeldes um mehr als den Winkel δ seitlich versetzt ist, dann erfolgt eine solche Drehung des Flugkörpers 10 um die Rollachse x_b und damit eine Drehung des Gesichtsfeldes um einen Winkel $\Delta\Phi$, daß die prädierte Sichtlinie 22 wieder auf diese Längsmittlebene zu liegen kommt. Aus Fig.8 ergibt sich für den hierzu zu kommandierenden Rollwinkel $\Delta\Phi_c$ die Beziehung

$$\Delta\Phi_c = \tan \lambda_{zp} / \lambda_{yp}.$$

[0033] Das ist die oben angegebene Regel "(c)".

[0034] Wenn die prädierte Sichtlinie des Suchkopfes in einem der Felder 114 oder 116 von Fig.5 liegt, die sich längs der " λ_{zp} -Achse" erstrecken, dann erfolgt eine Drehung des Flugkörpers 10 um 90° um die Rollachse x_b . Die Felder 114 und 116 bestimmen Mengen von möglichen Sichtlinien, die von der Drehung des Flugkörpers 10 nicht beeinflusst werden. Durch eine Drehung um 90° liegen diese "Mengen von Sichtlinien" nicht mehr beiderseits der λ_{zp} -Achse sondern beiderseits der $-\text{um } 90^\circ \text{ gedrehten } \lambda_{yp}$ -Achse und damit zentral im Gesichtsfeld. Die Drehung des Flugkörpers und damit des Gesichtsfeldes 24 muß im Falle des Feldes 114 ($\lambda_{zp} < 0$) im Uhrzeigersinn erfolgen, im Falle des Feldes 116 ($\lambda_{zp} > 0$) entgegen dem Uhrzeigersinn. Dann befindet sich die prädierte Sichtlinie in dem Bereich $0 > \lambda_{yp} > -\epsilon_{yu}$ des gedrehten Gesichtsfeldes.

[0035] Wenn die prädierte Sichtlinie in einem der Bereiche 118 oder 120 liegt, dann erfolgt, wie in Fig.9 dargestellt ist, zunächst eine Drehung um einen Rollwinkel $\Delta\Phi_c$, der sich aus der Beziehung $\Delta\Phi_c = \arctan(\lambda_{zp} / \lambda_{yp})$ ergibt. Durch eine solche Drehung des Flugkörpers 10 und damit des Gesichtsfeldes 24 kommt der eine Sichtlinie repräsentierende Punkt aus dem Feld 118 oder 120 auf die λ_{yp} -Achse zu liegen, allerdings in dem ungünstigen positiven Bereich (oben in Fig.5). Deshalb erfolgt zusätzlich eine weitere Drehung um 180° .

[0036] Bei jeder der so kommandierten Rollagen ist durch die Begrenzer 66 und 68 sichergestellt, daß sich die Sichtlinie 22 innerhalb des eingeschränkten Gesichtsfeldes 104 befindet. Durch die kommandierten Rollbewegungen wird sichergestellt, daß die Begrenzung durch die Begrenzer 66 und 68 nicht zu stark zu sein braucht. Durch das Zusammenwirken der von der Rollsteuerung 100 kommandierten Rollbewegungen und die Begrenzung durch die Begrenzer 66 und 68 wird sichergestellt, daß einerseits kein Zielverlust eintreten kann, andererseits aber die Steuerung nach dem benutzten Lenkgesetz bestmöglich erfolgt.

[0037] Jede der beiden Maßnahmen könnte allerdings auch unabhängig von der anderen angewandt werden.

Patentansprüche

1. Lenkschleife für Flugkörper (10), die durch einen Suchkopf (16) zu einem Ziel geführt werden, wobei der Suchkopf (16) ein begrenztes Gesichtsfeld (24) besitzt, enthaltend

(a) einen Suchkopf (16), der die Sichtlinie (22) zu einem Ziel (26) durch Schielwinkel (λ_y, λ_z) in bezug auf flugkörperfeste Nick- und Gierachsen (y_b, z_b) bestimmt und Suchkopfsignale liefert,

(b) Signalverarbeitungsmittel, die von den Suchkopfsignalen beaufschlagt sind zur Erzeugung von die Bewegung des Flugkörpers (10) bestimmenden Signalen ($\Delta\Phi_c, a_{yc}, a_{zc}$) zur Führung des Flugkörpers (10) zu dem Ziel, und

(c) Lenkmittel, welche von diesen Signalen beaufschlagt sind,

dadurch gekennzeichnet, daß

(d) die Signalverarbeitungsmittel Mittel (32) zur zusätzlichen Beeinflussung der die Bewegung des Flugkörpers (10) bestimmenden Signale ($\Delta\Phi_c, a_{yc}, a_{zc}$) im Sinne des ständigen Haltens der Sichtlinie (22) im Bereich des Gesichtsfeldes (24) des Suchkopfes (16) auf der Basis von prädizierten Schielwinkeln ($\lambda_{yp}, \lambda_{zp}$) enthalten.

2. Lenkschleife nach Anspruch 1, **dadurch gekennzeichnet, daß** die Signalverarbeitungsmittel

(a) Mittel (34) zur Erzeugung von Signalen (a_{yco}, a_{zco}) aufweisen, welche Lenkgesetz-Querbeschleunigungen des Flugkörpers (10) nach einem Lenkgesetz aus den Suchkopfsignalen erzeugt,

(b) Mittel (52,56,62; 50,54,64) zur Berechnung von sich aus den Lenkgesetz-Querbeschleunigungen ergebenden prädizierten Schielwinkeln ($\lambda_{yp}, \lambda_{zp}$),

(c) Mittel (66,68) zur Begrenzung der so erhaltenen, prädizierten Schielwinkel ($\lambda_{yp}, \lambda_{zp}$) auf einen Bereich (104) innerhalb des Gesichtsfeldes (24) des Suchkopfes (16),

(d) Mittel (70,78,84; 72,80,82) zur Bildung von Querbeschleunigungen kommandierenden Lenksignalen (a_{yc1}, a_{zc1}) nach Maßgabe der so begrenzten Schielwinkel.

