

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特許公報(B2)

(11) 特許番号

特許第6772211号
(P6772211)

(45) 発行日 令和2年10月21日(2020.10.21)

(24) 登録日 令和2年10月2日(2020.10.2)

(51) Int.Cl.	F 1
B64F 1/36 (2017.01)	B64F 1/36
B64C 39/02 (2006.01)	B64C 39/02
B64C 13/18 (2006.01)	B64C 13/18
GO1S 17/66 (2006.01)	GO1S 17/66

請求項の数 8 (全 16 頁)

(21) 出願番号	特願2018-73171 (P2018-73171)
(22) 出願日	平成30年4月5日(2018.4.5)
(65) 公開番号	特開2019-182089 (P2019-182089A)
(43) 公開日	令和1年10月24日(2019.10.24)
審査請求日	令和2年4月10日(2020.4.10)

(73) 特許権者	000004695 株式会社 S O K E N 愛知県日進市米野木町南山500番地20
(73) 特許権者	000004260 株式会社デンソー 愛知県刈谷市昭和町1丁目1番地
(74) 代理人	110000567 特許業務法人 サトー国際特許事務所
(72) 発明者	吉川 覚 愛知県日進市米野木町南山500番地20 株式会社 S O K E N 内
(72) 発明者	松江 武典 愛知県日進市米野木町南山500番地20 株式会社 S O K E N 内

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】飛行装置および飛行装置誘導システム

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

地上設備(12)から画像を用いることなく追尾される飛行装置であって、
本体(13)と、
着陸時に前記本体(13)を地面に支持する支持部(60)と、
重力方向において前記本体(13)の下側に設けられ、前記支持部(60)よりも前記
本体(13)と反対側へ突出している構造部(14)と、
前記構造部(14)に設けられ、地上設備(12)から照射された光を前記地上設備(12)
へ向けて反射する再帰反射部材(15)と、を備え、
前記構造部(14)は、前記地上設備(12)と前記再帰反射部材(15)との間の光
路と干渉しないように前記本体(13)側へ折り畳み可能である飛行装置。

【請求項 2】

前記構造部(14)を、前記本体(13)側へ折り畳む駆動部(61)をさらに備える
請求項1記載の飛行装置。

【請求項 3】

前記本体(13)と前記構造部(14)との間に設けられ、重力方向に対する前記構造
部(14)の姿勢を保持し、前記構造部(14)を地面と垂直に維持するジンバル(70)
をさらに備える請求項1または2記載の飛行装置。

【請求項 4】

前記本体(13)の飛行姿勢を、前記再帰反射部材(15)が前記地上設備(12)に

10

20

向く側へ制御する飛行制御部（35）をさらに備える請求項1から3のいずれか一項記載の飛行装置。

【請求項5】

前記再帰反射部材（15）は、前記本体（13）または前記構造部（14）において、前記地上設備（12）に向けて移動可能である請求項1から3のいずれか一項記載の飛行装置。

【請求項6】

地上設備（12）から画像を用いることなく追尾される飛行装置であって、
本体（13）と、
前記本体（13）と接続されている構造部（14）と、
着陸時に前記本体（13）を地面に支持する支持部（60）と、
前記構造部（14）に設けられ、地上設備（12）から照射された光を前記地上設備（12）へ向けて反射する再帰反射部材（15）と、
前記支持部（60）を、前記地上設備（12）と前記再帰反射部材（15）との間の光路と干渉しないように前記本体（13）側へ折り畳む折り畳み機構部（71）と、
を備える飛行装置。

【請求項7】

前記本体（13）と前記地上設備（12）との間の距離に応じて、前記本体（13）の飛行速度または前記本体（13）の加速度のうち少なくともいすれか一方に制限を加える飛行制御部（35）と、

を備える請求項1から6のいずれか一項記載の飛行装置。

【請求項8】

請求項1から7のいずれか一項記載の飛行装置（11）と、前記地上設備（12）とを備える飛行装置誘導システムであって、

前記地上設備（12）は、

前記飛行装置（11）に設けられた前記再帰反射部材（15）から反射する光から、前記飛行装置（11）を追尾して前記飛行装置（11）の飛行データを取得する測量部（16）と、

前記測量部（16）で取得した前記飛行データに基づいて、前記飛行装置（11）の飛行を制御するための制御データを作成する制御データ作成部（53）と、

前記制御データ作成部（53）で作成された前記制御データを、前記飛行装置（11）へ送信する地上通信部（54）と、を有する飛行装置誘導システム。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、飛行装置および飛行装置誘導システムに関する。

【背景技術】

【0002】

近年、いわゆるドローンと称される飛行装置が普及している。飛行装置は、主に地上の操作者による無線または有線での遠隔操作によって飛行する。このように飛行装置を遠隔操作する場合、飛行装置の現在位置を同期的に取得する必要がある。特許文献1の場合、飛行装置の周囲に存在する障害物の情報を取得し、取得した情報に基づいて飛行装置の安全な飛行が確保される安全飛行範囲を設定している。そして、地上設備は、安全飛行範囲を飛行する飛行装置を追尾しつつ、飛行装置の誘導を実施している。

【0003】

しかしながら、このように地上設備で飛行装置を追尾する場合、飛行装置の飛行姿勢によっては、地上設備が飛行装置を見失ってしまういわゆるトラッキングロストが生じることがある。トラッキングロストが生じると、飛行装置は地上設備からの誘導を受けることができず、飛行装置の飛行の不安定化を招くという問題がある。

【先行技術文献】

10

20

30

40

50

【特許文献】

【0004】

【特許文献1】特許第5882951号明細書

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【0005】

そこで、本発明の目的は、飛行姿勢にかかわらず、トラッキングロストを低減する飛行装置および飛行装置誘導システムを提供することにある。

【課題を解決するための手段】

【0006】

請求項1記載の発明では、地上設備から照射された光を地上設備へ反射する再帰反射部材は、重力方向において本体の下部の構造部に設けられている。地上設備は、この再帰反射部材から反射する光によって、飛行する本体を追尾する。そして、再帰反射部材を本体の下方に設けることによって、再帰反射部材で反射した光は、本体の飛行姿勢が変化しても本体に妨げられることなく地上設備へ到達する。特に、再帰反射部材を本体の下部にある構造部に設けることにより、再帰反射部材と本体との間の光路への本体の干渉が低減される。したがって、飛行姿勢にかかわらず、トラッキングロストを低減することができる。

