

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第3589990号
(P3589990)

(45) 発行日 平成16年11月17日(2004.11.17)

(24) 登録日 平成16年8月27日(2004.8.27)

(51) Int. Cl.⁷

F I

H 0 1 Q 3/26

H 0 1 Q 3/26

Z

B 6 4 G 3/00

B 6 4 G 3/00

請求項の数 9 (全 16 頁)

(21) 出願番号 特願2001-32838 (P2001-32838)
 (22) 出願日 平成13年2月8日(2001.2.8)
 (65) 公開番号 特開2002-237713 (P2002-237713A)
 (43) 公開日 平成14年8月23日(2002.8.23)
 審査請求日 平成13年7月10日(2001.7.10)

(73) 特許権者 000006013
 三菱電機株式会社
 東京都千代田区丸の内二丁目2番3号
 (74) 代理人 100066474
 弁理士 田澤 博昭
 (74) 代理人 100088605
 弁理士 加藤 公延
 (72) 発明者 福島 知朗
 東京都千代田区丸の内二丁目2番3号 三
 菱電機株式会社内
 (72) 発明者 清水 岳男
 東京都千代田区丸の内二丁目2番3号 三
 菱電機株式会社内

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 アンテナ制御方法およびアンテナ制御装置

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項1】

衛星を使用した衛星通信または衛星放送受信のために、移動体に搭載されるアンテナ装置のアンテナビームの指向方向を制御するアンテナ制御方法において、慣性航法装置により得られる上記移動体の動揺に関する動揺情報の遅延を推定するために、上記移動体の動揺に関する動揺情報を別途取得し、該動揺情報と上記慣性航法装置により得られた上記動揺情報とに基づき上記慣性航法装置により得られた上記動揺情報の遅延を推定し、推定した該遅延を考慮してアンテナビームを上記衛星に指向させるためにアンテナビーム指向方向を計算することを特徴とするアンテナ制御方法。

【請求項2】

3軸角速度計を用いて移動体の動揺に関する動揺情報を取得することを特徴とする請求項1記載のアンテナ制御方法。

【請求項3】

3軸磁気方位計を用いて移動体の動揺に関する動揺情報を取得することを特徴とする請求項1記載のアンテナ制御方法。

【請求項4】

静止衛星を使用した衛星通信または衛星放送受信のために、上記静止衛星からの電波を受信するための移動体に搭載されるアンテナ手段のアンテナビームの指向方向を制御するアンテナ制御装置において、

上記アンテナ手段のアンテナビームの指向方向を制御するアンテナビーム制御手段と、

10

20

上記移動体の動揺に関する動揺情報を得る慣性航法装置と、
 上記慣性航法装置からの上記動揺情報に基づき上記アンテナビームを上記静止衛星に指向させるためにアンテナビーム指向方向を計算するアンテナビーム指向方向計算手段と、
 上記移動体の動揺に関する動揺情報を別途取得する動揺情報取得手段と、
 上記慣性航法装置により得られた上記動揺情報と上記動揺情報取得手段により得られた上記動揺情報とに基づき上記慣性航法装置により得られた上記動揺情報の遅延を推定し、推定した該遅延を考慮して上記アンテナビーム指向方向計算手段に送出すべき動揺情報を推定する動揺推定手段と
 を備えたことを特徴とするアンテナ制御装置。

【請求項 5】

動揺情報取得手段は 3 軸角速度計を有することを特徴とする請求項 4 記載のアンテナ制御装置。

【請求項 6】

動揺情報取得手段は 3 軸磁気方位計を有することを特徴とする請求項 4 記載のアンテナ制御装置。

【請求項 7】

移動衛星を使用した衛星通信または衛星放送受信のために、上記移動衛星からの電波を受信するための移動体に搭載されるアンテナ手段のアンテナビームの指向方向を制御するアンテナ制御装置において、

上記アンテナ手段のアンテナビームの指向方向を制御するアンテナビーム制御手段と、

移動体の動揺に関する動揺情報を得る慣性航法装置と、

上記慣性航法装置からの上記動揺情報および上記移動衛星の位置情報に基づき上記アンテナビームを上記移動衛星に指向させるためにアンテナビーム指向方向を計算するアンテナビーム指向方向計算手段と、

上記移動衛星の位置情報を時々刻々と生成しこれを上記アンテナビーム指向方法計算手段へ送出する衛星位置生成手段と、

上記移動体の動揺に関する動揺情報を別途取得する動揺情報取得手段と、

上記慣性航法装置により得られた上記動揺情報と上記動揺情報取得手段により得られた上記動揺情報とに基づき上記慣性航法装置により得られた上記動揺情報の遅延を推定し、推定した該遅延を考慮して上記アンテナビーム指向方向計算手段に送出すべき動揺情報を推定する動揺推定手段と

を備えたことを特徴とするアンテナ制御装置。

【請求項 8】

動揺情報取得手段は 3 軸角速度計を有することを特徴とする請求項 7 記載のアンテナ制御装置。

【請求項 9】

動揺情報取得手段は 3 軸磁気方位計を有することを特徴とする請求項 7 記載のアンテナ制御装置。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【発明の属する技術分野】

この発明は、航空機等の移動体に搭載される衛星通信地球局または衛星放送受信設備のために使用されるアンテナ装置のアンテナビームの指向方向を制御するアンテナ制御方法およびアンテナ制御装置に関するものである。

【0002】

【従来の技術】

図 10 は例えば特開平 5 - 102895 号公報に開示されている航空機用衛星放送受信装置のために使用される従来のアンテナ制御装置の構成を示すブロック図である。図において、11 - 1 ~ 11 - n はそれぞれアンテナを介して静止衛星からの電波を受信する受信ブロックであり、12 は受信ブロック 11 - 1 ~ 11 - n からの n 個のアンテナ出力を同

10

20

30

40

50

相合成する同相合成回路であり、13は航空機等の移動体に搭載された慣性航法装置であり、15は静止衛星の軌道データ14を電気信号に変換する軌道データ処理装置であり、16は慣性航法装置13からの信号と軌道データ処理装置15からの信号とに基づき、受信ブロック11-1~11-nの機械追尾制御用電気信号を生成して受信ブロック11-1~11-nに機械的に接続された駆動装置17へ送出する追尾制御部であり、18は同相合成回路12の出力に基づき衛星放送を受信する受信機である。

【0003】

次に動作について説明する。

図10に示す複数の受信ブロック11-1~11-nは、それぞれ1枚の平面アンテナおよびBSコンバータを有している。各受信ブロックは、アンテナを介して衛星からの電波を受信しBSコンバータで受信した電波を第1の中間周波数信号へ変換する。同相合成回路12は複数の受信ブロック11-1~11-nからの複数の中間周波数信号のそれぞれを第2の中間周波数信号へ変換するとともにそれらを同相合成して受信機18へ出力する。

