

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号
特許第5964912号
(P5964912)

(45) 発行日 平成28年8月3日(2016.8.3)

(24) 登録日 平成28年7月8日(2016.7.8)

(51) Int.Cl.

F I

F 1 5 B 20/00 (2006.01)

F 1 5 B 11/00 (2006.01)

B 6 4 C 13/42 (2006.01)

F 1 5 B 20/00 G

F 1 5 B 11/00 F

B 6 4 C 13/42

請求項の数 2 (全 13 頁)

(21) 出願番号	特願2014-203580 (P2014-203580)	(73) 特許権者	503405689
(22) 出願日	平成26年10月2日 (2014.10.2)		ナブテスコ株式会社
(62) 分割の表示	特願2010-120328 (P2010-120328)		東京都千代田区平河町二丁目7番9号
	の分割	(74) 代理人	100105957
原出願日	平成22年5月26日 (2010.5.26)		弁理士 恩田 誠
(65) 公開番号	特開2015-28387 (P2015-28387A)	(74) 代理人	100068755
(43) 公開日	平成27年2月12日 (2015.2.12)		弁理士 恩田 博宣
審査請求日	平成26年11月4日 (2014.11.4)	(72) 発明者	福井 淳
			岐阜県不破郡垂井町宮代1110-1 ナブテスコ株式会社 岐阜工場内
		(72) 発明者	白井 康行
			岐阜県不破郡垂井町宮代1110-1 ナブテスコ株式会社 岐阜工場内
		審査官	富永 達朗
			最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 航空機アクチュエータの油圧システム

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項1】

航空機の機体側に設置された機体側油圧源からの圧油が供給されることによって、前記航空機の舵面を駆動する油圧作動式のアクチュエータを有するとともに、当該アクチュエータに対して、前記機体側油圧源の機能の喪失又は低下が発生したときに圧油を供給可能な可変容量式のバックアップ用油圧ポンプを備えた、航空機アクチュエータの油圧システムであって、

前記バックアップ用油圧ポンプを駆動する電動モータは、前記機体側油圧源の機能の喪失又は低下に関わらず、前記航空機が着陸姿勢に入った段階においても、前記バックアップ用油圧ポンプを駆動することを特徴とする、航空機アクチュエータの油圧システム。

【請求項2】

前記バックアップ用油圧ポンプ、前記電動モータ、及び前記電動モータを駆動するドライバにおける前記バックアップ用油圧ポンプの回転速度に対するそれぞれの効率の変化に基づいて、前記バックアップ用油圧ポンプの効率と前記電動モータの効率と前記ドライバの効率とを乗じた積として得られる総合効率が最大値となる所定の一定回転速度で前記電動モータが駆動されることを特徴とする、請求項1に記載の航空機アクチュエータの油圧システム。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、航空機の舵面を駆動する油圧作動式のアクチュエータを有するとともにこのアクチュエータに対して圧油を供給する、航空機アクチュエータの油圧システムに関する。

【背景技術】

【0002】

航空機においては、動翼（操縦翼面）として形成されて、補助翼（エルロン）や昇降舵（エレベータ）等として構成される舵面が設けられている。そして、このような舵面を駆動するアクチュエータとして、油圧作動式のアクチュエータがよく用いられている。また、このようなアクチュエータに対しては、航空機の機体側に設置された油圧源である機体側油圧源から圧油が供給される。しかしながら、機体側油圧源の機能（圧油供給機能）の喪失又は低下が発生することがあり、これに対し、特許文献1においては、機体側油圧源の機能の喪失又は低下が発生した場合にもアクチュエータに対して圧油を供給することが可能な油圧システム（航空機アクチュエータの油圧システム）が開示されている。

10

【0003】

特許文献1に開示された航空機アクチュエータの油圧システムは、アクチュエータと、機体側油圧源とは独立して設けられたポンプと、電動モータとを備えて構成されている。ポンプは、アクチュエータから排出される圧油を昇圧してアクチュエータに供給可能に設けられている。電動モータは、機体側油圧源において圧力低下が生じてその機能の喪失又は低下が発生したときに上記ポンプを駆動するように構成されている。

20

【先行技術文献】

【特許文献】

【0004】

【特許文献1】特開2007-46790号公報

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【0005】

航空機において機体側油圧源の機能の喪失又は低下が発生した場合であっても、特許文献1に開示されたような航空機アクチュエータの油圧システムのポンプを作動させることによってアクチュエータを駆動することができる。しかしながら、機体側油圧源の機能の喪失時又は低下時には、上記の油圧システムにおけるポンプ及びポンプ駆動用の電動モータの連続運転が行われることになる。このため、ポンプ及び電動モータとこの電動モータに電力を供給するドライバとを含む油圧システム全体の温度上昇を招きやすくなり、更に、圧油としてポンプからアクチュエータに供給されてこのポンプとアクチュエータとの間で循環して使用される油（作動油）の温度の上昇も招き易くなってしまふ。このため、連続運転時間の制約や油の劣化に伴う油の交換時期の制約が大きくなってしまふことになる。

30

【0006】

本発明は、上記実情に鑑みることにより、機体側油圧源の機能の喪失時又は低下時であってもアクチュエータを駆動可能であるとともに、システム全体の温度上昇と使用される油の温度上昇とを抑制することができる、航空機アクチュエータの油圧システムを提供することを目的とする。

