

(19)



Europäisches Patentamt
European Patent Office
Office européen des brevets



(11)

EP 0 653 600 B1

(12)

EUROPÄISCHE PATENTSCHRIFT

(45) Veröffentlichungstag und Bekanntmachung des Hinweises auf die Patenterteilung:
08.05.1996 Patentblatt 1996/19

(51) Int Cl.⁶: **F41G 7/22**

(21) Anmeldenummer: **94116112.7**

(22) Anmeldetag: **12.10.1994**

(54) Verfahren zur Bestimmung der Sichtliniendrehraten mit einem starren Suchkopf

Method for determining the rotation speed of the aiming line with a strapped down seeker head

Procédé pour la détermination de la vitesse de rotation d'une ligne de visée à l'aide d'une autodirecteur fixé rigidement

(84) Benannte Vertragsstaaten:
AT BE CH DE DK ES FR GB GR IT LI NL SE

(30) Priorität: **16.11.1993 DE 4339187**

(43) Veröffentlichungstag der Anmeldung:
17.05.1995 Patentblatt 1995/20

(73) Patentinhaber: **Mafo Systemtechnik Dr.-Ing. A. Zacharias GmbH & Co. KG**
D-83317 Teisendorf (DE)

(72) Erfinder: **Zacharias, Dr. Athanassios**
D-83475 Bayerisch Gmain (DE)

(74) Vertreter:
Haft, von Puttkamer, Berngruber, Czybulka
Patentanwälte
Franziskanerstrasse 38
D-81669 München (DE)

(56) Entgegenhaltungen:
GB-A- 2 208 017

EP 0 653 600 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

Die Erfindung bezieht sich auf ein Verfahren zur Bestimmung der Sichtliniendrehraten Flugkörper/Ziel mit einem mit dem Flugkörper starr verbundenen Suchkopf.

5 Ein derartiges Verfahren ist bekannt (DE 34 42 598 A1). Dabei ist im Flugkörper ein inertial-stabilisierter Suchkopf kardanisch aufgehängt, der die Komponenten der Drehraten der Sichtlinie Flugkörper/Ziel mißt. Die Meßwerte werden als Eingangswerte benutzt, um den Flugkörper nach dem Lenkgesetz der Proportionalnavigation zu steuern.

Die kardanische Aufhängung von Suchköpfen erfordert eine aufwendige Präzisionsmechanik. Ein mit dem Flugkörper starr verbundener Suchkopf hätte demgegenüber wegen seiner Einfachheit erhebliche Vorteile. Er weist jedoch 10 den Nachteil auf, daß der damit festgestellte Ablagewinkel zu einem Ausgangssignal führt, das nicht nur von der Drehrate der Sichtlinie Flugkörper/Ziel, sondern auch von der Drehrate des Flugkörpers abhängig ist.

Aus DE 42 38 521 C2 ist eine Einrichtung zur Erfassung von Zielen am Boden durch Sensoren verschiedener Spektralbereiche für tieffliegende Flugzeuge bekannt, wobei ein Sensor an einem vom Flugzeug geschleppten, auftriebserzeugenden Flugkörper montiert ist und die Sensorsignale von den Eigenbewegungen des Flugkörpers ohne 15 Verwendung von Kreiseln durch ständige Vermessung seiner Lagewinkel zum Flugzeug entkoppelt werden.

Aus DE 40 34 419 A1 und DE 40 07 999 C2 sind Flugkörper mit einer kardanisch aufgehängten, inertial-stabilisierten Fernsehkamera bekannt, deren Signale zu einem Monitor geleitet werden, um von dort aus den Flugkörper zu lenken.

20 Aufgabe der Erfindung ist es, ein Verfahren bereitzustellen, mit dessen Hilfe zusammen mit einem mit dem Flugkörper starr verbundenen Suchkopf eine Proportionalnavigation auf einfache Weise durchgeführt werden kann.

Dies wird erfindungsgemäß mit dem im Anspruch 1 gekennzeichneten Verfahren erreicht. In den Unteransprüchen sind vorteilhafte Ausgestaltungen der Erfindung wiedergegeben.

