

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特許公報(B2)

(11) 特許番号

特許第4266520号
(P4266520)

(45) 発行日 平成21年5月20日(2009.5.20)

(24) 登録日 平成21年2月27日(2009.2.27)

(51) Int.Cl.

B64G 1/24 (2006.01)
G05D 1/08 (2006.01)

F 1

B 6 4 G 1/24
G O 5 D 1/08B
Z

請求項の数 3 (全 6 頁)

(21) 出願番号 特願2000-567353 (P2000-567353)
 (86) (22) 出願日 平成11年8月5日 (1999.8.5)
 (65) 公表番号 特表2002-523291 (P2002-523291A)
 (43) 公表日 平成14年7月30日 (2002.7.30)
 (86) 國際出願番号 PCT/US1999/017764
 (87) 國際公開番号 WO2000/012269
 (87) 國際公開日 平成12年3月9日 (2000.3.9)
 審査請求日 平成18年6月27日 (2006.6.27)
 (31) 優先権主張番号 09/139,989
 (32) 優先日 平成10年8月26日 (1998.8.26)
 (33) 優先権主張国 米国(US)

(73) 特許権者 500575824
 ハネウェル・インターナショナル・インコ
 ーポレーテッド
 アメリカ合衆国ニュージャージー州O 7 9
 6 2 - 2 2 4 5, モーリスタウン, コロン
 ビア・ロード 1 0 1, ピー・オー・ボッ
 クス 2 2 4 5
 (74) 代理人 100089705
 弁理士 社本 一夫
 (74) 代理人 100076691
 弁理士 増井 忠式
 (74) 代理人 100075270
 弁理士 小林 泰
 (74) 代理人 100080137
 弁理士 千葉 昭男

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】飛行船姿勢制御用のモーメント制御装置

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

飛行船を位置決めするためのモーメント制御装置(10)であって、
 一体構造体(10)と、

前記一体構造体(10)に動作可能に接続された複数の制御モーメントジャイロスコープ(12, 14, 16, 18)であって、各制御モーメントジャイロスコープが軸回りに回転してトルクを生成するように構成された前記複数の制御モーメントジャイロスコープ(12, 14, 16, 18)と、

前記一体構造体(10)に配置された一連の装着部材(40, 42, 44)であって、前記複数の制御モーメントジャイロスコープを動作可能に支持するように構成された前記一連の装着部材(40, 42, 44)と、

前記複数の制御モーメントジャイロスコープ(12, 14, 16, 18)の各制御モーメントジャイロスコープの動作を制御することにより、所望の合成トルクを生成する制御システム(20)と、

複数のストラット(72, 74, 76, 78, 80, 82)であって、各ストラットは、所定の静的剛さ及び所定の受動的制動特性を有し、また、各ストラットは、前記一連の装着部材(40, 42, 44)のうち対応する装着部材(40, 42, 44)及び制御システム(20)に接続され、前記複数のストラットは、前記複数の制御モーメントジャイロスコープによって生成される所望の合成トルクを伝達し、前記複数の制御モーメントジャイロスコープによって生成される振動の伝達を減衰させるように構成されている、前記

複数のストラット(72, 74, 76, 78, 80, 82)と、
を備えるモーメント制御装置。

【請求項2】

請求項1に記載のモーメント制御装置において、
前記ストラット(72, 74, 76, 78, 80, 82)が、ヘキサポッド構成または
オクトポッド構成である、モーメント制御装置。

【請求項3】

請求項1に記載のモーメント制御装置において、
前記複数のストラット(72, 74, 76, 78, 80, 82)の各ストラットを介し
て伝達される力を示す力情報を生成するように構成された一連の力センサを更に有する、
モーメント制御装置。
10

【発明の詳細な説明】

【0001】

(技術分野)

この発明は、乗り物制御、特に飛行船の姿勢制御装置に関する。更に詳しくは、本発明は飛行船及びその姿勢を位置決めするために使用されるリアクションホリール(RW)、モーメンタムホイール(MW)ないしは制御モーメントジャイロスコープ(CMG)の新規な構成に関する。