40

【課題を解決するための手段】

【0007】

上記目的を達成するための第1発明に係る航空機アクチュエータの油圧システムは、航空機の舵面を駆動する油圧作動式のアクチュエータを有するとともに当該アクチュエータに対して圧油を供給する、航空機アクチュエータの油圧システムに関する。そして、第1発明に係る航空機アクチュエータの油圧システムは、航空機の機体側に設置された機体側油圧源からの圧油が供給されることによって、前記航空機の舵面を駆動する油圧作動式のアクチュエータを有するとともに、当該アクチュエータに対して、前記機体側油圧源の機能の喪失又は低下が発生したときに圧油を供給可能な可変容量式のバックアップ用油圧が

50

ンプを備え、前記バックアップ用油圧ポンプを駆動する電動モータは、前記機体側油圧源の機能の喪失又は低下に関わらず、前記航空機が着陸姿勢に入った段階においても、前記バックアップ用油圧ポンプを駆動することを特徴とする。尚、第1発明に係る航空機アクチュエータの油圧システムにおいては、アクチュエータの機能の喪失が発生したときには、電動モータの運転は行われず、バックアップ用油圧ポンプも作動しない（バックアップ用油圧ポンプからアクチュエータへの圧油の供給は行われない）ように構成される。

【0008】

また、第2発明に係る航空機アクチュエータの油圧システムは、前記バックアップ用油圧ポンプ、前記電動モータ、及び前記電動モータを駆動するドライバにおける前記バックアップ用油圧ポンプの回転速度に対するそれぞれの効率の変化に基づいて、前記バックアップ用油圧ポンプの効率と前記電動モータの効率と前記ドライバの効率とを乗じた積として得られる総合効率が最大値となる所定の一定回転速度で前記電動モータが駆動されることを特徴とする。

10

この発明によると、機体側油圧源の機能の喪失又は低下が発生した場合であっても、油圧システムにおけるバックアップ用油圧ポンプから圧油が供給され、アクチュエータを駆動することができる。一方、バックアップ用油圧ポンプを駆動する電動モータへ供給されることになる電力は、航空機に搭載された発電用エンジンの回転速度変化に応じて電源周波数が変化する可変周波数電源から供給される。電動モータやバックアップ用油圧ポンプの効率はその回転速度によって大きく変化し、最大効率点以外での駆動によって損失分として発生する熱量も運転条件に依存する。すなわち、従来の油圧システムにおいては、電動モータやバックアップ用油圧ポンプにて発生する熱量がその運転条件によって変動し、油圧システム全体として効率の良い運転状態を維持することが困難となり、作動中の温度を上昇させる虞がある。

20

【0009】

しかしながら、本発明の油圧システムでは、可変周波数電源からの電力が電源ユニットで整流され、更に、ドライバが、バックアップ用油圧ポンプを所定の一定回転速度で回転させるように電動モータを駆動する。そして、この所定の一定回転速度は、バックアップ用油圧ポンプ、電動モータ、及びドライバにおけるバックアップ用油圧ポンプの回転速度（回転数）に対するそれぞれの効率の変化に基づいて、それぞれの効率を乗じた積として得られる総合効率が最大値となるように、設定されている。このため、バックアップ用油圧ポンプ、電動モータ、及びドライバを含む油圧システム全体として、最も効率の良い運転状態を維持することができ、油圧システムにおける発熱によるエネルギーロスをも少なくすることができる。これにより、油圧システムにおける発熱量をも低減することができる。また、これに伴い、油圧システムにおいて使用される油の温度上昇も抑制することができる。従って、本発明によると、機体側油圧源の機能の喪失時又は低下時であってもアクチュエータを駆動可能であるとともに、システム全体の温度上昇と使用される油の温度上昇とを抑制することができる。尚、本発明の油圧システムでは、バックアップ用油圧ポンプは可変容量式の油圧ポンプとして構成されており、一定回転速度で回転しても、容量が変更されることで、アクチュエータに対して供給される圧油の圧力が制御されることになる。

30

40

【発明の効果】

【0010】

本発明によると、機体側油圧源の機能の喪失時又は低下時であってもアクチュエータを駆動可能であるとともに、システム全体の温度上昇と使用される油の温度上昇とを抑制することができる。航空機アクチュエータの油圧システムを提供することができる。

【図面の簡単な説明】

【0011】

【図1】本発明の一実施の形態に係る航空機アクチュエータの油圧システムが適用される航空機の一部を示す模式図である。

50

【図 2】図 1 に示す航空機アクチュエータの油圧システムを含む油圧回路を模式的に示す油圧回路図である。

【図 3】図 1 に示す航空機アクチュエータの油圧システムについて模式的に示すブロック図である。

【図 4】図 1 に示す航空機アクチュエータの油圧システムの効率について説明するための図である。

【発明を実施するための形態】

【0012】

以下、本発明を実施するための形態について図面を参照しつつ説明する。尚、本発明の実施形態は、航空機の舵面を駆動する油圧作動式のアクチュエータを有するとともにこの
10

【0013】

図 1 は、本発明の一実施の形態に係る航空機アクチュエータの油圧システム 1（以下、単に「油圧システム 1」ともいう）が適用される航空機 100 の一部を示す模式図であって、航空機 100 の機体 101 の後部の部分と一对の水平尾翼（102、102）とを
20