Erfindungsgemäß werden also die Ausgangssignale des mit dem Flugkörper starr verbundenen Suchkopfes benutzt, um einen kardanisch aufgehängten und kreiselstabilisierten virtuellen Suchkopf der Sichtlinie nachzuführen.

25 Der virtuelle Suchkopf stellt bei dem erfindungsgemäßen Verfahren das mathematische Modell eines kardanisch gelagerten und kreiselstabilisierten Suchkopfes im Rechner dar. Die zeitgleich mit der Bewegung des Flugkörpers ablaufende Bewegungssimulation des virtuellen Suchkopfes ermöglicht die Bestimmung der Drehrate der Sichtlinie Flugkörper/Ziel.

30 Die Rahmenanordnung sowie die Kreiselstabilisierung des virtuellen Suchkopfes, also ob er z. B. durch eine rotierende Masse oder externe Wendekreisel stabilisiert ist, spielen für das erfindungsgemäße Verfahren keine wesentliche Rolle. Die Art der Rahmenausführung und der Kreiselstabilisierung schlagen sich in der Software des virtuellen Suchkopfes nieder.

Läßt man Einzelheiten wie notwendige Koordinatentransformationen und diverse Umrechnungen beiseite, so erfolgt die Bestimmung der Sichtliniendrehrate erfindungsgemäß wie folgt:

35 Azimut- und Elevationsablagewinkel des Ziels, gemessen im starren Suchkopf, werden in die Azimut- und Elevationsablagewinkel des virtuellen Suchkopfes umgerechnet.

Der virtuelle Suchkopf wird mit einem Zeitverhalten 1. Ordnung (oder höher) der Sichtlinie nachgeführt.

40 Aus den per Software berechneten Bewegungen des virtuellen Suchkopfes ergeben sich die Drehraten des virtuellen Suchkopfes im Inertialsystem bzw. bei erdfester Anwendung im geodätischen System, welche in den Lenkalgorithmus einfließen. Aus den Drehraten des virtuellen Suchkopfes ermitteln sich auch die jeweiligen Lagewinkel des virtuellen Suchkopfes, d.h. seine Winkellage im Inertialsystem. Diese werden zur Umrechnung der Lagewinkel vom starren zum virtuellen Suchkopf benötigt.

45 Der Flugkörper folgt den Lenkkommandos, ändert seine Lage und Position, und dadurch ändern sich die Ablagewinkel im starren Suchkopf. Diese werden wiederum in den virtuellen Suchkopf umgerechnet. Damit hat sich die Schleife geschlossen.

Nachstehend ist die Erfindung anhand der Zeichnung näher erläutert. Darin zeigen:

50 Fig. 1 eine schematische ebene Darstellung des Elevationsablagewinkels für den starren und den virtuellen Suchkopf;

Fig. 2 eine der Fig. 1 entsprechende dreidimensionale Darstellung, wobei der Flugkörper sowie der starre und der virtuelle Suchkopf nicht dargestellt sind;

55 Fig. 3 schematisch das Prinzip des erfindungsgemäßen Verfahrens; und

Fig. 4 schematisch das Blockschaftbild der Software zur Durchführung des Verfahrens.

Gemäß Fig. 1 weist ein Flugkörper 1 einen darin starr angeordneten Suchkopf 2 auf. Mit s_1 ist die Flugkörper-

Längsachse bezeichnet, die zugleich die Achse des starren Suchkopfes 2 ist, und mit SL die Sichtlinie Flugkörper 1 - Ziel Z.

Θ_s stellt den Elevationsablagewinkel des starren Suchkopfes 2, also den Winkel zwischen der Flugkörper-Längsachse s_1 bzw. der Achse des starren Suchkopfes 2 und der Sichtlinie SL dar.

Mit 2v ist der virtuelle Suchkopf bezeichnet, mit v_1 dessen Achse und mit Θ_v der Ablagewinkel zwischen der Achse v_1 des virtuellen Suchkopfes 2v und der Sichtlinie SL.

