

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第6208402号
(P6208402)

(45) 発行日 平成29年10月4日(2017.10.4)

(24) 登録日 平成29年9月15日(2017.9.15)

| | | | |
|----------------------|------------------|---------|-------|
| (51) Int.Cl. | | F I | |
| B 6 4 D 25/00 | (2006.01) | B 6 4 D | 25/00 |
| B 6 4 C 27/08 | (2006.01) | B 6 4 C | 27/08 |
| B 6 4 C 39/02 | (2006.01) | B 6 4 C | 39/02 |
| B 6 4 D 27/02 | (2006.01) | B 6 4 D | 27/02 |
| B 6 4 D 27/24 | (2006.01) | B 6 4 D | 27/24 |

請求項の数 7 (全 11 頁)

(21) 出願番号 特願2017-514125 (P2017-514125)
 (86) (22) 出願日 平成28年4月19日 (2016.4.19)
 (86) 国際出願番号 PCT/JP2016/062348
 (87) 国際公開番号 W02016/171120
 (87) 国際公開日 平成28年10月27日 (2016.10.27)
 審査請求日 平成29年6月9日 (2017.6.9)
 (31) 優先権主張番号 特願2015-85506 (P2015-85506)
 (32) 優先日 平成27年4月19日 (2015.4.19)
 (33) 優先権主張国 日本国(JP)

早期審査対象出願

(73) 特許権者 715001390
 株式会社プロドローン
 愛知県名古屋市中区新栄町二丁目4番地
 坂種栄ビル16階
 (74) 代理人 110002158
 特許業務法人上野特許事務所
 (72) 発明者 菅木 紀代一
 愛知県名古屋市中区新栄町二丁目4番地
 坂種栄ビル16階 株式会社プロドローン
 内
 (72) 発明者 河野 雅一
 愛知県名古屋市中区新栄町二丁目4番地
 坂種栄ビル16階 株式会社プロドローン
 内

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 無人航空機

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項1】

複数の回転翼を備える無人航空機であって、
 前記複数の回転翼の動力源と、
 前記動力源とは別の緊急用動力源により駆動可能な緊急用回転翼と、
 前記無人航空機本体の異常を検知するための異常検知センサと、
 前記無人航空機本体の着地を検知可能であり、前記緊急用動力源で作動する姿勢センサと、

緊急時制御装置と、を備え、

前記緊急時制御装置は、前記異常検知センサが前記無人航空機本体の異常を検知したときに、前記複数の回転翼の動作を停止すると共に、前記緊急用動力源により前記緊急用回転翼を駆動させ、前記姿勢センサにより前記無人航空機本体の着地を検知したときに、前記緊急用回転翼の回転を停止させることを特徴とする無人航空機。

【請求項2】

前記無人航空機本体の高度を測定可能であり、前記緊急用動力源で作動する高度センサを有し、

前記緊急時制御装置は、前記無人航空機本体が前記高度センサにより測定された高度に応じた最適な落下速度になるように、前記緊急用回転翼の回転数を調節することを特徴とする請求項1に記載の無人航空機。

【請求項3】

10

20

前記無人航空機本体と地表との距離を測定可能であり、前記緊急用動力源で作動する測距センサを有し、

前記緊急時制御装置は、前記無人航空機本体が地表と所定の距離まで近づいたことを前記測距センサにより検知したときに、前記無人航空機本体の着地の際の衝撃を緩和するように、前記緊急用回転翼の回転数を調節することを特徴とする請求項 1 に記載の無人航空機。

【請求項 4】

前記緊急用動力源と前記緊急用回転翼とが一体化された緊急用モジュールが、前記無人航空機本体に切り離し可能に固定されており、

前記緊急用モジュールの切り離し後に、前記無人航空機本体が前記緊急用モジュールに吊り下げられた状態とするための吊り下げ手段を備えることを特徴とする請求項 1 に記載の無人航空機。