10

【0004】

一方、追尾制御部16は、移動体に搭載されている慣性航法装置13からの航法情報(すなわち移動体の動揺に関する動揺情報)を示す電気信号と予め外部より入力されている放送衛星の軌道データ14に基づき軌道データ処理装置15により生成された電気信号とに基づき、複数の受信ブロック11-1~11-nのアンテナの機械追尾を制御するための機械追尾制御用信号を生成し駆動装置17へ送出する。駆動装置17は、この機械追尾制御用信号に従い、複数の受信ブロック11-1~11-nのそれぞれのアンテナを放送衛星に指向させる。従来のアンテナ制御装置は、このようにして、複数の受信ブロック11-1~11-nのそれぞれのアンテナの機械追尾を制御することにより、航空機等の移動体の任意の姿勢で放送衛星からの電波を良好に受信することができる。

20

【0005】

ところで、信頼性の点から装置の能動素子を可能な限り移動体内の動作環境の良い場所例えば航空機の与圧室に設置するよう配慮する必要がある。そこで、上記した図10に示す従来のアンテナ制御装置は、既設の慣性航法装置13から出力された動揺情報を利用することにより、能動素子の一部である電波到来方向を検出する回路を省略して装置の簡易化と高信頼性を図っている。

30

【0006】

【発明が解決しようとする課題】

従来のアンテナ制御装置は以上のように構成されているので、アンテナのビーム幅が比較的大きい場合はアンテナビームを放送衛星に指向させることができるが、アンテナのビーム幅が小さい場合は、慣性航法装置から出力される動揺情報の遅延が追尾精度に悪影響を与え、精度良くアンテナビームを放送衛星に指向させることができないという課題があった。

【0007】

一般に、慣性航法装置の遅延の大きさは不明であるが、例えば慣性航法装置の真方位に関する動揺情報に100msの遅延があった場合、航空機が真方位に関して30°/sで急に傾くと放送衛星の方向や慣性航法装置の更新周期にもよるが航空機の傾きには最大3°の誤差が発生する。このとき、アンテナのビーム幅が2°程度であるならば、従来のアンテナ制御装置は放送衛星の方向を一瞬はずしてしまうことになる。従来のアンテナ制御装置がたとえモノパルス追尾装置を装備していたとしても、急な誤差発生には対応できないと考えられるため、この遅延はアンテナビーム幅が小さいシステムでは致命的となる。

40

【0008】

この発明は上記のような課題を解決するためになされたもので、慣性航法装置から送出される航法情報すなわち動揺情報の遅延を推定して、推定した遅延を考慮して航空機等の移動体の現在または将来の動揺情報を推定し精度良くアンテナビームを静止衛星または移動

50

衛星に指向させるアンテナ制御方法およびアンテナ制御装置を得ることを目的とする。

【0009】

【課題を解決するための手段】

この発明に係るアンテナ制御方法は、慣性航法装置により得られる移動体の動揺に関する動揺情報の遅延を推定するために、移動体の動揺に関する動揺情報を別途取得し、該動揺情報と慣性航法装置により得られた動揺情報とに基づき慣性航法装置により得られた動揺情報の遅延を推定し、推定した該遅延を考慮してアンテナビームを衛星に指向させるためにアンテナビーム指向方向を計算するものである。

【0010】

この発明に係るアンテナ制御方法は、3軸角速度計を用いて移動体の動揺に関する動揺情報を別途取得するものである。

10

【0011】

この発明に係るアンテナ制御方法は、3軸磁気方位計を用いて移動体の動揺に関する動揺情報を別途取得するものである。

【0012】

この発明に係るアンテナ制御装置は、慣性航法装置からの移動体の動揺に関する動揺情報に基づきアンテナ手段のアンテナビームを静止衛星に指向させるためにアンテナビーム指向方向を計算するアンテナビーム指向方向計算手段と、移動体の動揺に関する動揺情報を別途取得する動揺情報取得手段と、慣性航法装置により得られた動揺情報と動揺情報取得手段により得られた動揺情報とに基づき慣性航法装置により得られた動揺情報の遅延を推定し、推定した該遅延を考慮してアンテナビーム指向方向計算手段に送出すべき動揺情報を推定する動揺推定手段とを備えたものである。

20

【0013】

この発明に係るアンテナ制御装置は、動揺情報取得手段が3軸角速度計を有するものである。

【0014】

この発明に係るアンテナ制御装置は、動揺情報取得手段が3軸磁気方位計を有するものである。

【0015】

この発明に係るアンテナ制御装置は、慣性航法装置からの移動体の動揺に関する動揺情報および移動衛星の位置情報に基づきアンテナ手段のアンテナビームを移動衛星に指向させるためにアンテナビーム指向方向を計算するアンテナビーム指向方向計算手段と、移動衛星の位置情報を時々刻々と生成しこれをアンテナビーム指向方法計算手段へ送出する衛星位置生成手段と、移動体の動揺に関する動揺情報を別途取得する動揺情報取得手段と、慣性航法装置により得られた動揺情報と動揺情報取得手段により得られた動揺情報とに基づき慣性航法装置により得られた動揺情報の遅延を推定し、推定した該遅延を考慮してアンテナビーム指向方向計算手段に送出すべき動揺情報を推定する動揺推定手段とを備えたものである。

30

【0016】

この発明に係るアンテナ制御装置は、動揺情報取得手段が3軸角速度計を有するものである。

40

【0017】

この発明に係るアンテナ制御装置は、動揺情報取得手段が3軸磁気方位計を有するものである。

【0018】

【発明の実施の形態】

以下、この発明の実施の一形態を説明する。

実施の形態1.

図1はこの発明の実施の形態1によるアンテナ制御装置の構成を示すブロック図である。

図において、1は静止衛星からの電波を受信するためのアンテナ装置(アンテナ手段)で

50

あり、2はアンテナ装置1のアンテナビームの指向方向を制御するアンテナビーム制御部（アンテナビーム制御手段）であり、3はアンテナ装置1のアンテナビームを静止衛星に指向させるためにアンテナビーム指向方向を計算するアンテナビーム指向方向計算部（アンテナビーム指向方向計算手段）であり、4はアンテナビーム指向方向計算部3に送出すべき航空機等の移動体の動揺に関する動揺データ（動揺情報）を推定する動揺推定部（動揺推定手段）であり、5は移動体に搭載されており移動体の動揺に関する動揺データを得る慣性航法装置であり、6は移動体の3軸のそれぞれの周りの角速度を計測する3軸角速度計である。この発明の実施の形態1によるアンテナ制御装置は、航空機等の移動体に搭載されるが、以下では、説明を簡単にするために、航空機に搭載されているものとする。なお、動揺情報取得手段は3軸角速度計6を有する。