Aus dem Ablagewinkel Θ_s ergeben sich für den Sichtlinien-Einheitsvektor $[r_1]$ die Komponenten x_s und z_s im System des starren Suchkopfes, wie folgt:

$$\begin{bmatrix} x_s \\ z_s \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \Theta_s \\ \sin \Theta_s \end{bmatrix} \quad (1)$$

Die Umrechnung der Komponenten des Einheitsvektors $[r_1]$ im starren System, also x_s und z_s , in die Komponenten des virtuellen Systems x_v und z_v erfolgt nach folgender Gleichung:

$$\begin{bmatrix} x_v \\ z_v \end{bmatrix} = [T]_{VS} \times \begin{bmatrix} x_s \\ z_s \end{bmatrix} \quad (2)$$

worin $[T]_{VS}$ die Transformationsmatrix zur Umrechnung vom starren in das virtuelle System darstellt.

Der gesuchte virtuelle Ablagewinkel Θ_v ist nach Fig. 1

$$\Theta_v = \arctan \frac{z_v}{x_v} \quad (3)$$

Die Drehrate q_v des virtuellen Suchkopfes 2v ist unter der Annahme eines Folgeverhaltens 1. Ordnung

$$q_v = K \cdot \Theta_v \quad (4)$$

Das Folgeverhalten 1. Ordnung steht nur beispielhaft und kann auch durch ein Folgeverhalten höherer Ordnung ersetzt werden.

In Fig. 2 ist das dreidimensionale Koordinatensystem des starren und des virtuellen Suchkopfes mit den jeweiligen Ablagewinkeln Θ_s und Θ_v (Elevation) und Ψ_s und Ψ_v (Azimut) dargestellt.

Nach der funktionalen Prinzipskizze der Fig. 3 hat der starre Suchkopf 2 die tatsächlichen Azimut- und Elevationsablagewinkel Ψ_s und Θ_s als Eingangsgrößen. Die Ablagewinkel Ψ_s und Θ_s werden mit einem Meßwerk gemessen und die gemessenen Ablagewinkel Ψ_{sm} und Θ_{sm} im virtuellen Suchkopf 2v durch die Transformations-Software 3 in die Azimut- und Elevationsablagewinkel Ψ_v und Θ_v des virtuellen Suchkopfes 2v transformiert.

Die virtuellen Ablagewinkel Ψ_v und Θ_v werden dem dynamischen mathematischen Modell 4 des virtuellen Suchkopfes 2 zugeführt und daraus die Drehraten q_v , r_v des virtuellen Suchkopfes 2v berechnet, mit denen der virtuelle Suchkopf 2v der Sichtlinie SL nachgeführt wird.

Die Werte der Drehraten q_v und r_v fließen zugleich in den Lenkregler 5 ein, um die Kommandos für den Flugkörper 6 zu bilden, so daß der Flugkörpergeschwindigkeitsvektor proportional zur Sichtlinie SL gedreht wird. Die Schleife wird über die Rückführung 7 geschlossen.

Die Transformation vom starren Suchkopf 2 in den virtuellen Suchkopf 2v mit der Transformationsmatrix $[T]_{VS}$ erfolgt nach folgender Gleichung:

$$[T]_{VS} = [T]_{VI} \times [T]_{IS} \quad (5)$$

Darin stellen $[T]_{VI}$ die Transformationsmatrix vom inertialen (geodätischen) System in das virtuelle System und $[T]_{IS}$ die Transformationsmatrix vom flugkörperfesten oder starren System in das inertielle (geodätische) System dar, wobei gilt:

$$[T]_{IS} = [T]_{SI}^T \quad (6)$$

worin $[T]_{SI}^T$ die transponierte Transformationsmatrix vom inertialen (geodätischen) System zum flugkörperfesten System ist.

Die Umrechnung mit der Transformations-Software 3 vom starren in das virtuelle System anhand der Gleichungen (5) und (6) erfolgt über die Schleifen 8 und 9. Dazu werden über die Schleife 8 durch die Software 10 die Drehraten p_v , q_v und r_v des virtuellen Suchkopfes 2v ermittelt, die zur Bildung der Transformationsmatrix $[T]_{VI}$ herangezogen werden. Über die Schleife 9 werden die Drehgeschwindigkeiten p , q und r des starren Suchkopfes 2 gemessen, die zur Bildung der Transformationsmatrix $[T]_{IS}$ herangezogen werden.

