
航空機・エンジン電動化システム の信頼性向上に関する研究

大依 仁
2013/09/06

目次

第1章	導入	1
第1節	研究の背景	1
第1項	航空機の電動化	1
第2項	信頼性・安全性における航空機と他の輸送システムとの比較	4
第3項	航空機エンジン電動化システムの冗長性と耐故障性	11
第2節	従来の研究	14
第3節	航空機・エンジン電動化システムの課題	24
第4節	研究の目的	26
第5節	本論文の構成	27
第2章	航空機・エンジン電動化システムと冗長・耐故障設計の課題	29
第1節	概要	29
第2節	導入	29
第3節	本論	31
第1項	航空機エンジン電動化とその構成	31
第2項	航空機・エンジン電動化の設計アプローチとコンセプト	36
第4節	まとめ	42
第3章	航空機エンジン電動燃料ポンプの信頼性向上	44
第1節	概要	44
第2節	導入	44
第3節	本論	46
第1項	電動化システム機器の構成とそのモデル	46
第2項	ワンフェールオペレーショナルな冗長設計と故障遷移時間短縮	57
第3項	ツーフェールセーフシステムのMEEにおける実現	73
第4項	冗長・耐故障システムを構成する制御回路技術	86

第5項	電動燃料ポンプ電源の冗長性	92
第4節	まとめ	104
第4章	航空機エンジン可変静翼電動アクチュエータの信頼性向上	105
第1節	概要	105
第2節	導入	105
第3節	本論	107
第1項	電動化システムの小型化と減速器	107
第2項	ジャミング対策と冗長突合せの方式	115
第3項	電動アクチュエータの冗長方式	117
第4項	電動アクチュエータのアクティブ/アクティブ制御	120
第4節	まとめ	133
第5章	結論	134
第1節	主要な成果	134
第2節	成果の波及効果	137
第3節	今後の課題	138
研究業績	139
謝辞	142
参考文献	143

表 1-1	航空機エンジンの電動化の推進 (ME E) の効果	3
表 1-2	安全性インテグリティレベル	5
表 1-3	航空機のハザード階層と要求最大故障確率	6
表 1-4	確率的なリスク判断基準の具体的なイメージ	7
表 1-5	航空機と他産業の安全設計・安全要求の比較	11
表 1-6	航空機エンジン電動化システムの設計要求	12
表 1-7	従来航空機 (単通路 150 席クラス) のエンジン出力・動力	16
表 3-1	3 相ドライブ回路における電気回路/電子回路系故障率	58
表 4-1	設計パラメータとモータ特性	112
表 4-2	冗長機構方式の例	116
図 1-1	航空機・エンジンの電動化システム	2
図 1-2	航空機・エンジンの電動化システムの燃費効果	3
図 1-3	1980 年代以降の電動化研究の体系	15
図 1-4	電動化システムの冗長設計・耐故障設計の研究動向	24
図 2-1	エンジン電動化の開発ステップ例	32
図 2-2	ME E 燃料システム	33
図 2-3	ME E によるエンジン抽出力の削減効果	33
図 2-4	ME E STEP-1 における SFC 改善効果	34
図 2-5	一般的な ME E の機能系統図	36
図 2-6	故障遷移時間の構成	42
図 2-7	研究の対象とその技術課題	42
図 3-1	DC ブラシモータ構造図	46
図 3-2	モータトルク発生原理 (フレミング左手の法則)	46
図 3-3	DC ブラシレスモータ構造	47
図 3-4	永久磁石モータ制御装置構成図	50
図 3-5	単相モータ制御回路	51
図 3-6	3 相モータ制御回路	51

図 3-7	一般的な位置サーボ制御のブロック図.....	52
図 3-8	電動化回転数制御システム.....	53
図 3-9	電流制御.....	53
図 3-10	電流ループ伝達関数.....	54
図 3-11	パルス幅変調を含む電流制御モデル.....	54
図 3-12	3相電流制御.....	55
図 3-13	3相交流と $d-q$ 直交軸.....	56
図 3-14	$d-q$ 直交変換.....	57
図 3-15	フェールオーバーシーケンスの比較.....	60
図 3-16	アクティブ/アクティブ冗長系の効果.....	61
図 3-17	冗長構成による信頼度の効果比較.....	63
図 3-18	アクティブ/アクティブ冗長系とアクティブ/スタンバイ冗長系の信頼度比較.....	65
図 3-19	トルクサミングにおける電流制御構成.....	68
図 3-20	電流制御構成に非接触貫通型電流センサを採用した冗長回路構成.....	69
図 3-21	多重巻線モータの電流制御.....	70
図 3-22	トルクサミングにおける電流制御構成に非接触貫通型電流センサを採用した、 3相モータ制御冗長回路構成.....	71
図 3-23	トルクサミングにおける電流制御構成に非接触貫通型電流センサを採用した、 3相モータ制御冗長回路構成における中性線の機能.....	71
図 3-24	磁気トルクサミングにおける電流サーボ故障補償方式の試験結果.....	73
図 3-25	中性点を接続した正常動作時のモータ制御回路図.....	75
図 3-26	中性点を接続した故障動作時のモータ制御回路図.....	75
図 3-27	モータ巻線と電流ベクトル.....	76
図 3-28	系冗長回路.....	81
図 3-29	系冗長回路の信頼度ブロック.....	81
図 3-30	要素冗長回路.....	82
図 3-31	要素冗長回路の信頼度ブロック.....	82