10

【請求項 5】

前記緊急用モジュールが前記無人航空機本体の上部に固定され、

前記緊急用モジュールの重心の鉛直下部に前記吊り下げ手段が接続されていることを特徴とする請求項 4 に記載の無人航空機。

【請求項 6】

前記緊急用モジュールと前記無人航空機本体とが切り離されることにより、前記無人航空機本体の動力線又は信号線が切断され、前記無人航空機本体の前記複数の回転翼の動作が停止することを特徴とする請求項 4 又は 5 に記載の無人航空機。

20

【請求項 7】

平時の飛行の際は、前記動力源により前記緊急用回転翼を駆動させ、

前記無人航空機本体の異常を検知した際は、前記動力源から前記緊急用動力源に切り替えて前記緊急用回転翼を駆動させることを特徴とする請求項 1 に記載の無人航空機。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、安全装置を備える無人航空機に関する。

【背景技術】

30

【0002】

マルチコプターは、ヘリコプターの種類であり、一般的に3つ以上の回転翼を持ち、バランスをとりながらこれらの回転翼を同時に回転させることにより飛行する装置である。

【0003】

マルチコプターは、2つ以下のメインロータを持つヘリコプターと異なり、回転翼自体に複雑な仕組みを必要としないため、整備性に優れ、またより廉価なコストで機体を構成することが可能である。

【0004】

近年、高性能で扱いも容易な、加速度センサや角加速度センサ等が廉価に普及したため、制御の機構をこれらと組み合わせることにより、特に模型や無人機などの比較的小さな機体において、安定した動作と非常に容易な操作性を実現しつつある。

40

【0005】

マルチコプターは、こうした特徴から、模型などの趣味としてだけでなく、様々な業務に利用されつつある。なお、装備されるロータの数は、3つ、4つ、6つ、もしくは8つのものが普及しつつあり、高速で移動したり、重量物を運搬できるなど、用途に特化した機体も現れつつある。

【先行技術文献】

【特許文献】

【0006】

【特許文献 1】特開 2010 - 137844 号公報

50

【特許文献2】特開平5 - 193579号公報

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【0007】

マルチコプターにおいて、姿勢を制御する制御装置やセンサ類の異常、回転翼を回転させるモータの異常、バッテリーなどの動力源の異常、結線のゆるみや損傷、回転翼の損傷、各部の締め付け弛みによる部品の欠落や揺れは、墜落に至る重大な原因となる。

【0008】

特に過酷な動作となる可動部を持つモータは製品寿命が他の部品に比較して短く、故障しやすい。モータに故障や異常が発生すると、回転翼が4つ以下のマルチコプターでは姿勢の維持が難しく、熟練した操作者によっても墜落は免れない。

10

【0009】

例えばスイスのFlying Machine Arena社では、チューリッヒ工科大学の教授らが、4つの回転翼のうち、ひとつが故障した場合でも機体の墜落を回避する制御方法を検討している。しかし、かかる方法では大きな姿勢変化を伴うことから、大型の機体では実現は困難である。

【0010】

また、5つ以上の回転翼を装備しているマルチコプターであっても、姿勢を制御する制御装置やセンサ類、動力源としてのバッテリーが故障した場合、墜落は免れない。

【0011】

20

そこで、本発明は、何らかの理由により正常な飛行ができなくなった場合でも、機体が急速に落下することを防止可能な無人航空機を提供することを目的とする。

【課題を解決するための手段】

【0012】

上記課題を解決するために、本願発明の無人航空機は、複数の回転翼を備え、前記複数の回転翼の動力源と、前記動力源とは別の緊急用動力源により駆動可能な緊急用回転翼と、前記無人航空機本体の異常を検知するための異常検知センサと、緊急時制御装置と、を備え、前記緊急時制御装置は、前記異常検知センサが前記無人航空機本体の異常を検知したときに、前記複数の回転翼の動作を停止すると共に、前記緊急用動力源により前記緊急用回転翼を駆動させることを特徴とする。

30

【0013】

また、本発明の無人航空機は、前記無人航空機本体の高度を測定可能であり前記緊急用動力源で作動する高度センサを有し、前記緊急時制御装置は、前記無人航空機本体が前記高度センサにより測定された高度に応じた最適な落下速度になるように、前記緊急用回転翼の回転数を調節することが好ましい。