3. Lenkschleife nach Anspruch 2, **dadurch gekennzeichnet, daß** die Mittel zur Berechnung von sich aus den Lenkgesetz-Querbeschleunigungen ergebenden prädizierten Schielwinkeln enthalten:

(a) Mittel (62,64) zur Bildung der Differenz der jeweiligen Lenkgesetz-Querbeschleunigung und einer gemessenen Querbeschleunigung,

(b) Mittel (56,54) zur Prädiktion einer Schielwinkel-Änderung ($\Delta\lambda_y, \Delta\lambda_z$) aus dieser Differenz nach einer vorgegebenen, ein Modell des Zusammenhanges zwischen Querbeschleunigungs-Differenz und Schielwinkel-Änderung repräsentierenden Funktion,

(c) Mittel (62,64) zur Bildung der Summe der prädizierten Schielwinkel-Änderung ($\Delta\lambda_y, \Delta\lambda_z$) und des aktuellen Schielwinkels ($\lambda_{ym}, \lambda_{zm}$) als prädizierten Schielwinkel.

4. Lenkschleife nach Anspruch 3, **dadurch gekennzeichnet, daß** die Mittel zur Bildung von Querbeschleunigungen kommandierenden Lenksignalen nach Maßgabe der begrenzten Schielwinkel enthalten:

(a) Mittel (70,72) zur Bildung der Differenz ($\Delta\lambda_{yp}, \Delta\lambda_{zp}$) des begrenzten, prädizierten Schielwinkels und des aktuellen Schielwinkels,

(b) Mittel (78,80) zur Bildung eines eine Beschleunigungs-Änderung darstellenden Signals ($\Delta a_{yp}, \Delta a_{zp}$) als inverse Funktion der ein Modell des Zusammenhanges zwischen Querbeschleunigungs-Differenz und Schielwinkel-Änderung repräsentierenden Funktion,

(c) Mittel (84,82) zur Überlagerung dieses eine Beschleunigungs-Änderung darstellenden Signals und des gemessenen Beschleunigungs-Signals (a_{ym}, a_{zm}) zur Bildung eines Lenksignals.

5. Lenkschleife nach Anspruch 4, **dadurch gekennzeichnet, daß** die erhaltenen Lenksignale nach Maßgabe eines Anstellwinkels des Flugkörpers einer zusätzlichen Begrenzung unterworfen sind.

6. Lenkschleife nach einem der Ansprüche 1 bis 5, **dadurch gekennzeichnet, daß** die beiden prädierten Schielwinkel ($\lambda_{yp}, \lambda_{zp}$) auf eine Rollsteuerung (100) aufgeschaltet sind, durch welche eine Rollage des Flugkörpers (10) vorgebar ist, in welcher die Sichtlinie (22) günstig zu dem Gesichtsfeld (24) des Suchkopfes (16) liegt.

7. Lenkschleife nach Anspruch 6, **dadurch gekennzeichnet, daß** von der Rollsteuerung (100) Rollagen ($\Delta\Phi_c$) des Flugkörpers (10) nach vorgegebenen Regeln vorgebar sind, abhängig davon, in welchen Wertebereichen die prädierten Schielwinkel ($\lambda_{yp}, \lambda_{zp}$) liegen.

8. Lenkschleife nach Anspruch 7, **dadurch gekennzeichnet, daß** die Rollage des Flugkörpers (10) durch die Rollsteuerung (100) nach folgenden Regeln bestimmt wird:

(a) Wenn der prädierte Gier-Schielwinkel λ_{zp} und der Nick-Schielwinkel λ_{yp} die Bedingung erfüllen:

$$-\delta \leq \lambda_{zp} \leq \delta$$

und

$$\lambda_{yp} \leq v_{yo},$$

wobei δ und v_{yo} die Begrenzungen eines "Fensters" (106) für die Sichtlinie (22) in dem Gesichtsfeld (24) des Suchkopfes (16) ist, wird die Rollage des Flugkörpers (10) beibehalten.

(b) Wenn die prädierten Schielwinkel ($\lambda_{yp}, \lambda_{zp}$) in einem Bereich

$$-\delta \leq \lambda_{zp} \leq \delta$$

und

$$\lambda_{yp} \leq v_{yo},$$

liegen, wird dem Flugkörper (10) eine 180° Rolldrehung kommandiert.

(c) Wenn die prädierten Schielwinkel λ_{zp} und λ_{yp} in den Bereich

$$\lambda_{zp} \leq -\delta; \lambda_{yp} \leq -v_{yo} \text{ oder } \lambda_{zp} \geq \delta; \lambda_{yp} \leq -v_{yo}$$

liegen, wird dem Flugkörper (10) eine Rollbewegung um den Winkel

$$\Delta\Phi_c = \arctan(\lambda_{zp}/\lambda_{yp})$$

kommandiert.

(d) Wenn die prädierten Schielwinkel λ_{zp} und λ_{yp} in den Bereich

$$\lambda_{zp} \leq -\delta; -v_{yo} \leq \lambda_{yp} \leq v_{yo} \text{ oder } \lambda_{zp} \geq \delta; -v_{yo} \leq \lambda_{yp} \leq v_{yo}$$

liegen, wird dem Flugkörper (10) im Fall eines positiv prädierten Gier-Schielwinkels λ_{zp} eine Rolldrehung um den Winkel -90° und im Fall eines negativ prädierten Gier-Schielwinkels λ_{zp} eine Rolldrehung um den Winkel $+90^\circ$ kommandiert.

9. Lenkschleife nach Anspruch 8, **dadurch gekennzeichnet, daß** die Rollage des Flugkörpers (10) durch die Rollsteuerung (100) weiterhin nach folgender Regel bestimmbar ist:

Wenn die prädierten Schielwinkel $(\lambda_{yp}, \lambda_{zp})$ in einem der Bereiche

$$\lambda_{yp} > \nu_{yo} \text{ und entweder } \lambda_{zp} \leq -\delta \text{ oder } \lambda_{zp} \geq +\delta,$$

liegen, dann wird zunächst eine Drehung um einen Rollwinkel $\Delta\Phi$, der sich aus der Beziehung $\Delta\Phi = \arctan(\lambda_{zp}/\lambda_{yp})$ ergibt und eine weitere Drehung um 180° kommandiert.