10

【0019】

図2は3軸角速度計6の構成を示す図である。装置全体のコストを下げるために、図2に示す各角速度計として、例えば、角速度に比例したアナログ電圧を出力する安価な振動ジャイロが使用される。図2に示すように、3軸角速度計6は、直交する右手系の3軸のそれぞれの周りの角速度を検出する3つの角速度計60a～60cを有している。図2において、X軸は航空機の機軸方向と平行であり、正の向きは機首の向きである。Y軸は機軸に垂直であり、正の向きは右側主翼の向きである。Z軸は鉛直方向と平行であり、正の向きは鉛直方向下向きである。なお、簡単のため、慣性航法装置5に設けられた3軸角速度計（図示せず）は図2と同様な検出軸を有するものと仮定する。但し、後述するように、慣性航法装置5は、真方位すなわち機体の鉛直軸周りの方位を示すデータを出力する。

20

【0020】

慣性航法装置5は、遅延はあるが正確な航空機に関する動揺データすなわち機体のX軸周りの角度（すなわちロール）、Y軸周りの角度（すなわちピッチ）、Z軸周りの角度（すなわちヨウ）に関するデータを離散的に出力する装置である。一方、航空機の動揺は3軸角速度計6に含まれる各角速度計の応答特性に対して十分ゆっくりであり、角速度計自身の遅延は無視できるので、各角速度計は遅延なく正確な航空機の角速度に関する角速度データを連続的に出力する装置であるとみなすことができる。しかしながら、3軸角速度計6に含まれる各角速度計は角速度データとしてアナログ電圧を出力する一方、3軸角速度計6は各角速度計から出力されるアナログ電圧をA/D変換して出力するので、3軸角速度計6から出力される各角速度データは大まかに言ってA/D変換のサンプリング周期1周期分の遅延を有していると推定され得る。

30

【0021】

図3(a)から3(c)は航空機が直進から右旋回を始めた場合の角速度計60aからの出力データすなわちX軸周りの角速度、角速度計60aからの出力データの積分すなわちX軸周りの角度、慣性航法装置5から出力されるロールに関する出力データの時間的な関係を示すタイミングチャート図である。なお、これらの図3(a)から3(c)の時間軸は合わせてある。図3(a)から3(c)から分かるように、角速度計60aからの出力データの積分を示す図3(b)を基準とすると、図3(c)に示す慣性航法装置5から出力されるロールに関する出力データの遅延 t を測定することができる。ところで、上記したように、図3(a)に示す角速度計60aの出力はA/D変換のサンプリング周期1周期分の遅延を有していると推定されるので、図3(c)に示す慣性航法装置5から出力されるロールに関する出力データは、実際には、($t + A/D$ 変換のサンプリング周期1周期分)の遅延DTを有すると考えられる。

40

【0022】

次に動作について説明する。

慣性航法装置5は、内部に設けられた3軸角速度計（図示せず）を用いて航空機の動揺データを求め動揺推定部4へ送出する。一方、3軸角速度計6は、3つの角速度計60a～60cにより計測したX軸、Y軸、Z軸周りの角速度に関する角速度データを動揺推定部4へ出力する。このX軸、Y軸、Z軸周りの角速度に関する各角速度データは、上記したように、A/D変換のサンプリング周期1周期分の遅延を有していると推定される。

50

【 0 0 2 3 】

動揺推定部 4 は、3 軸角速度計 6 の 3 つの角速度計 6 0 a ~ 6 0 c により計測した X 軸、Y 軸、Z 軸周りの角速度に関する角速度データを用いて、慣性航法装置 5 から出力された X 軸、Y 軸、Z 軸周りの角度に関する動揺データの遅延をそれぞれ推定し、推定された動揺データの遅延を考慮して航空機の現在または将来の動揺データを推定する。

【 0 0 2 4 】

動揺推定部 4 は、具体的には、慣性航法装置 5 から送出された X 軸周りの角度に関する動揺データの遅延 DT を次のように推定する。動揺推定部 4 は、図 3 (a) から 3 (c) に示すように、慣性航法装置 5 の X 軸周りの角度に関する出力データが 0° を示している時に、3 軸角速度計 6 の X 軸に関する角速度計 6 0 a により計測された角速度データを $0^\circ / s$ に、その角速度データの積分値を 0° に設定する。そして、動揺推定部 4 は、ある時刻 t_0 から角速度計 6 0 a の出力データの積分を開始し、その積分値が 5° に達した時刻を t_1 とし、慣性航法装置 5 の X 軸周りの角度に関する出力データが 5° に達した時刻を t_2 とする。このようにして、動揺推定部 4 は、X 軸周りの角度に関する動揺データの遅延 DT 中の $t (= t_2 - t_1)$ を求め、これに A / D 変換のサンプリング周期 1 周期分の遅延を加算して遅延 DT を算出する。

10

【 0 0 2 5 】

動揺推定部 4 は上記時刻 t_0 を次のようにして決定する。動揺推定部 4 は、図 3 (a) から 3 (c) に示すように、ある時刻 t_0 から遡って、慣性航法装置 5 の X 軸周りの角度に関する出力データおよび角速度計 6 0 a の出力データが T_s 秒間一定値 (上記の場合には 0) であるか否かを判定し、そうである場合に上記時刻を t_0 に設定する。慣性航法装置 5 のある検出軸周りの角度に関する出力が T_s 秒間一定値であるとは、その間機体はその検出軸において回転を伴っていないことを示している。ただし、上記したように慣性航法装置 5 の出力データには遅延があるので、角速度計 6 0 a の出力データが変動していないことを条件に付け加えて、動揺推定部 4 は上記時刻 t_0 を決定する。

20

【 0 0 2 6 】

これに代えて、動揺推定部 4 は慣性航法装置 5 から送出された X 軸周りの角度に関する動揺データの遅延 DT を次のように推定することもできる。上記したように、慣性航法装置 5 は、遅延はあるが正確な航空機に関する動揺データすなわち機体の X 軸周りの角度に関するデータを離散的に出力し、3 軸角速度計 6 は A / D 変換のサンプリング周期 1 周期分の遅延で正確な航空機の角速度に関する角速度データを連続的に出力する。動揺推定部 4 は、慣性航法装置 5 から離散的に出力される X 軸周りの角度に関する出力データから最小二乗法を用いてフィッティング曲線を求め、3 軸角速度計 6 の X 軸周りの角速度に関する出力データを積分した結果と比較して時間軸におけるオフセットを求める。このオフセットが X 軸周りの角度に関する動揺データの遅延 DT 中の t に等しい。なお、動揺推定部 4 はこのような演算処理をリアルタイムに行うことができる。これに代わり、動揺推定部 4 は演算処理をリアルタイムではなく後で行うことも可能である。