【0014】

また、本発明の無人航空機は、前記無人航空機本体と地表との距離を測定可能であり前記緊急用動力源で作動する測距センサを有し、前記緊急時制御装置は、前記無人航空機本体が地表と所定の距離まで近づいたことを前記測距センサにより検知したときに、前記無人航空機本体の着地の際の衝撃を緩和するように、前記緊急用回転翼の回転数を調節することが好ましい。

40

【0015】

また、本発明の無人航空機は、前記緊急用動力源と前記緊急用回転翼とが一体化された緊急用モジュールが、前記無人航空機本体に切り離し可能に固定されており、前記緊急用モジュールの切り離し後に、前記無人航空機本体が前記緊急用モジュールに吊り下げられた状態とするための吊り下げ手段を備えることが好ましい。

【0016】

また、本発明の無人航空機は、前記緊急用モジュールが前記無人航空機本体の上部に固定され、前記緊急用モジュールの重心の鉛直下部に前記吊り下げ手段が接続されていることが好ましい。

50

【 0 0 1 7 】

また、本発明の無人航空機は、前記緊急用モジュールと前記無人航空機本体とが切り離されることにより、前記無人航空機本体の動力線又は信号線が切断され、前記無人航空機本体の前記複数の回転翼の動作が停止することが好ましい。

【 0 0 1 8 】

また、本発明の無人航空機は、前記緊急用モジュールと前記マルチコプター本体が切り離された際に、マルチコプター本体の動力線又は信号線が切断されて、前記マルチコプター本体の回転翼の動作が停止するように形成されていることが好ましい。

【 0 0 1 9 】

また、本発明の無人航空機は、平時の飛行の際は、前記動力源により前記緊急用回転翼を駆動させ、前記マルチコプター本体の異常を検知した際は、前記動力源から前記緊急用動力源に切り替えて前記緊急用回転翼を駆動させることができる。

10

【 発明の効果 】

【 0 0 2 0 】

本発明は、無人航空機本体の動力源とは別の緊急用動力源により駆動する複数の緊急用回転翼と、前記無人航空機本体の異常を検知するための異常検知センサと、緊急時制御装置とを有し、前記異常検知センサが無人航空機本体の異常を検知した際に、前記緊急時制御装置が、前記回転翼の動作を停止すると共に、前記緊急用動力源により前記緊急用回転翼を駆動させる制御を行うものであるから、本発明によれば、無人航空機本体が飛行中に何らかの理由で制御不能となり、正常な飛行ができなくなった場合でも、機体の急激な落下を避けることができる。

20

【 図面の簡単な説明 】

【 0 0 2 1 】

【 図 1 】 本発明のマルチコプターの一例を示す正面図である。

【 図 2 】 図 1 のマルチコプター本体の制御装置と各装備間の通信ネットワークを遮断する仕組みを示す説明図である。

【 図 3 】 図 1 のマルチコプター本体の動力源と各装備間の動力線を遮断する仕組みを示す説明図である。

【 図 4 】 図 1 のマルチコプターの落下防止装置が作動して本体が緊急用モジュールから吊り下げられた状態を示す説明図である。

30

【 図 5 】 図 1 のマルチコプターの本体切り離しの際にコネクタを外す仕組みを示す説明図である。

【 発明を実施するための形態 】

【 0 0 2 2 】

添付の図面を参照して、本発明の実施形態を説明する。以下に説明する実施形態は本発明の実施の一例であり、本発明は以下の実施形態に制限されるものではない。なお、本明細書及び図面において符号が同じ構成要素は、相互に同一のものを示すものとする。

【 0 0 2 3 】

図 1 に本発明の無人航空機であるマルチコプター M の一実施形態を示す。本実施形態に係るマルチコプター M は、図 1 に示すように、バッテリー等の動力源 B により駆動する 4 つの回転翼 P 1 ~ P 4、飛行の際のマルチコプター M の姿勢や動作を管理する機体制御装置 C 等を有するマルチコプター本体 F (以下、本体 F と略記することもある)と、動力源 B とは別の平時の運行中に使用しない予備のバッテリー等からなる緊急用動力源 B e により駆動する 2 つの緊急用回転翼 P e 1、P e 2 と、本体 F の異常を検知するための異常検知センサ S 2、S e 1 と、本体 F の制御装置から直接管理されない緊急時の制御に用いられる緊急時制御装置 C e とから構成されている。