図 3-3 2	2 / 3 部分運転による応急運転構成と信頼度.....	83
図 3-3 3	要素冗長構成に 2 / 3 部分運転による応急運転構成を組み合わせた構成と信頼度	83
図 3-3 4	冗長構成による信頼度の比較	84
図 3-3 5	3 相永久磁石モータの電流波形.....	85
図 3-3 6	1 相故障時の 2 相電流位相制御駆動時の電流波形.....	86
図 3-3 7	故障発生時の 2 相電流位相制御.....	86
図 3-3 8	不飽和検出回路の動作試験.....	89
図 3-3 9	インバータの過電流検知回路および短絡検知回路.....	90
図 3-4 0	3 レベルインバータ回路	92
図 3-4 1	3 レベルインバータの故障時のリカバリモードへの遷移.....	92
図 3-4 2	巻線界磁型発電機と永久磁石発電機の構造比較	94
図 3-4 3	巻線界磁発電機の色度と発電電圧の関係	95
図 3-4 4	PMG のクリティカル故障に関する基本図	96
図 3-4 5	PMG のクリティカル故障 外部要因故障	97
図 3-4 6	PMG のクリティカル故障 内部故障	97
図 3-4 7	PMG の 2 重遮断機構の配置	97
図 3-4 8	PMG の 2 重遮断機構の機能構成.....	98
図 3-4 9	PMG の 2 重遮断機構における故障診断	99
図 3-5 0	PMG の 2 重遮断機構の回路例.....	100
図 3-5 1	発電装置において相間短絡が生じたときのタイミングチャート.....	102
図 3-5 2	発電装置起動時及び正常動作時のタイミングチャート	102
図 3-5 3	発電装置停止時のタイミングチャート.....	103
図 3-5 4	PMG の中性点遮断システムの実験結果	103
図 4-1	最大静荷重点および最大速度トルク点と減速比.....	109
図 4-2	応答性にかかる正弦波駆動時の負荷特性と減速比	110
図 4-3	同一サイズモータの入力電圧対モータ出力	112
図 4-4	永久磁石の減磁特性	113

図 4-5	ボールスクリュウ方式速度サミング機構.....	118
図 4-6	速度サミングアクティブーアクティブ制御の機構原理.....	118
図 4-7	クラッチを介したトルクサミング方式の従来型電動アクチュエータ構成と信頼度ブロック.....	119
図 4-8	ジャミングレスの結合機構とクラッチレスで構成した速度サミング機構の機能ブロックと信頼度ブロック.....	119
図 4-9	冗長アクチュエータの位置フィードバック補償方法の例.....	122
図 4-10	位置フィードバックのゲイン等価.....	123
図 4-11	回生ブレーキの伝達関数表現.....	125
図 4-12	アクチュエータ位置制御器の2自由度化.....	126
図 4-13	位置制御器の2自由度化による故障時動作の正常時との比較.....	126
図 4-14	ボールスクリュウ方式速度サミング機構.....	127
図 4-15	ゲイン補償をもった速度サミングアクティブ／アクティブ制御にP I制御と2自由度制御および回生制動を適用したステップ動作実験結果.....	128
図 4-16	速度サミングアクティブ／アクティブ制御にP I制御と2自由度制御および回生制動を適用した正常時とリカバリ一時の正弦波応答実験結果.....	128
図 4-17	制御装置の詳細機能ブロック図.....	131
図 4-18	技術確認用速度サミングアクチュエータ.....	132
図 4-19	ジャミング故障模擬時の速度サミングアクチュエータの動作結果.....	132

第1章 導入

航空輸送需要の増加に伴う航空産業のグローバルな成長・発展と、地球環境問題への意識の高まりや燃料価格の高騰は、エネルギーの有効活用や効率改善を実現する航空機の技術革新への要請となっている。その技術革新を担う航空機の電動化は、パワープラントと各制御システムがワイヤによりエネルギーの授受を行い、半導体化されたエネルギー変換システムを介在させて制御することにより、従来のシステムでは実現困難な制御システムの構築を可能とする。まず、ボーイング 787 やエアバス A380 では環境制御装置の電動化やスタータジェネレータおよび電気油圧式アクチュエータが採用され、搭載計算機と電力変換の連携により、エネルギーの最適化（高効率化や電力安定性の向上等）が図られた。

今後、航空機の全電動化が達成されたならばエネルギーの最適化にとどまらず、エネルギー供給のための複雑な油圧系統、空気圧系統、機械式機構が不要になり、設計自由度の向上、整備性の向上及び重量軽減ができ、設計自由度の向上はシステムの多重化を容易とし、信頼性や生存性の向上を図ることができる。しかしながら、エンジン補機やフライト・コントロールアクチュエータなどは全電動化されていない。本研究の着目点は航空機の信頼性や安全性を高めるところにあり、航空機・エンジンの信頼性向上と全電動化を実現するために必要な、輸送システムとして超えるべき技術課題を抽出し、その解決を図ることを研究の目的としている。

第1節 研究の背景

第1項 航空機の電動化

航空輸送需要の増加および航空輸送事業者の多様化は、最近の航空産業のグローバルな成長・発展を推し進めている。一方で京都議定書をきっかけとする全市民的な地球環境問題への意識の高まりや、国際的な産業構造の変革は新興国のエネルギー需要の増加や地域問題に端をはつする燃料価格の高騰を生み、航空機産業に対する新たな技術革新を促し、航空機運航における環境影響やコストの低減が問題になってきている。これらの問題を根本的に解決するために、構造、空力、推進など多くの新技術が統合されるなか、エネルギーの