【0002】

(背景技術)
20

RW、MW及びCMGは長い間飛行船の姿勢を制御するために使用されてきた。これらは反復型機動に対しリアクションジェットを置き換えるように構成され、制御性が向上され、飛行船寿命が延ばされ、燃料要件が軽減された。この従来例において、リダンダンシ及びフェイルセーフ動作に対する数字、少なくとも3、通常はそれ以上が容積、構造及び熱の観点により示される飛行船についての各種の位置及び十分な空間に対し付設されていた。互いに離間される構成部品は多くの欠点を有している。例えば電子回路の複数のボックスが各構成部品に対し要求され、これにより重量、容積及びコストが大きく、且つ熱発生が生じる。この従来例の場合、各CMG、MWあるいはRWは別個に装備する必要があり、機能の多くは飛行船インテグレータにより校正可能にされテストする必要がある。従来のCMGにはジンバル速度センサ及び速度計が必要であり、これらは飛行船に付与されるトルクの概略値を引き出すため他のデータと組み合わされて使用可能になる。このセンサ自体により高い周波数の信号が誘導され、この信号により不都合な振動が加えられ、飛行船に対し伝達される。最後にこの従来のCMG技術ではリング状の装着構造体が使用され、この構造体は飛行船のプレート構造体に対しボルト付けされる。この主に二次元構造体は構造的には不十分である。各ユニットはその単一機能としてトルクを飛行船へ供給するが、正味の効果を直接的に測定出来ない。本発明においては3空間軸すべてでほぼ等しい寸法を有する三次元システムである。
30

【0003】

(発明の開示)

本発明は複数のスピナーホルダ、スピナーホルダを制御する電子回路、及びサブシステムレベルで飛行船とインターフェースをなすインテリジェンスを含んだ一体化単一構造体を提供することにより、従来例の問題点を克服する。システムを單一化ユニットの解放により、メーカーはRW、MWあるいはCMGの内部ジンバル装置を収納する單一で、より効果的な構造体を設計可能である。CMGの場合分離部品としての外部ジンバルベーススリングを除去でき、電子ボックスの低い番号を減少でき、この結果重量が低下され、また飛行船との連結部の数により重量が減少され、飛行船の外面への熱伝導が改善される。更にユニットメーカーは單一のモーメンタム制御ユニットを効果的に使用する必要があり、出荷の際このユニットはプラグインされて出荷でき、請け負い業者のコストを削減し得、飛行船製造計画が改善され得る。一体構造体の占める全容積は別個に装着されるユニットに比べ小さくなる。纏めて配設することにより可能になる構成及び他の設計変更の結果、高レベルシス
40

10

20

30

40

50

テムになり、高い性能、性能測定をより正確に、より直接に測定可能に、低い電力、小さなパッケージ、コストの低減を含む多くの利点を生じる。システム内に共通の回路を使用することにより、電子回路の部品数が減少される。ケーブル及びコネクタの数並びにその結果としての重量も減少される。ここに示すように、これらをグループに纏め、単一の6軸インターフェース力学による力測定システムとを加えると、一層効果的なサーボ制御システムが飛行船の正味のトルク及び結果としての動作を調整可能である。これにより更に力測定システムの一体化部分として単一の分離システムを付加して、飛行船に伝達されるような不都合な高周波数の振動力を低減あるいは除去可能である。本発明によれば、この問題を除去し得るだけではなく、ペアリングにより引き起こされるような高周波数振動またはロータの不平衡のような他の発生源作用を低減できる。本発明によればメーカーは出荷前にこの問題をより専門的に処理出来、飛行船の製造と平行に実現できる。高レベルの要件で動作させることにより、メーカーに対しサブレベル要件が緩和され得、製造コストを削減できる。また飛行船への設置がより簡単になる。この結果飛行船インテグレータのコストが安価になり、飛行船製造期間を大幅に短縮出来コストを更に削減できる。10

【0004】

(発明を実施するための最良の形態)

図1を参照するに4個のモーメントジャイロスコープ(CMG)12, 14, 16, 18を含む一体モーメント制御ユニット(MCU)10が示される。MCU10は14個の対称的側面を有する構造体として示され、CMGは好みの実施形態に対し使用されるが、リアクションホリールあるいはモーメンタムホイールのような他の回転質量体部材も使用可能である。4個のCMGが図示されているがそれより少ない数も採用可能であることも理解されよう。3個のCMGは3軸制御に対し必要であり、リダンダンシには4個のCMGが必要である。また4個以上のCMGをフェールセーフ及びフェール動作機能に対し採用可能である。入力連結部22を有し、各CMGに対しコネクタ24、26、28、30により連結される電子パッケージ20が示される。CMGと共に電子回路が配置されているので、必要な電子回路の量が減少され、ユニットが適所に配置されるCMGすべてによってテスト可能である。20

【0005】

CMG12は一端部が装着部材40によりMCU10に対し装着され、中央配置された装着部材(図示せず)により図3に開示するような方法で装着される。CMG14は一端部が装着部材42によりMCU10に対し装着され、中央配置された装着部材(図示せず)により装着される。CMG18は一端部が装着部材44によりMCU10に対し装着され、中央配置された装着部材(図示せず)により装着される。CMG16は他と同様に2個の装着部材(図示せず)により装着される。30