40

【 0 0 2 4 】

異常検知センサ S 2 は動力源 B から動力が供給され、異常検知センサ S e 1 は、緊急用動力源 B e から動力が供給される。このように、異常検知センサが冗長化されていることにより、本体 F の異常検知の信頼性が高められている。

50

【 0 0 2 5 】

図1のマルチコプターMは、緊急用の装備がモジュール化され、本体Fとは別体に形成されている緊急用モジュールEが、本体Fの上部に連結されている。緊急用モジュールEは、本体Fに切り離し可能に固定されている。マルチコプターMは、緊急用モジュールEの切り離し後に、本体Fが緊急用モジュールEによって吊り下げられた状態になるように、ロープ、ワイヤ等からなる吊り下げ手段（後述する）を有している。

【 0 0 2 6 】

緊急用モジュールEと本体Fとの間には切断装置Dが設けられている。切断装置Dは、緊急時に緊急用モジュールEと本体Fを物理的に速やかに切り離すことが可能に構成されている。

10

【 0 0 2 7 】

緊急用モジュールEには、緊急用動力源Beと、緊急時制御装置Ceと、異常検知センサSe1と、地表との距離を測定する測距センサSe2と、姿勢の傾きを測定する姿勢センサSe3と、緊急用回転翼Pe1、Pe2等が設けられている。

【 0 0 2 8 】

本体Fには、支持筐体によって接続されている複数の回転翼P1～P4と、本体Fの各装備に動力を与える動力源Bと、機体の姿勢を測定するための姿勢測定センサS1と、機体の異常を検知するための異常検知センサS2と、回転翼P1～P4の回転数を調節して機体の姿勢や動きを制御し、異常検知センサS2から機体の異常を受け取る機体制御装置C等が設けられている。

20

【 0 0 2 9 】

緊急時制御装置Ceは、異常検知センサS2又は異常検知センサSe1から機体の異常の検知信号を受け取り、緊急時の降下速度を制御するために、緊急用回転翼Pe1とPe2を制御する緊急用の墜落防止装置としての機能を備えている。緊急用回転翼Pe1とPe2は、機体自体の回転を防ぐために、作動時は相互に逆回転するように形成されている。また複数の緊急用回転翼Pe1、Pe2は、その揚力で機体全体の重量を支えることが可能となるように設計されている。

【 0 0 3 0 】

マルチコプターMは、本体Fの故障や異常により、機体の姿勢の制御や、飛行の継続が難しくなった場合に、異常検知センサS2、Se1のどちらか一方が本体Fの異常を検知して最終的に緊急用制御装置Ceに通知することにより、緊急用制御装置Ceは、回転翼P1～P4の動作を停止して回転を停止させる。更に緊急用制御装置Ceは、マルチコプターMの急激な落下を防ぐために、緊急用動力源Beにより緊急用回転翼Pe1、Pe2を駆動させる制御を行う。緊急用回転翼Pe1、Pe2を回転させて揚力を発生させることにより、マルチコプター本体Fが急激に落下することを防ぐことができる。

30

【 0 0 3 1 】

異常検知センサS2、Se1が検知する本体Fの異常とは、姿勢を制御する制御装置やセンサ類の異常、回転翼を回転させるモータの異常、バッテリー等の動力源の異常、結線の異常、回転翼の損傷、部品の欠落等に起因する、機体の異常な振動、異常な姿勢、急激な落下等の異常な飛行状態が発生することである。

40

【 0 0 3 2 】

異常検知センサS2、Se1は、機体の姿勢、振動と、移動の加速度等を検知する仕組みを備え、これらの値から、機体の継続的な異常姿勢、機体の継続的な異常振動、機体の自由落下に近い急激な落下、機体の継続的な異常速度等を検知することが可能なものである。そしてこれらの値が、予め規定しておいた範囲外の値となるか、或いは予め規定した継続時間の範囲を超えた状態となったことを検出した場合に、本体Fに異常が発生したと判断することができる。