【図面の簡単な説明】

【0007】

【図1】第1実施形態による飛行装置誘導システムを示す模式図

【図2】第1実施形態による飛行装置誘導システムにおける飛行装置の構成を示す概略的なブロック図

【図3】第2実施形態による飛行装置誘導システムにおける飛行装置を示す模式図

【図4】第2実施形態による飛行装置誘導システムにおける飛行装置を示す模式図

【図5】第2実施形態による飛行装置誘導システムにおける飛行装置を示す模式図

【図6】第2実施形態による飛行装置誘導システムにおける飛行装置を示す模式図

【図7】第3実施形態による飛行装置誘導システムにおける飛行装置を示す模式図

【図8】第3実施形態による飛行装置誘導システムにおける飛行装置を示す模式図

【図9】第4実施形態による飛行装置誘導システムにおける飛行装置を示す模式図

【図10】第4実施形態による飛行装置誘導システムにおける飛行装置を示す模式図

【図11】第4実施形態による飛行装置誘導システムにおける飛行装置を示す模式図

【図12】第4実施形態による飛行装置誘導システムにおける飛行装置を示す模式図

【図13】第5実施形態による飛行装置誘導システムにおける飛行装置を示す模式図

【図14】第5実施形態による飛行装置誘導システムにおける飛行装置を示す模式図

【図15】第5実施形態による飛行装置誘導システムにおける飛行装置を示す模式図

【図16】第6実施形態による飛行装置誘導システムにおける飛行装置を示す模式図

【図17】第6実施形態による飛行装置誘導システムにおける飛行装置を示す模式図

【図18】第8実施形態による飛行装置誘導システムにおける飛行装置を示す模式図

【図19】第9実施形態による飛行装置誘導システムを説明するための模式図

【図20】第9実施形態による飛行装置誘導システムを説明するための模式図

【発明を実施するための形態】

【0008】

以下、飛行装置を用いた飛行装置誘導システムの複数の実施形態を図面に基づいて説明する。なお、複数の実施形態において実質的に同一の構成部位には同一の符号を付し、説明を省略する。

(第1実施形態)

図1に示すように第1実施形態による飛行装置誘導システム10は、飛行装置11および地上設備12を備える。飛行装置11は、本体13、構造部14および再帰反射部材15を備えている。また、地上設備12は、測量部16および制御器17を備えている。飛

10

20

30

40

50

行装置 11 は、地上設備 12 の測量部 16 から照射された光を再帰反射部材 15 で反射する。地上設備 12 の測量部 16 は、再帰反射部材 15 で反射した光を用いて飛行装置 11 を追尾して飛行装置 11 の飛行データを取得する。

【 0 0 0 9 】

飛行装置 11 の本体 13 は、腕部 21 およびスラスター 22 を有している。腕部 21 は、本体 13 において放射状に延びて設けられ、先端にスラスター 22 が設けられている。なお、本体 13 は、腕部 21 が放射状に延びる構成に限らず、円環状に形成し、周方向へ複数のスラスター 22 を設ける構成など、任意の構成とすることができる。また、腕部 21 およびスラスター 22 の数は、2 つ以上であれば任意に設定することができる。

【 0 0 1 0 】

スラスター 22 は、いずれもモータ 23、軸部材 24、プロペラ 25 およびピッチ変更機構部 26 を有している。モータ 23 は、プロペラ 25 を駆動する駆動源である。モータ 23 は、バッテリ 27 などの電源から供給される電力によって駆動される。モータ 23 の回転は、図示しない回転子と一体になった軸部材 24 を通してプロペラ 25 に伝達される。プロペラ 25 は、モータ 23 によって回転駆動される。ピッチ変更機構部 26 は、サーボモータ 28 が発生する駆動力によって、プロペラ 25 のピッチを変更する。サーボモータ 28 は、バッテリ 27 から供給される電力によって駆動される。スラスター 22 は、モータ 23 でプロペラ 25 を駆動することによって推進力を発生する。このとき、スラスター 22 から発生する推進力の大きさおよび推進力の向きは、モータ 23 の回転数およびプロペラ 25 のピッチを変更することによって制御される。

10

【 0 0 1 1 】

飛行装置 11 は、制御ユニット 30 および通信部 31 を備えている。制御ユニット 30 は、図 2 に示すように制御演算部 32 および記憶部 33 を有している。制御演算部 32 は、CPU、ROM および RAM を有するマイクロコンピュータで構成されている。制御演算部 32 は、CPU で ROM に記憶されているコンピュータプログラムを実行することにより飛行装置 11 の全体を制御する。制御演算部 32 は、コンピュータプログラムを実行することにより、状態取得部 34 および飛行制御部 35 をソフトウェア的に実現している。なお、状態取得部 34 および飛行制御部 35 は、ソフトウェア的に限らず、ハードウェア的、あるいはソフトウェアとハードウェアとの協働によって実現してもよい。記憶部 33 は、例えば不揮発性メモリなどを有している。記憶部 33 は、予め設定された飛行計画をデータとして記憶している。飛行計画は、例えば飛行装置 11 が飛行する飛行ルートや飛行高度などが含まれている。通信部 31 は、地上設備 12 との間で無線または有線で通信する。

20

【 0 0 1 2 】

状態取得部 34 は、本体 13 の傾きや本体 13 に加わる加速度などから飛行装置 11 の飛行状態を取得する。具体的には、状態取得部 34 は、GPS センサ 41、加速度センサ 42、角速度センサ 43、地磁気センサ 44 および高度センサ 45 などと接続している。GPS センサ 41 は、GPS 衛星から出力される GPS 信号を受信する。また、加速度センサ 42 は、3 次元の 3 つの軸方向において本体 13 に加わる加速度を検出する。角速度センサ 43 は、3 次元の 3 つの軸方向において本体 13 に加わる角速度を検出する。地磁気センサ 44 は、3 次元の 3 つの軸方向における地磁気を検出する。高度センサ 45 は、天地方向における高度を検出する。

30

【 0 0 1 3 】

状態取得部 34 は、これら GPS センサ 41 で受信した GPS 信号、加速度センサ 42 で検出した加速度、角速度センサ 43 で検出した角速度、地磁気センサ 44 で検出した地磁気などから本体 13 の飛行姿勢、飛行方向および飛行速度を検出する。また、状態取得部 34 は、GPS センサ 41 で検出した GPS 信号と各種のセンサによる検出値から本体 13 の飛行位置を検出する。さらに、状態取得部 34 は、高度センサ 45 で検出した高度から本体 13 の飛行高度を検出する。このように、状態取得部 34 は、本体 13 の飛行姿勢、飛行位置および飛行高度など、本体 13 の飛行に必要な情報を飛行状態として検出する。