【0006】

MCUは複数の球50として示される端子部材と複数の長手接合部材52とからなる堅牢構成体内に保持される。電子回路ボックス20は1個以上の長手接合部材52と連結可能である。

【0007】

CMGの配置はCMGが同一軸上にはないようにされることは理解されよう。従ってCMGにより伝達されるトルクはそれぞれのトルクのベクトル和を用いることにより3本の垂直軸構成に分解され得る。このようにMCUを装着する飛行船を図2に関連して説明するが、所望に応じて他の態様で配置され得る。1つのCMGが故障したとき、失われたトルクを供給するために第4のCMGが使用される。40

【0008】

必要なトルクを伝達し発生振動を最小限に抑止するため、飛行船に対するMCU10の装着は重要である。この装着はまた温度変化のため歪を最小限にするために力学的に構成する必要がある。これは長手軸に沿い比較的高い剛さを有し、他の軸では比較的低い剛さを有するストラット型部材により実現出来る。米国特許出願第08/790,647号と共に1997年1月29日に出願され、本願と同一の譲受人に譲渡され、「荷重分離装置」50

と題したデービッド・オスター・ベルグによる同時継続出願に、使用可能な荷重分離ダンパーが開示されている。MCUを装着するために使用されるストラットの数も重要である。構造体を装着するに安定した方法の一はシュチュアート・プラットホームとして知られるヘキサポッド構成による方法であり、これは図2に沿って説明する。

【 0 0 0 9 】

図2においては図1の構造体の小さな部分を明確にするため幾分拡大して示される。図1の装着部材40として示されるような部材に使用できる3個の装着部材60、62、64が図1の好適な3個の接合部材52にできる接合部材66、68、70により接合されている状態が示される。6個のストラット72、74、76、78、80、82からなるヘキサポッド装着構成が示される。ストラット72、74はそれぞれ一端部が装着部材60と連結され、他端部がそれぞれ軸88、90を中心として回転可能になるようにピボット84、86と旋回可能に連結される。ストラット76、78は一端部がそれぞれ装着部材62に連結され、他端部がそれぞれ軸98、100を中心として旋回可能となるようピボット94、96に枢支される。ストラット80、82はそれぞれ一端部が装着部材64と連結され、他端部が軸106、108を中心として旋回可能に回転ピボット102、104に枢支連結される。ピボット84、86、94、96、102、104はそれぞれ斜線110により示される飛行船に連結される。

10

[0 0 1 0]

ストラット 72、74、76、78、80 は所定の静的剛さ及び受動的制動特性を含むように設けられる。受動的分離システムは飛行船へ所望のトルクを伝達し、且つ不都合な高周波振動を除去する機械的ローパスフィルタである。更に受動的分離システムにより、動作中構造的支承荷重が減少され、重量および消費電力が低下され、より小さな振動を発生するペアリングを使用し得、より高速に動作可能であり且つ長寿命が得られる。スピンドル支承マウントを回しインターフェース部分に受動的粘性制動を与えることにより、各 C M G が制動を与え振動分離の目安を与えることができる。

20

【 0 0 1 1 】

ストラット内に力センサを用い情報を制御システムに与えることにより、伝達されたトルクの精度を向上出来る。各CMGからではなくMCUアレイにより発生される実際の力を制御することにより、全体のモーメンタム制御システムのダイナミックレンジ及び精度を増加できる。最後に能動的分離制御能力を与えるため、各ストラットに対し作動器を付加可能である。これは分離及びトルク制御を与える周波数を低下するために使用出来る。

30

[0 0 1 2]

上述したようにヘキサポッド構成が望ましいが、多くの装着部材を使用することがより実際的である場合がある。例えば矩形パッケージが使用される場合、4隅部のそれぞれに2個のストラットを有する8個のストラットを配設する構成が好ましいことは理解されよう。

[0 0 1 3]