【 0 0 3 3 】

したがって、異常検知センサとしては、上記した異常を検知する機能を有するものであればよい。具体的には、本体Fの異常検知センサS2、緊急用モジュールEの異常検知セ

50

ンサ S e 1 は、例えば、回転翼 P 1 ~ P 4 に装備される消費電流計、動力源 B の電圧測定が可能な電圧計、動力源 B の燃料残量を測定可能な燃料計等から構成することができる。

【 0 0 3 4 】

本体 F の機体制御装置 C は、設定回転数と消費電流の相関からモータの異常を検知する仕組みや、予め規定した基準値との比較で、電圧値や燃料計から動力源の枯渇や性能低下を検知する仕組みや、接続されている各センサとの継続的な通信異常を検知する仕組み等を装備し、機体の異常を検知し、これを緊急時制御装置 C e に通知することが可能に構成されている。

【 0 0 3 5 】

緊急用回転翼 P e 1、P e 2、緊急時制御装置 C e、異常検知センサ S e 1、測距センサ S e 2、姿勢センサ S e 3、切断装置 D 等は緊急用動力源 B e から動力の供給を受けるように接続されている。

10

【 0 0 3 6 】

回転翼 P 1 ~ P 4、機体制御装置 C、姿勢測定センサ S 1、異常検知センサ S 2 等は平時の動力源 B から動力の供給を受けるように接続されている。

【 0 0 3 7 】

緊急時制御装置 C e は、本体 F の機体制御装置 C と通信ネットワークで接続されている（図示せず）。更に、本体 F の異常検知センサ S 2 は機体制御装置 C と通信ネットワークで接続され、緊急用モジュール E の異常検知センサ S e 1 は緊急時制御装置 C e と通信ネットワークで接続されている（図示せず）。これらのセンサは、緊急時制御装置 C e に情報

20

を提供する。

【 0 0 3 8 】

緊急時制御装置 C e は、異常検知センサ S e 1 から機体の異常を示す信号を受け取ると、通信ネットワークで接続されている機体制御装置 C に機能停止の指示を行なう信号を送信する。

【 0 0 3 9 】

緊急時制御装置 C e は、測距センサ S e 2 の地表までの距離情報を基に緊急用回転翼 P e 1 と P e 2 の回転数を制御することにより、緊急時の着陸においてマルチコプターの降下速度を調整して適切な落下速度に調節することができる。また上記測距センサ S e 2 の代わりに高度センサ等を用いて地表までの距離情報を入手してもよい。

30

【 0 0 4 0 】

緊急時のマルチコプター M が地表に近くなって、地表との距離を測定することが可能なセンサにより予め規定した高さに到達した場合、緊急用回転翼 P e 1 と P e 2 の回転数を上げ、降下速度を低下させるように緊急時制御装置 C e が緊急用回転翼の回転を制御することが好ましい。その結果、マルチコプター本体 F の着地の際の衝撃を緩和することができる。

【 0 0 4 1 】

緊急時制御装置 C e は、姿勢センサ S e 3 が予め規定した角度を超えて傾斜した場合に、本体 F が地表に到達したと判断して、緩やかに緊急用回転翼 P e 1、P e 2 の回転を停止させる。これにより緊急用モジュール E の損傷をより軽微とすることができる。

40

【 0 0 4 2 】

さらに緊急用モジュール E が完全に着地した後は、緊急時制御装置 C e は緊急用回転翼 P e 1、P e 2 の回転を速やかに停止させることで、緊急用回転翼 P e 1、P e 2 が周囲の物体を損傷させることを防止することができる。

【 0 0 4 3 】

図 2 及び図 3 は、強制シャットダウン装置を設けた状態を示す図である。本体 F に、該本体 F の動作を強制的に停止させる強制シャットダウン装置 D s を設けることができる。強制シャットダウン装置 D s は緊急用動力源 B e から動力の供給を受けるように接続されている。強制シャットダウン装置 D s は、例えば図 2 に示すように、機体制御装置 C と、本体 F 内の例えば回転翼 P 1 ~ P 4 等の各装備間の通信ネットワークを遮断する仕組みと

