

明 細 書

発明の名称：

航空機の位置制御システム、航空機および航空機の位置制御方法

技術分野

[0001] 本発明は、航空機の位置制御システム、航空機および航空機の位置制御方法に関する。

背景技術

[0002] 従来、航空機を目標地点へと誘導するための技術が知られている。例えば、特許文献１には、ステレオカメラで取得した目標地点の画像情報を画像処理して目標地点までの距離を求め、距離と機体の姿勢角とに基づいて目標地点に対する機体の相対位置を算出し、相対位置を用いて航法情報を生成する航法装置が開示されている。

先行技術文献

特許文献

[0003] 特許文献１：特開２００５－１１５６２３号公報

発明の概要

発明が解決しようとする課題

[0004] 上記特許文献１に記載の航法装置では、相対位置を用いて生成される航法情報に基づいて、機体の位置、高度、降下率等を制御しながら機体を降下させて、機体を着陸地点に着陸させている。ここで、着陸地点が、例えば船舶等の移動体である場合、着陸地点が移動する。この場合、特許文献１に記載の航法装置では、航法情報が相対位置を用いて生成されることから、航空機と着陸地点との相対位置は把握でき、また、固定の着地点に対する相対速度を把握することができる。しかしながら、特許文献１では、着陸地点が移動する場合、航法情報に基づく機体の制御を適切に行うことができず、例えば機体が目標着地点に近づくのに時間がかかったり、目標着地点を通りすぎてしまったりして、機体の位置制御を精度良く、かつ、速やかに実行すること

ができない可能性がある。

- [0005] 本発明は、上記に鑑みてなされたものであって、相対的に移動する目標着地点に対して、航空機を、より精度良く、かつ、速やかに移動させることを目的とする。

課題を解決するための手段

- [0006] 上述した課題を解決し、目的を達成するために、本発明にかかる航空機の位置制御システムは、航空機と目標着地点との相対位置を取得する相対位置取得部と、前記目標着地点に対する前記航空機の相対速度を取得する相対速度取得部と、前記航空機を制御する制御部と、を備え、前記制御部は、少なくとも前記相対位置と前記相対速度とに基づいて、前記航空機が前記目標着地点に向かうように、フィードバック制御によって前記航空機のフィードバック制御量を算出するフィードバック制御部と、前記相対位置および前記相対速度を直交軸とする座標平面上で、原点を通り、前記相対速度を増加させる増速領域と前記相対速度を減少させる減速領域とを区分けする切替線が予め設定され、現在の前記相対位置および前記相対速度の座標点が前記増速領域に位置するとき、前記相対速度が増加する傾向の加算値を設定し、前記切替線に対して、前記座標点が前記減速領域に位置するとき、前記相対速度が減少する傾向の加算値を設定する多値制御部と、前記フィードバック制御量に前記加算値を加算した前記航空機の制御量を算出する加算回路と、を備える。

- [0007] 上述した課題を解決し、目的を達成するために、本発明にかかる航空機の位置制御システムは、航空機と目標着地点との相対位置を取得する相対位置取得部と、前記航空機と前記目標着地点との相対速度を取得する相対速度取得部と、少なくとも前記相対位置と前記相対速度とに基づいて、前記目標着地点に向かうように前記航空機を制御する制御部と、を備え、前記相対速度取得部は、前記相対位置の微分値に所定のカットオフ周波数以上の周波数を減衰させるローパスフィルタを通した値と、前記航空機の速度に前記カットオフ周波数未満の周波数を減衰させるハイパスフィルタを通した値とを加算

して、前記相対速度を算出する。

[0008] 上述した課題を解決し、目的を達成するために、本発明にかかる航空機は、上記航空機の位置制御システムを備える。

[0009] 上述した課題を解決し、目的を達成するために、本発明にかかる航空機の位置制御方法は、航空機と目標着地点との相対位置を取得し、前記目標着地点に対する前記航空機の相対速度を取得し、少なくとも前記相対位置と前記相対速度とに基づいて、前記航空機が前記目標着地点に向かうように、フィードバック制御によって前記航空機のフィードバック制御量を算出し、前記相対位置および前記相対速度を直交軸とする座標平面上で、原点を通り、前記相対速度を増加させる増速領域と前記相対速度を減少させる減速領域とを区分けする切替線が予め設定され、現在の前記相対位置および前記相対速度の座標点の前記増速領域に位置するとき、前記相対速度が増加する傾向の加算値を設定し、前記切替線に対して、前記座標点の前記減速領域に位置するとき、前記相対速度が減少する傾向の加算値を設定し、前記フィードバック制御量に前記加算値を加算した前記航空機の制御量を算出する。

発明の効果

[0010] 本発明にかかる航空機の位置制御システム、航空機および航空機の位置制御方法は、相対的に移動する目標着地点に対して、航空機を、より精度良く、かつ、速やかに移動させることができるという効果を奏する。

図面の簡単な説明

[0011] [図1]図1は、第一実施形態にかかる航空機の位置制御システムの一例を示す概略構成図である。

[図2]図2は、第一実施形態にかかる航空機が目標着地点に向かう様子を示す説明図である。

[図3]図3は、目標着地点に設けられるマーカーの一例を示す説明図である。

[図4]図4は、誘導演算部により航空機の制御量を算出する構成の一例を示すブロック図である。

[図5]図5は、画像処理部および誘導演算部により実行される相対位置演算処

理の一例を示すフローチャートである。

[図6]図6は、航空機が目標着地点に誘導される様子を示す説明図である。

[図7]図7は、誘導演算部により実行される相対速度演算処理の一例を示すブロック図である。

[図8]図8は、相対位置および相対速度を直交軸とする座標平面を示す説明図である。

[図9]図9は、多値制御において設定される加算値を規定するマップの一例を示す説明図である。

[図10]図10は、多値制御において設定される加算値を規定するマップの他の例を示す説明図である。

[図11]図11は、第二実施形態にかかる位置制御システムの一例を示す概略構成図である。

[図12]図12は、第二実施形態の誘導演算部により航空機の制御量を算出する構成の一例を示すブロック図である。

発明を実施するための形態

[0012] 以下に、本発明にかかる航空機の位置制御システム、航空機および航空機の位置制御方法の実施形態を図面に基づいて詳細に説明する。なお、この実施形態によりこの発明が限定されるものではない。

[0013] [第一実施形態]

図1は、第一実施形態にかかる航空機の位置制御システムの一例を示す概略構成図であり、図2は、第一実施形態にかかる航空機が目標着地点に向かう様子を示す説明図である。第一実施形態にかかる航空機1は、回転翼機としての飛行体（例えばヘリコプタ、ドローン等）である。本実施形態において、航空機1は、無人機である。なお、航空機1は、前進、後進、旋回、横進、ホバリングが可能な飛行体であればよく、有人機であってもよい。航空機1は、位置制御システム100を搭載しており、位置制御システム100により飛行が制御され、図2に示す目標着地点2に着地する。