【0014】

一对の水平尾翼（102、102）には、航空機 100 の舵面を構成する動翼（操縦翼面）として、エレベータ（昇降舵）103 がそれぞれ設けられている。そして、各水平尾翼 102 におけるエレベータ 103 は、図 1 に例示するように、複数（例えば、2 つ）の
30

【0015】

本実施形態においては、一对の水平尾翼（102、102）のそれぞれに設置されるアクチュエータ（14a、14b）及び油圧装置 13 は同様に構成されており、各水平尾翼
40

【0016】

図 2 は、油圧システム 1 を含む油圧回路を模式的に示す油圧回路図である。尚、図 2 は、一方の水平尾翼 102 に設けられたエレベータ 103 を駆動するアクチュエータ（14a、14b）と、そのうちの一方のアクチュエータ 14a に対して圧油を供給するよう
50

【0017】

図 2 に示すように、アクチュエータ（14a、14b）のそれぞれは、シリンダ 15、ピストン 16a が設けられたロッド 16、等を備え、シリンダ 15 内がピストン 15a によって 2 つの油室（15a、15b）に区画されて構成されている。そして、アクチュエータ 14a のシリンダ 15 における各油室（15a、15b）は、後述する油圧装置 13 に含まれる制御弁 17a を介して第 1 機体側油圧源 104 及びリザーバ回路 106 と連通可能に構成されている。一方、アクチュエータ 14b のシリンダ 15 における各油室（15a、15b）は、制御弁 17b を介して第 2 機体側油圧源 105 及びリザーバ回路 107 と連通可能に構成されている。

【 0 0 1 8 】

第 1 機体側油圧源 1 0 4 及び第 2 機体側油圧源 1 0 5 のそれぞれは、圧油を供給する油圧ポンプを有し、互いに独立した系統として機体 1 0 1 側に（機体 1 0 1 の内部に）設置された油圧源である機体側油圧源として設けられている。そして、第 1 及び第 2 機体側油圧源（1 0 4、1 0 5）のそれぞれからの圧油が供給されることで、エレベータ 1 0 3 を駆動するアクチュエータ 1 4 とエレベータ 1 0 3 以外の各舵面を駆動するアクチュエータ（図示せず）とが作動するように構成されている。また、アクチュエータ 1 4 に対しては、第 1 機体側油圧源 1 0 4 は、一方の水平尾翼 1 0 2 に設置されたアクチュエータ 1 4 a と他方の水平尾翼 1 0 2 に設置されたアクチュエータ 1 4 b とに圧油を供給可能に接続されている。一方、第 2 機体側油圧源 1 0 5 は、一方の水平尾翼 1 0 2 に設置されたアクチュエータ 1 4 b と他方の水平尾翼 1 0 2 に設置されたアクチュエータ 1 4 a とに対して圧油を供給可能に接続されている。

10

【 0 0 1 9 】

リザーバ回路 1 0 6 は、圧油として供給された後にアクチュエータ 1 4 から排出される油（作動油）が流入して戻るタンク（図示せず）を有するとともに、第 1 機体側油圧源 1 0 4 に連通するように構成されている。また、リザーバ回路 1 0 6 から独立した系統として構成されるリザーバ回路 1 0 7 は、圧油として供給された後にアクチュエータ 1 4 から排出される油（作動油）が流入して戻るタンク（図示せず）を有するとともに、第 1 機体側油圧源 1 0 4 から独立した系統として構成される第 2 機体側油圧源 1 0 5 に連通するように構成されている。尚、リザーバ回路 1 0 6 は、一方の水平尾翼 1 0 2 に設置されたアクチュエータ 1 4 a と他方の水平尾翼 1 0 2 に設置されたアクチュエータ 1 4 b とに接続されるとともに、第 1 機体側油圧源 1 0 4 に接続されている。これにより、リザーバ回路 1 0 6 に戻った油が第 1 機体側油圧源 1 0 4 で昇圧され、所定のアクチュエータ 1 4 に供給される。一方、リザーバ回路 1 0 7 は、一方の水平尾翼 1 0 2 に設置されたアクチュエータ 1 4 b と他方の水平尾翼 1 0 2 に設置されたアクチュエータ 1 4 a とに接続されるとともに、第 2 機体側油圧源 1 0 5 に接続されている。これにより、リザーバ回路 1 0 7 に戻った油が第 2 機体側油圧源 1 0 5 で昇圧され、所定のアクチュエータ 1 4 に供給される。

20

【 0 0 2 0 】

制御弁 1 7 a は、第 1 機体側油圧源 1 0 4 に連通する供給通路 1 0 4 a 及びリザーバ回路 1 0 6 に連通する排出通路 1 0 6 a と、アクチュエータ 1 4 a の油室（1 5 a、1 5 b）との接続状態を切り替えるバルブ機構として設けられている。また、制御弁 1 7 b は、第 2 機体側油圧源 1 0 5 に連通する供給通路 1 0 5 a 及びリザーバ回路 1 0 7 に連通する排出通路 1 0 7 a と、アクチュエータ 1 4 b の油室（1 5 a、1 5 b）との接続状態を切り替えるバルブ機構として設けられている。制御弁 1 7 a は、例えば、電磁切換弁として構成され、アクチュエータ 1 4 a の動作を制御するアクチュエータコントローラ 1 1 a からの指令信号に基づいて駆動される。また、制御弁 1 7 b は、例えば、電磁切換弁として構成され、アクチュエータ 1 4 b の動作を制御するアクチュエータコントローラ 1 1 b からの指令信号に基づいて駆動される。