図3はオクトポッド装着構成を示す。図3において4個のCMG122、124、126、128が内部に装着された一体モーメンタム制御ユニット120が示される。CMG122は一端部が図1の装着構成と同様に装着部材130に対し装着される。CMG122の他端部は中央装着部材134に対し装着され、その内部のスピナ質量体(図示せず)は軸138を中心に回転する。CMG124は一端部が装着部材140に対し装着され、他端部が中央装着部材134に対し装着されており、そのスピナ質量体(図示せず)は軸144を中心に回転する。CMG126は一端部が装着部材150に対し装着され、他端部が装着部材134に対し装着されており、スピナ質量体(図示せず)は軸154を中心に回転する。CMG128は一端部が装着部材160に対し装着され、他端部が装着部材134に対し装着されており、スピナ質量体(図示せず)は軸164を中心に回転する。MCU120の構造は他の点では図1のMCU10の構造と同様であるので、装着部材130、140、150、160が各隅部に2個のストラットを有する8個のストラット172により(斜線170で示す)飛行船に対し装着されること以外は説明を省略する。ストラット172は各隅部に2個のストラットを有する8個のストラット172により(斜線170で示す)飛行船に対し装着されること以外は説明を省略する。

40

50

ラット 172 は図 2 に沿って説明する場合と同一に出来る。図 1 の電子回路ボックス 20 は明確にするため図 3 には省略されている。

【0014】

一体 M C U 10 からなるパッケージは全体的形状が球形に近く、一方 M C U 120 のパッケージの構造はより平坦に近くされることは理解されよう。また構造の他の形状は飛行船の空間性の上で最適な形状を与えるよう使用可能である。一体構造体のため、飛行船に装着する前にメーカーがシステムの力学をより容易にテストでき、単一装着が動作可能にするに必要なすべての事項が有用であることは理解されよう。

【0015】

本発明は多様の設計変更が可能であることは理解されよう。例えば上述したように、一体構造体は R W および M W 並びに好ましい実施形態に使用される C M G のみ適用可能である。従ってここで説明した好ましい実施形態の特定の構造に限定されるものではない。10

【図面の簡単な説明】

【図 1】 図 1 は複数の制御モーメントジャイロスコープを有した本発明の一体構造体の好ましい 1 実施形態である。

【図 2】 図 2 は飛行船に対し図 1 の実施形態の一体構造体を付設する好ましい一装着構造体である。

【図 3】 図 3 は本発明の一体構造体の別の好ましい実施形態を示すものである。

【図 1】

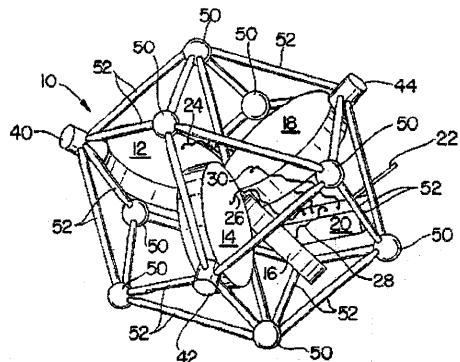


FIG. 1

【図 3】

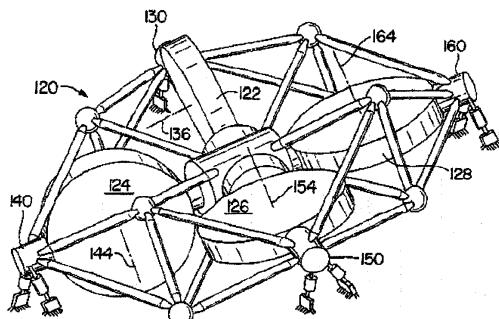


FIG. 3

【図 2】

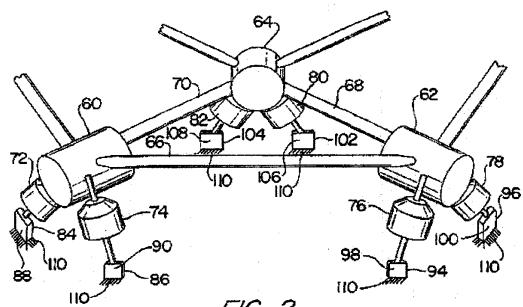


FIG. 2

フロントページの続き

(74)代理人 100096013

弁理士 富田 博行

(74)代理人 100101373

弁理士 竹内 茂雄

(72)発明者 デイビス, ローレンス. ピー.

アメリカ合衆国 アリゾナ州 85029, フェニックス, アスター ドライブ 1120 ウエスト

(72)発明者 ハイド, トリスタン. ティー.

アメリカ合衆国 アリゾナ州 85020, フェニックス, 8ス ストリート 7822 ノース

審査官 杉山 悟史

(56)参考文献 米国特許第04825716(US, A)

米国特許第03493194(US, A)

米国特許第03452948(US, A)

米国特許第03439548(US, A)

欧州特許出願公開第00539930(EP, A1)

西獨国特許出願公開第03523160(DE, A)

実開昭60-090100(JP, U)

国際公開第89/011632(WO, A1)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

B64G 1/00 - 1/68

G05D 1/00 - 1/12