[0014] (目標着地点)

本実施形態において、目標着地点 2 は、図 2 に示すように、船舶 5 上に設けられている。したがって、航空機 1 は、水上を移動する移動体としての船舶 5 に着地（着艦）する。なお、船舶 5 には、図示省略するが、目標着地点 2 に航空機 1 を着地させた際に、航空機 1 を拘束するための拘束装置が設けられている。ただし、目標着地点 2 は、船舶 5 に限らず、地上を移動する移動体としての車両等に設けられてもよいし、移動しない設備、地面に設けられてもよい。

[0015] 目標着地点 2 には、航空機 1 が目標着地点 2 の位置を捕捉するためのマーカー 7 が設けられている。図 3 は、目標着地点に設けられるマーカーの一例を示す説明図である。図示するように、マーカー 7 は、例えば白黒の 2 色で色分けされた A R マーカーであり、正形状のマーカーである。なお、マーカー 7 は、A R マーカーに限らず、画像処理により目標着地点 2 の位置を捕捉することができるマーカーであればよく、例えばヘリポートの着地点を示す H マーク、R マーク等であってもよい。また、マーカー 7 は、船舶 5 に異なる形状のマーカーが複数設けられてもよく、航空機 1 は、異なるマーカー 7 のいずれかに対応した目標着地点 2 に誘導されるものであってもよい。

[0016] （位置制御システム）

第一実施形態にかかる航空機の位置制御システム 100 は、飛行中の航空機 1 を目標着地点 2 に着地させるために、航空機 1 の位置を制御するシステムである。位置制御システム 100 は、航空機 1 に搭載される。位置制御システム 100 は、図 1 に示すように、カメラ 10 と、航法装置 20 と、制御部 30 とを備える。

[0017] （撮影装置）

カメラ 10 は、航空機 1 に図示しないジンバルを介して搭載された撮影装置である。カメラ 10 は、マーカー 7 を撮影することができれば、単眼カメラ、複眼カメラ、赤外線カメラ等であってもよい。カメラ 10 は、航空機 1 から目標着地点 2 に設けられたマーカー 7 を撮影するために設けられる。カメラ 10 は、図示しないジンバルを介して撮影方向を調整可能とされている。

。本実施形態において、カメラ10は、その撮影範囲B（図2、図6参照）が、一例として、鉛直方向の真下を向くように制御部30によって制御される。なお、カメラ10は、撮影範囲Bが、鉛直方向に対して斜め前方側を向くように制御部30によって制御されてもよい。また、カメラ10は、ジンバルを省いてもよく、撮影方向が鉛直方向の下方側を向くように、航空機1の機体直下に固定してもよい。

[0018] （航法装置）

航法装置20は、例えば、慣性航法装置（INS：Inertial Navigation System）である。なお、本実施形態において、航法装置20は、慣性航法装置に適用して説明するが、特に限定されず、いずれの航法装置20を用いてもよい。また、航法装置20は、位置の計測精度を向上させるために、GPS（Global Positioning System）を含んだ慣性航法装置となっている。本実施形態では、GPSを含んだ慣性航法装置に適用して説明するが、GPSに特に限定されず、精度よく位置を計測可能な位置計測部であればよく、例えば、準天頂衛星システムを用いたものであってもよいし、航法装置20のみで精度よく位置を計測可能であれば、GPS等の位置計測部を省いた構成であってもよい。GPSを含んだ航法装置20は、航空機1のロール方向、ヨー方向およびピッチ方向の姿勢角、航空機1の機体速度 V_h （図4参照）、機体加速度 a （図4参照）、機首方位 ϕ_h （図6参照）および位置座標を取得する。なお、航法装置20は、航空機1の姿勢角を検出する姿勢角センサ、航空機1の機体速度 V_h を検出する速度検出センサ、航空機1の機体加速度 a を検出する加速度検出センサ、航空機1の機首方位 ϕ_h を検出するセンサを有するものであってもよい。航法装置20は、取得した航空機1の姿勢角、機体速度 V_h 、機体加速度 a および位置座標を制御部30に出力する。

[0019] また、位置制御システム100は、図1に示すように、航空機1の地表面または水面からの高度を検出する高度センサ25を備えている。高度センサ25は、例えば、レーザ高度計、電波高度計、または気圧高度計を用いても

よく、いずれの高度計を用いてもよい。また、これらの高度計を、使用環境に応じて、すなわち地表面からの高度、海面からの高度を計測するために、適宜組み合わせて適用してもよい。高度センサ25は、検出した航空機1の高度を制御部30に出力する。ただし、位置制御システム100は、高度センサ25に限らず、後述する画像処理部32において、カメラ10で撮影したマーカー7を含む画像に画像処理を施すことで、航空機1と船舶5との相対高度を算出するものであってもよい。

[0020] (制御部)

制御部30は、画像処理部32と、誘導演算部34と、飛行制御部36とを有する。なお、制御部30は、航空機1に設けられた図示しないジンバルを介して、カメラ10の撮影方向を制御する図示しない撮影制御部を備えている。本実施形態では、上述したように、カメラ10の撮影範囲Bが鉛直方向の真下を向くように調整される。

[0021] (画像処理部)

画像処理部32は、カメラ10で撮影された画像に画像処理を施して、マーカー7すなわち目標着地点2の中心(C_x 、 C_y) (図3参照)を算出する。ここでの中心(C_x 、 C_y)は、カメラ10で撮影された画像の中心を原点 O_c (図6参照)とするカメラ固定座標系における座標点であり、画像中心からの画素数により算出することができる。中心(C_x 、 C_y)の算出手法については、後述する。画像処理部32は、算出したマーカー7の中心(C_x 、 C_y)を誘導演算部34に出力する。なお、目標着地点2は、マーカー7の中心(C_x 、 C_y)に限定されず、マーカー7の四隅のいずれかであってもよいし、マーカー7の中心からオフセットした位置であってもよい。

[0022] また、画像処理部32は、カメラ10で撮影したマーカー7を含む画像に画像処理を施すことで、マーカー7の向きを特定し、航法装置20で取得される航空機1の機首方位 ϕ_h と対応づけることで、船舶5の船首方位 ϕ_s (図6参照)を算出する。なお、画像処理部32は、上述したように、カメラ

10で撮影したマーカー7を含む画像に画像処理を施すことで、航空機1と船舶5との相対高度を算出するものであってもよい。

[0023] (誘導演算部)

誘導演算部34は、航空機1を目標着地点2に誘導するための航空機1の制御量 C' (図4参照)を算出する。制御量 C' は、航空機1の機体速度 V_h 、姿勢角、姿勢角の変化レート等を調整するための制御量である。