30

【 0 0 2 1 】

上記のアクチュエータコントローラ 1 1 a は、エレベータ 1 0 3 の動作を指令する更に上位のコンピュータであるフライトコントローラ 1 2 からの指令信号に基づいてアクチュエータ 1 4 a を制御する。また、アクチュエータコントローラ 1 1 b は、フライトコントローラ 1 2 からの指令信号に基づいてアクチュエータ 1 4 b を制御する。そして、フライトコントローラ 1 2 は、例えば、図示しない CPU（Central Processing Unit）やメモリ、インターフェース等を備えて構成され、本実施形態において舵面として例示するエレベータ 1 0 3 の動作をアクチュエータコントローラ 1 1 a 及びアクチュエータコントローラ 1 1 b を介して制御するように構成されている。

40

【 0 0 2 2 】

尚、アクチュエータコントローラ 1 1 a 及びアクチュエータコントローラ 1 1 b は、例

50

えば、集中制御方式のコントローラとして、又は分散処理方式のコントローラとして設置される。集中制御方式の場合、機体 101 側に設置された 1 つの筐体（図示せず）にアクチュエータコントローラ 11a 及びアクチュエータコントローラ 11b が設置され、アクチュエータコントローラ 11a がアクチュエータ 14a を制御し、アクチュエータコントローラ 11b がアクチュエータ 14b を制御するように構成される。分散処理方式の場合、アクチュエータ 14a に搭載された筐体（図示せず）にアクチュエータコントローラ 11a が設置され、アクチュエータ 14b に搭載された筐体（図示せず）にアクチュエータコントローラ 11b が設置され、アクチュエータコントローラ 11a がアクチュエータ 14a を制御し、アクチュエータコントローラ 11b がアクチュエータ 14b を制御するように構成される。尚、本実施形態では、複数の異なるアクチュエータコントローラ（11a、11b）に対して 1 つのフライトコントローラ 12 からの指令信号が入力されるように構成されている場合を例にとって説明したが、この通りでなくてもよい。例えば、複数の異なるアクチュエータコントローラ（11a、11b）に対して、それぞれ異なるフライトコントローラからの指令信号が入力されるように構成されていてもよい。

10

【0023】

また、前述した制御弁 17a は、アクチュエータコントローラ 11a からの指令に基づいて切り替えられることで、供給通路 104a から油室（15a、15b）の一方に圧油が供給され、油室（15a、15b）の他方から排出通路 106a に油が排出される。これにより、シリンダ 15 に対してロッド 16 が変位し、エレベータ 103 が駆動される。また、図示を省略するが、制御弁 17a とアクチュエータ 14a との間には、油室（15a、15b）間の連通状態（モード）を切り替えるモード切替弁が設けられている。尚、制御弁 17b については、上述した制御弁 17a と同様に構成されるため、説明を省略する。

20

【0024】

次に、油圧システム 1 における油圧装置 13 について説明する。図 1 及び図 2 に示す油圧装置 13 は、エレベータ 103 を駆動する油圧作動式のアクチュエータ 14a に対して圧油を供給するように構成されている。そして、油圧装置 13 は、水平尾翼 102 の内部に配置されている。尚、本実施形態では、油圧装置 13 が、エレベータ 103 として構成された舵面を駆動するアクチュエータ 14a に対して圧油を供給する油圧システム 1 の形態を例にとって説明するが、この通りでなくてもよい。即ち、油圧装置 13 がエルロン（補助翼）等のエレベータ以外の舵面を駆動するアクチュエータに対して圧油を供給するように構成された油圧システムを実施してもよい。

30

【0025】

図 3 は、油圧システム 1 について模式的に示すブロック図である。図 1 乃至図 3 に示す油圧装置 13 は、制御弁 17a、バックアップ用油圧ポンプ 18、電動モータ 19、電源ユニット 20、ドライバ 21、等を備えて構成されている。尚、図 3 では、航空機 100 における電力供給源であって、油圧装置 13 に対しても電力を供給する電力供給源である可変周波数電源 108 と、前述の第 1 機体側油圧源 104 とについても模式的に図示している。

【0026】

また、図 3 においては、電力の供給経路については、外形を実線で図示するとともに内側を白抜きで示した矢印（A、B、C）で図示している。即ち、可変周波数電源 108 から電源ユニット 20 への電力供給経路を矢印 A で、電源ユニット 20 からドライバ 21 への電力供給経路を矢印 B で、ドライバ 21 から電動モータ 19 への電力供給経路を矢印 C でそれぞれ示している。また、図 3 では、電動モータ 19 とバックアップ用油圧ポンプ 18 との間における図示しないカップリング等を介した機械的動力の伝達経路については、外形を実線で図示するとともに内側を斜線で示した矢印 D で図示している。また、図 3 では、第 1 機体側油圧源 104 及びバックアップ用油圧ポンプ 18 からアクチュエータ 14a へと供給される圧油の供給経路については、外形を実線で図示するとともに内側を網掛け線で示した矢印（E、F、G、H）で図示している。即ち、バックアップ用油圧ポンプ