30

【 0 0 2 7 】

動揺推定部 4 は、以上のようにして、慣性航法装置 5 のロールに関する出力データの遅延を推定する。また、動揺推定部 4 は同様にして慣性航法装置 5 のピッチに関する出力データについても 3 軸角速度計 6 からの Y 軸周りの角速度に関する出力データを積分した結果と比較して、慣性航法装置 5 のピッチに関する出力データの遅延も推定する。しかしながら、慣性航法装置 5 の機体の Z 軸周りの角度に関する出力データは一般に真方位すなわち機体の鉛直軸周りの方位を示しており、動揺推定部 4 は単純に慣性航法装置 5 の Z 軸周りの角度に関する出力データを 3 軸角速度計 6 からの Z 軸周りの角速度データを積分した結果と比較することができない。そこで、動揺推定部 4 は、3 軸角速度計 6 からの Z 軸周りの角速度データを機体の鉛直軸周りの角速度データに座標変換してこれを積分し、積分した結果と慣性航法装置 5 の真方位に関する出力データを比較し、慣性航法装置 5 の真方位に関する出力データの遅延を推定する。

40

【 0 0 2 8 】

50

動揺推定部 4 は、アンテナ制御装置の起動後、このような遅延の推定を一度だけ実施するように構成してもよいし、所定の時間間隔で遅延の推定を行い平均値を求めてこの平均値を遅延の推定値としてもよい。後者の場合、遅延の推定の精度を向上することができる。

【0029】

動揺推定部 4 はこのようにして慣性航法装置 5 のロール、ピッチおよび真方位に関する出力データの遅延を推定すると、慣性航法装置 5 から出力された動揺データすなわちロール、ピッチおよび真方位に関する出力データの計測時間を上記推定した遅延を考慮して補正して得られた最新の動揺データおよび同様にして補正して得られた過去の動揺データを用いて現在または将来の動揺データの推定演算を実行する。

【0030】

動揺推定部 4 は、現在または将来の動揺データを下記式(1)で示されるような 2 次曲線の外挿計算で近似することができる。

【0031】

$$y = a t^2 + b t + c \quad (1)$$

ここで、

$$a = \{ -(x_1 - x_0) y_2 - (x_0 - x_2) y_1 - (x_2 - x_1) y_0 \} / \{ (x_2 - x_1)(x_1 - x_0)(x_0 - x_2) \}$$

$$b = \{ y_2 - y_1 - a(x_2^2 - x_1^2) \} / (x_2 - x_1)$$

$$c = y_0 - a x_0^2 - b x_0$$

【0032】

なお、 y はある動揺データ(すなわちロール、ピッチまたは真方位に関するデータ)の予測演算値(deg)であり、 t は(現在または将来の時刻 T - 現在の時刻 T_c)(sec) に等しく、 y_0 は上記動揺データの最新値(deg)であり、 x_0 は(最新値の計測時刻 T_0 - 現在の時刻 T_c)(sec) すなわち - (上記動揺データの遅延 DT) に等しく(なお、最新値が現在の出力である場合)、 y_1 は上記動揺データの 5 個前の値(deg)であり、 x_1 は(5 個前の値の計測時刻 T_1 - 現在の時刻 T_c)(sec) に等しく、 y_2 は上記動揺データの 10 個前の値(deg)であり、 x_2 は(10 個前の値の計測時刻 T_2 - 現在の時刻 T_c)(sec) に等しい。なお、計測時刻 T_1 および T_2 は遅延 DT を考慮して補正されているものとする。図 4 はこのような最新データ y_0 、5 個前のデータ y_1 、10 個前のデータ y_2 および予測演算値 y の時間的な関係を示す図である。

【0033】

このように、動揺推定部 4 は、最新データ y_0 、5 個前のデータ y_1 および 10 個前のデータ y_2 を用いて、現在から時間 t (0) だけ将来の動揺データである予測演算値 y を計算することができる。動揺推定部 4 は上記式(1)に基づきロール、ピッチおよび真方位について独立に予測演算値を計算しアンテナビーム指向方向計算部 3 へ出力する。なお、動揺推定部 4 は、上記式(1)に示したような 2 次曲線ではなく動揺データの変化を近似できる他のいかなる曲線に従って現在または将来の動揺データを推定してもよい。

【0034】

アンテナビーム指向方向計算部 3 は、静止衛星の緯度および経度に関する情報、航空機の緯度および経度に関する情報、並びに動揺推定部 4 からのロール、ピッチおよび真方位に関する出力データに基づき、アンテナ装置 1 のアンテナビームを静止衛星に指向させるためにアンテナビーム指向方向を計算する。そして、アンテナビーム制御部 2 は、アンテナビーム指向方向計算部 3 により計算されたアンテナビーム指向方向に基づきアンテナビームを形成するための位相データを計算しアンテナ装置 1 へ送出する。アンテナ装置 1 は、アンテナビーム制御部 2 から送られてきた位相データに基づきアンテナビームを形成し、静止衛星にアンテナビームを指向させる。

【0035】

以上のように、この発明の実施の形態 1 によれば、移動体等の航空機に既設の慣性航法装置 5 の出力データに遅延があり且つアンテナのビーム幅が小さい場合でも、3 軸角速度計 6 により取得した動揺データを用いて慣性航法装置 5 により計測した動揺データの遅延を

10

20

30

40

50

推定し、この推定した遅延を考慮してその動揺データの計測時間を補正し現在または将来の動揺データを推定するので、精度良くアンテナビームを静止衛星に指向させることができる。

【 0 0 3 6 】

なお、さらに精度を向上させるために、この実施の形態 1 によるアンテナ制御装置を使用しモノパルス追尾やステップトラック追尾などのクローズドループ追尾を併用してもよい。

【 0 0 3 7 】

この実施の形態 1 では、電子制御式のアンテナを想定しているが、機械駆動式のアンテナに置き換えてもよく、この場合も同様な効果を得ることができる。この場合、アンテナビーム制御部 2 は、アンテナビーム指向方向計算部 3 により計算されたアンテナビーム指向方向に基づきモータを制御してアンテナ装置 1 を駆動し、静止衛星にアンテナビームを指向させるように構成される。

【 0 0 3 8 】

また、この実施の形態 1 では、簡単のため、慣性航法装置 5 は図 2 に示すような検出軸を有していると仮定しているが、慣性航法装置 5 の検出軸と 3 軸角速度計 6 の検出軸の位置関係が既知であり座標変換により慣性航法装置 5 および 3 軸角速度計 6 の動揺データ間の比較ができればよく、検出軸を合わせることがこの発明の制限条項ではない。

【 0 0 3 9 】

実施の形態 2 .