[0024] 具体的には、誘導演算部34は、画像処理部32で算出されたマーカー7の中心(C_x 、 C_y)と、機首方位 ϕ_h と、航空機1の高度とに基づいて、航空機1と目標着地点2との相対位置(X_{hg} 、 Y_{hg}) (図4参照)を算出する相対位置演算処理を実行する。したがって、画像処理部32および誘導演算部34は、航空機1と目標着地点2との相対位置(X_{hg} 、 Y_{hg})を取得する相対位置取得部として機能する。

[0025] また、誘導演算部34は、相対位置(X_{hg} 、 Y_{hg})と機体速度(V_x 、 V_y)とに基づいて、航空機1と目標着地点2との相対速度(ΔV_x 、 ΔV_y) (図4参照)を算出する相対速度演算処理を実行する。したがって、誘導演算部34は、航空機1と目標着地点2との相対速度(ΔV_x 、 ΔV_y)を取得する相対速度取得部として機能する。

[0026] また、誘導演算部34は、上述したように、航空機1の高度に基づいて、目標着地点2までの相対高度を算出する。したがって、高度センサ25および誘導演算部34は、航空機1と目標着地点2との相対高度を取得する相対高度取得部として機能する。なお、画像処理部32において、カメラ10で撮影したマーカー7を含む画像に画像処理を施すことで、航空機1と船舶5との相対高度を算出する場合は、画像処理部32が相対高度取得部となる。

[0027] そして、誘導演算部34は、相対位置(X_{hg} 、 Y_{hg})、相対速度(ΔV_x 、 ΔV_y)および機体加速度(a_x 、 a_y)に基づいて、フィードバック制御(PID制御)によりフィードバック制御量 C を算出しつつ、後述する多値制御によりフィードバック制御量 C に加算値 D を加算した制御量 C' (図4参照)を算出する。なお、フィードバック制御は、PID制御に限ら

ず、P制御、PI制御、PD制御等であってもよい。以上の誘導演算部34における演算処理の詳細については、後述する。誘導演算部34は、算出した制御量 C' を飛行制御部36に出力する。

[0028] (飛行制御部)

飛行制御部36は、後述する誘導演算部34で算出された制御量 C' にしたがって、航空機1の各構成要素を制御して航空機1を飛行させる。飛行制御部36は、制御量にしたがって各回転翼のブレードピッチ角、回転数等を制御し、航空機1の機体速度 V_h 、姿勢角、姿勢角の変化レート等を調整する。それにより、航空機1は、目標着地点2へと誘導される。なお、本実施形態では、画像処理部32および誘導演算部34を飛行制御部36とは別の機能部として説明するが、飛行制御部36、画像処理部32および誘導演算部34は、一体の機能部であってもよい。すなわち、飛行制御部36において画像処理部32および誘導演算部34の処理を行ってもよい。

[0029] (航空機の位置制御方法)

次に、実施形態にかかる航空機の位置制御方法として、制御部30により航空機1の制御量 C' を算出する手順について説明する。図4は、誘導演算部により航空機の制御量を算出する構成の一例を示すブロック図である。制御部30は、図4に示すブロック図にしたがって、航空機1を目標着地点2に誘導するための航空機1の制御量を算出する。なお、図4では、ピッチ軸の方向となるX方向の成分と、ロール軸の方向となるY方向の成分とを併記して図示しており、誘導演算部34により各成分の制御量をそれぞれ算出している。

[0030] (相対位置演算処理)

制御部30は、航空機1と目標着地点2との相対位置(X_{hg} 、 Y_{hg})を算出する相対位置演算処理を実行する。相対位置演算処理は、画像処理部32および誘導演算部34により、図5に示す手順にしたがって実行される。図5は、画像処理部および誘導演算部により実行される相対位置演算処理の一例を示すフローチャートである。図5に示すフローチャートは、画像処

理部 32 と誘導演算部 34 とにより所定時間ごとに繰り返し実行される。また、図 6 は、航空機が目標着地点に誘導される様子を示す説明図である。なお、以下の説明では、カメラ 10 によりマーカー 7 を捕捉できている状態において、水平方向における航空機 1 と目標着地点 2 との相対位置の算出について説明する。航空機 1 の目標着地点 2 に対する相対高度は、高度センサ 25 で検出される航空機 1 の高度に基づいて算出され、航空機 1 と目標着地点 2 との相対位置等に応じて適宜制御される。また、カメラ 10 によりマーカー 7 を捕捉できない程度に航空機 1 と船舶 5 とが離れている場合には、例えば互いの GPS による位置情報等を利用して、航空機 1 を船舶 5 に向けて飛行させる。

[0031] 制御部 30 は、画像処理部 32 において、カメラ 10 により撮影された画像を取得する（ステップ S1）。次に、制御部 30 は、画像処理部 32 において、カメラ固定座標系におけるマーカー 7 の中心（ C_x 、 C_y ）を算出する（ステップ S2）。具体的には、画像処理部 32 は、図 3 に示すように、画像処理によってマーカー 7 の角部同士の間を延びる対角線 L_d を 2 つ特定し、特定した 2 つの対角線 L_d の交点をマーカー 7 の中心（ C_x 、 C_y ）とする。なお、画像処理部 32 は、対角線 L_d を 1 つのみ特定し、特定した対角線 L_d の長さの中心位置をマーカー 7 の中心（ C_x 、 C_y ）としてもよい。また、画像処理部 32 は、対角線 L_d を 2 つ以上特定し、特定した対角線 L_d の長さの中心位置の平均となる位置をマーカー 7 の中心（ C_x 、 C_y ）としてもよい。さらに、画像処理部 32 は、正方形形状のマーカー 7 を射影変換による関数を用いて台形補正するとき、関数に基づいて正方形の中心（ C_x 、 C_y ）を算出してもよい。その際、マーカー 7 の四隅の座標点、またはマーカー 7 の白黒に色分けされた境界の各点の座標点を用いて台形補正を行い、他の座標点は内挿補間により算出してもよい。

[0032] 次に、制御部 30 は、誘導演算部 34 において、マーカー 7 の中心（ C_x 、 C_y ）と、カメラ 10 の方位すなわち航空機 1 の機首方位 ϕ_h と、航空機 1 の高度（目標着地点 2 に対する相対高度）とに基づいて、航空機 1 と目標

着地点 2 との相対位置 (X_{hg} 、 Y_{hg}) を演算する (ステップ S 3)。相対位置 (X_{hg} 、 Y_{hg}) は、水平方向における航空機 1 と目標着地点 2 との距離となる。なお、ステップ S 3 の処理は、画像処理部 3 2 で行ってもよい。具体的には、誘導演算部 3 4 は、まず、画像処理部 3 2 で算出されたマーカー 7 の中心 (C_x 、 C_y) を、カメラ固定座標系における目標座標点 (X_{img} 、 Y_{img}) に座標変換する。