Claims

1. Guidance loop for missiles (10), which are guided to a target by a seeker head (16), the seeker head having a limited field of view (24), comprising

(a) a seeker head (16), which defines the line of sight (22) to a target (26) by means of look angles (λ_y, λ_z) with reference to missile-fixed pitch and yaw axes (y_b, z_b) and which provides seeker head signals,

(b) signal processing means, to which the seeker head signals are applied for generating signals $(\Delta\Phi_c, a_{yc}, a_{zc})$ determining the motions of the missile (10) for guiding the missile (10) to the target, and

(c) guidance means to which these signals are applied,

characterised in that

(d) the signal processing means comprise means (32) for additionally influencing the signals $(\Delta\Phi_c, a_{yc}, a_{zc})$ determining the motions of the missile (10) to continuously maintaining the line of sight (22) within the area of the field of view (24), on the basis of predicted look angles (λ_y, λ_z) .

2. Guidance loop as claimed in claim 1, **characterised in that** the signal processing means

(a) comprise means (34) for the generation of signals (a_{yco}, a_{zco}) which generate from the seeker head signals guidance law lateral accelerations of the missile in accordance with a guidance law,

(b) means (52,56,62;50,54,64) for computing predicted look angles $(\lambda_{yp}, \lambda_{zp})$ resulting from the guidance law transverse accelerations,

(c) means (66,68) for limiting the predicted look angles $(\lambda_{yp}, \lambda_{zp})$ to a range (104) within the field of view (24) of the seeker head (16),

(d) means (70,78,84;72,80,82) for forming guidance signals commanding lateral accelerations (a_{acl}, a_{zcl}) in accordance with the look angles thus limited.

3. Guidance loop as claimed in claim 2, **characterised in that** the means for computing predicted look angles resulting from the guidance law lateral accelerations comprise:

(a) means (62,64) for forming the difference of the respective guidance law lateral accelerations and a measured lateral acceleration,

(b) means (56,54) for predicting a look angle change $(\Delta\lambda_y, \Delta\lambda_z)$ from this difference un accordance with a given function representing a model of the relation between lateral acceleration difference and look angle change,

(c) means (62,64) for forming the sum of the predicted look angle changes ($\Delta\lambda_y, \Delta\lambda_z$) and of the actual look angle ($\lambda_{ym}, \lambda_{zm}$).

4. Guidance loop as claimed in claim 3, **characterised in that** the means for forming guidance signals commanding lateral accelerations in accordance with the limited look angles comprise:

(a) means (70,72) for forming the difference ($\Delta\lambda_{yp}, \Delta\lambda_{zp}$) of the limited predicted look angle and of the actual look angle,

(b) means (78,89) for forming a signal representing an acceleration change ($\Delta a_{yp}, \Delta a_{zp}$) as an inverse function of the function representing a model of the relation between lateral acceleration difference and look angle change,

(c) means (84,82) for superimposing this signal representing an acceleration change and the measured acceleration signal (a_{ym}, a_{zm}) for generating a guidance signal.

5. Guidance loop as claimed in claim 4, **characterised in that** the obtained guidance signals are subjected to an additional limitation depending on the angle of attack of the missile.

6. Guidance loop as claimed in anyone of the claims 1 to 5, **characterised in that** the two predicted look angles ($\lambda_{yp}, \lambda_{zp}$) are applied to a roll control (110), which permits selection of a roll attitude of the missile (10), the line of sight (22), with this roll attitude, being located favourably relative to the field of view (24) of the seeker head (16).

7. Guidance loop as claimed in claim 6, **characterised in that** the roll control (100) permits selection of roll attitudes ($\Delta\Phi_c$) of the missile in accordance with given rules depending on in which value ranges the predicted look angles ($\lambda_{yp}, \lambda_{zp}$) lie.

8. Guidance loop as claimed in claim 7, **characterised in that** the roll attitude of the missile (10) is determined by the roll control (100) according to the following rules:

(a) If the predicted yaw look angle λ_{zp} and the pitch look angle λ_{yp} fulfil the condition

$$-\delta \leq \lambda_{zp} \leq \delta$$

and

$$\lambda_{yp} \leq v_{yo},$$

δ and v_{yo} being the limits of a "window" (106) for the line of sight (22) within the field of view (24) of the seeker head (16), the roll attitude of the missile is maintained.

(b) If the predicted look angles ($\lambda_{yp}, \lambda_{zp}$) lie in a range

$$-\delta \leq \lambda_{zp} \leq \delta$$

and

$$\lambda_{yp} \geq v_{yo},$$

a 180° roll rotation will be commanded to the missile.

(c) If the predicted look angles λ_{yp} and λ_{zp} lie in the range of

$$\lambda_{zp} \leq \delta; \lambda_{yp} \leq v_{yo} \text{ or } \lambda_{zp} \geq \delta; \lambda_{zp} < v_{yo}$$

a roll movement about the angle

$$\Delta\Phi_c = \arctan (\lambda_{zp}/\lambda_{yp})$$

will be commanded to the missile.

(d) If the predicted look angles λ_{zp} and λ_{yp} lie in the range of

$$\lambda_{zp} \leq \delta; -v_{yo} \leq \lambda_{yp} \leq v_{yo} \text{ or } \lambda_{zp} \geq \delta; -v_{yo} \leq \lambda_{yp} \leq v_{yo},$$

a roll rotation about the angle of -90° , in the case of a positive predicted look angle λ_{zp} , and a roll rotation about an angle of $+90^\circ$, in the case of a negative predicted look angle λ_{zp} , will be commanded to the missile (10).

9. Guidance loop as claimed in claim 8. **characterised in that** the roll attitude of the missile (10) can be further determined by the roll control according to the following rule:

If the predicted look angles $(\lambda_{yp}, \lambda_{zp})$ lie within one of the ranges of

$$\lambda_{yp} > v_{yo} \text{ and either } \lambda_{zp} \leq -\delta \text{ or } \lambda_{zp} \geq +\delta,$$

then, at first, a rotation about a roll angle which results from the relation $\Delta\Phi = \arctan (\lambda_{zp}/\lambda_{yp})$ and a further rotation through 180° are carried out.

Revendications

1. Boucle de guidage pour missiles (10) guidés vers une cible par une tête chercheuse (16), la tête chercheuse (16) possédant un champ visuel limité (24), comprenant

(a) une tête chercheuse (16) déterminant la ligne de visée (22) par rapport à une cible (26) grâce à des angles de déviation (λ_y, λ_z) par rapport à des axes de tangage et de lacet (Y_b, Z_b) fixes par rapport au missile et livrant des signaux de tête chercheuse,

(b) des moyens de traitement de signaux auxquels sont appliqués les signaux de tête chercheuse afin de générer des signaux ($\Delta\Phi_c, a_{yc}, a_{zc}$) déterminant le déplacement du missile (10) et de guider le missile (10) vers la cible, et

(c) des moyens de guidage auxquels sont appliqués ces signaux,

caractérisée par le fait que

(d) les moyens de traitement de signaux comprennent des moyens (32) destinés à influencer en outre les signaux ($\Delta\Phi_c, a_{yc}, a_{zc}$) déterminant le déplacement du missile (10) afin de stabiliser la ligne de visée (22) dans le domaine du champ visuel (24) de la tête chercheuse (16) sur la base d'angles de déviation prévisibles ($\lambda_{yp}, \lambda_{zp}$).