40

50

る。状態取得部 34 は、これらに加え、可視的な画像を取得する図示しないカメラ、あるいは周囲の物体までの距離を測定する図示しない L I D A R (Light Detection And Ranging) などに接続してもよい。

【 0 0 1 4 】

飛行制御部 35 は、本体 13 の飛行を、自立制御モードまたは遠隔制御モードによって制御する。自立制御モードは、操作者の操作または地上設備 12 からの誘導によらずに、本体 13 を自立的に飛行させる飛行モードである。自立制御モードのとき、飛行制御部 35 は、記憶部 33 に記憶されている飛行計画に沿って、本体 13 の飛行を自動的に制御する。すなわち、飛行制御部 35 は、この自立制御モードのとき、状態取得部 34 で検出した本体 13 の飛行状態に基づいて、スラスター 22 の推進力を制御する。これにより、飛行制御部 35 は、操作者の操作および地上設備 12 からの誘導によらず、本体 13 を飛行計画に沿って自動的に飛行させる。一方、遠隔制御モードは、操作者の操作または地上設備 12 からの誘導にしたがって本体 13 を飛行させる飛行モードである。遠隔制御モードのとき、地上設備 12 は、遠隔から本体 13 の飛行状態を制御する。操作者が本体 12 の飛行状態を操作する場合、操作者は地上設備 12 を通して操作の意思を入力する。また、地上設備 12 が本体 13 を誘導する場合、地上設備 12 は予め設定されている飛行計画に沿って本体 13 を誘導する。飛行制御部 35 は、地上設備 12 による誘導、および状態取得部 34 で取得した飛行状態に基づいてスラスター 22 の推進力を制御する。これにより、飛行制御部 35 は、操作者の意思による操作または地上設備 12 からの誘導に基づいて本体 13 を飛行させる。

10

【 0 0 1 5 】

図 1 に示すように飛行装置 11 の構造部 14 は、重力方向において本体 13 の下側に設けられている。すなわち、構造部 14 は、本体 13 において地上設備 12 に近い下側に設けられている。そして、再帰反射部材 15 は、この構造部 14 に設けられている。再帰反射部材 15 は、地上設備 12 の測量部 16 から照射された光を、この測量部 16 に向けて反射する。すなわち、再帰反射部材 15 は、照射された光を、光源である測量部 16 に向けて反射する。なお、構造部 14 は、本体 13 の下側に設けられているのであれば、第 1 実施形態のように本体 13 から突出する構成に限らず、本体 13 と一体化したり、本体 13 に埋没したりする構成としてもよい。

20

【 0 0 1 6 】

地上設備 12 は、上述のように測量部 16 および制御器 17 を備えている。制御器 17 は、図 2 に示すように制御演算部 51、測量制御部 52、制御データ作成部 53 および地上通信部 54 を有している。制御演算部 51 は、CPU、ROM および RAM を有するマイクロコンピュータで構成されている。制御演算部 51 は、CPU で ROM に記憶されたコンピュータプログラムを実行することにより、地上設備 12 の全体を制御する。制御演算部 51 は、コンピュータプログラムを実行することにより、測量制御部 52 および制御データ作成部 53 をソフトウェア的に実現している。なお、これら測量制御部 52 および制御データ作成部 53 は、ソフトウェア的に限らず、ハードウェア的、あるいはソフトウェアとハードウェアとの協働によって実現してもよい。

30

【 0 0 1 7 】

測量部 16 は、照射部 161、受光部 162 およびデータ処理部 163 を有している。照射部 161 は、例えばレーザ光などの光を照射する。照射部 161 は、連続的、または所定の間隔で定期的にレーザ光を照射する。受光部 162 は、飛行装置 11 に設けられている再帰反射部材 15 で反射した光を受光する。すなわち、受光部 162 は、照射部 161 から照射され、飛行装置 11 の再帰反射部材 15 で反射した光を受光する。

40

【 0 0 1 8 】

測量制御部 52 は、測量部 16 の制御を実行する。具体的には、測量制御部 52 は、例えば図示しないモータやアクチュエータなどを用いて測量部 16 を任意の方向へ駆動し、飛行する飛行装置 11 に向けて測量部 16 を追尾させる。これとともに、測量制御部 52 は、照射部 161 を制御して光の照射を実行するとともに、受光部 162 を制御して光の

50

受光を実行する。このように、測量制御部 52 は、飛行装置 11 へ向けて測量部 16 を追尾させながら、飛行装置 11 への光の照射および反射した光の受光を制御する。データ処理部 163 は、制御演算部 51 でコンピュータプログラムを実行することにより、ソフトウェア的に実現されている。このデータ処理部 163 も、ソフトウェア的に限らず、ハードウェア的、またはソフトウェアとハードウェアとの協働によって実現してもよい。

【0019】

データ処理部 163 は、受光部 162 で受光した光から、飛行装置 11 の飛行データを取得する。この飛行データは、地上設備 12 から飛行装置 11 までの距離、および地上設備 12 に対する飛行装置 11 の角度を少なくとも含んでいる。すなわち、データ処理部 163 は、受光部 162 で受光した光から、飛行装置 11 までの距離と、飛行装置 11 の角度とを飛行データとして取得する。飛行装置 11 の角度とは、地上設備 12 の測量部 16 を基準点とし、基準点を中心とする水平方向の角度および垂直方向の角度である。つまり、測量部 16 を基準点としたとき、水平方向には $0 \sim 360^\circ$ の水平角度が設定され、垂直方向には $0 \sim 90^\circ$ の垂直角度が設定される。この場合、水平角度の基準となる「 0° 」は、例えば地図座標における「北」などのように任意に設定される。また、垂直角度の基準となる「 0° 」は、例えば地面と平行な面に設定される。データ処理部 163 は、受光部 162 で受光した光から、飛行装置 11 の水平角度および垂直角度を取得する。