[0033] 次に、誘導演算部 3 4 は、下記の式 (1)、(2) に基づいて、船慣性系 S_g (図 6 参照) における航空機 1 と目標着地点 2 との相対位置 (X_{sg} 、 Y_{sg}) (図 6 参照) を算出する。船慣性系 S_g は、目標着地点 2 を原点 O_{sg} (0、0) として、船舶 5 の船首方位 ϕ_s に沿った方向を X 軸、船首方位 ϕ_s と水平方向で直交する方向を Y 軸、鉛直方向を Z 軸とした座標系である。

[0034] [数1]

$$\begin{bmatrix} X_{sg} \\ Y_{sg} \end{bmatrix} = R_s \begin{bmatrix} -X_{img} \\ -Y_{img} \end{bmatrix} \quad \dots (1)$$

[0035] [数2]

$$R_s = \begin{bmatrix} \cos(\psi_s) & \sin(\psi_s) \\ -\sin(\psi_s) & \cos(\psi_s) \end{bmatrix} \quad \dots (2)$$

[0036] 次に、誘導演算部 3 4 は、下記の式 (3)、(4) に基づいて、航空機慣性系 H_g (図 6 参照) における航空機 1 と目標着地点 2 との相対位置 (X_{hg} 、 Y_{hg}) (図 6 参照) を算出する。航空機慣性系 H_g は、航空機 1 を原点 O_{hg} (0、0) として、航空機 1 の機首方位 ϕ_h に沿った方向を X 軸、機首方位 ϕ_h と水平方向で直交する方向を Y 軸、鉛直方向を Z 軸とした座標系である。これにより、水平方向において、航空機慣性系における航空機 1 と目標着地点 2 との相対位置 (X_{hg} 、 Y_{hg}) が算出される。相対位置 (X_{hg} 、 Y_{hg}) は、航空機 1 から目標着地点 2 までの距離である。

[0037]

[数3]

$$\begin{bmatrix} X_{hg} \\ Y_{hg} \end{bmatrix} = R_{sh}^T \begin{bmatrix} -X_{sg} \\ -Y_{sg} \end{bmatrix} \quad \cdots (3)$$

[0038] [数4]

$$R_{sh} = \begin{bmatrix} \cos(\psi_s - \psi_h) & \sin(\psi_s - \psi_h) \\ -\sin(\psi_s - \psi_h) & \cos(\psi_s - \psi_h) \end{bmatrix} \quad \cdots (4)$$

[0039] (相対速度演算処理)

また、制御部30は、誘導演算部34において、図7に示すブロック図にしたがって、目標着地点2すなわち船舶5に対する航空機1の相対速度(ΔV_x 、 ΔV_y)を算出する相対速度演算処理を実行する。図7は、誘導演算部により実行される相対速度演算処理の一例を示すブロック図である。なお、図7でも、ピッチ軸の方向となるX方向の成分と、ロール軸の方向となるY方向の成分とを併記して図示している。具体的には、誘導演算部34は、航空機1と目標着地点2との相対位置(X_{hg} 、 Y_{hg})と、航法装置20で検出された航空機1の機体速度(V_x 、 V_y)とに基づいて相対速度(ΔV_x 、 ΔV_y)を算出する。

[0040] 誘導演算部34は、まず、図7に示すように、航空機1と目標着地点2との相対位置(X_{hg} 、 Y_{hg})を微分することで、航空機1と目標着地点2と相対速度(ΔV_{1x} 、 ΔV_{1y})を算出する。本実施形態では、擬似微分フィルタ51を用いて相対位置(X_{hg} 、 Y_{hg})に擬似微分を施す。擬似微分フィルタの伝達関数 $G_1(s)$ は、下記の式(5)で表される。式(5)中の“s”は、演算子であり、“ τ_1 ”は、時定数である。

[0041] $G_1(s) = s / (\tau_1 \cdot s + 1) \quad \cdots (5)$

[0042] 式(5)のような擬似微分フィルタ51により算出された相対速度(ΔV_{1x} 、 ΔV_{1y})を後の制御に用いた場合、1次遅れにより制御性が悪化する可能性がある。そのため、誘導演算部34は、図7に示すように、相補フィルタ52を用いて相対速度(ΔV_x 、 ΔV_y)を算出する。相補フィルタ52は、ローパスフィルタ52Lと、ハイパスフィルタ52Hとを含んでい

る。

[0043] 誘導演算部34は、擬似微分フィルタ51により算出された相対速度(ΔV_{1x} 、 ΔV_{1y})に、ローパスフィルタ52Lを施して、所定のカットオフ周波数以上の周波数を減衰させた相対速度(ΔV_{2x} 、 ΔV_{2y})を算出する。ローパスフィルタ52Lの伝達関数 $G_2(s)$ は、式(6)により表される。式(6)中の“ s ”は、演算子であり、“ τ_2 ”は、時定数である。所定のカットオフ周波数は、“ $1/\tau_2$ ”となる。これにより、相対速度(ΔV_{1x} 、 ΔV_{1y})のうち、比較的信頼性の高い穏やかな変化、すなわち所定のカットオフ周波数以下の低周波数域の値を反映させた相対速度(ΔV_{2x} 、 ΔV_{2y})を得ることができる。

[0044] $G_2(s) = 1 / (\tau_2 \cdot s + 1) \quad \dots (6)$

[0045] また、誘導演算部34は、航法装置20で検出された航空機1の機体速度(V_x 、 V_y)に、ハイパスフィルタ52Hを施して、所定のカットオフ周波数未満の周波数を減衰させた相対速度(ΔV_{3x} 、 ΔV_{3y})を算出する。ハイパスフィルタ52Hの伝達関数 $G_3(s)$ は、式(7)により表される。式(7)中の“ s ”は、演算子であり、“ τ_2 ”は、ローパスフィルタ52Lと共通の時定数である。したがって、ハイパスフィルタ52Hにおいても、所定のカットオフ周波数は、“ $1/\tau_2$ ”となる。すなわち、短期的な相対速度(ΔV_x 、 ΔV_y)の変化は、航空機1の機体速度(V_x 、 V_y)自体の変化により生じたものであると推定し、機体速度(V_x 、 V_y)にハイパスフィルタ52Hを施して得た値を相対速度(ΔV_x 、 ΔV_y)の高周波数域の値であると推定する。そして、誘導演算部34は、相対速度(ΔV_{2x} 、 ΔV_{2y})と相対速度(ΔV_{3x} 、 ΔV_{3y})とを加算した値を相対速度(ΔV_x 、 ΔV_y)として算出する。これにより、高周波数域の値をカットオフして信頼性を高めた相対速度(ΔV_{2x} 、 ΔV_{2y})に、当該高周波数域の値と推定した相対速度(ΔV_{3x} 、 ΔV_{3y})を加味して、相対速度(ΔV_x 、 ΔV_y)を精度良く算出することが可能となる。