図 5 はこの発明の実施の形態 2 によるアンテナ制御装置の構成を示すブロック図である。図において、上記実施の形態 1 によるものと同じ構成要素は図 1 に示すものと同じ参照符号が付されており、以下ではその説明を省略する。また、図 5 において、7 は移動体の 3 軸のそれぞれの方向の地磁気ベクトルの分力を検出する 3 軸磁気方位計である。この実施の形態 2 によるアンテナ制御装置は、図 1 に示す 3 軸角速度計 6 の代わりに 3 軸磁気方位計 7 を備えている。この発明の実施の形態 2 によるアンテナ制御装置は、航空機等の移動体に搭載されるが、以下では、説明を簡単にするために、航空機に搭載されているものとする。なお、動揺情報取得手段は 3 軸磁気方位計 7 を有する。

【 0 0 4 0 】

図 6 は 3 軸磁気方位計 7 の構成を示す図である。図 6 に示すように、3 軸磁気方位計 7 は、直交する右手系の 3 軸のそれぞれの方向の地磁気ベクトルの分力を検出するために 2 つの磁気方位計 7 0 a , 7 0 b を有している。磁気方位計 7 0 a , 7 0 b は、それぞれ直交する 2 つのコイルに励起される電圧を計測することにより地磁気ベクトルの分力を検出する、フラックスゲートタイプの磁気方位計である。3 軸磁気方位計 7 は、2 つの磁気方位計 7 0 a , 7 0 b を用いて、図 6 に示すように直交する右手系の 3 軸のそれぞれの方向の地磁気ベクトルの分力を検出するように構成されている。図 6 において、X 軸は機体の機軸方向と平行であり、正の向きは機首の向きである。Y 軸は機軸に垂直であり、正の向きは右側主翼の向きである。Z 軸は鉛直方向と平行であり、正の向きは鉛直方向下向きである。なお、簡単のため、慣性航法装置 5 は図 6 と同様な検出軸を有するものと仮定する。但し、後述するように、慣性航法装置 5 は、真方位すなわち機体の鉛直軸周りの方位を示すデータを出力する。

【 0 0 4 1 】

図 6 に示すように構成された 3 軸磁気方位計 7 において、磁気方位計 7 0 a のコイル A 1 は X 軸方向の地磁気ベクトルの分力を検出し、磁気方位計 7 0 a のコイル A 2 および磁気方位計 7 0 b のコイル B 2 は Y 軸方向の地磁気ベクトルの分力を検出し、磁気方位計 7 0 b のコイル B 1 は Z 軸方向の地磁気ベクトルの分力を検出する。磁気方位計 7 0 a のコイル A 2 と磁気方位計 7 0 b のコイル B 2 は同じ物理量を検出するので、これらコイルの検出した分力が同じになるように、2 つの磁気方位計 7 0 a , 7 0 b のゲインは調整される。

【 0 0 4 2 】

10

20

30

40

50

既に述べたように、慣性航法装置 5 は、遅延はあるが正確な航空機に関する動揺データすなわちロール、ピッチおよび真方位に関するデータを離散的に出力する装置である。一方、航空機の動揺は 3 軸磁気方位計 7 に含まれる各磁気方位計の応答特性に対して十分ゆっくりであり、磁気方位計自身の遅延は無視できるので、各磁気方位計は遅延なく正確な機体の X 軸、Y 軸、Z 軸の方向の地磁気ベクトルの分力データを連続的に出力する装置であるとみなすことができる。しかしながら、3 軸磁気方位計 7 に含まれる各磁気方位計は地磁気ベクトルの分力データとしてアナログ電圧を出力する一方で、3 軸磁気方位計 7 は各磁気方位計から出力されるアナログ電圧を A/D 変換して出力するので、3 軸磁気方位計 7 から出力される地磁気ベクトルの各分力データは大まかに言って A/D 変換のサンプリング周期 1 周期分の遅延を有していると推定され得る。ただし、3 軸磁気方位計 7 の出力データが安定するように積分を行うと 3 軸磁気方位計 7 の応答特性が悪くなるので積分は行わない。

10

【0043】

図 7 (a), 7 (b) は航空機が直進から右旋回を始めたときの 3 軸磁気方位計 7 の出力データから計算される X 軸周りの角度、慣性航法装置 5 から出力されるロールに関する出力データの時間的な関係を示すタイミングチャート図である。なお、これらの図 7 (a), 7 (b) の時間軸は合わせてある。3 軸磁気方位計 7 の出力データから計算される X 軸周りの角度は、図 6 におけるコイル A1, A2, B1 により検出される地磁気ベクトルが XY 平面となす角で定義される。地球上の全ての地点において地磁気の垂直分力は零ではないが、以下に示すように、3 軸磁気方位計 7 の出力データは、慣性航法装置 5 の出力データが一定値であるときに、オフセットが加えられて慣性航法装置 5 の出力データに合わせこまれるので(すなわち相対値としてのみ取り扱われるので)、上記のような定義で問題は無い。

20

【0044】

図 7 (a), 7 (b) から分かるように、3 軸磁気方位計 7 の出力データから計算される X 軸周りの角度を示す図 7 (a) を基準とすると、図 7 (c) に示す慣性航法装置 5 から出力されるロールに関する出力データの遅延 t を測定することができる。ところで、上記したように、図 7 (a) に示す 3 軸磁気方位計 7 の出力データは A/D 変換のサンプリング周期 1 周期分の遅延を有していると推定されるので、図 7 (b) に示す慣性航法装置 5 から出力されるロールに関する出力データは、実際には、($t + A/D$ 変換のサンプリング周期 1 周期分) の遅延 DT を有すると考えられる。

30

【0045】

次に動作について説明する。

慣性航法装置 5 は、内部に設けられた 3 軸角速度計(図示せず)を用いて航空機の動揺データを求め動揺推定部 4 へ送出する。一方、3 軸磁気方位計 7 は、2 つの磁気方位計 70a, 70b により計測した 3 軸の方向の地磁気ベクトルの分力に関するデータを動揺推定部 4 へ出力する。これら 3 軸の方向の地磁気ベクトルの分力データは、上記したように、それぞれ A/D 変換のサンプリング周期 1 周期分の遅延を有していると推定される。

【0046】

動揺推定部 4 は、2 つの磁気方位計 70a, 70b により計測した X 軸、Y 軸、Z 軸方向の地磁気ベクトルの分力に関する分力データを用いて、慣性航法装置 5 から送出された X 軸、Y 軸、Z 軸周りの角度に関する動揺データの遅延をそれぞれ推定し、推定された動揺データの遅延を考慮して航空機の現在または将来の動揺データを推定する。

40

【0047】

動揺推定部 4 は、具体的には、慣性航法装置 5 から送出された X 軸周りの角度に関する動揺データの遅延 DT を次のように推定する。動揺推定部 4 は、図 7 (a), 7 (b) に示すように、慣性航法装置 5 により計測された X 軸周りの角度が θ_0 であるときに 3 軸磁気方位計 7 の出力データから計算した X 軸周りの角度にオフセットを加え $\theta_0 + \Delta\theta$ となるように設定する。そして、動揺推定部 4 は、所定の時刻 t_0 を設定するとともに、慣性航法装置 5 の出力データが変化し始めその後変化しなくなった時刻を t_2 とする。動揺推定部 4 は