有効活用や効率の改善を実現する技術革新の潮流として、ボーイング 787 に代表されるような航空機の電動化の推進 (MEA¹) が注目をあびている。MEA (図 1-1) は電力にエネルギーマネジメントを統合し、燃料消費率の向上、定時出発率の改善、客室空気の清浄化による乗客満足度の向上、保守・点検の利便化を提供する技術である。また、航空機エンジンの電動化の推進 (MEE²) は MEA と連携し、エンジンの軽量化や効率の改善を担う技術として表 1-1, 図 1-2 の効果が期待される。この航空機の電動化の取り組みにおいて、航空機を構成する電力・空調・制御のシステムや装備品が重要な役割を担うこととなった。単に電気・電子にかかわる分野だけでなく、抽気・抽出力や油圧・空気圧系統、機体姿勢制御やエンジン推力とのかかわり合いも深く、航空機・エンジンに関連するあらゆる工学・技術を結集し、航空機システム全体として研究を推し進めなければならない。

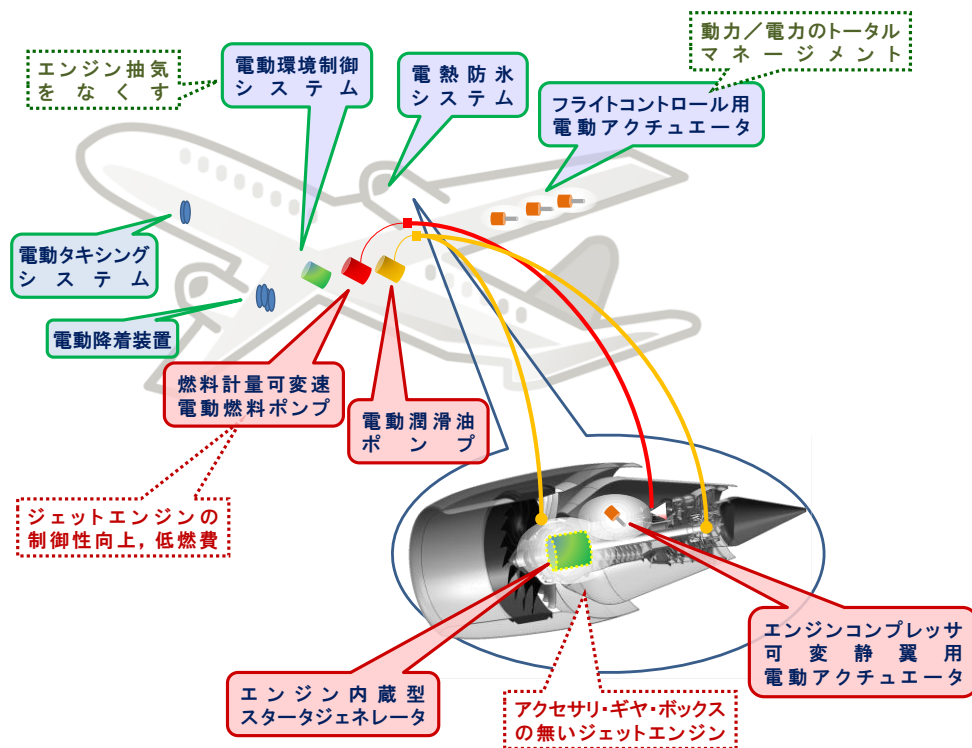


図 1-1 航空機・エンジンの電動化システム

¹ More Electric Aircraft

² More Electric Engine

表 1-1 航空機エンジンの電動化の推進 (MEE) の効果

項目	効果	内容
機体ドラッグ減少による燃料消費率(SFC)低減	アクセサリ・ギヤ・ボックス(AGB)削除でエンジン前面投影面積減少	AGB 駆動補機の電動化とエンジン組み込みスタータ／発電機により AGB レスを実現する
環境制御装置(ECS)はエンジン抽気から電動コンプレッサへ	スタータ／発電機から電動 ECS に電力を供給する	ECS はエンジン抽気を供給源としているため、客室内にエンジン・オイル臭が入り込むことがあった。空気システムの電動化により外部から取り入れたクリーンな空気を供給できる。 空気配管削除が機体重量削減に寄与する。 エンジンブリードレスにより効率が改善する。
燃料システムの効率改善	燃料ポンプの電動化によりバイパス燃料を削減する。	バイパス流量を削減することにより、抽出力を低減すると共に熱収支を改善し、空気冷却オイルクーラ (ACOC) を削減し空力的な損失も改善する。
地上におけるアイドル回転数の最適化	MEE による電力マネジメントで地上アイドル回転数を下げる	地上ランナップやタキシング時はエンジン出力の大部分が機体システムに使われる。 機体システムの負荷変動を吸収するために、エンジン回転数を高めに設定しなければならない。 MEE の電力マネジメントで負荷変動を補うことにより、エンジン回転数をより低く設定できる。