【0020】

制御データ作成部 53 は、飛行装置 11 の飛行を制御するための制御データを作成する。具体的には、制御データ作成部 53 は、測量部 16 で取得した飛行データに基づいて制御データを作成する。すなわち、制御データ作成部 53 は、飛行データに含まれる飛行装置 11 までの距離や飛行装置 11 の角度に基づいて、飛行装置 11 の飛行速度、飛行位置および飛行高度を設定するための制御データを作成する。地上通信部 54 は、制御データ作成部 53 で作成された制御データを、飛行装置 11 へ送信する。すなわち、制御データ作成部 53 で作成された制御データは、地上通信部 54 から飛行装置 11 の通信部 31 へ送信される。通信部 31 において制御データを受信した飛行装置 11 の飛行制御部 35 は、地上設備 12 から送信された制御データ、および状態取得部 34 で取得した飛行装置 11 の飛行状態に基づいてスラスター 22 を制御する。これにより、飛行装置 11 は、地上設備 12 からの指示にしたがって飛行する。

【0021】

第 1 実施形態では、地上設備 12 から照射された光を地上設備 12 へ反射する再帰反射部材 15 は、重力方向において本体 13 の下部の構造部 14 に設けられている。地上設備 12 は、この再帰反射部材 15 から反射する光によって、飛行する本体 13 を追尾する。そして、再帰反射部材 15 を本体 13 の下方に設けることによって、再帰反射部材 15 で反射した光は、本体 13 の飛行姿勢が変化しても本体 13 の各部に妨げられることなく地上設備 12 へ到達する。特に、再帰反射部材 15 を本体 13 の下部にある構造部 14 に設けることにより、再帰反射部材 15 と本体 13 との間の光路への本体 13 の干渉が低減される。すなわち、例えば腕部 21 や回転するプロペラ 25 と光路との干渉は低減される。したがって、飛行装置 11 の飛行姿勢にかかわらず、トラッキングロストを低減することができる。

【0022】

(第 2 実施形態)

第 2 実施形態による飛行装置誘導システムに用いる飛行装置を図 3 に示す。

第 2 実施形態による飛行装置 11 は、降着装置としての支持部 60 を有している。図 3 に示す第 2 実施形態の場合、支持部 60 は、スラスター 22 の下方に設けられている。地上設備 12 で飛行装置 11 を追尾する場合、飛行装置 11 に設けられている再帰反射部材 15 は離陸前から地上設備 12 によって確認される位置になければならない。すなわち、再帰反射部材 15 は、離陸前であっても測量部 16 までの光路上に位置しなければならない。そのため、飛行装置 11 は、支持部 60 によって地面との間に所定の間隔を確保している。このように再帰反射部材 15 は、離陸前であっても支持部 60 に支持された本体 13

10

20

30

40

50

の下方に露出し、地上設備 12 からの確認を容易にしている。

【0023】

ところで、支持部 60 を設けると、地上設備 12 と再帰反射部材 15 との間の光路に支持部 60 が干渉するおそれがある。つまり、飛行装置 11 の飛行姿勢によっては、地上設備 12 と再帰反射部材 15 との間の光路中を支持部 60 が横切るおそれがある。このように、支持部 60 が光路を横切ると、地上設備 12 による飛行装置 11 の追尾が妨げられ、トラッキングロストの原因となる。そこで、第 2 実施形態では、図 3 に示すように構造部 14 は本体 13 の下方へ伸びており、先端が支持部 60 よりも下方に位置する。再帰反射部材 15 は、この構造部 14 の先端すなわち地上に近い下端に設けられている。これにより、再帰反射部材 15 は、支持部 60 よりも下方に設けられる。その結果、飛行装置 11 の飛行姿勢にかかわらず、地上設備 12 と再帰反射部材 15 との間の光路に支持部 60 が干渉することがない。10

【0024】

一方、支持部 60 よりも下方まで構造部 14 が突出すると、飛行装置 11 の着陸時において再帰反射部材 15 、および再帰反射部材 15 が設けられた構造部 14 は、地面と接触または干渉するおそれがある。そこで、第 2 実施形態の飛行装置 11 は、駆動部 61 を備えていてもよい。駆動部 61 は、図 4 に示すように構造部 14 を駆動して、構造部 14 を本体 13 側へ折り畳む。これにより、構造部 14 および構造部 14 に設けられている再帰反射部材 15 は、飛行装置 11 の着陸時または離陸時において支持部 60 よりも下方へ突出しない。20

【0025】

このように構造部 14 を折り畳む場合、駆動部 61 は電動または油圧などによって構造部 14 を折り畳む構成とすることができます。また、駆動部 61 は、図 5 および図 6 に示すように構造部 14 とリンク機構 62 で接続された案内部 63 を有していてもよい。案内部 63 は、棒状の棒部 64 と、この棒部 64 の先端に設けられたローラ 65 とを有している。棒部 64 は、ローラ 65 と反対側の端部が旋回可能に構造部 14 と接続されている。すなわち、構造部 14 と棒部 64 とは、所定の角度で一体に接続されている。この構造部 14 と棒部 64 との接続部分は、支点となる。そして、これら一体となった構造部 14 と棒部 64 とは、図 6 に示すように支点を中心として旋回する。これにより、飛行装置 11 が着陸する際に高度を下げるローラ 65 が地面 66 に接すると、案内部 63 の先端に設けられているローラ 65 は本体 13 から遠ざかる方向へ移動する。このローラ 65 の移動とともに、構造部 14 および構造部 14 は、支点を中心に旋回する。そのため、再帰反射部材 15 が設けられている構造部 14 は、本体 13 側へ引き込まれる。その結果、飛行装置 11 の支持部 60 が地面 66 に接する前に、構造部 14 および再帰反射部材 15 は地面 66 に接することなく折り畳まれる。30

【0026】

以上説明した第 2 実施形態では、再帰反射部材 15 は、本体 13 から突出する構造部 14 の先端すなわち地面 66 に近い下端に設けられている。これにより、再帰反射部材 15 は、支持部 60 よりも下方に設けられる。そのため、飛行装置 11 の飛行姿勢にかかわらず、地上設備 12 と再帰反射部材 15 との間の光路に支持部 60 が干渉することはない。したがって、飛行装置 11 の飛行姿勢にかかわらず、トラッキングロストを低減することができる。40

【0027】

また、第 2 実施形態では、再帰反射部材 15 が設けられている構造部 14 は、駆動部 61 によって本体 13 側へ折り畳まれる。そのため、飛行装置 11 の離陸時または着陸時において、構造部 14 および構造部 14 に設けられている再帰反射部材 15 は、支持部 60 よりも下方へ突出しない。したがって、トラッキングロストを低減するために突出する構造部 14 の先端に再帰反射部材 15 を設ける場合でも、飛行装置 11 の着陸時に構造部 14 および再帰反射部材 15 と地面 66 との干渉を回避することができる。

【0028】

(第3実施形態)