50

して構成することができる。また強制シャットダウン装置Dsは、図3に示すように、動力源Bと、本体F内の例えば回転翼P1～P4等の各装備間の動力線を遮断する仕組みとして構成することも可能である。

【0044】

強制シャットダウン装置Dsを装備することにより、予め規定した時間待機した後、マルチコプター本体Fの機能を強制的に停止することができる。機体制御装置Cとの間に通信ネットワークがない場合、もしくは前記の機能停止指示に応答がない場合であっても、強制シャットダウン装置Dsがあれば、本体Fの機能停止を確実に実施可能である。

【0045】

前記の機能停止あるいは機能強制停止を実施すると同時に、緊急時制御装置Ceは緊急用回転翼Pe1と、Pe2を予め規定した回転数で回転させるように制御する。

10

【0046】

また、緊急時制御装置Ceが、本体Fの機体制御装置Cと通信ネットワークで接続されている場合、機体制御装置Cから異常の通知を受け取ることにより、機体の異常を検知して緊急な状況が発生したと判断することができる。

【0047】

緊急時制御装置Ceが、緊急な状況と判断すると、切断装置Dに動作信号を送り、緊急用モジュールEと、本体Fを物理的に切り離すように制御する。

【0048】

本体Fと緊急用モジュールEの接続構造は特に限定されず、各種の手段を用いることができる。切断装置Dは、通常は本体Fと緊急用モジュールEは一体化して固定されているが、緊急時にはその固定が解除されて、両者の切り離しを可能とする構造を有していればよい。

20

【0049】

切断装置Dの具体例として、例えば、電磁的な仕組みで本体Fと緊急用モジュールEを固定している固定具のロックを解除する方法や、車両の衝突安全性確保に用いられるエアバッグのように、少量の火薬による爆発等を利用して接続構造を破壊する手段等が挙げられる。

【0050】

図4は図1のマルチコプターの墜落防止装置が作動して本体が緊急用モジュールから吊り下げられた状態を示す説明図である。図4に示すように、切り離した後の緊急用モジュールEと本体Fとが、ケーブルやワイヤ等の吊り下げ手段により接続されるように構成し、緊急用モジュールEと本体Fとが物理的に分離した後に、本体Fが緊急用モジュールEから吊り下げられた状態となるように形成されている。吊り下げ手段は、本体Fの重量に耐えられる十分な強度を持つケーブルやワイヤが用いられる。

30

【0051】

吊り下げ手段は、本体Fが緊急用モジュールEから吊り下げられた際に、緊急用モジュールEの重心の鉛直下部に、前記のケーブル又はワイヤの一端が接続されるように構成されている。このように構成することで、緊急用モジュールEが本体Fを吊り下げた状態で飛行しているときに、衝突や部品の欠落、損傷などにより、著しく本体Fの重量バランスが崩れた場合であっても、緊急用モジュールEは姿勢が傾くことなく容易に水平を保つことができる。したがって機体の重量バランスが崩れ、大きく傾いた場合であっても、緊急用回転翼Pe1、Pe2が水平を保ち、設計した揚力を発生し、安全な緊急着陸が可能となる。

40

【0052】

また、強制シャットダウン装置Dsの代わりに、本体Fと緊急用モジュールEが切り離された際に、本体Fの動力線又は信号線が切断されて、本体Fの回転翼の動作が停止するように形成して、前記した強制シャットダウン装置Dsと同様の機能を実現するように構成することができる。具体的には、動力線又は信号線をコネクタ等で嵌合接続しておいて、本体Fと緊急用モジュールEが切り離された際に、重力等により線が上下方向に引っ張

50

られる力を利用して、前記コネクタの嵌合が外れるようにして、動力線又は信号線を電氣的に切断するように構成すればよい。

【 0 0 5 3 】

図5は図1のマルチコプター本体の切り離しの際にコネクタを外す仕組みを示す説明図である。図5に示すように、本体Fと緊急用モジュールEの間には、吊り下げ用のワイヤWeに加えて、ワイヤW1とワイヤW2がコネクタCN1とコネクタCN2により接続されているワイヤが、上記ワイヤWeと並列に配置されている。ワイヤW1と、ワイヤW2が接続された後の合計の長さは、ワイヤWeの長さよりも短い。コネクタCN1には信号線SL1が接続され、とコネクタCN2には信号線SL2が接続されている。コネクタCN1とコネクタCN2を接続した状態では、信号線SL1と信号線SL2は電氣的に接続されている状態となっていて、信号線により本体Fが正常に作動するように構成されている。