2. Boucle de guidage selon la revendication 1, **caractérisée par le fait que** les moyens de traitement de signaux présentent

(a) des moyens (34) destinés à générer des signaux (a_{yco}, a_{zco}) qui génèrent des accélérations transversales de la loi de guidage du missile (10) d'après une loi de guidage à partir des signaux de tête chercheuse,

(b) des moyens (52,56,62 ; 50,54,64) destinés à calculer des angles de déviation prévisibles ($\lambda_{yp}, \lambda_{zp}$) résultant des accélérations transversales de la loi de guidage,

(c) des moyens (66,68) destinés à limiter les angles de déviation prévisibles ($\lambda_{yp}, \lambda_{zp}$) ainsi obtenus à un

domaine (104) situé à l'intérieur du champ visuel (24) de la tête chercheuse (16),
(d) des moyens (70,78,84 ; 72,80,82) destinés à former des signaux de guidage (a_{yc1} , a_{zc1}) ordonnés par des accélérations transversales en fonction des angles de déviation ainsi limités.

5 **3. Boucle de guidage selon la revendication 2, caractérisée par le fait que**

les moyens destinés à calculer des angles de déviation prévisibles résultant des accélérations transversales de la loi de guidage comprennent :

10 (a) des moyens (62,62) destinés à former la différence de l'accélération transversale respective de la loi de guidage et d'une accélération transversale mesurée,

(b) des moyens (56,54) destinés à prévoir une modification des angles de déviation ($\Delta\lambda_y$, $\Delta\lambda_z$) à partir de cette différence d'après une fonction prédonnée représentant un modèle de relation entre la différence de l'accélération transversale et de la modification de l'angle de déviation,

15 (c) des moyens (62,64) destinés à former la somme de la modification de l'angle de déviation prévisible ($\Delta\lambda_y$, $\Delta\lambda_z$) et de l'angle de déviation actuel (λ_{ym} , λ_{zm}) en tant qu'angle de déviation prévisible.

20 **4. Boucle de guidage selon la revendication 3, caractérisée par le fait que**

les moyens destinés à former des signaux de guidage ordonnant des accélérations transversales en fonction des angles de déviation limités comprennent :

(a) des moyens (70,72) destinés à former la différence ($\Delta\lambda_{yp}$, $\Delta\lambda_{zp}$) de l'angle de déviation prévisible limité et de l'angle de déviation actuel,

25 (b) des moyens (78,80) destinés à former un signal (Δa_{yp} , Δa_{zp}) représentant une modification de l'accélération en tant que fonction inverse de la fonction représentant un modèle de relation entre la différence d'accélération transversale et de modification de l'angle de déviation,

(c) des moyens (84,82) destinés à superposer ce signal représentant une modification de l'accélération et le signal d'accélération mesuré (a_{ym} , a_{zm}) afin de former un signal de guidage.

30 **5. Boucle de guidage selon la revendication 4, caractérisée par le fait que** les signaux de guidage obtenus en fonction d'un angle d'attaque du missile sont soumis à une limitation supplémentaire.

35 **6. Boucle de guidage selon l'une des revendications 1 à 5, caractérisée par le fait que** les deux angles de déviation prévisibles (λ_{yp} , λ_{zp}) sont appliqués à une commande de roulis (100) grâce à laquelle une assiette verticale du missile (10) est susceptible d'être prédonnée, assiette verticale dans laquelle la ligne de visée (22) se trouve de façon avantageuse par rapport au champ visuel (24) de la tête chercheuse (16).

40 **7. Boucle de guidage selon la revendication 6, caractérisée par le fait que** des assiettes verticales ($\Delta\Phi_c$) du missile (10) sont susceptibles d'être prédonnées par la commande de roulis (100) d'après des règles prédonnées en fonction des domaines de valeur dans lesquels se trouvent les angles de déviation prévisibles (λ_{yp} , λ_{zp}).

8. Boucle de guidage selon la revendication 7, caractérisée par le fait que l'assiette verticale du missile (10) est déterminée par la commande de roulis (100) d'après les règles suivantes :

45 (a) si l'angle de déviation de lacet prévisible λ_{zp} et l'angle de déviation de tangage λ_{yp} remplissent la condition :

$$-\delta \leq \lambda_{zp} \leq \delta$$

50 et

$$\lambda_{yp} \leq v_{yo},$$

55 δ et v_{yo} étant les limitations d'une "fenêtre" (106) pour la ligne de visée (22) dans le champ visuel (24) de la tête chercheuse (16), l'assiette verticale du missile (10) est maintenue.

(b) si les angles de déviation prévisibles (λ_{yp} , λ_{zp}) se trouvent dans un domaine

$$-\delta \leq \lambda_{zp} \leq \delta$$

et

$$\lambda_{yp} \leq v_{yo},$$

une rotation en roulis de 180° est ordonnée au missile (10).

(c) si les angles de déviation prévisibles λ_{zp} et λ_{yp} se trouvent dans le domaine

$$\lambda_{zp} \leq -\delta; \lambda_{yp} \leq -v_{yo} \text{ ou } \lambda_{zp} \geq \delta; \lambda_{yp} \leq -v_{yo}$$

une rotation en roulis autour de l'angle

$$\Delta\Phi_c = \arctan(\lambda_{zp}/\lambda_{yp})$$

est ordonnée au missile (10).

(d) si les angles de déviation prévisibles λ_{zp} et λ_{yp} se trouvent dans le domaine

$$\lambda_{zp} \leq -\delta; -v_{yo} \leq \lambda_{yp} \leq v_{yo} \text{ ou } \lambda_{zp} \geq \delta; -v_{yo} \leq \lambda_{yp} \leq v_{yo}$$

une rotation en roulis autour de l'angle -90° est ordonnée au missile (10) dans le cas d'un angle de déviation de lacet prévisible positif λ_{zp} et une rotation en roulis autour de l'angle +90° est ordonnée au missile dans le cas d'un angle de déviation de lacet prévisible négatif λ_{zp} .