第3実施形態による飛行装置誘導システムに用いる飛行装置を図7および図8に示す。

図7および図8に示すように第3実施形態による飛行装置11は、ジンバル70を備えている。ジンバル70は、本体13と構造部14との間に設けられている。ジンバル70は、本体13と構造部14との間の姿勢を制御する。すなわち、ジンバル70は、地面66に対する構造部14の姿勢を一定に保持する。具体的には、ジンバル70は、再帰反射部材15が設けられている構造部14を地面66に対して概ね垂直に維持する。これにより、構造部14の先端に設けられている再帰反射部材15は、地面66に対する姿勢が常に一定となる。その結果、飛行装置11の飛行姿勢が変化しても、再帰反射部材15の姿勢の変化が小さい。

10

【0029】

第3実施形態では、本体13と構造部14との間にジンバル70を備えている。そのため、構造部14の先端に設けられている再帰反射部材15は、飛行装置11の飛行姿勢が変化しても、移動量が小さくなる。これにより、地上設備12は、飛行装置11の飛行姿勢にかかわらず、再帰反射部材15の追尾が容易になる。したがって、飛行装置11の機動が大きくなっても、トラッキングロストを低減することができる。

【0030】

(第4実施形態)

第4実施形態による飛行装置誘導システムに用いる飛行装置を図9～図12に示す。

20

第4実施形態による飛行装置11は、図9および図10に示すように支持部60を備えている。支持部60は、スラスタ22の下方に設けられている。また、支持部60は、図11および図12に示すように本体13の下方に設けてもよい。支持部60は、飛行装置11の着陸時または離陸時において地面66に対して本体13を支持する。第4実施形態では、図10および図12に示すようにこの支持部60は折り畳み可能である。すなわち、第4実施形態による飛行装置11は、構造部14である支持部60を折り畳む折り畳み機構部71を備えている。

【0031】

このように折り畳み機構部71によって支持部60を折り畳み可能とすることにより、支持部60は離陸後に本体13側に折り畳まれる。これにより、離陸した後、飛行装置11の姿勢が変化しても、地上設備12と再帰反射部材15との間の光路への支持部60の干渉が低減される。したがって、支持部60を備える飛行装置11の姿勢が変化しても、トラッキングロストを低減することができる。

30

【0032】

(第5実施形態)

第5実施形態による飛行装置誘導システムに用いる飛行装置を図13および図14に示す。

第5実施形態による飛行装置11の場合、図13に示すように構造部14は本体13を支持する支持部60である。すなわち、構造部14は、着陸時に本体13を地面66に支持する支持部60として機能する。第5実施形態の場合、構造部14は、図13に示すようにスラスタ22の下方に設けられている。また、構造部14は、図14に示すように本体13の下方に設けてもよい。そして、第5実施形態では、再帰反射部材15は、この構造部14に設けられている。再帰反射部材15は、図13および図14に示すように複数の構造部14のうちのいずれか1つに設けられている。

40

【0033】

また、再帰反射部材15は、図15に示すように複数の構造部14のうち2つ以上の構造部14に設けてもよい。このとき、再帰反射部材15は、構造部14である支持部60において下端に限らず、長さ方向の途中に設けてもよい。再帰反射部材15を構造部14の長さ方向において中間に設けることにより、地上設備12は離陸前から本体13の再帰反射部材15を認識することができる。この場合も、構造部14である支持部60は、スラスタ22の下方に設けてもよい。

50

【0034】

このように、第5実施形態では、支持部60として機能する構造部14に再帰反射部材15が設けられている。そのため、再帰反射部材15は、構造部14によって地上設備12までの光路が遮られることがない。その結果、飛行装置11の飛行姿勢が変化しても、地上設備12は再帰反射部材15を確実に追尾する。したがって、飛行装置11の姿勢が変化しても、トラッキングロストを低減することができる。

【0035】

(第6実施形態)

第6実施形態による飛行装置誘導システムに用いる飛行装置を図16および図17に示す。

10

第6実施形態による飛行装置11の場合、図16および図17に示すように飛行装置11は、本体13と構造部14との間に回転駆動部72を有している。回転駆動部72は、ヨー軸を中心として本体13と構造部14とを相対的に回転駆動する。第6実施形態では、第5実施形態と同様に構造部14は本体13を支持する支持部60として機能する。そして、再帰反射部材15は、この構造部14に設けられている。構造部14は、回転駆動部72によって本体13に対して相対的に回転する。これにより、構造部14に設けられている再帰反射部材15は、ヨー軸を中心として任意の位置に移動する。

【0036】

飛行装置11が飛行しているとき、本体13に対して構造部14を回転することにより、飛行装置11の飛行姿勢にかかわらず構造部14に設けられている再帰反射部材15は特定の向きに設定することができる。すなわち、飛行装置11がヨー軸を中心旋回するときでも、構造部14に設けられている再帰反射部材15は特定の向きに維持される。具体的には、構造部14に設けられている再帰反射部材15は、飛行装置11がヨー軸を中心旋回しても、地上設備12を向いたままとなる。その結果、飛行装置11が旋回しても、地上設備12は再帰反射部材15を捉えて追尾しやすくなる。したがって、飛行装置11の姿勢が変化しても、トラッキングロストを低減することができる。

20

【0037】

(第7実施形態)

第7実施形態による飛行装置誘導システムの飛行装置について説明する。

第7実施形態は、飛行装置11の構成としては上述の第1実施形態から第7実施形態のいずれにも適用可能な制御に関する実施形態である。すなわち、第7実施形態は、飛行装置11の飛行制御部35による制御に関する実施形態である。

30

【0038】

第7実施形態の場合、飛行制御部35は、本体13の飛行姿勢を再帰反射部材15が地上設備12を向く側へ制御する。飛行装置11は、飛行中にヨー軸、ロール軸およびピッチ軸を中心とする複合的な姿勢の変化を生じる。このとき、飛行制御部35は、本体13の構造部14に設けられている再帰反射部材15が地上設備12を向くように本体13の飛行姿勢を制御する。つまり、機動によって本体13の飛行姿勢が変化する場合でも、飛行制御部35は再帰反射部材15が地上設備12に向く姿勢を維持するようにスラスター22の出力を制御する。その結果、飛行装置11が旋回しても、地上設備12は再帰反射部材15を捉えて追尾しやすくなる。したがって、飛行装置11の姿勢が変化しても、トラッキングロストを低減することができる。

40

【0039】

(第8実施形態)