50

同様に3軸磁気方位計7の出力データから計算したX軸周りの角度が変化し始めその後変化しなくなった時刻を t_1 とする。このようにして、動揺推定部4は、X軸周りの角度に関する動揺データの遅延DT中の $t (= t_2 - t_1)$ を求め、これにA/D変換のサンプリング周期1周期分の遅延を加算して遅延DTを算出する。

【0048】

動揺推定部4は上記時刻 t_0 を次のようにして決定する。動揺推定部4は、図7(a), 7(b)に示すように、ある時刻から遡って、慣性航法装置5のX軸周りの角度に関する出力データおよび3軸磁気方位計7の出力データから計算したX軸周りの角度がそれぞれ T_s 秒間一定値(上記の場合には $^\circ$)であるか否かを判定し、そうである場合に上記時刻を t_0 に設定する。慣性航法装置5のある検出軸周りの角度に関する出力データが T_s 秒間一定値であるとは、その間機体はその検出軸において回転を伴っていないことを示している。ただし、上記したように慣性航法装置5の出力には遅延があるので、3軸磁気方位計7の出力データから計算したX軸周りの角度が変動していないことを条件に付け加えて、動揺推定部4は上記時刻 t_0 を決定する。図7(a), 7(b)に示す例では、動揺推定部4が上記のようにして時刻 t_0 を設定した後、3軸磁気方位計7の出力データから計算したX軸周りの角度が変動し始め、さらに、慣性航法装置5のX軸周りの角度に関する出力データが変動し始めている。このような変動を検出すると、動揺推定部4は次にX軸周りの角度に関する動揺データの遅延DT中の $t (= t_2 - t_1)$ を求める。まず、動揺推定部4は、ある時刻から遡って、3軸磁気方位計7の出力データから計算したX軸周りの角度が変動後一定値となりそれが T_s 秒間継続しているか否かを判定し、 T_s 秒間継続している場合に上記時刻を t_1 と設定する。同様に、動揺推定部4は、ある時刻から遡って、慣性航法装置5のX軸周りの角度に関する出力データが変動後一定値となりそれが T_s 秒間継続しているか否かを判定し、 T_s 秒間継続している場合に上記時刻を t_2 と設定する。動揺推定部4はこのような判定をこの実施の形態2によるアンテナ制御装置の起動後に一度実施する。これに代わり、動揺推定部4は上記のような判定を常時実施することも可能であり、X軸周りの角度に関する動揺データの遅延DT中の t を複数回推定し平均値を求めることもできる。これにより、 t の推定の精度を向上することができる。なお、この場合、動揺推定部4は上記 t_2 を新たな時刻 t_0 に設定する。

【0049】

この実施の形態2のように3軸磁気方位計7を使用する場合、機体が磁気を帯びており機体が動揺したにもかかわらず3軸磁気方位計7の出力が変動しないという問題がある。このような問題を回避するためにコイルの出力にオフセットを加算する方法があるが、機体自体の磁気の影響の少ない場所を選んで3軸磁気方位計7を設置するようにしてもよい。

【0050】

動揺推定部4は、以上のようにして、慣性航法装置5のロールに関する出力データの遅延を推定する。また、動揺推定部4は同様にして慣性航法装置5のピッチに関する出力データについても3軸磁気方位計7の出力から計算したピッチと比較して、慣性航法装置5のピッチに関する出力の遅延も推定する。しかしながら、慣性航法装置5の機体のZ軸周りの角度に関する出力は一般に真方位すなわち機体の鉛直軸周りの方位を示しており、動揺推定部4は単純に慣性航法装置5により計測されたZ軸周りの角度を3軸磁気方位計7の出力から計算したZ軸周りの角度と比較することができない。そこで、動揺推定部4は、3軸磁気方位計7により計測された地磁気ベクトルをXY平面に投影して真方位を求め、慣性航法装置5により計測された真方位と比較し、慣性航法装置5により計測された真方位の遅延を推定する。

【0051】

上記したように、動揺推定部4は、アンテナ制御装置の起動後、このような遅延の推定を一度だけ実施するように構成してもよいし、所定の時間間隔で遅延の推定を行い平均値を求めてこの平均値を遅延の推定値としてもよい。後者の場合、遅延の推定の精度を向上することができる。

【0052】

10

20

30

40

50

動揺推定部 4 はこのようにして慣性航法装置 5 のロール、ピッチおよび真方位に関する出力データの遅延を推定すると、上記実施の形態 1 による動揺推定部 4 と同様に、慣性航法装置 5 から出力された動揺データすなわちロール、ピッチおよび真方位に関する出力データの計測時間を上記推定した遅延を考慮して補正して得た最新の動揺データおよび同様にして補正して得た過去の動揺データを用いて現在または将来の動揺データの推定演算を実行する。

【 0 0 5 3 】

アンテナビーム指向方向計算部 3 は、静止衛星の緯度および経度に関する情報、航空機の緯度および経度に関する情報、並びに動揺推定部 4 からのロール、ピッチおよび真方位に関する出力データに基づき、アンテナ装置 1 のアンテナビームを静止衛星に指向させるためにアンテナビーム指向方向を計算する。そして、アンテナビーム制御部 2 は、アンテナビーム指向方向計算部 3 により計算されたアンテナビーム指向方向に基づきアンテナビームを形成するための位相データを計算しアンテナ装置 1 へ送出する。アンテナ装置 1 は、アンテナビーム制御部 2 から送られてきた位相データに基づきアンテナビームを形成し、静止衛星にアンテナビームを指向させる。

10

【 0 0 5 4 】

以上のように、この発明の実施の形態 2 によれば、移動体等の航空機に既設の慣性航法装置 5 の出力データに遅延があり且つアンテナのビーム幅が小さい場合でも、3 軸角速度計 6 により取得した動揺データを用いて慣性航法装置 5 により計測した動揺データの遅延を推定し、この推定した遅延を考慮して動揺データの計測時間を補正し現在または将来の動揺データを推定するので、精度良くアンテナビームを静止衛星に指向させることができる。

20

【 0 0 5 5 】

なお、さらに精度を向上させるために、この実施の形態 2 によるアンテナ制御装置を使用しモノパルス追尾やステップトラック追尾などのクローズドループ追尾を併用してもよい。

【 0 0 5 6 】

この実施の形態 2 では、電子制御式のアンテナを想定しているが、機械駆動式のアンテナに置き換えてもよく、この場合も同様な効果を得ることができる。この場合、アンテナビーム制御部 2 は、アンテナビーム指向方向計算部 3 により計算されたアンテナビーム指向方向に基づきモータを制御してアンテナ装置 1 を駆動し、静止衛星にアンテナビームを指向させるように構成される。

30

【 0 0 5 7 】

また、この実施の形態 2 では、簡単のため、慣性航法装置 5 は図 6 に示すような検出軸を有していると仮定しているが、慣性航法装置 5 の検出軸と 3 軸磁気方位計 7 の検出軸の位置関係が既知であり座標変換により慣性航法装置 5 および 3 軸磁気方位計 7 の出力から計算される動揺データ間の比較ができればよく、検出軸を合わせることがこの発明の制限事項ではない。

【 0 0 5 8 】

実施の形態 3 .