40

50

１８のみからの圧油供給経路を矢印Ｅで、第１機体側油圧源１０４のみからの圧油供給経路を矢印Ｆで、バックアップ用油圧ポンプ１８及び第１機体側油圧源１０４の両方から制御弁１７ａへの共通する圧油供給経路を矢印Ｇで、制御弁１７ａからアクチュエータ１４ａへの圧油供給経路を矢印Ｈでそれぞれ示している。

【００２７】

図２及び図３に示すバックアップ用油圧ポンプ１８は、斜板を有する可変容量式の油圧ポンプとして構成されている。このバックアップ用油圧ポンプ１８は、その吸込み側が排出通路１０６ａに連通するように接続され、その吐出側が逆止弁２２を介して供給通路１０４ａに圧油を供給可能に連通するように接続されている。そして、バックアップ用油圧ポンプ１８は、第１機体側油圧源１０４における油圧ポンプの故障や油漏れ等によって第

10

【００２８】

また、供給通路１０４ａにおけるバックアップ用油圧ポンプ１８の吐出側が接続する箇所の上流側（第１機体側油圧源１０４側）には、アクチュエータ１４ａへの圧油の流れを許容してその逆方向の油の流れを規制する逆止弁２３が設けられている。そして、排出通路１０６ａにおけるバックアップ用油圧ポンプ１８の吸込み側が接続する箇所の下流側（リザーバ回路１０６側）には、アクチュエータ１４ａから排出された油の圧力が上昇した際にリザーバ回路１０６へ圧油を排出するリリーフ弁２４が設けられている。また、このリリーフ弁２４には、供給通路１０４ａに連通するとともにバネが配置されたパイロット圧室が設けられている。供給通路１０４ａから供給される圧油の圧力が所定の圧力値よりも低下すると、パイロット圧油として供給通路１０４ａから上記のパイロット圧室に供給されている圧油の圧力（パイロット圧）も所定の圧力値より低下し、排出通路１０６ａがリリーフ弁２４によって遮断されることになる。第１機体側油圧源１０４の機能の喪失時又は低下時には、上述した逆止弁（２２、２３）及びリリーフ弁２４が設けられていることにより、アクチュエータ１４ａから排出された油がリザーバ回路１０６に戻ることなくバックアップ用油圧ポンプ１８で昇圧され、その昇圧された圧油がアクチュエータ１４ａに供給されることになる。

20

【００２９】

尚、バックアップ用油圧ポンプ１８は、前述のように、可変容量式の油圧ポンプとして構成されている。このため、後述するように、バックアップ用油圧ポンプ１８が所定の一定回転速度で回転しても、斜板の角度が変更されて容量が変更されることで、アクチュエータ１４ａに対して供給される圧油の圧力が制御されるように構成されている。

30

【００３０】

図２及び図３に示す電動モータ１９は、バックアップ用油圧ポンプ１８に対して、図示しないカップリングを介して連結され、このバックアップ用油圧ポンプ１８を駆動するように構成されている。この電動モータ１９は、例えば、プレシレスモータとして設けられている。そして、電動モータ１９は、後述するドライバ２１を介して、エレベータ１０３の動作を指令する上位のコンピュータであるフライトコントローラ１２からの指令信号に基づいて運転状態が制御される。また、電動モータ１９には、その回転速度（回転数）を検出する回転角センサ１９ａが設けられている。この回転角センサ１９ａは、例えば、ロータリーエンコーダ、レゾルバ、タコジェネレータ等によって構成されている。

40

【００３１】

尚、フライトコントローラ１２は、第１機体側油圧源１０４の吐出圧力又は供給通路１０４ａを通過する圧油の圧力を検知する圧力センサ（図示せず）に対して、その圧力センサで検知された圧力検知信号が入力されるように接続されている。そして、フライトコントローラ１２は、上記の圧力検知信号に基づいて、第１機体側油圧源１０４の機能の喪失又は低下を検知するように構成されている。

【００３２】

例えば、フライトコントローラ１２は、圧力検知信号の圧力値が所定の第１圧力値以下

50

となったタイミングに応じて第１機体側油圧源１０４の機能の低下を検知し、圧力検知信号の圧力値が第１圧力値よりも更に低い所定の第２圧力値以下となったタイミングに応じて第１機体側油圧源１０４の機能の喪失を検知するように構成されている。そして、フライトコントローラ１２にて第１機体側油圧源１０４の機能の喪失又は低下が検知されると、このフライトコントローラ１２からの指令信号に基づいて電動モータ１９の運転が開始され、前述のように、アクチュエータ１４ａに対する圧油の供給が行われることになる。さらに、電動モータ１９を圧力検知信号に関わらず、例えば航空機が着陸姿勢に入った段階でフライトコントローラ１２からの信号によって起動させてもよい。これによって、着陸段階で急激に第１機体側油圧源１０４の機能の喪失又は低下が生じて、既に電動モータ１９は動作しているため安全な飛行を確保することができる。

10

【００３３】

図２及び図３に示す電源ユニット２０は、交流電源である前述の可変周波数電源１０８から供給される電力を整流する整流器（コンバータ）として設けられている。即ち、可変周波数電源１０８の交流電力を直流電力に変換するように構成されている。尚、可変周波数電源１０８は、航空機１００に搭載された図示しない発電用エンジンの回転速度の変化に応じて電源周波数が変化する発電機として構成されている。