[0046] $G_3(s) = \tau_2 \cdot s / (\tau_2 \cdot s + 1) \quad \dots (7)$

[0047] (PID制御)

図4の説明に戻る。誘導演算部34は、上述のようにして相対位置(X_{hg} 、 Y_{hg})および相対速度(ΔV_x 、 ΔV_y)を算出すると、算出した相対位置(X_{hg} 、 Y_{hg})と相対速度(ΔV_x 、 ΔV_y)とにカルマンフィルタ61を施して、ノイズを除去して誤差を低減させた相対位置(X_{hgf} 、 Y_{hgf})を算出する。なお、カルマンフィルタ61は、省略されてもよい。そして、誘導演算部34は、相対位置(X_{hgf} 、 Y_{hgf})、相対速度(ΔV_x 、 ΔV_y)および機体加速度(a_x 、 a_y)を用いて、PID制御部62(フィードバック制御部)によりPID制御を実行してフィードバック制御量Cを算出する。具体的には、誘導演算部34は、航空機1と目標着地点2との水平方向における距離としての相対位置(X_{hgf} 、 Y_{hgf})が値0となるように、PID制御により航空機1のフィードバック制御量Cを算出する。それにより、航空機1を目標着地点2に誘導させ、目標着地点2の直上で航空機1が船舶5に対して相対的に静止した状態となるように、フィードバック制御量Cを決定することができる。また、誘導演算部34は、相対速度(ΔV_x 、 ΔV_y)および機体加速度(a_x 、 a_y)が値0となるように、PID制御により航空機1のフィードバック制御量Cを算出する。それにより、航空機1の目標着地点2への誘導に関する精度向上を図ることができる。なお、本実施形態において、PID制御は、機体加速度(a_x 、 a_y)を用いるものとしたが、少なくとも航空機1と目標着地点2との相対位置および相対速度に基づいて実行されればよい。

[0048] また、誘導演算部34は、相対速度(ΔV_x 、 ΔV_y)が所定値以上のとき、PID制御の積分動作を実行しないものとしてもよい。本実施形態では、航空機1が目標着地点2に対して相対的に静止状態であるとき、航空機1が周囲の風から受ける力を打ち消すことを考慮し、PID制御の積分動作のゲインを比較的に高く設定する。ここで、航空機1が受ける風の力が弱まったとき、航空機1は、一時的に相対的な静止状態から移動し、いずれかの位置で風の力に対して釣り合って再び静止状態となることがある。このとき、

航空機 1 を目標着地点 2 へと戻すためのフィードバック制御量 C は、PID 制御の積分動作により算出される。したがって、PID 制御の積分動作は、必要な構成ではあるものの、上述したように、ゲインが比較的に高く設定されることから、相対速度 (ΔV_x 、 ΔV_y) が大きい場合には、積分動作により算出される値が大きくなりすぎ、航空機 1 が目標着地点 2 を通り過ぎてしまうオーバーシュートが発生する可能性がある。そこで、相対速度 (ΔV_x 、 ΔV_y) が所定値以上のとき、PID 制御の積分動作を実行しないことで、積分ゲインを比較的に大きく設定した場合にも、オーバーシュートを抑制することができる。

[0049] (多値制御)

さらに、誘導演算部 34 は、PID 制御と並行して、多値制御部 63 において、フィードバック制御量 C に加算する加算値 D を設定する多値制御を実行する。多値制御部 63 には、相対位置 ($X_{hg f}$ 、 $Y_{hg f}$) および相対速度 (ΔV_x 、 ΔV_y) が入力される。多値制御部 63 は、入力された相対位置 ($X_{hg f}$ 、 $Y_{hg f}$) および相対速度 (ΔV_x 、 ΔV_y) に基づいて、加算値 D を算出する。

[0050] 図 8 は、相対位置および相対速度を直交軸とする座標平面を示す説明図である。横軸に相対位置 ($X_{hg f}$ 、 $Y_{hg f}$)、縦軸に相対速度 (ΔV_x 、 ΔV_y) をとっている。なお、図 8 でも、ピッチ軸の方向となる X 方向の成分と、ロール軸の方向となる Y 方向の成分とを併記して図示している。ここでの相対位置 ($X_{hg f}$ 、 $Y_{hg f}$) は、航空機 1 から目標着地点 2 までの距離であり、航空機 1 が目標着地点 2 よりも航空機 1 の前進方向において前方にいる場合を正 (右方向) とし、航空機 1 が目標着地点 2 よりも航空機 1 の前進方向において後方にいる場合を負 (左方向) として考える。また、ここでの相対速度 (ΔV_x 、 ΔV_y) は、航空機 1 の機体速度 (V_x 、 V_y) が船舶 5 の速度よりも大きいときを正 (上方向) とし、航空機 1 の機体速度 (V_x 、 V_y) が船舶 5 の速度よりも小さいときを負 (下方向) として考える。したがって、座標平面上の原点は、航空機 1 が目標着地点 2 の直上で、

目標着地点2に対して相対的に静止状態となる座標点を示す。なお、相対位置($X_{hg f}$ 、 $Y_{hg f}$)および相対速度(ΔV_x 、 ΔV_y)は、正負を逆にしてもよい。また、図8には、現在の相対位置($X_{hg f}$ 、 $Y_{hg f}$)および相対速度(ΔV_x 、 ΔV_y)の座標点Pを例示している。

[0051] 座標平面上には、原点を通り、相対速度(ΔV_x 、 ΔV_y)を増加させる増速領域A1(図8で斜線を付した範囲)と相対速度(ΔV_x 、 ΔV_y)を減少させる減速領域A2(図8で斜線を付していない範囲)とに区分けする切替線L1が予め設定されている。切替線L1は、座標平面上で、原点を通り、航空機1の機体速度(V_x 、 V_y)が船舶5の速度(目標着地点2の速度)よりも速く、かつ、航空機1が目標着地点2よりも前進方向において後方となる象限と、航空機1の機体速度(V_x 、 V_y)が船舶5の速度よりも遅く、かつ、航空機1が目標着地点2よりも前進方向において前方となる象限とを延びる直線である。したがって、本実施形態においては、切替線L1は、図8に示すように、原点を通り、第2象限と第4象限とを延びる。切替線L1の角度は、図8に示すものに限られず、ユーザーにより適宜設定される。例えば、切替線L1の角度を大きくする(相対速度側に近づくように傾ける)と、目標着地点2へ戻る航空機1の機体速度(V_x 、 V_y)は大きくなるが、オーバーシュートが発生し易くなるため、適切な傾きとなるように設定される。