9. Boucle de guidage selon la revendication 8, **caractérisée par le fait que** l'assiette verticale du missile (10) est susceptible d'être en outre déterminée par la commande de roulis (100) d'après la règle suivante :

si les angles de déviation prévisibles (λ_{yp} , λ_{zp}) se trouvent dans l'un des domaines

$$\lambda_{yp} > v_{yo} \text{ ou bien } \lambda_{zp} \leq -\delta \text{ ou } \lambda_{zp} \geq +\delta$$

une rotation autour d'un axe de roulis $\Delta\Phi$ résultant de la relation $\Delta\Phi = \arctan(\lambda_{zp}/\lambda_{yp})$ est d'abord ordonnée et une autre rotation de 180° est ensuite ordonnée.

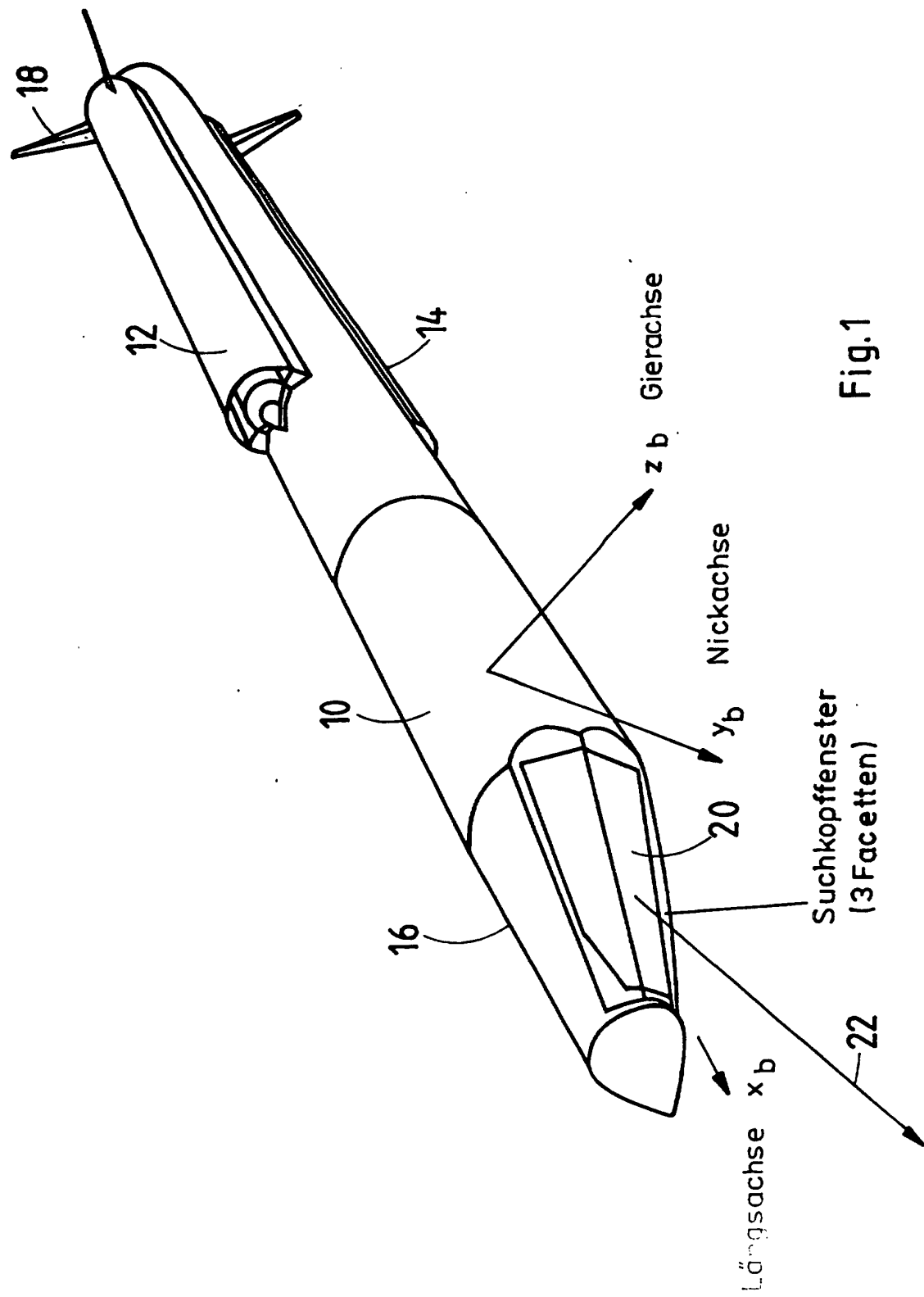
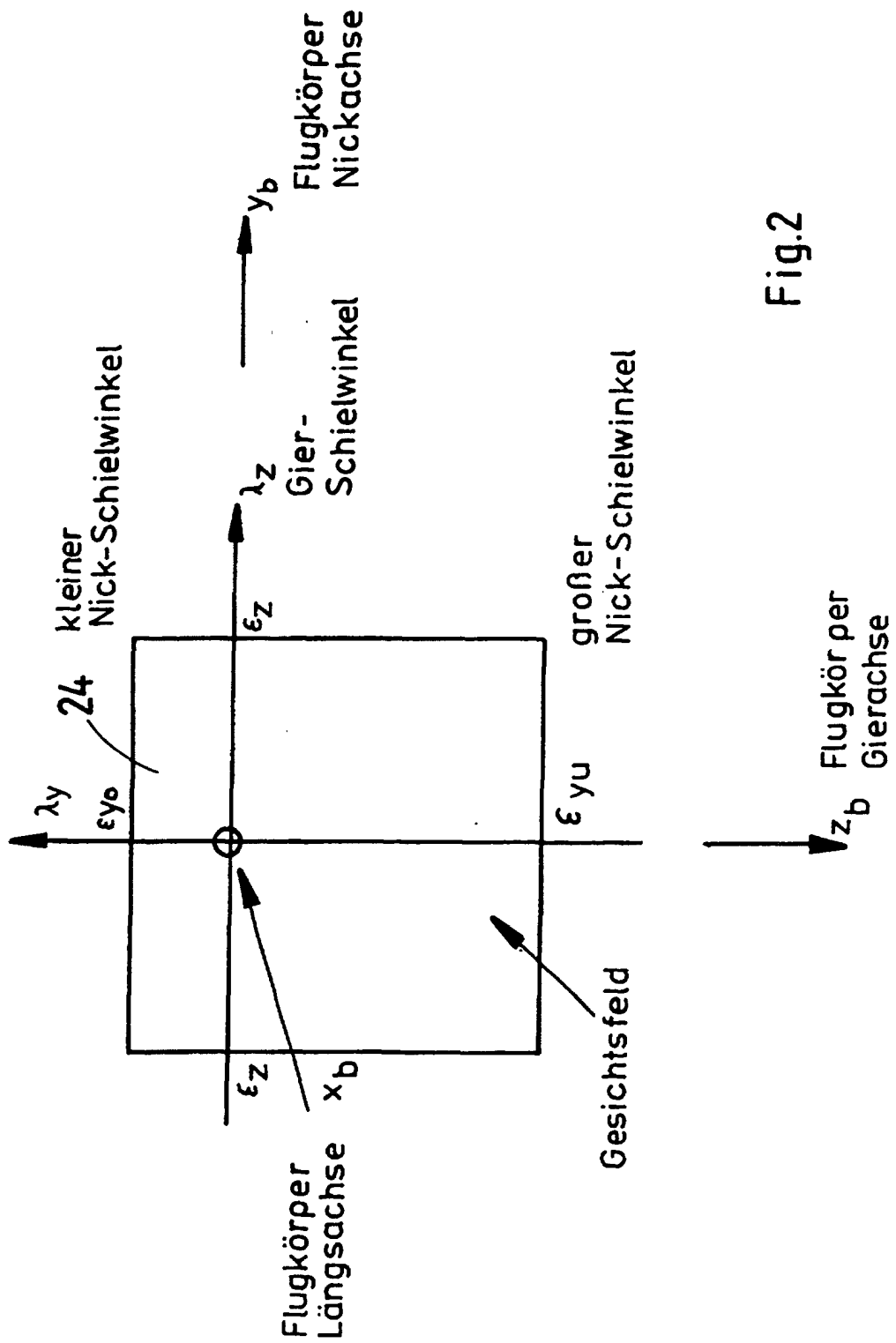