10

【 0 0 5 4 】

本体Fと緊急用モジュールEが分離すると、ワイヤWeにより緊急用モジュールEに本体Fが吊り下げられた状態となる。ワイヤW1と、ワイヤW2の長さはワイヤWeよりも短いので、本体Fの重量等によりコネクタCN1とコネクタCN2が上下方向に引っ張られて嵌合が外れる。コネクタCN1とコネクタCN2が外れると、信号線SL1と信号線SL2の電氣的な接続が切断される。信号線SL1と信号線SL2が切断されると、信号線が機能しなくなって本体Fの機能も強制的にシャットダウンされ、回転翼P1～P4等の動作も停止する。尚、上記の信号線の変わりに、動力線を用いて構成してもよい。

20

【 0 0 5 5 】

図5に示すように、本体Fと緊急用モジュールEが切り離された際に、マルチコプターの信号線又は動力線が切断されるような仕組みとすることにより、自動的に本体Fの回転翼P1～P4を含む全機能を停止させることが可能であるから、本体の制御装置Cや姿勢測定センサS1、異常検知センサS2、強制シャットダウン装置Ds等が故障している場合であっても、本体Fが異常な動きを継続したり、緊急用モジュールEに損傷を与えるような動作を抑止できる。

【 0 0 5 6 】

マルチコプターは、平時の飛行の際は、通常の動力源B利用し、緊急用回転翼Pe1、Pe2を駆動して回転させるように構成してもよい。そして本体Fの故障や異常を検出した際に、通常の動力源Cを、緊急用動力源Ceに切り替えて、緊急用回転翼Pe1、Pe2を駆動して回転させるようにしてもよい。これにより、平時の飛行の際、緊急用回転翼に、必要な揚力の一部を担わせることができるため、効率的な飛行が可能となる。

30

【 0 0 5 7 】

マルチコプターは、姿勢制御や移動が、複数の回転翼それぞれの回転数変化で実現されている。このため通常の飛行に用いる回転翼のモータは、反応速度が速く、緻密な回転数制御を可能とする特性を有する。これに対し、緊急用回転翼Pe1、Pe2のモータは、安定した揚力を発生する特性を有する。このような特性の違いにより、通常の飛行に用いる回転翼P1～P4は、緊急用回転翼Pe1、Pe2よりも電力効率が悪い。緊急用回転翼Pe1、Pe2を平時に回転させると、電力効率が向上する。更に、通常の飛行で緊急用回転翼Pe1、Pe2の揚力を利用する場合、通常の回転翼P1～P4とそのモータは、より軽量で安価なものが利用できる。

40

【 0 0 5 8 】

尚、緊急用回転翼に対する平時と緊急時の複数の動力源の接続を相互に影響なく瞬時に切り替える手段としては、一般的なバックアップ電源等の構成を利用することができる。

【 0 0 5 9 】

以上、本発明の実施形態について説明したが、本発明は上記実施形態に限定されるものではなく、本発明の要旨を逸脱しない範囲で種々の改変が可能である。

【 0 0 6 0 】

図1の実施形態では、緊急用の装備が上部に集まりモジュール化され緊急用モジュール

50

Eを構成しているが、モジュールEを本体Fと切り離さない場合は、緊急用の装備を上部に集めない構造も可能である。

【0061】

図1の構成例では本体Fに回転翼を4つ備えているが、本発明は回転翼の数は任意に備えることができる。また回転翼の配置も一例であり、様々なレイアウトで装備することができる。