[0052] 図9は、多値制御において設定される加算値を規定するマップの一例を示す説明図である。図9において、横軸は、図8の座標平面上での切替線L1から現在の座標点Pまでの距離を示し、縦軸は、設定される加算値Dを示す。切替線L1から現在の座標点Pまでの距離は、現在の座標点Pが増速領域A1に位置するときに正とし、現在の座標点Pが減速領域A2に位置するときに負とする。本実施形態において、加算値Dは、正の値をとる場合、相対速度(ΔV_x 、 ΔV_y)を大きくする傾向、すなわち航空機1の速度を前進方向において増加させる傾向に設定される。また、本実施形態において、加算値Dは、負の値をとる場合、相対速度(ΔV_x 、 ΔV_y)を小さくする傾向

向、すなわち航空機 1 の速度を前進方向において減少させる傾向または後進方向において増加させる傾向に設定される。また、図中の実線に示すように、加算値 D は、座標点 P と切替線 L_1 との距離が遠いほど絶対値が大きく、座標点 P と切替線 L_1 との距離が近いほど絶対値が小さくなるように、階段状に設定されている。

[0053] 多値制御部 63 は、現在の相対位置 ($X_{hg f}$ 、 $Y_{hg f}$) および相対速度 (ΔV_x 、 ΔV_y) の座標点 P と、切替線 L_1 との距離に応じて、図 9 に示す加算値 D を設定し、図 4 に示すように、加算回路 64 で、PID 制御部 62 で算出されたフィードバック制御量 C に加算値 D を加算する。そして、誘導演算部 34 は、加算値 D が加算された制御量 C' を飛行制御部 36 に出力する。

[0054] それにより、座標点 P が増速領域 A_1 に位置するとき、相対速度 (ΔV_x 、 ΔV_y) を増加させる傾向の加算値 D が加算された制御量 C' で、航空機 1 の飛行が制御される。その結果、図 8 に実線で例示するように、図 8 に破線で例示する加算値 D が加算されていないフィードバック制御量 C で航空機 1 が飛行する場合に比べて、相対速度 (ΔV_x 、 ΔV_y) が大きくなる。つまり、航空機 1 の機体速度 (V_x 、 V_y) が速やかに増加し、同じ距離を移動するまでに必要な時間が短くなる。一方、座標点 P が切替線 L_1 を跨いで減速領域 A_2 に至ると、相対速度 (ΔV_x 、 ΔV_y) を減少させる傾向の加算値 D が加算された制御量 C' で、航空機 1 の飛行が制御される。その結果、図 8 に実線で例示するように、実線の相対速度 (ΔV_x 、 ΔV_y) は、増速領域 A_1 から切替線 L_1 を超えて減速領域 A_2 に移行した直後において、破線の相対速度に比して大きくなるものの、目標着地点 2 に近づくにつれて、破線よりも小さくなる。つまり、航空機 1 の機体速度 (V_x 、 V_y) が速やかに減少し、航空機 1 が座標平面上の原点を通り過ぎてオーバーシュートすることが抑制される。

[0055] また、加算値 D は、航空機 1 の高度（目標着地点 2 に対する相対高度）に応じて複数設定されてもよい。例えば、航空機 1 が目標着地点 2 の直上に位

置し、高度が所定高度（例えば、目標着地点2に対して3 m以上8 m以下の範囲）にあるとき（例えば、後述の低高度ホバリングモード時）、加算値Dは、図9に破線で示すように、実線で示す通常時（例えば、後述の高高度ホバリングモード時）の値よりも絶対値が大きく設定されてもよい。このとき、高度の値に応じて、加算値Dの設定を徐々に変化させてもよい。これにより、航空機1が目標着地点2に着地する近傍において、航空機1の制御量Cをより高精度に算出することができ、目標着地点2に精度良く着地させることが可能となる。

[0056] 同様に、加算値Dは、航空機1の制御モードに応じて複数設定されてもよい。例えば、航空機1の制御モードとして、目標着地点2の直上で、目標着地点2に対する相対高度を第一相対高度（例えば8 m）で維持させる高高度ホバリングモードと、高高度ホバリングモードの状態から、目標着地点2の直上で、目標着地点2に対する相対高度を第二相対高度（例えば3 m）まで下降させる低高度ホバリングモードとが設定されている場合を考える。なお、高高度ホバリングモードから低高度ホバリングモードへの移行は、相対位置（ $X_{hg f}$ 、 $Y_{hg f}$ ）が予め定められた閾値以下であり、かつ、オペレータがモード移行の指示を行ったことを条件とすることができる。また、高高度ホバリングモードから低高度ホバリングモードへの移行は、オペレータがモード移行の指示を行ったことに代えて、航空機1の姿勢角の変化レート、姿勢角、相対速度（ ΔV_x 、 ΔV_y ）、目標着地点2の水平方向における角度、目標着地点2に対する航空機1の高度、目標着地点2に対する相対高度等が予め定められた値以下であることを条件としてもよい。

[0057] このような高高度ホバリングモードと低高度ホバリングモードとが設定されている場合に、高高度ホバリングモードから低高度ホバリングモードへの移行が開始された後、第一所定時間（例えば5秒）の経過後、加算値Dの設定を切り替える。すなわち、加算値Dを図9に実線で示す値から、図9に破線で示す値へと切り替える。このとき、加算値Dは、第二所定時間（例えば3秒）をかけて徐々に変化するように設定されてもよい。これにより、航空

機 1 が目標着地点 2 に着地する近傍において、航空機 1 の制御量 C' をより高精度に算出することができ、目標着地点 2 に精度良く着地させることが可能となる。

[0058] （第一実施形態の作用効果）

以上説明したように、第一実施形態にかかる航空機の位置制御システム 100 は、航空機 1 と目標着地点 2 との相対位置 ($X_{hg f}$ 、 $Y_{hg f}$) を取得する画像処理部 32 および誘導演算部 34（相対位置取得部）と、目標着地点 2 に対する航空機 1 の相対速度 (ΔV_x 、 ΔV_y) を取得する誘導演算部 34（相対速度取得部）と、航空機 1 を制御する制御部 30 と、を備える。制御部 30 は、誘導演算部 34 において、少なくとも相対位置 ($X_{hg f}$ 、 $Y_{hg f}$) と相対速度 (ΔV_x 、 ΔV_y) とに基づいて、航空機 1 が目標着地点 2 に向かうように、フィードバック制御によって航空機 1 のフィードバック制御量 C を算出する PID 制御部 62（フィードバック制御部）と、誘導演算部 34 において、相対位置 ($X_{hg f}$ 、 $Y_{hg f}$) および相対速度 (ΔV_x 、 ΔV_y) を直交軸とする座標平面上で、原点 (0, 0) を通り、相対速度 (ΔV_x 、 ΔV_y) を増加させる増速領域 A1 と相対速度 (ΔV_x 、 ΔV_y) を減少させる減速領域 A2 とを区分けする切替線 L1 が予め設定され、現在の相対位置 ($X_{hg f}$ 、 $Y_{hg f}$) および相対速度 (ΔV_x 、 ΔV_y) の座標点 P が増速領域 A1 に位置するとき、少なくとも相対速度 (ΔV_x 、 ΔV_y) が増加する傾向の加算値 D を設定し、切替線 L1 に対して、座標点 P が減速領域 A2 に位置するとき、少なくとも相対速度 (ΔV_x 、 ΔV_y) が減少する傾向の加算値 D を設定する多値制御部 63 と、PID 制御で算出されたフィードバック制御量 C に加算値 D を加算した航空機 1 の制御量 C' を算出する加算回路 64 とを備える。