Fig.1



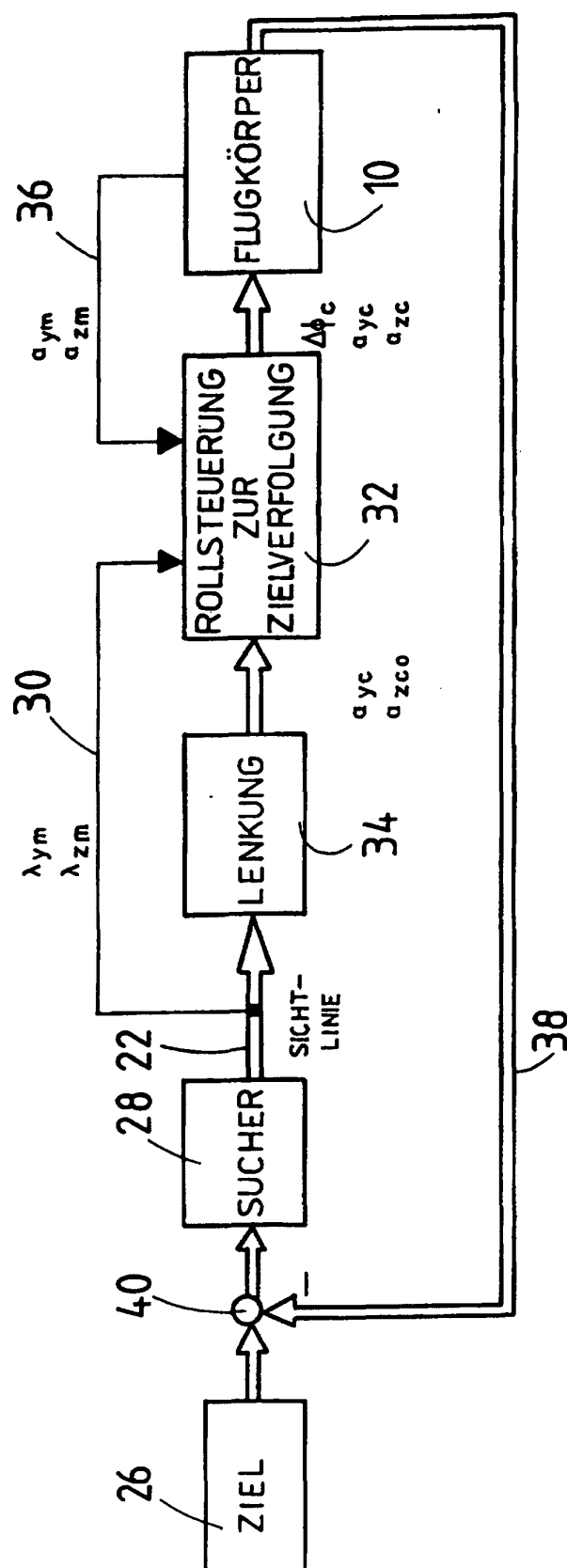


Fig. 3

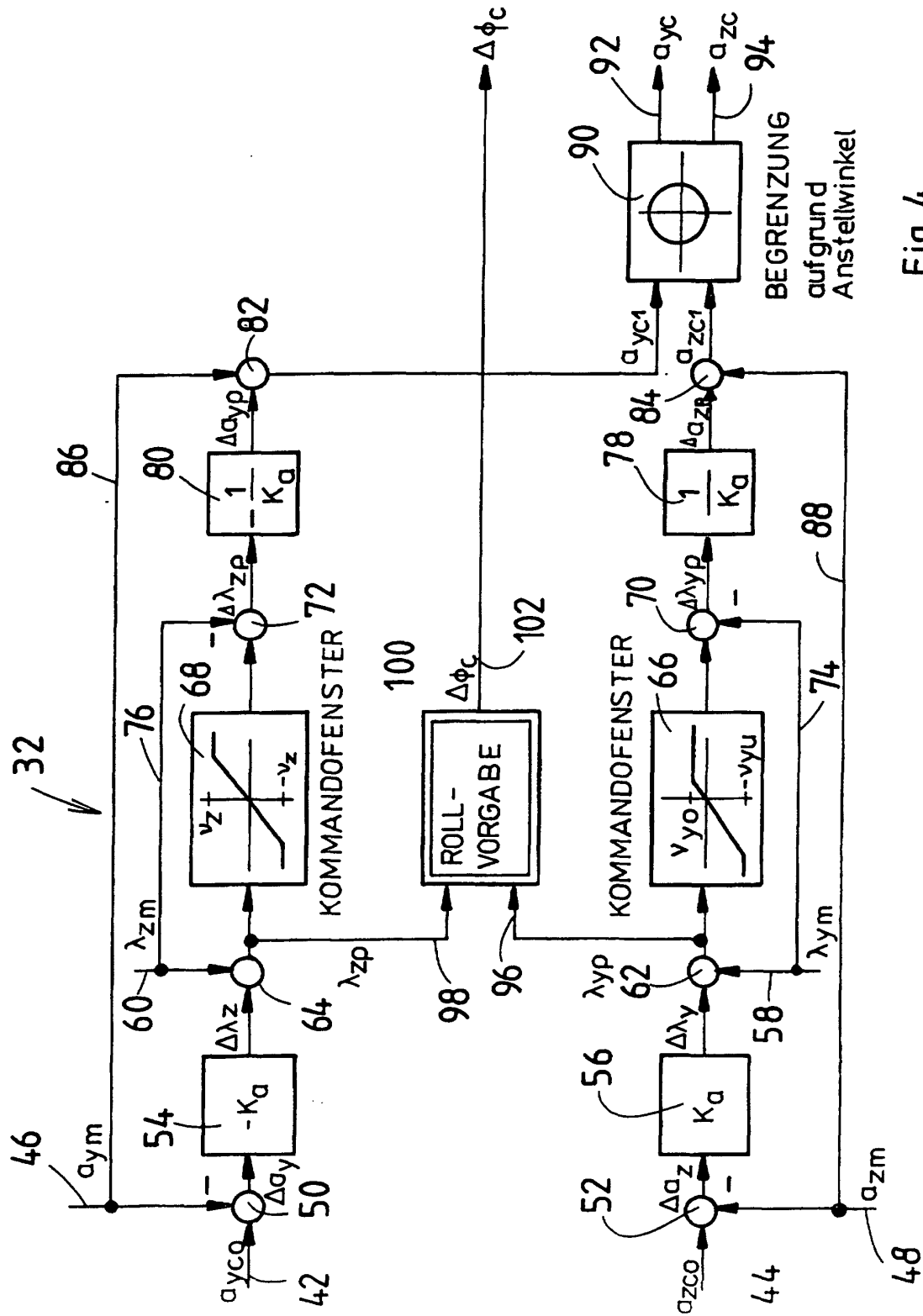


Fig. 4