第8実施形態による飛行装置誘導システムの飛行装置を図18に示す。

第8実施形態では、図18に示すように飛行装置11は、本体13と、再帰反射部材15を備えている。すなわち、第8実施形態の飛行装置11は、構造部14に相当する構成を備えていない。第8実施形態の場合、再帰反射部材15は、本体13の重心に設けられている。飛行装置11は、ヨー軸、ロール軸およびピッチ軸を中心とする複合的な姿勢の変化を生じる。このとき、飛行装置11は、重心または重心に近い位置における姿勢の変

50

化量がその他の部分に比較して小さくなる。すなわち、飛行装置 1 1 の飛行姿勢が変化したときでも、重心または重心に近い位置では、その変化量が小さくなる。

【 0 0 4 0 】

そこで、第 8 実施形態では、本体 1 3 において重心または重心に近い位置に再帰反射部材 1 5 を設けることにより、飛行装置 1 1 の飛行姿勢が変化しても、再帰反射部材 1 5 の位置の変化は小さい。その結果、飛行装置 1 1 の飛行姿勢が変化しても、地上設備 1 2 は再帰反射部材 1 5 を捉えて追尾しやすくなる。したがって、飛行装置 1 1 の姿勢が変化しても、トラッキングロストを低減することができる。

【 0 0 4 1 】

(第 9 実施形態)

10

第 9 実施形態による飛行装置誘導システムの飛行装置について説明する。

第 9 実施形態は、飛行装置 1 1 の構成としては上述の第 1 実施形態から第 8 実施形態のいずれにも適用可能な制御に関する実施形態である。すなわち、第 9 実施形態は、飛行装置 1 1 の飛行制御部 3 5 による制御に関する実施形態である。

【 0 0 4 2 】

第 9 実施形態の場合、飛行制御部 3 5 は、地上設備 1 2 と本体 1 3 との間の距離に応じて、本体 1 3 の飛行速度または本体の加速度のうち少なくともいずれか一方に制限を加える。図 1 9 に示すように地上設備 1 2 と本体 1 3 との距離が小さいとき、本体 1 3 のわずかな移動でも、これを追尾する測量部 1 6 の位置の変化量 D は大きくなる。一方、図 2 0 に示すように地上設備 1 2 と本体 1 3 との距離が大きくなるにしたがって、本体 1 3 の移動量が大きくなても、これを追尾する測量部 1 6 の位置の変化量 D は小さくなる。すなわち、地上設備 1 2 から本体 1 3 までの距離が小さくなるほど、本体 1 3 が高速または急激な移動をすると、測量部 1 6 による追尾は困難になる。

20

【 0 0 4 3 】

そこで、第 9 実施形態では、飛行制御部 3 5 は、地上設備 1 2 から本体 1 3 までの間の距離が小さいとき、本体 1 3 の飛行速度または本体 1 3 の加速度の最大値を制限する。つまり、飛行制御部 3 5 は、地上設備 1 2 から本体 1 3 までの距離が小さいとき、本体 1 3 の飛行速度を小さくし、本体 1 3 の移動時における加速度も小さくする。この場合、飛行制御部 3 5 は、飛行速度または加速度のいずれか一方を制限してもよく、飛行速度および加速度の双方を制限してもよい。また、飛行制御部 3 5 は、地上設備 1 2 と本体 1 3 との間の距離に応じて、連続的に制限値を設定してもよく、距離に応じて 2 段階以上で段階的に制限値を設定してもよい。

30

【 0 0 4 4 】

このように飛行制御部 3 5 が飛行速度または加速度の最大値に制限を加えることにより、飛行装置 1 1 の飛行速度または加速度は地上設備 1 2 が追尾可能な範囲に設定される。そのため、地上設備 1 2 と本体 1 3 との間の距離が小さいときでも、地上設備 1 2 は再帰反射部材 1 5 を捉えて追尾しやすくなる。したがって、トラッキングロストを低減することができる。

【 0 0 4 5 】

以上説明した本発明は、上記実施形態に限定されるものではなく、その要旨を逸脱しない範囲で種々の実施形態に適用可能である。

40

本開示は、実施例に準拠して記述されたが、本開示は当該実施例や構造に限定されるものではないと理解される。本開示は、様々な変形例や均等範囲内の変形をも包含する。加えて、様々な組み合わせや形態、さらには、それらに一要素のみ、それ以上、あるいはそれ以下、を含む他の組み合わせや形態をも、本開示の範疇や思想範囲に入るものである。

【 符号の説明 】

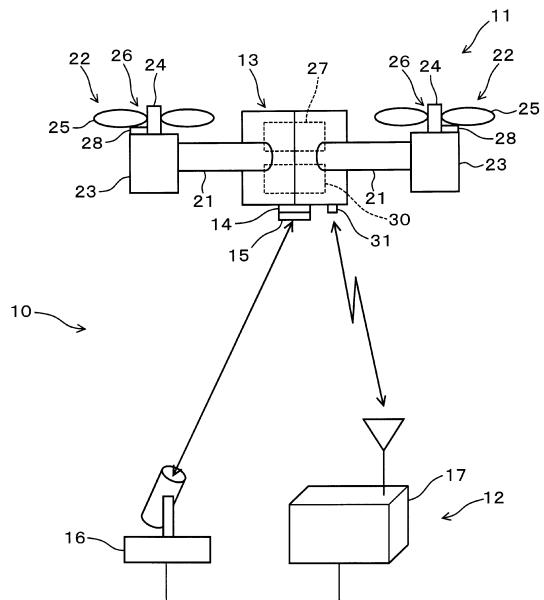
【 0 0 4 6 】

図面中、1 0 は飛行装置誘導システム、1 1 は飛行装置、1 2 は地上設備、1 3 は本体、1 4 は構造部、1 5 は再帰反射部材、1 6 は測量部、3 5 は飛行制御部、5 3 は制御データ作成部、5 4 は地上通信部、6 0 は支持部、7 0 はジンバル、7 1 は折り畳み機構部