Die Drehraten p, q, r des starren Suchkopfes 2 können mit Wendekreiseln 11, beispielsweise aus drei einachsigen oder einem einachsigen und einem zweiachsigen Wendekreiseln, erhalten werden.

In Fig. 4 ist die Software zur Realisierung des virtuellen Suchkopfes 2v näher erläutert.

Danach weist der starr mit dem Flugkörper 1 verbundene Suchkopf 2 die Ablagewinkel Ψ_s und Θ_s auf, während die Wendekreisel 11 die Drehraten p_m, q_m, r_m messen.

Damit ergeben sich folgende Eingangsgrößen des virtuellen Suchkopfes 2v:

a) die Ablagewinkel Ψ_{sm} und Θ_{sm} , die der mit dem Flugkörper 1 starr verbundene Suchkopf 2 als Meßwerte ausgibt, und

b) die von den Wendekreiseln 11 gemessenen Werte p_m, q_m, r_m für die Drehraten des Flugkörpers 1, bezogen auf die drei Achsen des körperfesten (starren) Koordinatensystems.

Aus den Drehraten p_m, q_m, r_m wird die zeitliche Ableitung \dot{Q} der Quarternion Q gebildet. Durch Integration erhält man die Quarternion Q und damit die Transformationsmatrix $[T]_{SI}$ für die Transformation vom inertialen (geodätischen) in das flugkörperfeste (starre) System.

Mit Hilfe der Transformationsmatrix $[T]_{VI}$ für die Transformation vom inertialen System in das virtuelle Suchkopfsystem und der Transformationsmatrix $[T]_{IS}$ für die Transformation vom starren in das inertielle geodätische System erhält man nach der vorstehenden Gleichung (5) die Transformationsmatrix $[T]_{VS}$ für die Transformation vom körperfesten (starren) Suchkopfsystem in das virtuelle Suchkopfsystem.

Aus den gemessenen Ablagewinkeln Ψ_{sm}, Θ_{sm} des starren Suchkopfes 2 werden die Komponenten des Einheitsvektors $[r_1]$ in Zielrichtung Z im flugkörperfesten (starren) System gebildet, wie vorstehend im Zusammenhang in Fig. 1 anhand der Komponenten x_s, z_s erläutert. Diese Komponenten werden mit der Transformationsmatrix $[T]_{VS}$ in das virtuelle Suchkopfsystem umgerechnet (vergleiche Gleichung (2)).

Mit den transformierten Komponenten (x_v, z_v) des Einheitsvektors $[r_1]$ werden die Ablagewinkel Ψ_v und Θ_v im virtuellen Suchkopf 2v ermittelt.

Die gesuchten Drehraten des virtuellen Suchkopfes 2v sind unter der Annahme eines Folgeverhaltens 1. Ordnung den Ablagewinkeln proportional (Gleichungen 4 und 7).

$$q_v = K \cdot \Theta_v \quad (4),$$

und

$$r_v = K \cdot \Psi_v \quad (7)$$

Die Drehraten q_v und r_v des virtuellen Suchkopfes 2v werden durch die Drehrate p_v vervollständigt, welche gesondert über eine Zwangskopplung (ZK) ermittelt wird, da sich der virtuelle Suchkopf 2v nicht frei um seine Längsachse drehen kann.

Aus p_v, q_v, r_v erhält man die zeitliche Ableitung \dot{Q}_v und durch Integration die Quarternion Q_v , aus der die Transformationsmatrix $[T]_{VI}$ gebildet wird und mit deren Hilfe zusammen mit der Transformationsmatrix $[T]_{IS}$ die Transformationsmatrix $[T]_{VS}$ gemäß der Gleichung (5) ermittelt wird.

Bei dem erfindungsgemäßen Verfahren werden also die mit dem starr verbundenen Suchkopf gemessenen Azimut- und Elevationsablagewinkel ψ_{sm} und Θ_{sm} in die Azimut- und Elevationsablagewinkel ψ_v und Θ_v eines kardanisch gelagerten und kreiselstabilisierten virtuellen Suchkopfes 2v transformiert, der durch Drehung p_v, q_v und r_v um seine Achsen v_1, v_2, v_3 der Sichtlinie SL nachgeführt wird.