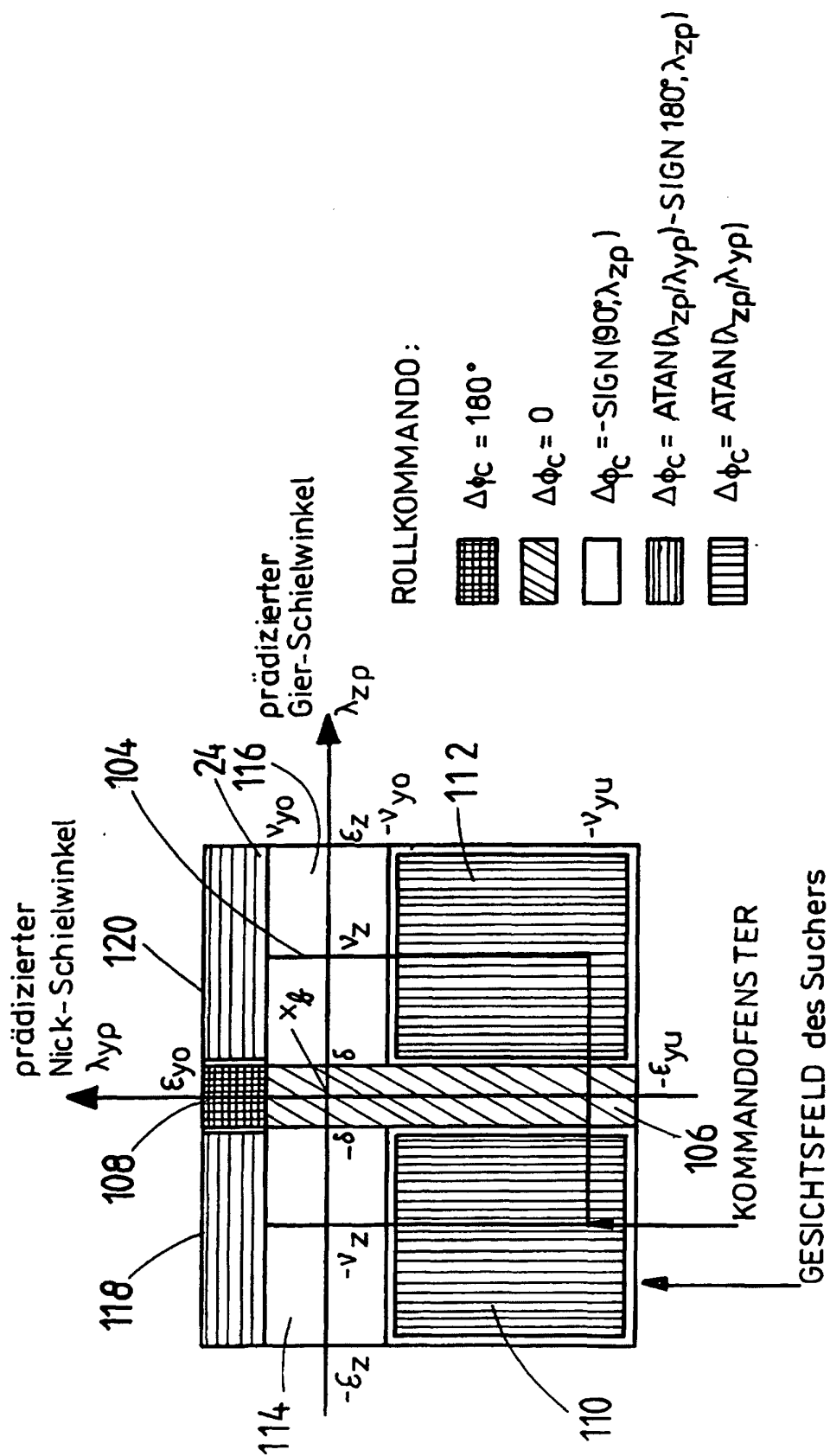
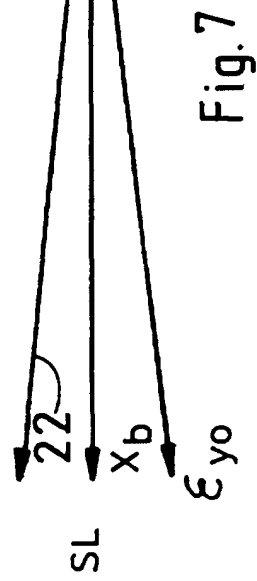
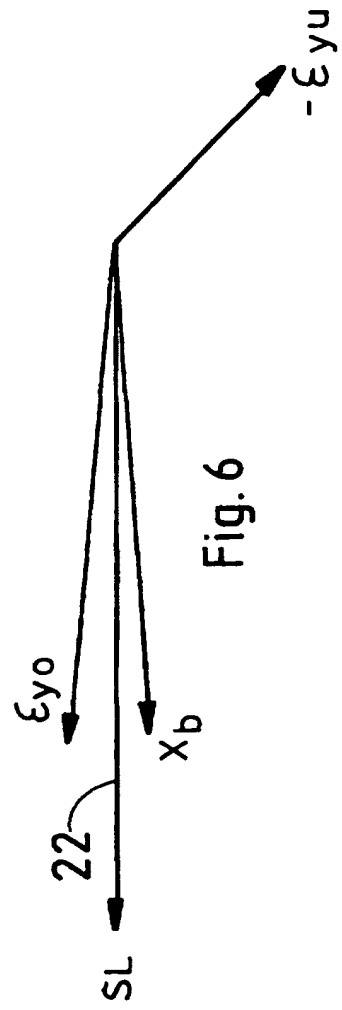