【００３４】

図２及び図３に示すドライバ２１は、フライトコントローラ１２からの指令信号に基づいて、電源ユニット２０から供給される電力を制御して電動モータ１９へ供給するとともに、電動モータ２１の回転速度（回転数）を制御してこの電動モータ２１を駆動するように構成されている。また、ドライバ２１には、回転角センサ１９ａで検出された電動モータ１９の回転速度についての検出信号 Nfb （図３にて矢印 Nfb で示す信号）が入力されるように構成されている。そして、このドライバ２１は、フライトコントローラ１２から送信される指令信号と、検出信号 Nfb とに基づいて、電動モータ１９を所定の一定回転速度で回転させるように、電動モータ１９の速度フィードバック制御を行うよう構成されている。これにより、ドライバ２１は、電動モータ１９とカップリングを介して同期して回転するバックアップ用油圧ポンプ１８を所定の一定回転速度で回転させるように、電動モータ１９を駆動するように構成されている。

20

【００３５】

図４は、油圧システム１の効率について説明するための図であり、バックアップ用油圧ポンプ１８、電動モータ１９、及びドライバ２１におけるバックアップ用油圧ポンプ１８の回転速度に対するそれぞれの効率の変化を例示する図である。尚、図４では、バックアップ用油圧ポンプ１８におけるその回転速度に対する効率（ポンプ効率）の変化をピッチの細かい破線で図示している。また、同図では、電動モータ１９におけるバックアップ用油圧ポンプ１８の回転速度に対する効率（モータ効率）の変化を上記ポンプ効率の変化を示す破線よりもピッチの粗い破線で図示している。また、同図では、ドライバ２１におけるバックアップ用油圧ポンプ１８の回転速度に対する効率（ドライバ効率）の変化を実線で図示している。また、同図では、バックアップ用油圧ポンプ１８の効率と電動モータ１９の効率とドライバ２１の効率とを乗じた積として得られる総合効率（即ち、「総合効率」＝「ポンプ効率」×「モータ効率」×「ドライバ効率」）の変化（総合効率のバックアップ用油圧ポンプ１８の回転速度に対する変化）を一点鎖線で図示している。また、同図については、効率及び回転速度についての具体的な値の表記を省略して模式的に示した図として図示している。

30

40

【００３６】

図４に示すように、バックアップ用油圧ポンプ１８の回転速度に対して変化する総合効率は、回転速度が $Nconst$ （図４にて二点鎖線 $Nconst$ で示す回転速度）のときにおいて、最大値となっている。そして、ドライバ２１がバックアップ用油圧ポンプ１８を回転駆動する際の前述の所定の一定回転速度は、 $Nconst$ に設定されている。即ち、油圧システム１においては、バックアップ用油圧ポンプ１８、電動モータ１９及びドライバ２１におけるバックアップ用油圧ポンプ１８の回転速度に対するそれぞれの効率の変

50

化に基づいて、前述の総合効率が最大値となるように、上記の所定の一定回転速度が N_{const} に設定されている。

【0037】

また、本実施形態では、電動モータ19がブラシレスモータとして構成されている形態を例示しているが、この形態においては、ドライバ21は、例えば、電動モータ19におけるステータコイルの各相に対して電源ユニット20からの直流電流を順次切り替えて通電する制御を行う電子回路等として設けられる。尚、電動モータ19は、ブラシ付直流モータとして構成されていてもよく、また、誘導モータや同期モータのような交流モータとして構成されていてもよい。電動モータ19がブラシ付直流モータとして構成される場合は、ドライバ21は、例えば、電動モータ19の駆動電圧を変化させて電動モータ19を一定回転速度 (N_{const}) で回転させるように駆動する電子回路として設けられる。また、電動モータ19が誘導モータや同期モータのような交流モータとして構成される場合は、ドライバ21は、例えば、電動モータ19の回転磁界の周波数を変化させて電動モータ19を一定回転速度 (N_{const}) で回転させるように駆動するインバータ回路として設けられる。

10

【0038】

次に、油圧システム1の作動について説明する。尚、油圧システム1の作動については、上述した油圧システム1の構成についての説明と同様に、第1機体側油圧源104に接続された油圧システム1についてのみ説明し、第2機体側油圧源105に接続された油圧システム1の作動については同様であるため説明を省略する。

20

【0039】

第1機体側油圧源104の機能の喪失及び低下が発生していない状態では、バックアップ用油圧ポンプ18の運転は行われない。この状態では、アクチュエータ14aに対しては、制御弁17aを介して第1油圧供給源104からの圧油が油室(15a、15b)の一方に供給され、油室(15a、15b)の他方から油が排出されて制御弁17aを介してリザーバ回路106に戻されることになる。また、アクチュエータコントローラ11aからの指令信号に基づいて制御弁17aの接続状態が切り替えられることで、圧油の供給及び油の排出が行われる油室(15a、15b)の切り替えが行われ、アクチュエータ14aが作動してエレベータ103が駆動される。