Die Transformation der mit dem starr verbundenen Suchkopf 2 gemessenen Azimut- und Elevationsablagewinkel ψ_{sm} und Θ_{sm} in die Azimut- und Elevationsablagewinkel ψ_v und Θ_v des virtuellen Suchkopfes 2v erfolgt einerseits aufgrund der Drehraten p_v, q_v, r_v des virtuellen Suchkopfes 2v um seine Achsen v_1, v_2, v_3 , die sich aus den kontinuierlich ermittelten Azimut- und Elevationsablagewinkeln ψ_v, Θ_v des virtuellen Suchkopfes und der Zwangskopplung ZK ergeben, und andererseits aufgrund der Drehraten p_m, q_m, r_m des starr verbundenen Suchkopfes um die körperfesten Achsen s_1, s_2, s_3 .

Unter der Zwangskopplung ZK ist dabei eine mathematische Bedingung zu verstehen, welche berücksichtigt, daß der virtuelle Suchkopf in der Längsachse nicht frei drehbar gegenüber dem Flugkörper ist. Vielmehr ergibt sich die Drehrate p_v um die Achse v_1 des virtuellen Koordinatensystems aus:

- den Drehraten q_v um die Achse v_2 und r_v um die Achse v_3 des virtuellen Koordinatensystems

- den Drehraten des Flugkörpers p_m, q_m, r_m um die flugkörperfesten Achsen s_1, s_2 und s_3

sowie

- der Transformationsmatrix $[T]_{VS}$.

wobei die Transformationsmatrix $[T]_{VS}$ sich aus den Gleichungen (5) und (6) auf Seite 6 der Beschreibung ergibt.

5

Patentansprüche

1. Verfahren zur Bestimmung der Sichtliniendrehraten Flugkörper/Ziel mit einem mit dem Flugkörper starr verbundenen Suchkopf, dadurch gekennzeichnet, daß die mit dem starr verbundenen Suchkopf (2) im flugkörperfesten Koordinatensystem (s_1, s_2, s_3) gemessenen Azimut- und Elevationsablagewinkel (Ψ_{sm} und Θ_{sm}) des Zieles in die Azimut- und Elevationsablagewinkel (Ψ_v und Θ_v) des Zieles bezogen auf das Koordinatensystem (v_1, v_2, v_3) eines virtuellen kardanischn gelagerten und kreiselstabilisierten Suchkopfes (2v) transformiert werden, der durch Drehung mit den Drehraten (p_v, q_v, r_v) um seine drei Achsen (v_1, v_2, v_3) der Sichtlinie (SL) Flugkörper/Ziel nachgeführt wird.
2. Verfahren nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß die Transformation der mit dem starr verbundenen Suchkopf (2) gemessenen Azimut- und Elevationsablagewinkel (Ψ_{sm} und Θ_{sm}) in die Azimut- und Elevationsablagewinkel (Ψ_v und Θ_v) des virtuellen Suchkopfes (2v) um seine drei Achsen (v_1, v_2, v_3) und andererseits über die Drehraten (p_m, q_m, r_m) des starr verbundenen Suchkopfes (2) um die drei flugkörperfesten Achsen (s_1, s_2, s_3) erfolgt.
3. Verfahren nach Anspruch 1 oder 2, dadurch gekennzeichnet, daß der virtuelle Suchkopf (2v) der Sichtlinie (SL) Flugkörper/Ziel mit einem Zeitverhalten erster oder höherer Ordnung nachgeführt wird.
4. Verfahren nach einem der Ansprüche 1 bis 3, dadurch gekennzeichnet, daß bei der Transformation die Quaternionen-Methode angewendet wird.
5. Verfahren nach einem der Ansprüche 1 bis 3, dadurch gekennzeichnet, daß bei der Transformation die Eulerwinkel-Methode angewendet wird.
6. Verfahren nach einem der vorstehenden Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, daß die Drehraten (q_v, r_v) des virtuellen Suchkopfes (2v) um dessen beide zu seiner Längsachse (v_1) senkrechten Achsen (v_2, v_3) zur Lenkung des Flugkörpers (1) nach der Proportionalnavigation verwendet werden.
7. Verfahren nach einem der vorstehenden Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, daß eine beliebige Rahmenanordnung des virtuellen Suchkopfes (2v) angewendet wird.