【0062】

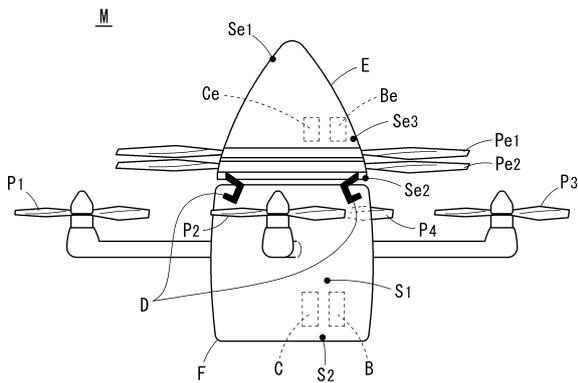
図1の構成例では緊急用モジュールEに緊急用回転翼を2つ備えているが、本発明は緊急用回転翼の数は2以上の任意の数を備えることができる。また緊急用回転翼の配置も一例であり、様々なレイアウトで装備することができる。

【産業上の利用可能性】

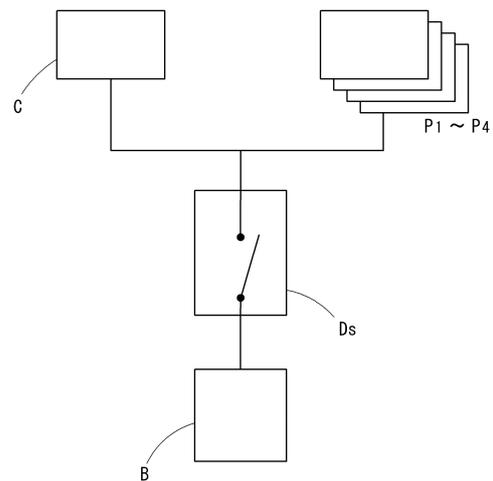
【0063】

本発明はマルチコプターに適用可能である。

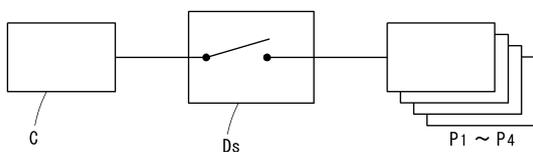
【図1】



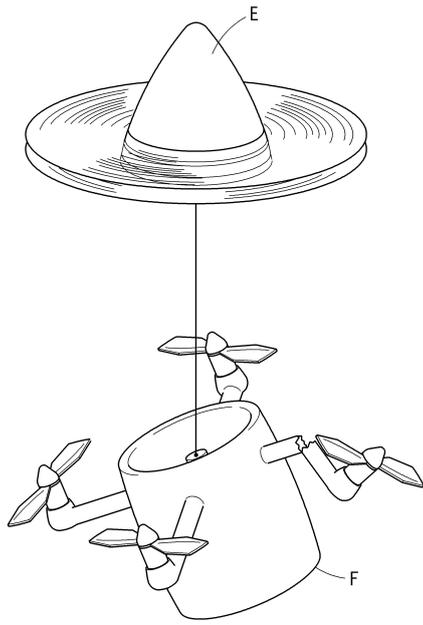
【図3】



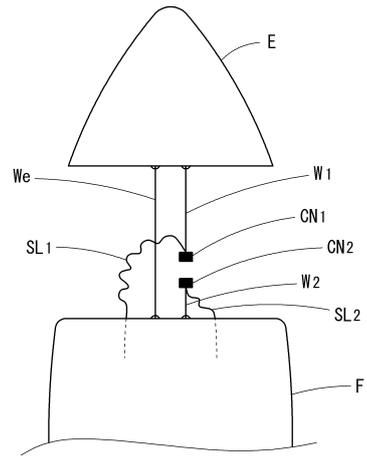
【図2】



【 図 4 】



【 図 5 】



フロントページの続き

(72)発明者 市原 和雄

愛知県名古屋市中区新栄町二丁目4番地 坂種栄ビル16階 株式会社プロドローン内

審査官 志水 裕司

(56)参考文献 特開平04 - 274995 (JP, A)

米国特許出願公開第2010/0301168 (US, A1)

特開2015 - 137092 (JP, A)

米国特許出願公開第2015/0012154 (US, A1)

中国特許出願公開第103625640 (CN, A)

特開2016 - 088111 (JP, A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

B64D 25/00 - 25/20

B64C 27/08 - 27/10

B64C 39/02

B64D 27/02 - 27/24