【0040】

30

一方、第1機体側油圧源104の機能の喪失及び低下が発生すると、フライトコントローラ12からの指令信号に基づいて、可変周波数電源108から供給されて電源ユニット20で整流されて更にドライバ21を介して供給される電力によって電動モータ19の運転が開始され、バックアップ用油圧ポンプ18が起動されてその運転が開始される。そして、ドライバ21の制御によって電動モータ19が所定の一定回転速度 (N_{const}) で回転するように駆動される。これにより、油圧システム1は、バックアップ用油圧ポンプ18の効率と電動モータ19の効率とドライバ21の効率との積として得られる総合効率が最大となる状態で作動することになる。

【0041】

また、バックアップ用油圧ポンプ18の運転が開始されると、アクチュエータ14aに対しては、制御弁17aを介してバックアップ用油圧ポンプ18からの圧油が油室(15a、15b)の一方に供給され、油室(15a、15b)の他方から油が排出されて制御弁17aを介してバックアップ用油圧ポンプ18に吸い込まれて昇圧されることになる。また、アクチュエータコントローラ11aからの指令信号に基づいて制御弁17aの接続状態が切り替えられることで、圧油の供給及び油の排出が行われる油室(15a、15b)の切り替えが行われ、アクチュエータ14aが作動してエレベータ103が駆動される。

40

【0042】

以上説明したように、油圧システム1によると、機体側油圧源(104、105)の機能の喪失又は低下が発生した場合であっても、バックアップ用油圧ポンプ18から圧油が

50

供給され、アクチュエータ 14 a を駆動することができる。一方、バックアップ用油圧ポンプ 18 を駆動する電動モータ 19 へ供給されることになる電力は、航空機 100 に搭載された発電用エンジンの回転速度変化に応じて電源周波数が変化する可変周波数電源 108 から供給される。

【0043】

しかしながら、油圧システム 1 では、可変周波数電源 108 からの電力が電源ユニット 20 で整流され、更に、ドライバ 21 が、バックアップ用油圧ポンプ 18 を所定の一定回転速度 (Nconst) で回転させるように電動モータ 19 を駆動する。そして、この所定の一定回転速度 (Nconst) は、バックアップ用油圧ポンプ 18、電動モータ 19、及びドライバ 21 におけるバックアップ用油圧ポンプ 18 の回転速度に対するそれぞれの効率の変化に基づいて、それぞれの効率を乗じた積として得られる総合効率が最大値となるように、設定されている。このため、バックアップ用油圧ポンプ 18、電動モータ 19、及びドライバ 21 を含む油圧システム 1 全体として、最も効率の良い運転状態を維持することができ、油圧システム 1 における発熱によるエネルギーロスを最も少なくすることができる。これにより、油圧システム 1 における発熱量を最も低減することができる、油圧システム 1 全体の温度上昇を抑制することができる。また、これに伴い、油圧システム 1 において使用される油の温度上昇も抑制することができる。

10

【0044】

従って、本実施形態によると、機体側油圧源 (104、105) の機能の喪失時又は低下時であってもアクチュエータ 14 a を駆動可能であるとともに、システム全体の温度上昇と使用される油の温度上昇とを抑制することができる、航空機アクチュエータの油圧システム 1 を提供することができる。

20

【0045】

また、油圧システム 1 によると、電動モータ 19、バックアップ用油圧ポンプ 18、等を備えて構成される油圧装置 13 が水平尾翼 102 の内部に配置される。このため、油圧装置 13 が、アクチュエータ 14 a により近い領域である水平尾翼 102 の内部に設置されることになる。このため、油圧装置 13 を含む油圧システム 1 の小型化及び軽量化を図ることができ、航空機 100 の軽量化に寄与することができる。尚、エレベータ以外の舵面に対応して油圧システムが構成される場合であっても、同様に、対応する翼の内部に油圧装置が配置されることで、その油圧装置を含む油圧システムの小型化及び軽量化を図ることができる。

30

【0046】

以上、本発明の実施形態について説明したが、本発明は、上述した実施形態に限られるものではなく、特許請求の範囲に記載した限りにおいて様々に変更して実施することができる。例えば、エルロン等のエレベータ以外の舵面を駆動するアクチュエータを有するとともにこのアクチュエータに対して圧油を供給する航空機アクチュエータの油圧システムを実施してもよい。また、航空機アクチュエータの油圧システムと機体側油圧源とを接続する油圧回路形態については、種々変更して実施してもよい。また、図 4 として油圧システムの効率について説明するために示した図は例示であり、この例に限らず、本発明を実施することができる。即ち、ドライバがバックアップ用油圧ポンプを回転駆動する際の所定の一定回転速度が、バックアップ用油圧ポンプ、電動モータ及びドライバにおけるバックアップ用油圧ポンプの回転速度に対するそれぞれの効率の変化に基づいて、それらの効率の積である総合効率が最大値となるように、設定されていればよい。

40

【産業上の利用可能性】

【0047】

本発明は、航空機の舵面を駆動する油圧作動式のアクチュエータを有するとともにこのアクチュエータに対して圧油を供給する、航空機アクチュエータの油圧システムとして、広く適用することができるものである。