Claims

1. A method for determining the rates of turn of the missile/target line of sight with a seeker head rigidly mounted on the missile, characterized in that the azimuth and elevation deviation angles (Ψ_{sm} and Θ_{sm}) of the target measured with the rigidly mounted seeker head (2) in the missile-fixed coordinate system (s_1, s_2, s_3) are transformed to the azimuth and elevation deviation angles (Ψ_v and θ_v) of the target based on the coordinate system (v_1, v_2, v_3) of a virtual, gimbal mounted and gyrostabilized seeker head (2v) that tracks the missile/target line of sight (SL) by rotation with the rates of turn (p_v, q_v, r_v) about its three axes (v_1, v_2, v_3).
2. The method of claim 1, characterized in that the transformation of the azimuth and elevation deviation angles (Ψ_{sm} and θ_{sm}) measured with the rigidly mounted seeker head (2) to the azimuth and elevation deviation angles (Ψ_v and θ_v) of the virtual seeker head (2v) takes place about its three axes (v_1, v_2, v_3) and, on the other hand, via the rates of turn (p_m, q_m, r_m) of the rigidly mounted seeker head (2) about the three missile-fixed axes (s_1, s_2, s_3).
3. The method of claim 1 or 2, characterized in that the virtual seeker head (2v) tracks the missile/target line of sight (SL) with a first- or higher-order time response.
4. The method of any of claims 1 to 3, characterized in that the quaternion method is used during transformation.
5. The method of any of claims 1 to 3, characterized in that the Euler's angle method is used during transformation.

6. The method of any of the above claims, characterized in that the rates of turn (q_v, r_v) of the virtual seeker head (2v) about its two axes (v, v) perpendicular to its longitudinal axis (v) are used to guide the missile (1) by proportional navigation.

5 7. The method of any of the above claims, characterized in that any desired frame assembly of the virtual seeker head (2v) is used.

Revendications

10

1. Procédé pour déterminer la vitesse de rotation d'une ligne de visée missile/cible à l'aide d'un autodirecteur relié rigidement au missile, caractérisé en ce que les angles de dérive azimutal et d'élévation (Ψ_{sm} et Θ_{sm}) de la cible mesurés avec l'autodirecteur (2) relié rigidement dans le système de coordonnées (s_1, s_2, s_3) fixe dans le missile, sont transformés en angles de dérive azimutal et d'élévation (Ψ_v et Θ_v) de la cible, par rapport au système de coordonnées (v_1, v_2, v_3) d'un autodirecteur (2v) virtuel à stabilisation gyroscopique et monté à la Cardan, qui est mis à la poursuite de la ligne de visée (SL) missile/cible par rotation avec les vitesses (p_v, q_v, r_v) autour de ses trois axes (v_1, v_2, v_3).

15

20

2. Procédé selon la revendication 1, caractérisé en ce que la transformation des angles de dérive azimutal et d'élévation (Ψ_{sm} et Θ_{sm}) de la cible mesurés avec l'autodirecteur (2) relié rigidement en angles de dérive azimutal et d'élévation (Ψ_v et Θ_v) de l'autodirecteur (2v) virtuel autour de ses trois axes (v_1, v_2, v_3) et d'autre part par rotation avec les vitesses (p_m, q_m, r_m) de l'autodirecteur (2) relié rigidement est produite autour des trois axes fixes du missile (s_1, s_2, s_3).

25

3. Procédé selon l'une ou l'autre des revendications 1 et 2, caractérisé en ce que l'autodirecteur (2v) virtuel est mis à la poursuite de la ligne de visée (SL) missile/cible avec une réponse temporelle de premier ordre ou d'ordre supérieur.

30

4. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 3, caractérisé en ce qu'on utilise pour la transformation la méthode des quaternions.

5. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 3, caractérisé en ce qu'on utilise pour la transformation la méthode des angles eulériens.