40

図 8 はこの発明の実施の形態 3 によるアンテナ制御装置の構成を示すブロック図である。図において、上記実施の形態 1 によるものと同じの構成要素は図 1 に示すものと同じの参照符号が付されており、以下ではその説明を省略する。また、図 8 において、9 は移動衛星にアンテナ装置 1 のアンテナビームを指向させるために移動衛星の位置情報を時々刻々と生成し、アンテナビーム指向方向計算部 3 へ生成した移動衛星の位置情報を送出する衛星位置生成部（衛星位置生成手段）である。この実施の形態 3 によるアンテナ制御装置は、静止衛星ではなく移動衛星にアンテナ装置 1 のアンテナビームを指向させる点で上記実施の形態 1 によるものとは異なる。また、この実施の形態 3 によるアンテナ制御装置は、移動衛星以外の他の目標であっても、その位置を時々刻々と生成できるならば、その他の目標へアンテナビームを指向させることができる。

50

【 0 0 5 9 】

次に動作について説明する。

この実施の形態 3 によるアンテナ制御装置の基本的な動作は上記実施の形態 1 によるものと同一であるので、以下では、異なる部分についてのみ説明する。衛星位置生成部 9 は、移動衛星の位置情報すなわち移動衛星の緯度および経度のデータを時々刻々と生成しそれに時刻タグをつけて内蔵の記憶装置（図示せず）に記憶する。そして、衛星位置生成部 9 は、所定の時刻になると、記憶した緯度および経度のデータを読み出しアンテナビーム指向方向計算部 3 へ出力する。

【 0 0 6 0 】

以上のように、この発明の実施の形態 3 によれば、移動体等の航空機に既設の慣性航法装置 5 の出力データに遅延があり且つアンテナのビーム幅が小さい場合でも、3 軸角速度計 6 により取得した動揺データを用いて慣性航法装置 5 により計測した動揺データの遅延を推定し、この推定した遅延を考慮して動揺データの計測時間を補正し現在または将来の動揺データを推定するので、精度良くアンテナビームを移動衛星等の移動する目標に指向させることができる。

10

【 0 0 6 1 】

実施の形態 4 .

図 9 はこの発明の実施の形態 4 によるアンテナ制御装置の構成を示すブロック図である。図において、上記実施の形態 2 によるものと同一の構成要素は図 5 に示すものと同一の参照符号が付されており、以下ではその説明を省略する。また、図 9 において、9 は移動衛星にアンテナ装置 1 のアンテナビームを指向させるために移動衛星の位置情報を時々刻々と生成し、アンテナビーム指向方向計算部 3 へ生成した移動衛星の位置情報を送出する衛星位置生成部（衛星位置生成手段）である。この実施の形態 4 によるアンテナ制御装置は、静止衛星ではなく移動衛星にアンテナ装置 1 のアンテナビームを指向させる点で上記実施の形態 2 によるものとは異なる。また、この実施の形態 4 によるアンテナ制御装置は、移動衛星以外の他の目標であっても、その位置を時々刻々と生成できるならば、その他の目標へアンテナビームを指向させることができる。

20

【 0 0 6 2 】

次に動作について説明する。

この実施の形態 4 によるアンテナ制御装置の基本的な動作は上記実施の形態 2 によるものと同一であるので、以下では、異なる部分についてのみ説明する。衛星位置生成部 9 は、移動衛星の位置情報すなわち移動衛星の緯度および経度のデータを時々刻々と生成しそれに時刻タグをつけて内蔵の記憶装置（図示せず）に記憶する。そして、衛星位置生成部 9 は、所定の時刻になると、記憶した緯度および経度のデータを読み出しアンテナビーム指向方向計算部 3 へ出力する。

30

【 0 0 6 3 】

以上のように、この発明の実施の形態 4 によれば、移動体等の航空機に既設の慣性航法装置 5 の出力データに遅延があり且つアンテナのビーム幅が小さい場合でも、3 軸角速度計 6 により取得した動揺データを用いて慣性航法装置 5 により計測した動揺データの遅延を推定し、この推定した遅延を考慮して動揺データの計測時間を補正し現在または将来の動揺データを推定するので、精度良くアンテナビームを移動衛星等の移動する目標に指向させることができる。

40

【 0 0 6 4 】

【 発明の効果 】

以上のように、この発明によれば、慣性航法装置により得られる移動体の動揺に関する動揺情報の遅延を推定するために、移動体の動揺に関する動揺情報を別途取得し、該動揺情報と慣性航法装置により得られた動揺情報とに基づき慣性航法装置により得られた動揺情報の遅延を推定し、推定した該遅延を考慮してアンテナビームを衛星に指向させるためにアンテナビーム指向方向を計算するように構成したので、精度良くアンテナビームを静止衛星、移動衛星等の衛星に指向させることができる効果がある。

50

【図面の簡単な説明】

【図 1】この発明の実施の形態 1 によるアンテナ制御装置の構成を示すブロック図である。

【図 2】この発明の実施の形態 1 によるアンテナ制御装置の 3 軸角速度計の構成を示す斜視図である。

【図 3】航空機が直進から右旋回を始めた場合の 3 軸角速度計により計測された X 軸周りの角速度、この角速度の積分すなわち X 軸周りの角度、慣性航法装置により計測された X 軸周りの角度の時間的な関係を示すタイミングチャート図である。

【図 4】この発明の実施の形態 1 によるアンテナ制御装置の動揺推定部により、最新の動揺データ、5 個前の動揺データ、10 個前の動揺データに基づいて計算される予測演算値と上記最新の動揺データ、5 個前の動揺データ、10 個前の動揺データとの時間的な関係を示す図である。

10

【図 5】この発明の実施の形態 2 によるアンテナ制御装置の構成を示すブロック図である。

【図 6】この発明の実施の形態 2 によるアンテナ制御装置の 3 軸磁気方位計の構成を示す斜視図である。

【図 7】航空機が直進から右旋回を始めた場合の 3 軸磁気方位計により計測された X 軸周りの角度、慣性航法装置により計測された X 軸周りの角度の時間的な関係を示すタイミングチャート図である。