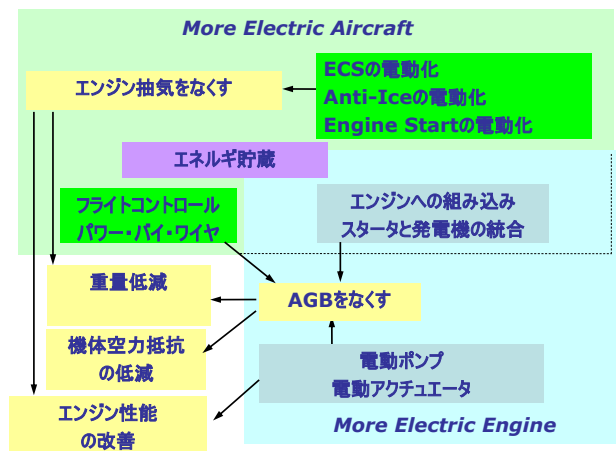


図 1-2 航空機・エンジンの電動化システムの燃費効果

今後、航空機の全電動化が達成されたならばエネルギーの最適化にとどまらず、エネルギー供給のための複雑な油圧系統、空気圧系統、機械式機構が不要になり、設計自由度の向上、整備性の向上及び重量軽減ができ、設計自由度の向上はシステムの多重化を容易とし、信

頼性や生存性の向上を図ることができる。欧米では既に環境制御装置³ (ECS) やスタータジェネレータまた電気油圧式電動アクチュエータ⁴ (EHA) がボーイング 787 あるいはエアバス A380 に搭載され重要な機能を担うに至った。しかし、このボーイング 787 の登場で MEA が目指す電動化が成熟期を迎えたわけではない。フライトコントロールへの電気機械式アクチュエータの採用やエンジン補機の電動化など、旧来から期待された電動化はまだ実現していない。フライトコントロールやエンジン補機など高い信頼性や安全性が要求されるシステムを電動化するには、未だ超えるべき技術課題が存在し、基本的な設計過程において明らかにされていない電動化に必須の要素技術が存在するはずである。

今まで日本の航空機産業はシステム・装備品の分野では欧米 Tier1⁵・システムメーカーの強化・システム囲い込みにより低コスト戦略を強いられ、高付加価値製品は認証などの高い障壁により参入を阻まれている。しかし、MEA は自動車や鉄道など我が国が一般産業基盤において電動化製品・部品・技術で海外に対する競争力を持ちうる分野であり協働やイノベーションを醸成することにより、日本が貢献できる分野であると言える。航空機・エンジン電動化の研究は、航空機の電動化を実現するシステム・装備品分野において、世界に先駆けた技術開発により、高い信頼性や安全性で世界に貢献できる研究であると考える。

第2項 信頼性・安全性における航空機と他の輸送システムとの比較

フライトコントロールやエンジン補機など高い信頼性や安全性が要求されるシステムの電動化に必要な技術課題を検討するため、一般的な輸送システムである鉄道車両や自動車との比較を通して信頼性・安全性設計について整理する。

信頼性・安全性に係る性能規定

鉄道車両・自動車・航空機において、すべての不安全要因を除去することや低減することは不可能である。つまり本質安全 (inherent safety) でシステムの安全を確保することはできない。機能的な工夫 (safety function) により極力安全を確保する設計とすることで安

³ Environmental Control System

⁴ Electro-Hydraulic Actuator

⁵ 第一次下請業者

全を達成する機能安全（functional safety）に基づく。これらの機能安全は具体的に全産業を対象とした機能安全規格 IEC61508「電気式／電子式／プログラマブル電子式安全関連システムの機能安全性」において規格となっており，IEC61508 はハザード分析により安全機能を定義し，リスクアセスメントにより安全機能の数値的目標値として安全性インテグリティレベル⁶をシステム全体の尺度としている。機器の故障をランダムハードウェア故障と系統的故障に分け，前者を故障率による定量的なハードウェア設計でおこない，後者を安全ライフサイクルとソフトウェアのマネジメント，文書化，アセスメントによる定性的な規定で定めている。

SIL は連続運転モードに対し，安全関連システムに割り当てられた安全機能の単位時間当たりの危険故障確率として目標故障限度を定めており，鉄道に適用される IEC62278 ではこの考えを取り入れている。（表 1-2）

表 1-2 安全性インテグリティレベル

安全性 インテグリティレベル	単位時間当たりの 危険故障確率として 目標故障限度
SIL4	$10^{-9} \sim 10^{-8}$ 故障／時間
SIL3	$10^{-8} \sim 10^{-7}$ 故障／時間
SIL2	$10^{-7} \sim 10^{-6}$ 故障／時間
SIL1	$10^{-6} \sim 10^{-5}$ 故障／時間

鉄道のフェールセーフ性はヨーロッパでは SIL4 を達成すれば良いとされているが，日本では更新されるシステムは更新前の従来システムと同等以上の信頼度を達成するものとしている [1]。自動車における機能安全規格は IEC61508 を自動車に適用した ISO26262 として 2011 年 11 月に正式発行され，IEC61508 より厳格で統一的なプロセスの定義をおこない，ハザード解析とリスクアセスメントを統合した自動車安全性インテグリティレベル⁷により確率性によらない安全性ゴールを設定し，その達成を証拠（evidence）と尺度（criteria）と理論的根拠（rationale）により説明・説得することが求められている。