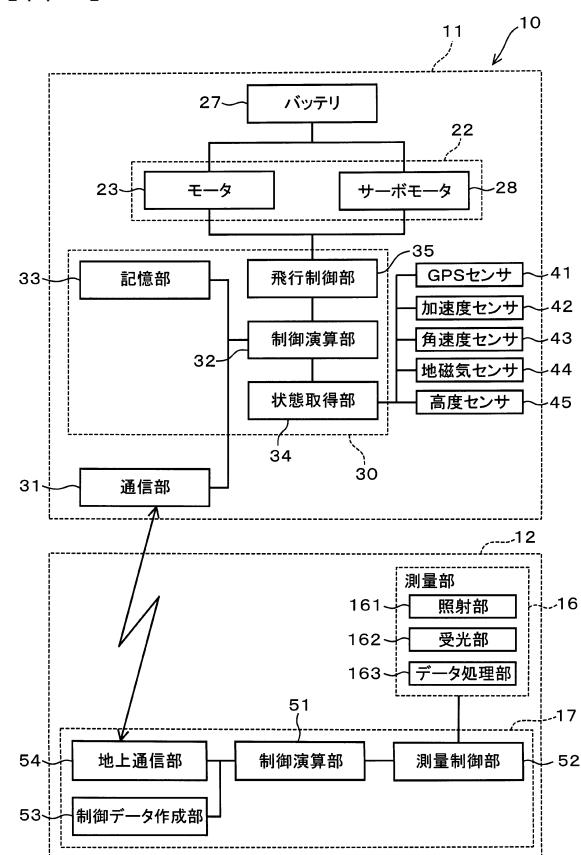
50

を示す。

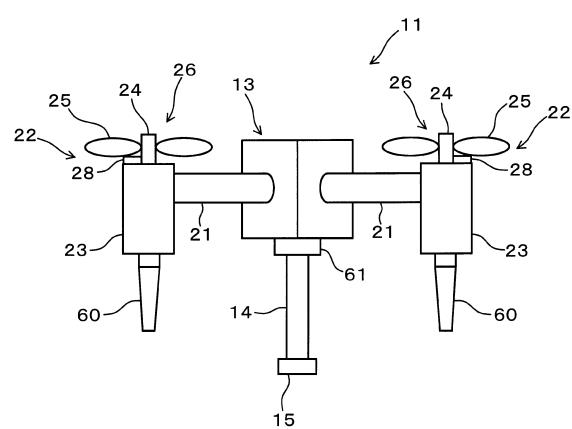
【図1】



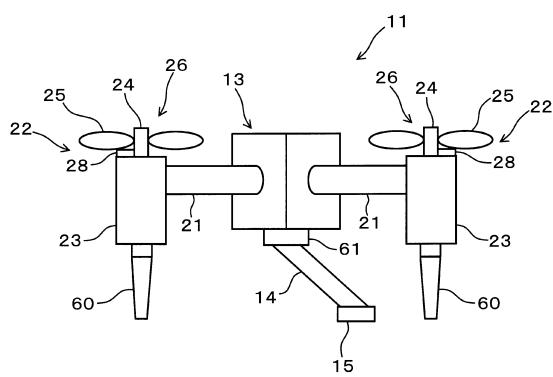
【図2】



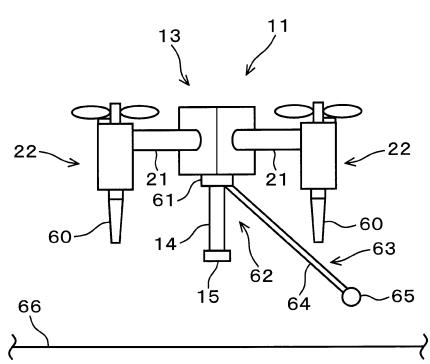
【図3】



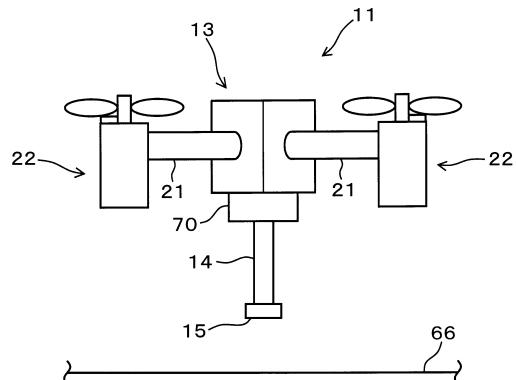
【図4】



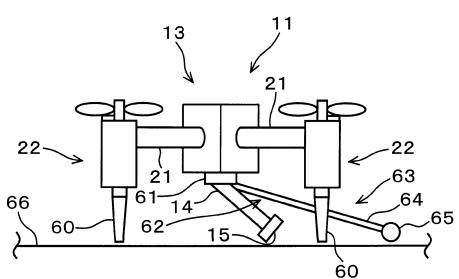
【図5】



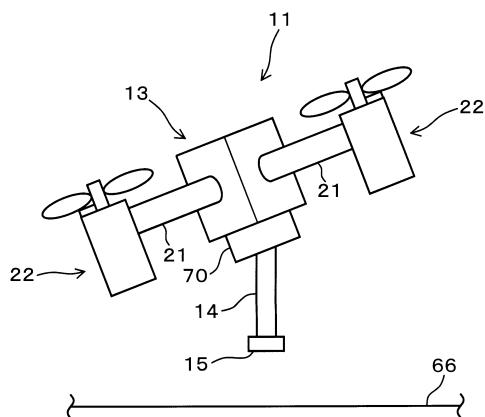
【図7】



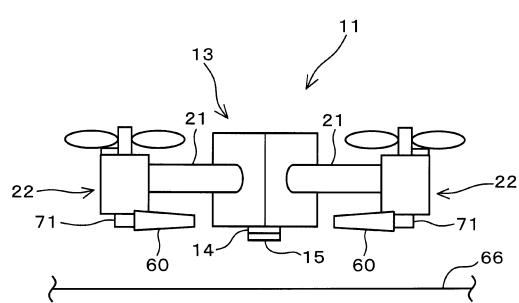
【図6】



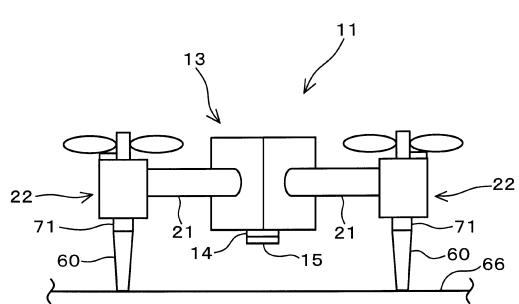
【図8】



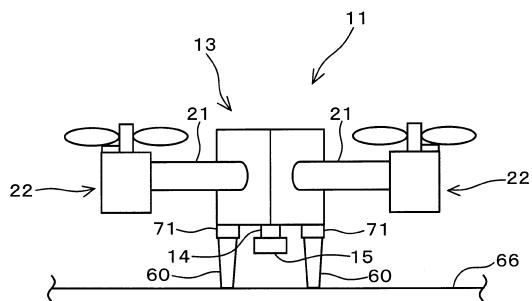
【図10】



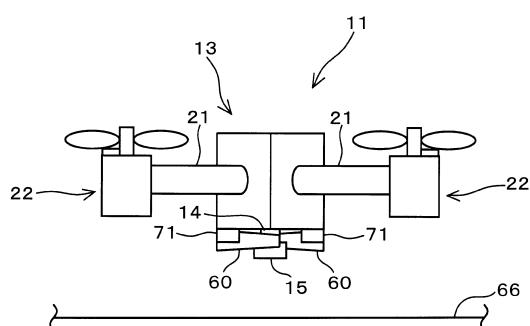
【図9】



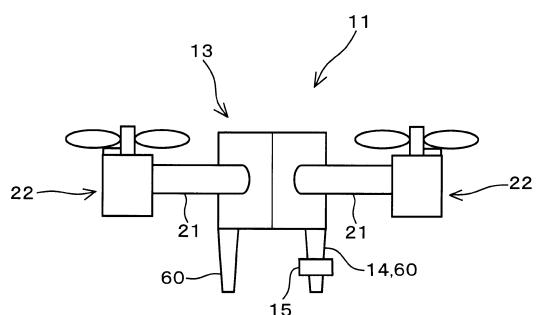
【図11】



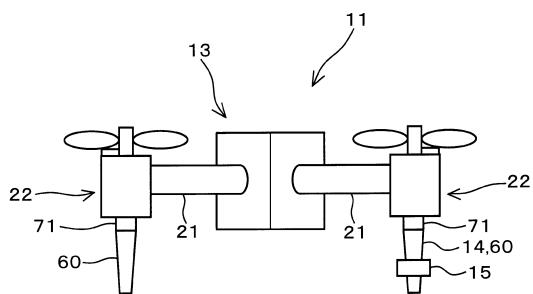