【図 8】この発明の実施の形態 3 によるアンテナ制御装置の構成を示すブロック図である。

20

【図 9】この発明の実施の形態 4 によるアンテナ制御装置の構成を示すブロック図である。

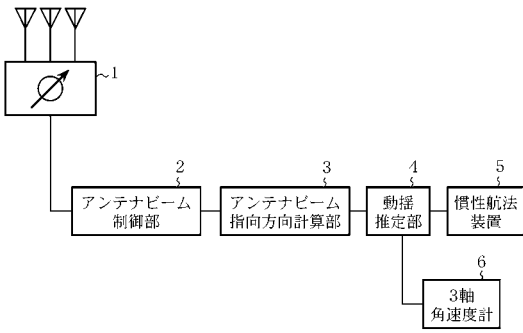
【図 10】従来のアンテナ制御装置の構成を示すブロック図である。

【符号の説明】

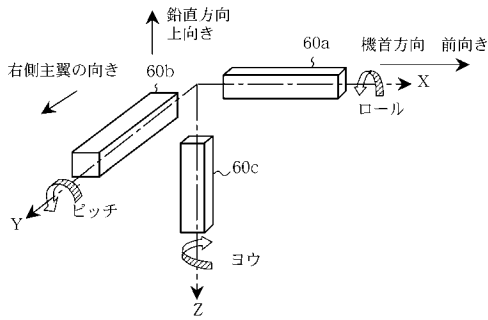
1 アンテナ装置（アンテナ手段）、2 アンテナビーム制御部（アンテナビーム制御手段）、3 アンテナビーム指向方向計算部（アンテナビーム指向方向計算手段）、4 動揺推定部（動揺推定手段）、5 慣性航法装置、6 3 軸角速度計（動揺情報取得手段）、7 3 軸磁気方位計（動揺情報取得手段）、9 衛星位置生成部（衛星位置生成手段）。

30

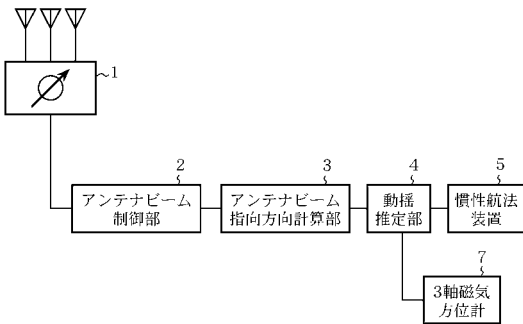
【 図 1 】



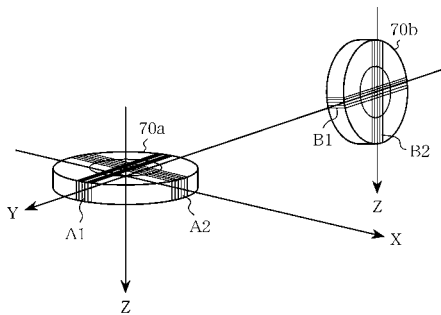
【 図 2 】



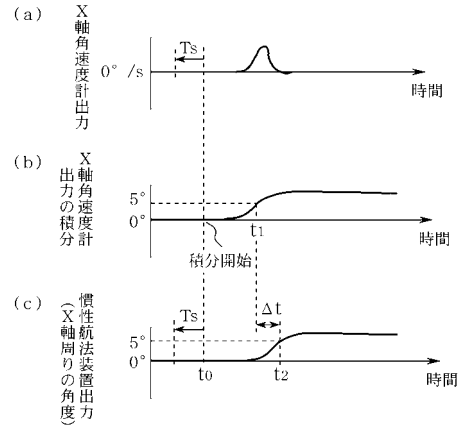
【 図 5 】



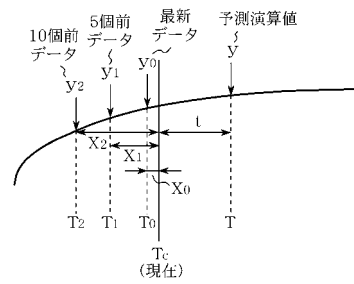
【 図 6 】



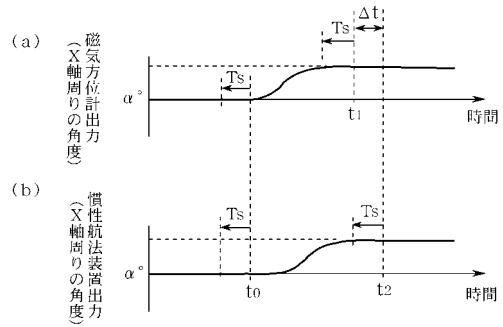
【 図 3 】



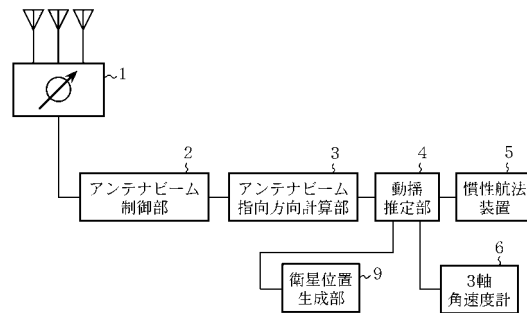
【 図 4 】



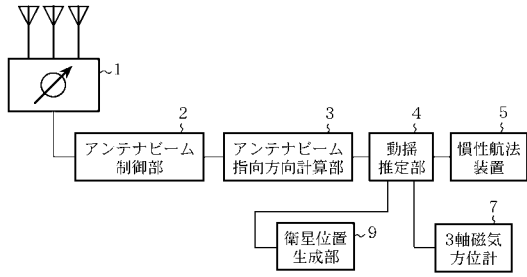
【 図 7 】



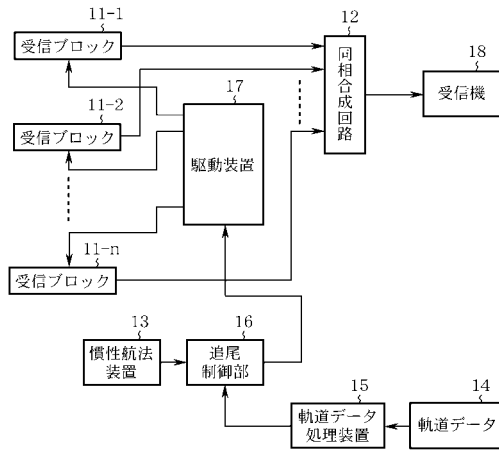
【 図 8 】



【 図 9 】



【 図 10 】



フロントページの続き

(72)発明者 飯田 明夫
東京都千代田区丸の内二丁目2番3号 三菱電機株式会社内

審査官 麻生 哲朗

(56)参考文献 特開平11-295100(JP,A)
特開平09-243396(JP,A)
特開平05-102895(JP,A)
特開平09-243385(JP,A)
特開平10-089896(JP,A)

(58)調査した分野(Int.Cl.⁷, DB名)
H01Q 3/26
B64G 3/00