⁶ SIL : Safety Integrity Level

⁷ ASIL

航空機は CFR part25.1309 –Equipment, Systems and Installations が要求され、ARP4754 *Guidelines For Development Of Civil Aircraft and Systems* により開発される。そのプロセスにおいて、ARP4761 *Guidelines and Methods for Conducting the Safety Assessment Process on Civil Airborne Systems and Equipment* で実行されるハザード解析によって、最大故障確率が設定される（表 1 - 3）。系統故障に対する安全については、RTCA/DO-178B, *Software considerations in airborne systems and equipment certification* や RTCA/DO-254, *Design assurance guidance for airborne electronic hardware*, で機能安全を達成するプロセスとなっている。確率的なリスク判断基準の具体的なイメージを整理するためフランスの航空機産業において使用されている指標をもとに整理すると表 1-4のとおりである [2]。これらの確率的な数字は、先に述べたように米国連邦航空局（FAA）などにより、具体的に適用されているもので、飛行時間内（離着陸を含む）に起きる悲劇的事故の確率は 10^{-9} / 飛行時間を目標とすることを示している。

表 1-3 航空機のハザード階層と要求最大故障確率

Hazard Classification	Development Assurance Level	Maximum Probability per Flight Hour
Catastrophic	A	10^{-9}
Hazardous	B	10^{-7}
Major	C	10^{-5}
Minor	D	--
No Effect	E	--

表 1-4 確率的なリスク判断基準の具体的なイメージ

確率	ハザードの段階	具体的なイメージ
10 ⁻⁹ /時間 極端におきそうにない	悲劇的事件	過失によって航空機および/または多くの人命を失うことになる。
10 ⁻⁷ /時間 極端に珍しい	重大な事件	過失の結果、過剰な労働負荷や身体的応力で、安全の余裕限界が危険なほど縮小する。乗務員がそのすべての仕事を行うことができず、重大な障害を引き起こす可能性がある。
10 ⁻⁵ /時間 珍しい	重要な事件	過失が安全の限界を認識できるほど縮小するか、耐空性を著しく劣化するか、乗組員の仕事を目立って増加させる可能性がある。

鉄道車両，自動車における安全の設計様式と冗長設計

航空機システムの安全において、あらゆる事故は回避されなければならないが、高い信頼性を確保したとしても、すべての故障を回避することはできない。たとえば、摩耗故障以外に偶発故障を考慮すること、潜在する未知の現象や必ずしも設計通りにならない事象へ対処すること、さらに、全体システムの安全を保つために他のシステムが生ずる故障を受容し制御することなどがあげられる。そのため、航空機システムを含む輸送システムにおける安全は、確率的な数値に基づく性能規定だけではなく、機能的な工夫により極力安全を確保する設計とすることで達成する。その達成のための適切な冗長設計・耐故障設計の様式は安全を認証する規格と法令をその拠り所としている。

それらは、それぞれのシステムにおいて適切なフェールセーフの概念⁸によって具体的に整理される。人間がかかわる機器やシステムにおいては、万一故障や障害（システムが取り得る入力誤りや、構成要素の任意の故障）が発生しても、許容可能な安全な状態は維持することが求められる。しかし、安全側といってもシステムの使命や機能、状態によって多様である。例えば、一般的に停止が安全とされる側と航空機のように飛行を継続することが安全とされる場合がある。このように、安全側が異なるため、フェールセーフ技術は業界やシステムにより多様である。例えば、飛行中の航空機における姿勢制御にかかる

⁸ JIS (Z 8115 1981) : アイテムに故障が生じても安全性が保持されるように配慮されている設計

フェールセーフは故障をマスクし、予備系が制御を続けることによって達成される。一方、産業機械においては、万一のときにはシステムを停止させることで、安全を確保できるため、必ずしも制御を続けるための多重系を採用しない [3]。

前述の機能安全の性能規定によれば、一般産業、鉄道車両あるいは自動車において、目標数値が達成され、説明が完全であれば任意の手段でよいということとなるが、輸送手段における最終的な安全状態を達成するために必要な機能は、その機能に故障が発生したときには安全が確保されないことも想定しなくてはならない。そのため、数値や説明が完全であるかどうかによらず、安全の設計様式が法令や技術基準等により定められている。

鉄道車両における安全状態は、駆動力を停止するとともに制動装置を働かせることにより実現する。鉄道車両のブレーキ要件は、国土交通省「鉄道に関する技術上の基準を定める省令」第 69 条に規定されている。故障に関する規定として、「組成した車両が分離したときに自動的に作用すること。」「制動力の供給源を確保することができないことにより、その作用に支障を及ぼすおそれのある場合は、発車することができないこと。」とされ、たとえばエアブレーキのエア圧が低下するとスプリングブレーキにより停車させるシステム等が施されている [4]。更に解釈基準として「電車・内燃動車に常用のブレーキ装置が故障した場合に使用できる独立したブレーキ装置 (保安ブレーキ装置) を設ける」「新幹線には、独立して作用する 2 系統以上のブレーキ指令系を有する」とある。

次に、自動車であるが国土交通省令「道路運送車両の保安基準」第 12 条にて「自動車には、走行中の自動車が確実かつ安全に減速及び停止を行うことができ、かつ、平坦な舗装路面等で確実に当該自動車を停止状態に保持できるものとして、制動性能に関して告示で定める基準に適合する独立に作用する二系統以上の制動装置を備えなければならない。

(以降略)」と定めている。また、「国土交通省告示『道路運送車両の保安基準の細目に定める告示【2010.03.22】』『別添 12 (乗用車の制動装置の技術基準)』」において「主制動装置は、いかなる速度及び負荷であっても、自動車の走行を制御し、安全、迅速、かつ、有効に自動車を停止させることができるものであること。」「二次制動装置は、主制御装置が故障したときに、主制動装置の操作装置を用いて自動車を適当な距離で停止させるものであること。(中略) この要件に関しては、主制動装置には 2 つ以上の故障が同時に発生しないことを前提とする」。一方、高度な制御手法により自動的に制動装置を操作