【符号の説明】

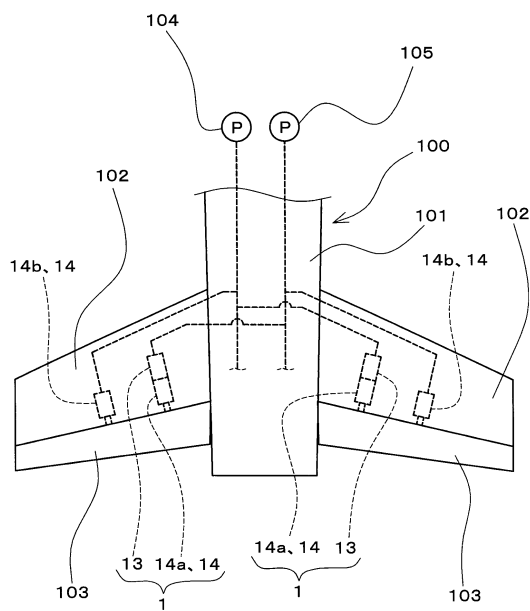
【0048】

50

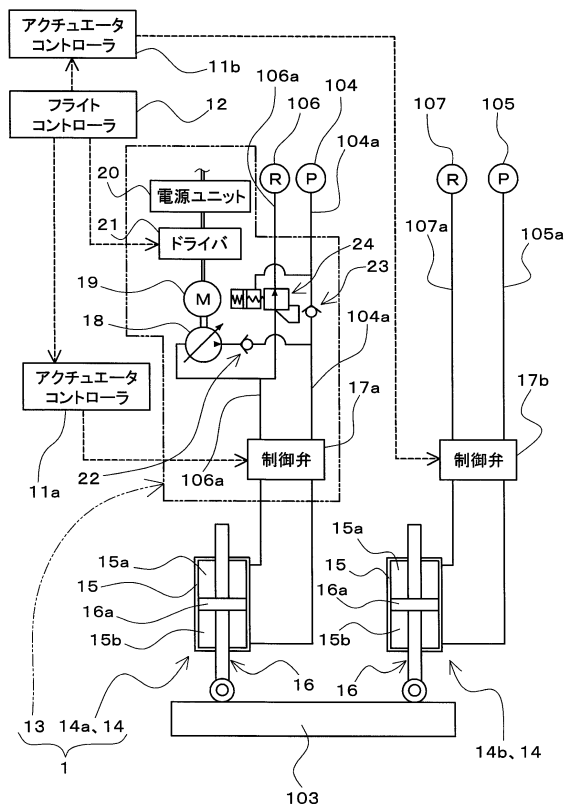
1	航空機アクチュエータの油圧システム
14 a	アクチュエータ
18	バックアップ用油圧ポンプ
19	電動モータ
20	電源ユニット
21	ドライバ
100	航空機
103	エレベータ（舵面）
104	第1機体側油圧源（機体側油圧源）
105	第2機体側油圧源（機体側油圧源）
108	可変周波数電源

10

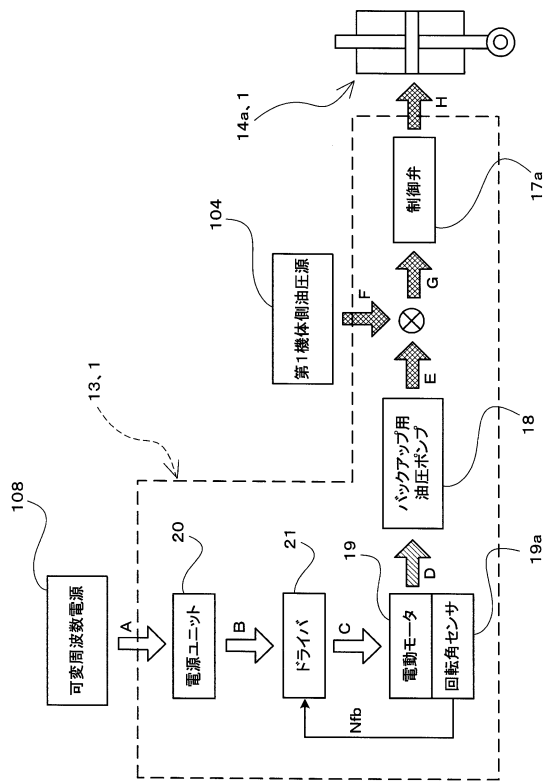
【図1】



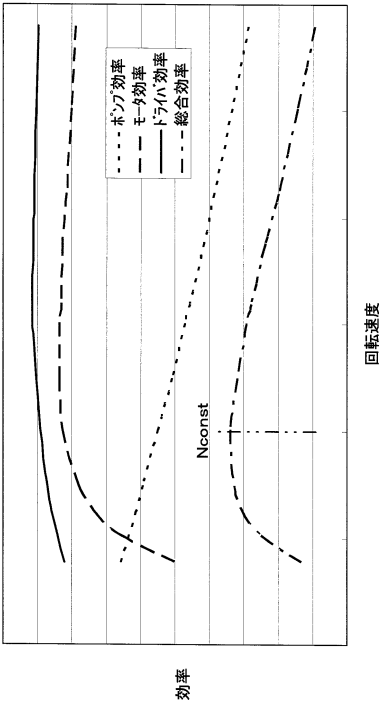
【図2】



【図 3】



【図 4】



フロントページの続き

(56)参考文献 特開2002-349513(JP,A)
特開2007-046790(JP,A)
特開2002-310071(JP,A)
特開2003-090288(JP,A)
特開2006-233764(JP,A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)
F15B 20/00
B64C 13/42
F15B 11/00