[0059] この構成により、相対位置 ($X_{hg f}$ 、 $Y_{hg f}$) と相対速度 (ΔV_x 、 ΔV_y) とを直交軸とする座標平面上において、現在の相対位置 ($X_{hg f}$ 、 $Y_{hg f}$) および相対速度 (ΔV_x 、 ΔV_y) の座標点 P が、切替線 L1 で区分けされる増速領域 A1 に位置するとき、相対速度 (ΔV_x 、 ΔV_y)

を増加させる傾向の加算値Dが加算された制御量C'で、航空機1の飛行が制御され、相対速度 ΔV が大きくなる。その結果、航空機1を速やかに移動させることができる。一方、現在の座標点Pが、切替線L1で分けられる減速領域A2に位置するとき、相対速度(ΔV_x 、 ΔV_y)を減少させる傾向の加算値Dが加算された制御量C'で、航空機1の飛行が制御され、相対速度 ΔV が小さくなる。その結果、航空機1が目標着地点2を通り過ぎてオーバーシュートすることを抑制することができる。したがって、第一実施形態にかかる航空機1、航空機の位置制御システム100および位置制御方法によれば、航空機1を目標着地点2に向けて、より精度良く、かつ、速やかに移動させることが可能となる。そして、航空機1の位置を目標着地点2に対して精度良く制御することで、目標着地点2の近傍に設けられた装置や構造物に航空機1が干渉することを抑制することができる。

[0060] また、切替線L1は、上記座標平面上で、航空機1の機体速度(V_x 、 V_y)が目標着地点2の速度(船舶5の速度)よりも速く、航空機1が目標着地点2よりも前進方向で後方となる象限と、航空機1の機体速度(V_x 、 V_y)が目標着地点2の速度よりも遅く、航空機1が目標着地点2よりも前進方向で前方となる象限とを延びる直線である。この構成により、増速領域A1および減速領域A2を適切に設定し、加算値Dを適切な値に設定することができる。

[0061] また、加算値Dは、上記座標平面上で、現在の相対位置($X_{hg f}$ 、 $Y_{hg f}$)および相対速度(ΔV_x 、 ΔV_y)の座標点Pと切替線L1との距離が遠いほど絶対値が大きく、距離が近いほど絶対値が小さくなるように、階段状に設定される。

[0062] この構成により、現在の相対位置($X_{hg f}$ 、 $Y_{hg f}$)および相対速度(ΔV_x 、 ΔV_y)の座標点Pと切替線L1との距離が遠いほど、加算値Dを大きくして航空機1を速やかに動かし、現在の座標点Pと切替線L1との距離が近いほど、加算値Dを小さくして航空機1をきめ細やかに動作させることができる。ただし、加算値Dの設定手法は、これに限られない。図10

は、多値制御において設定される加算値を規定するマップの他の例を示す説明図である。図示するように、加算値Dは、現在の座標点Pと切替線L1との距離に関わらず、増速領域A1で正の値の一定値、減速領域A2で負の値の一定値とされてもよい。

[0063] また、PID制御部62（フィードバック制御部）は、PID制御によりフィードバック制御量を算出し、相対速度（ ΔV_x 、 ΔV_y ）が所定値以上のとき、PID制御の積分動作を実行しない。この構成により、PID制御の積分ゲインを比較的に大きく設定した場合に、航空機1と目標着地点2との相対速度（ ΔV_x 、 ΔV_y ）が大きいことに起因したPID制御の制御性低下、より具体的には、航空機1が目標着地点2を通り過ぎてしまうオーバーシュートの発生を抑制することができる。

[0064] また、加算値Dは、航空機1の高度または航空機1の制御モードに応じて複数設定されてもよい。この構成により、加算値Dの設定の自由度を高めることができる。それにより、例えば航空機1が目標着地点2の近傍に位置する場合には、加算値Dを大きく設定して、より高精度に航空機1の位置を制御することが可能となる。なお、PID制御のゲインも、同様に、航空機1の高度または航空機1の制御モードに応じて複数設定されてもよい。

[0065] また、第一実施形態において、誘導演算部34（相対速度取得部）は、相対位置（ $X_{hg f}$ 、 $Y_{hg f}$ ）の微分値（相対速度（ ΔV_{1x} 、 ΔV_{1y} ））に所定のカットオフ周波数以上の周波数を減衰させるローパスフィルタ52Lを通した値（相対速度（ ΔV_{2x} 、 ΔV_{2y} ））と、航空機1の機体速度（ V_x 、 V_y ）にカットオフ周波数未満の周波数を減衰させるハイパスフィルタ52Hを通した値（相対速度（ ΔV_{3x} 、 ΔV_{3y} ））とを加算して、相対速度（ ΔV_x 、 ΔV_y ）を算出する。

[0066] この構成により、航空機1と目標着地点2との相対位置（ $X_{hg f}$ 、 $Y_{hg f}$ ）と、航空機1の機体速度（ V_x 、 V_y ）とを得ることができれば、目標着地点2が設けられる船舶5側の速度を取得することなく、航空機1と目標着地点2との相対速度（ ΔV_x 、 ΔV_y ）を算出することができる。それ

により、航空機 1 と目標着地点 2 が設けられる船舶 5 側との間で通信を行う必要がなく、通信遅れによる制御精度の低下、応答速度の低下を抑制することができる。さらに、相対位置 ($X_{hg f}$ 、 $Y_{hg f}$) の微分値にローパスフィルタ 5 2 L を施すことで、信頼性の高い低周波数域の値を相対速度 ($\Delta V_{2 x}$ 、 $\Delta V_{2 y}$) として用いつつ、航空機 1 の機体速度 (V_x 、 V_y) にハイパスフィルタ 5 2 H を施して、自機の機体速度 (V_x 、 V_y) の変化に起因した高周波数域の相対速度 ($\Delta V_{3 x}$ 、 $\Delta V_{3 y}$) を加えることで、精度良く相対速度 (ΔV_x 、 ΔV_y) を算出することができる。したがって、航空機 1 を目標着地点 2 に向けて、より精度良く、かつ、速やかに移動させることが可能となる。また、データ通信を行う必要がないことから、システムを簡素化することができる。