する「複合電子制御システム」が存在し、「複合電子制御システムの安全性に関して適用する特殊要件」に関する記述があるが、あくまで「安全コンセプト」として故障のない状態においてシステムの安全な動作を妨げることがないことや、故障発生時に安全な動作を確保することをもとめており、あくまで基本的な制動装置の機能が重要であることを示している。このような制動装置の要件にたいし、フェールセーフ設計の設計様式として車両内のブレーキ配管をX字配管にし、片方の配管等に液漏れが生じて、他方の配管の作動力を増加させることにより制動力の低下を補う設計となっている [4]。

このように、鉄道車両や自動車の制動装置の機能は、性能規定の数値達成や機能達成にかかる説明の完全性によらずに、2重系以上の冗長性を設計様式として必要としている。

航空機における安全の設計様式

一方、航空機においては鉄道車両や自動車と異なり、飛行を続けることが第一の安全の要件である。例えば、ETOPS (Extended-range twin-engine operational performance standards) が定めるように、双発機が緊急時にエンジン1基で飛行できる時間がICAOにて定められ、航空機はその時間内に代替空港へ緊急着陸できる経路しか飛行が認められない。航空機の安全は信頼性に担保された、飛行の継続が前提となっている。つまり、システム安全性⁹とシステム信頼性¹⁰を兼ね備えたシステムが航空機には要求される。

“FAA aviation safety tolerable risk principles”, Workshop to Tolerable Risk Estimation Ann Azevedo, CSTA, Aircraft Safety Analysis, Mar19,2008にて、旅客機における人命にかかる事故は歴史的に 10^{-7} /飛行時間であり、この数値には100のシステムやコンポーネントがかかわることから、それぞれのシステムやコンポーネントは 10^{-9} であるべきとしている。しかし、航空機システムはこれらの信頼性の数値による安全だけではなく、単一故障による破局的な事故 (catastrophic accident) を許容しない設計様式で安全を確保している。単一故障による破局的な事故は許容しない。つまり運航継続に対し、設計様式として冗長構成を要求とする理由としてFAAは以下のような見解を示している。

⁹システムが規定された条件のもとで、人の生命、健康、財産またはその環境を危険にさらす状態に移行しない期待度合い：JIS X 0134

¹⁰機能単位が要求された機能を与えられた条件のもので、与えられた期間実行する能力：JIS X 0014

- 10^{-9} ／飛行時間は試験で確認できないため。
- 10^{-9} ／飛行時間の実経験を持ちえないため。
- 正しくないアセスメントの結果が破局を生ずるため。

この要求に基づき、飛行制御系統や電源系統は多重系による冗長設計が構成されており、CFR part25.671 -General では、

- 任意の単一故障を許容すること
- 極めて発生確率が低いとは言い難い電気系統や油圧系統故障の複合故障を許容すること
- ジャミング¹¹については単一故障許容だけではなく、極めて発生確率が低いことを示すこと

として、安全な飛行継続と離着陸ができることがもとめられている。

エンジンに関しては、民間航空機においては双発以上のエンジンを搭載し、その複数の航空機エンジン自体がバックアップ系を構成している。しかしさらに、エンジンシステムへの要求は CFR part33.28 -Engine Control Systems にて高く設定され、エンジン制御システムの電子・電気システムは単一故障においてエンジン出力（推力）の低下が無いことが要求されている。また、エンジン制御システムおよびコンポーネントに対しても、単一故障においてエンジンがハザードとなる影響を与えてはいけないとしている。以上を表 1-5 に整理する。

¹¹ Jamming : 固着

表 1-5 航空機と他産業の安全設計・安全要求の比較

	鉄道車両	自動車	航空機
＜安全設計＞ ランダム故障や 系統故障に対す る安全設計	規格 IEC62278 IEC61508	ISO26262	ARP4754：システム開発 ARP4761：安全評価 RTCA/DO-178B,DO-254
	故障発生確率目標の達成とシステム系統の完全性により機能安全を達成する。 ⇒ 冗長性は設計手段である。		
＜安全要求＞ 法令等による、 安全に係る多重 系（故障許容） 要求	法令等 国土交通省令「鉄 道に関する技術上 の基準を定める省 令」第69条及び 解釈基準	国土交通省令「道路運 送車両の保安基準」 第12条及び国土交 通省告示「道路運送 車両の保安基準の細目 に定める告示」	CFR (U.S. Code of Federal Regulations) Title 14 Chapter I FAA, DOT Part33: Airworthiness standards: Aircraft engines Part25: Airworthiness standards: Transport category airplanes
	冗 長 性 の 要 求	「電車・内燃動車 に常用のブレーキ 装置が故障した場 合に使用できる独 立したブレーキ装 置を設ける」 「新幹線には、独 立して作用する2 系統以上のブレー キ指令系を有す る」	「自動車には、(中略)、 制動性能に関して告示 で定める基準に適合す る独立に作用する二系 統以上の制動装置を備 えなければならない。 (以降略)」
鉄道車両や自動車は制動装置で停止状態（安全状態）を達成する。 航空機は飛行を継続することが停止状態（安全状態）にする条件である。 ⇒ 航空機のエンジン制御やフライトコントロールの冗長性は要求である。			