Fig. 5



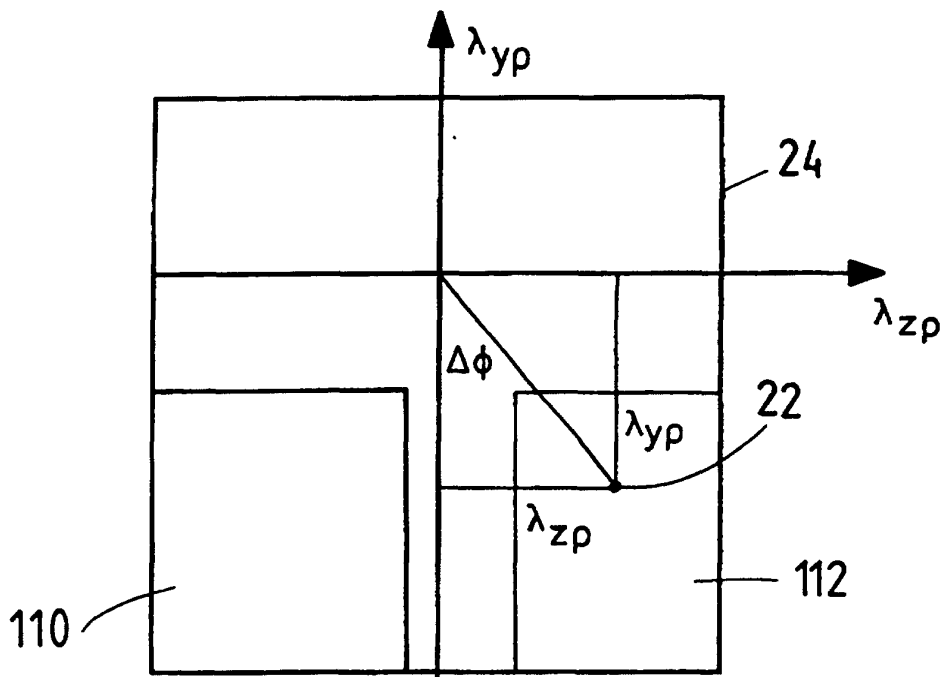


Fig. 8

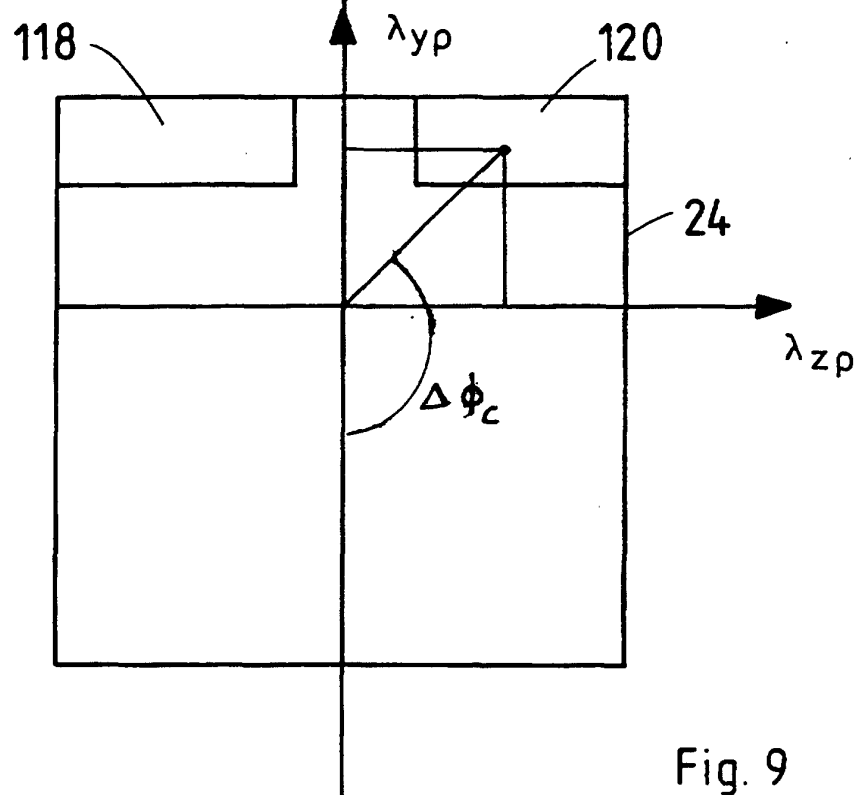


Fig. 9