[0067] また、位置制御システム 1 0 0 は、航空機 1 に搭載されたカメラ 1 0 (撮影装置) をさらに備え、画像処理部 3 2 および誘導演算部 3 4 (相対位置取得部) は、カメラ 1 0 で目標着地点 2 に設けられたマーカー 7 を撮影した画像を用いて、画像処理により相対位置 ($X_{hg f}$ 、 $Y_{hg f}$) を算出する。この構成により、画像処理によって航空機 1 と目標着地点 2 との相対位置 ($X_{hg f}$ 、 $Y_{hg f}$) を取得することができるため、目標着地点 2 が設けられる船舶 5 側から、位置情報を得る必要がなくなる。したがって、航空機 1 と目標着地点 2 が設けられる船舶 5 側との間で通信を行う必要がないことから、システムをより簡素化することができる。

[0068] [第二実施形態]

次に、第二実施形態にかかる航空機の位置制御システム 2 0 0 および位置制御方法について説明する。図 1 1 は、第二実施形態にかかる位置制御システムの一例を示す概略構成図である。第二実施形態にかかる位置制御システム 2 0 0 は、図 1 1 に示すように、第一実施形態にかかる位置制御システム 1 0 0 の構成に加えて、データ転送装置 4 0 を備えている。また、位置制御システム 2 0 0 は、第一実施形態の誘導演算部 3 4 に代えて、誘導演算部 3 4 A を備える。位置制御システム 2 0 0 の他の構成は、位置制御システム 1

00と同様であるため、説明を省略し、同じ構成要素には同じ符号を付す。

[0069] また、第二実施形態において、目標着地点2が設けられる船舶5は、図11に示すように、航法装置70を備える。航法装置70は、第一実施形態と同様に、例えば、慣性航法装置であり、船舶5は、慣性航法装置により、船舶5の船舶速度(V_{sx} 、 V_{sy})および加速度、船首方位 ϕ_s (図6参照)等を取得する。慣性航法装置は、GPSを含んでいてもよいし、各種データを取得するセンサを含むものであってもよい。また、船舶5は、データ転送装置80を備えている。

[0070] データ転送装置40とデータ転送装置80とは、互いに通信して航空機1と船舶5との間で情報をやり取りする。具体的には、第二実施形態において、船舶5のデータ転送装置80は、航法装置70で取得された船舶5の船体速度(V_{sx} 、 V_{sy})を、航空機1のデータ転送装置40へと送信する。航空機1のデータ転送装置40は、受信した船舶5の船体速度(V_{sx} 、 V_{sy})を、誘導演算部34Aに送信する。

[0071] 図12は、第二実施形態の誘導演算部により航空機の制御量を算出する構成の一例を示すブロック図である。第二実施形態において、誘導演算部34Aは、第一実施形態の相対速度演算処理を実行しない。誘導演算部34Aは、図12に示すように、航空機1の航法装置20で取得した機体速度(V_x 、 V_y)と船舶5の船体速度(V_{sx} 、 V_{sy})との差分を算出し、算出した差分を目標着地点2に対する航空機1の相対速度(ΔV_x 、 ΔV_y)とする。このとき、船舶5の船体速度(V_{sx} 、 V_{sy})は、船慣性系 S_g の座標であることから、差分を算出するにあたり、航空機慣性系 H_g に座標変換する。したがって、第二実施形態においても、誘導演算部34Aは、航空機1と目標着地点2との相対速度(ΔV_x 、 ΔV_y)を取得する相対速度取得部として機能する。誘導演算部34Aは、算出した相対速度(ΔV_x 、 ΔV_y)を用いて、第一実施形態と同様のフィードバック制御および多値制御により、制御量 C' を算出する。なお、図12においては、カルマンフィルタ61を省略しているが、第一実施形態と同様に、相対位置(X_{hg} 、 Y_{hg})

）と相対速度（ ΔV_x 、 ΔV_y ）とにカルマンフィルタ 61 を施して算出された相対位置（ $X_{hg f}$ 、 $Y_{hg f}$ ）を用いてもよい。

[0072] （第二実施形態の作用効果）

この構成により、第二実施形態の航空機 1、航空機の位置制御システム 200 および位置制御方法では、目標着地点 2 に対する航空機 1 の相対速度（ ΔV_x 、 ΔV_y ）を算出する際に、第一実施形態のように、相対位置（ X_{hg} 、 Y_{hg} ）の擬似微分値を算出したり、ローパスフィルタ 52 L、ハイパスフィルタ 52 H を用いた演算処理を行ったりする必要がなくなる。そのため、相対速度（ ΔV_x 、 ΔV_y ）の算出に要する演算を簡易化することができる。なお、座標変換した船舶 5 の船体速度（ V_{sx} 、 V_{sy} ）に対して、ローパスフィルタ及びハイパスフィルタ等のフィルタを施してもよい。

[0073] 第一実施形態および第二実施形態では、カメラ 10 によりマーカー 7 を撮影し、撮影した画像に画像処理を施すと共に、上述した相対位置演算処理により航空機 1 と目標着地点 2 との相対位置を算出するものとした。ただし、航空機 1 と目標着地点 2 と相対位置の取得手法は、これに限られない。例えば、航空機 1 にレーザー照射装置を搭載し、船舶 5 の目標着地点 2 に向けてレーザーを照射して、反射波を航空機 1 側で受信することにより、相対位置を取得するものとしてもよい。

[0074] 第一実施形態および第二実施形態において、誘導演算部 34、34 A は、航空機 1 の周囲における風速、または、航空機 1 と大気との相対速度である対気速度を測定または推定により取得してもよい。そして、誘導演算部 34、34 A は、取得した風速または対気速度に応じて、フィードバック制御の各ゲインを調整してもよい。同様に、誘導演算部 34、34 A は、取得した取得した風速または対気速度に応じて、多値制御の加算値の設定を変化させてもよい。それにより、航空機 1 の周囲の風の強さに応じた制御量を出力することができ、より精度良く、かつ、速やかに航空機 1 を目標着地点 2 に誘導することができる。

[0075] また、第一実施形態および第二実施形態では、多値制御において、相対速

度 (ΔV_x 、 ΔV_y) を増加または減少させるように加算値Dを設定するものとした。ただし、加算値Dは、フィードバック制御量Cに含まれる航空機1、2の姿勢角、姿勢角の変化レート等についても、加算されるように設定されてもよい。

符号の説明

- [0076] 1 航空機
 2 目標着地点
 5 船舶
 7 マーカー
 10 カメラ
 20, 70 航法装置
 25 高度センサ
 30 制御部
 32 画像処理部
 34, 34A 誘導演算部
 36 飛行制御部
 40, 80 データ転送装置
 51 擬似微分フィルタ
 52 相補フィルタ
 52H ハイパスフィルタ
 52L ローパスフィルタ
 100, 200 位置制御システム