第3項 航空機エンジン電動化システムの冗長性と耐故障性

第1節第2項の整理の通り、鉄道車両や自動車が制動装置に冗長性が要求されるのに対し、航空機の飛行継続に必要なシステムや機器は、大規模で高コストであっても単一故障を許容する設計となっており、設計様式としてエンジンの電子制御や飛行制御にかかる冗長性が要求されている。例として、航空機エンジン電動化の設計様式と性能規定を整理すると表 1-6 となる。

表 1-6 航空機エンジン電動化システムの設計要求

番号	項目	前提条件	指標
1	1 フェール・オペレーショナル 1 Fail Operational	系統に1つの故障が発生しても、通常どおりエンジンが運用できること。	燃料流量や可変翼角度の変化およびエンジン出力変動がなく、正常に制御続行が可能なこと。
2	2 フェール・セーフ 2 Fail Safe	系統に2つ以上の故障が発生しても、エンジン自立運転が可能なこと。	故障が波及しないような状態とし、より安全な状態へ移行できるよう緩和するよう制御できること。
3	エンジン過回転防止 Overspeed	エンジンの過回転を防止するシステムを、通常の制御システムとは独立して設けること。過回転防止システム作動時は、エンジンが安全に停止すること。	エンジン過回転発生確率： 1件/10 ⁹ EFH 以下 (ハザード故障確率は CFR Part33 の 10 ⁻⁷ ~10 ⁻⁹ 件/EFH (Engine Flight Hours) が基準値)
4	飛行中エンジン停止 In-Flight Shutdown	エンジン制御系統に起因する飛行中エンジン停止は指標以下とし、飛行中のエンジン停止は安全に行われること。	エンジン IFSD 確率： 1件/10 ⁶ EFH 以下 (ETOPS 認定に必要な信頼性基準として CFR Part25 より、180分 ETOPS を超える場合には0.01件/1000EFHがその要求値)

表 1-6 で示したエンジンシステムの安全と信頼性のゴールは、ワンフェールオペレーショナル、ツーフェールセーフおよびシステムリスク（エンジン過回転、飛行中のエンジン停止）の低減である。まず、システムリスクの低減のゴールは、上位システムでの故障許容や適切なフェールセーフモードをユーザが確信できるように、設計・解析的評価に基づき示すことである。エンジン過回転防止については、補機用ギヤボックス¹²（AGB）駆動である従来のエンジン燃料システムと比較して、電動化システムが採用されたエンジン制御システムは、電動燃料システムを停止させることが容易であるという利点がある。すなわち電源を遮断することにより容易に燃料供給を停止できるということである。他にも電力変換器への遮断指令や速度サーボによる停止指令など、追加部品がなくとも多機能でシンプルな冗長システムの構築が可能であり、現状の従来設計よりも安全な航空機システムを提供することが可能である。つまり、電動化が実現されればエンジン過回転防止の点においてより高い安全性を提供できると考えられる。一方、飛行中のエンジン停止の防止には、システム信頼性を向上させるための冗長設計や耐故障設計が重要となる。

¹² Accessory Gear Box

飛行中のエンジン停止の防止に関連するワンフェールオペレーショナルは1故障発生時に通常運転を続行し、さらにツーフェールセーフは2故障が発生した後もシステム安全が確保されるように運転できることを意味する。これらには、運転継続のための冗長設計や耐故障設計が必要となる。フライ・バイ・ワイヤ¹³を用いたアビオニクスは、3重冗長線路と3重冗長フライトコンピュータ構成で実現されている。これにならって電動化システムすべてを3重とすることは可能であるが、電動化への多重な冗長システムの導入は、エンジンシステムにおける質量への厳しい制約を満足できない。ここに航空機エンジンの電動化の課題が存在する。

アビオニクス、フライ・バイ・ワイヤやFADECなどの航空機の電気・電子システムは今や一般的な航空機装備となりフライトクリティカルな制御の場面で冗長機能や耐故障設計が達成できている。電子回路レベルでの冗長や、信号レベルの冗長は現在では比較的容易に達成することができ、実証も積み重ねられており電動化の支障とはならない。エンジン電動化の冗長設計・耐故障設計の課題は、電動化特有の構成である電気機械変換いわゆる電力変換システムや、高回転のモータ出力を減速して駆動力に変える機構伝達装置である。これらの冗長設計や耐故障設計に関する課題が解決されない限り、電動化システムは航空機・エンジンでは採用されない。

航空機・エンジン電動化を実現するために必要な冗長設計や耐故障設計を含む信頼性向上を検討するため、航空機・エンジン電動化機器及びシステムの故障モードを整理する。従来のシステムおよび構成するコンポーネントは、すべての作動時間、メンテナンスの経験とデータおよび過去の故障の莫大な蓄積された知見に基づいて改善・改良され洗練されたものとなっている。エンジンと航空機システムに対するそれらの故障モードとその影響評価は既知のものと言ってもよいほどである。それらの知見を整理すると従来の補機類では、回転部位あるいは可動メカニズム（例えば弁、ピストン、ギヤ、軸受）のジャミング、シリンダ、ハウジングまたはシャフトのような構造の損失または外部あるいは内部のリークなどが高リスクな故障と認知されている。一方、ポンプ、アクチュエータおよび発電機などの回転機を主とする電動化システムの故障モードを加えると、故障モードは次のように分類することができる [5]：

¹³ Flight-By-Wire

- (1) 隔絶する機構を持たないモータのジャミング
- (2) クラッチまたはブレーキで隔絶することができない伝動装置機構のジャミング
- (3) 故障を隔絶するために用いられるクラッチやブレーキのジャミング
- (4) シャフト，シャフト継手またはハウジングの構造故障
- (5) インバータの故障
- (6) モータ巻線の故障