【図12】



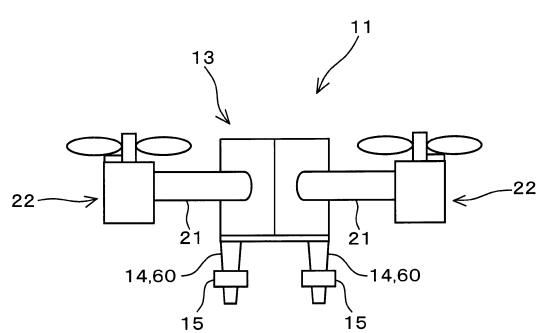
【図14】



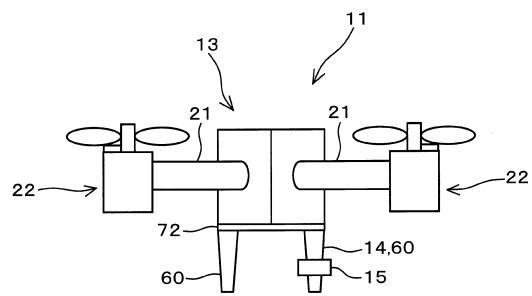
【図13】



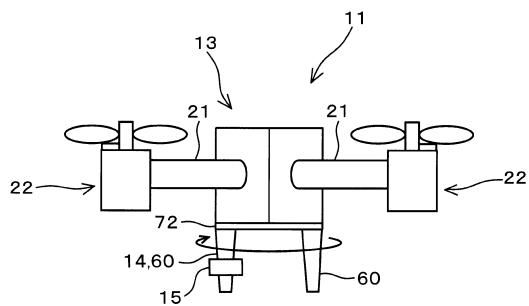
【図15】



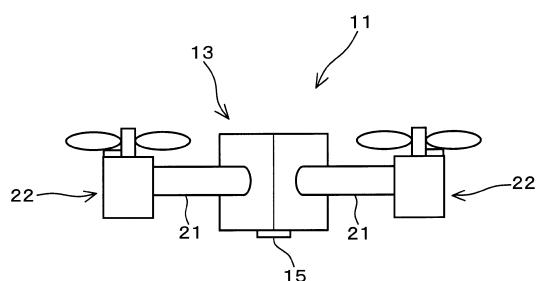
【図16】



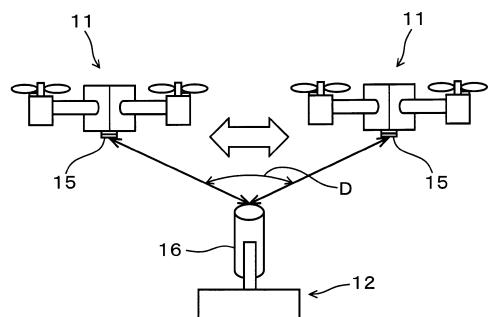
【図17】



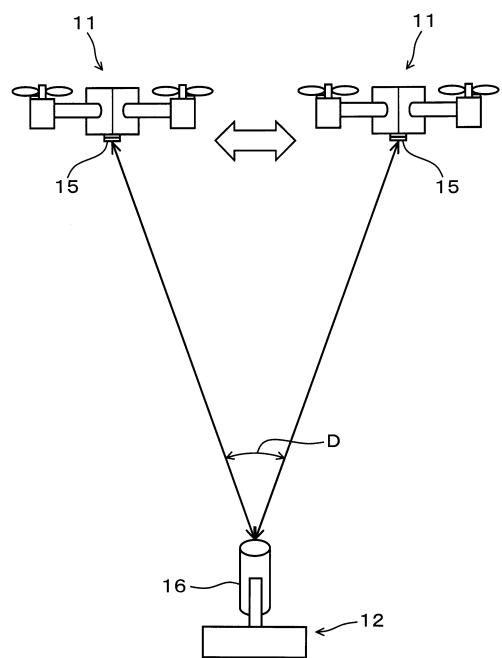
【図18】



【図19】



【図20】



フロントページの続き

(72)発明者 光田 徹治
愛知県刈谷市昭和町1丁目1番地 株式会社デンソー内
(72)発明者 平井 雅尊
愛知県刈谷市昭和町1丁目1番地 株式会社デンソー内

審査官 長谷井 雅昭

(56)参考文献 特開2017-151008(JP, A)
特開2017-173254(JP, A)
特開2006-284385(JP, A)
特許第5882951(JP, B2)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

B64F 1/36
B64C 13/18
B64C 39/02
G01S 17/66