35

6. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce que les vitesses de rotation (q_v, r_v) de l'autodirecteur (2v) virtuel autour de ses deux axes (v_2, v_3) perpendiculaires à son axe longitudinal (v_1) sont utilisés pour diriger le missile (1) selon la navigation proportionnelle.

40

7. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce que l'on utilise un agencement de cadre quelconque de l'autodirecteur (2v) virtuel.

45

50

55

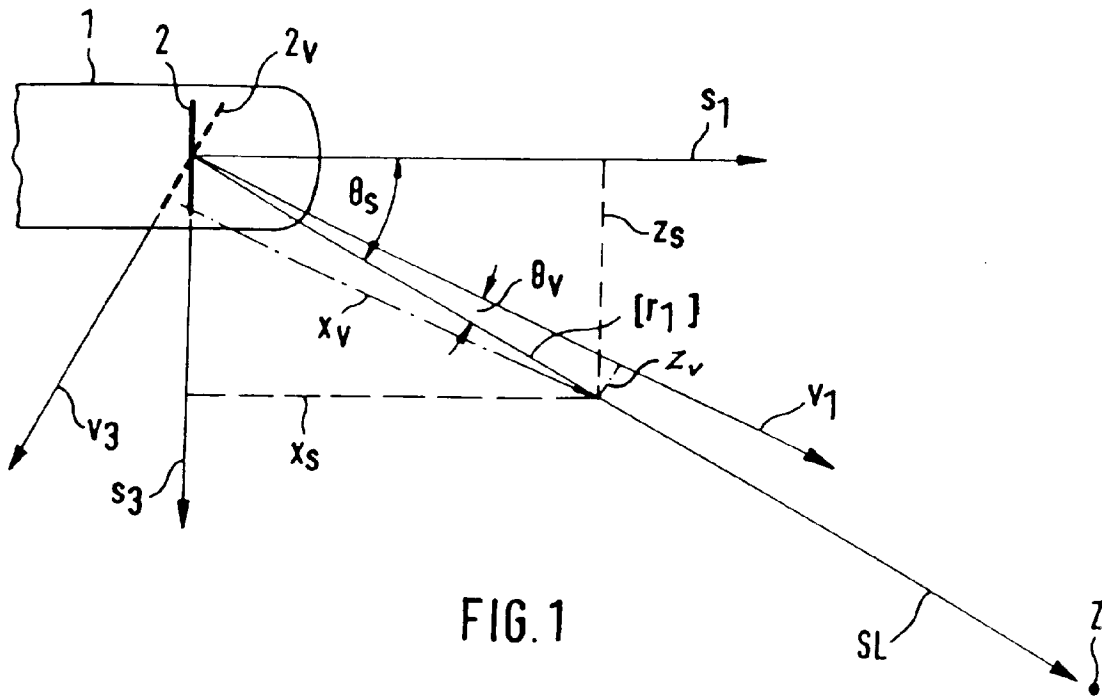


FIG. 1

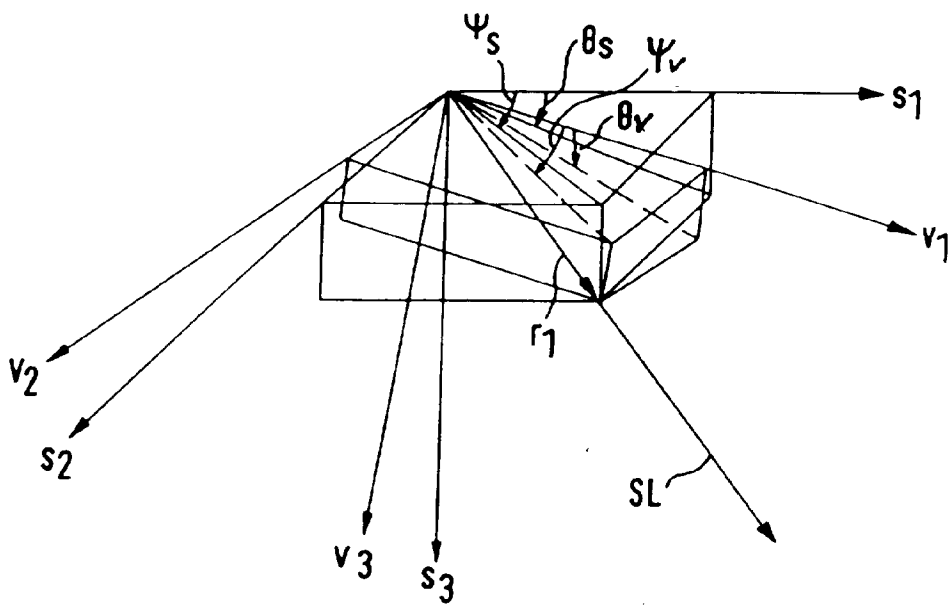


FIG. 2

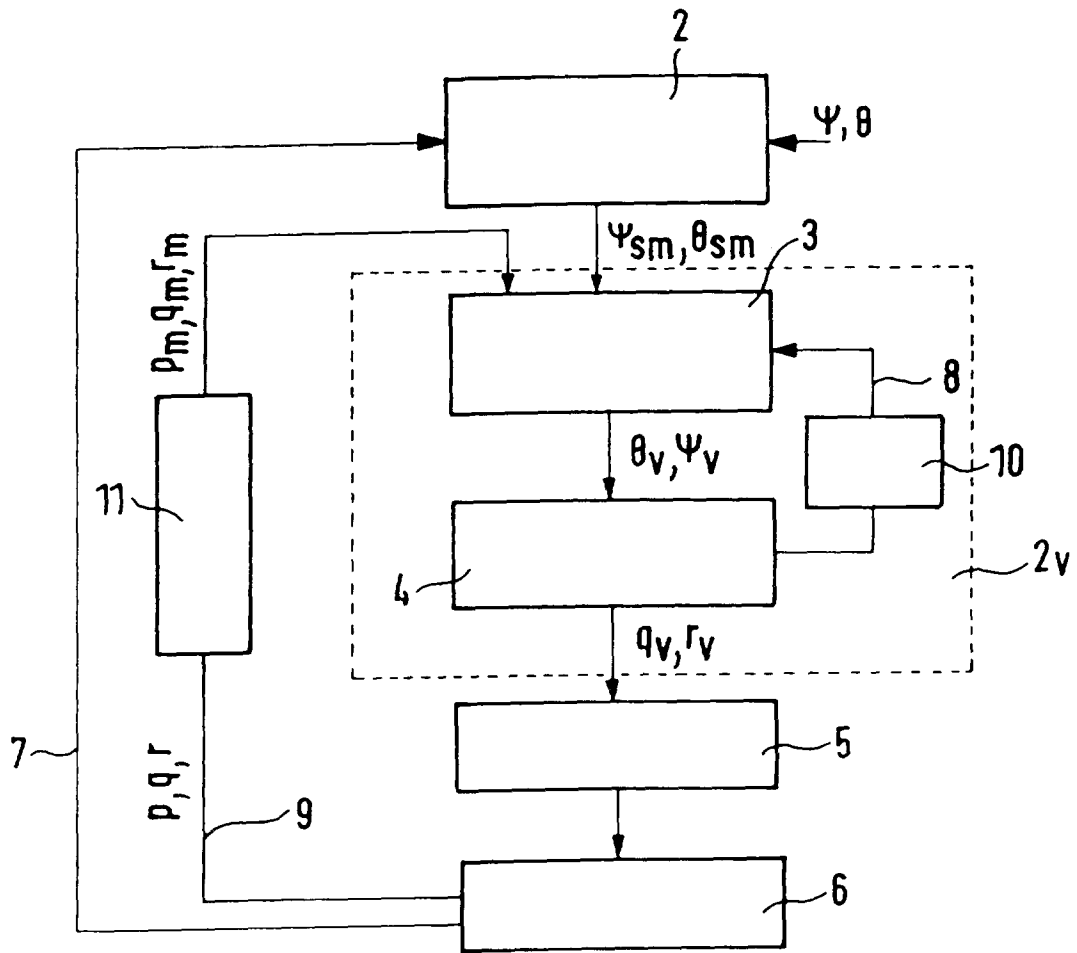


FIG. 3