これらの故障モードは対策によって大きく3つに分けられる

- (ア) 耐ジャミング・冗長設計 (1) (2) (3)
- (イ) 耐摩耗／疲労・メンテナンスまたはオーバーホール (4)
- (ウ) 電気・電子システムの冗長・耐故障設計 (5) (6)

この中でも特に（ア）は，電動化システム特有のものであり，航空機・エンジン電動化システム適用にあたり解決すべき課題は耐ジャミング・冗長設計であると言える。

第2節 従来の研究

先に述べた課題と対比する従来の航空機・エンジン電動化の研究を整理する。

航空機・エンジン電動化研究の体系

航空機の電動化については，すでに1980年代にはその研究が盛んに行われていた。そのきっかけとなっているのがフライ・バイ・ワイヤの普及である。次に訪れる技術革新が全電動化航空機およびその制御であるとの推測をもとに研究が進められ，特に戦闘機のフライトコントロール・アクチュエータがその主題となっていた [5]。当時の研究ではすでに，電動化のポイントが4点挙げられている。

- (1) 電動化システムは油圧システムのような信頼をおけるか。
- (2) フライトコントロール・電動アクチュエータは油圧アクチュエータと同等のパフォーマンスを出せるか。
- (3) 冗長電動アクチュエータはデュアルタンデム油圧アクチュエータと同じ安全性設計が可能か。
- (4) アクチュエータとパワーコントロールが発生する熱を処理するソリューションがあるか。

この4点に関連する課題は、電動アクチュエータにとどまらず、その後の30年間の電動化研究における重要な視点として生き続けている。現在に至る電動化研究の体系を図1-3に示した。本節ではこの体系に沿って概要を述べる。

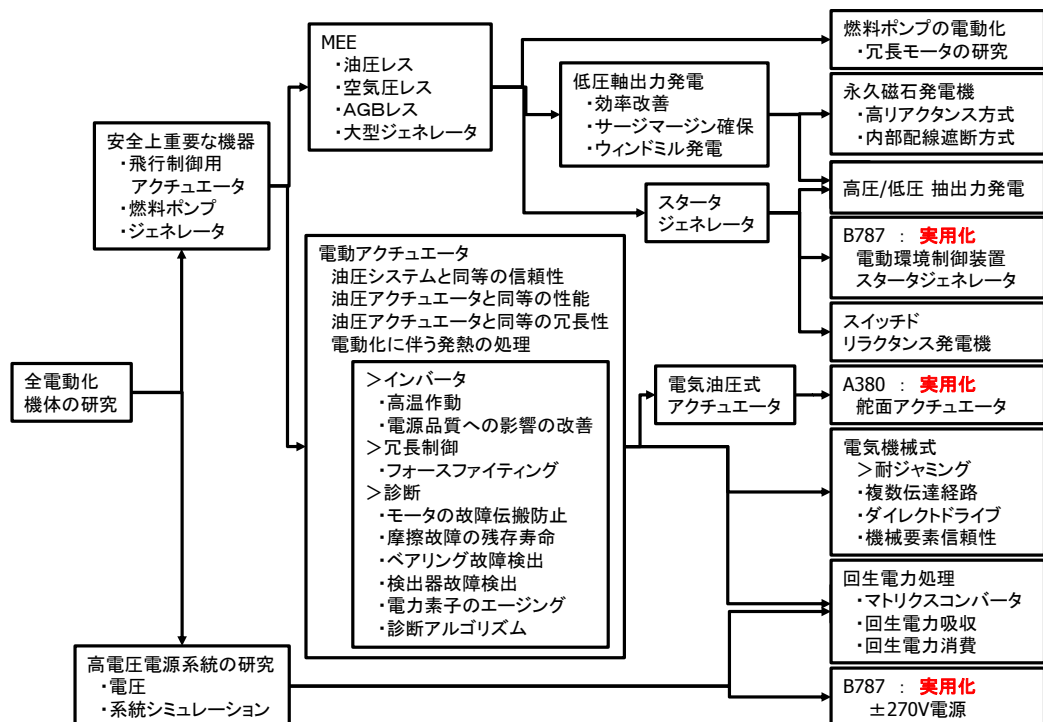


図 1-3 1980年代以降の電動化研究の体系

航空機電動化システム研究の歴史

米軍の戦闘機電動化に関する研究は、アクチュエータにとどまらず油圧／空気圧機器、環境制御機器等に広がり、システムインテグレーション技術として研究開発されてきた [6] [7]。90年代後半には電動アクチュエータを使った飛行実験が実施され [8]、大型化した電力機器に関する研究 [9] [10]の実用化によって、最新の戦闘機開発 (JSF : F35)における電動アクチュエータ、スタータジェネレータの採用につながっている。

民間航空機でもエアバス社が 2000 年代にフライ・バイ・ワイヤの次の世代のシステム技術として機体電動化の推進を提唱している [11]。MEA コンセプトは、非効率なシステムを電動化により改善し、燃料消費の低減を主たる目的として研究され [12]、機器、サブシステムレベルにおける最適化の観点から航空機全体の重量、燃料消費、空気抵抗等のシステムパラメータについて評価がされた。その効果として構造効率の改善や運用性の向上も含めて、油圧レスやブリードレスがキーワードとなっている。特にブリードレスはエンジンの推力以外のパワーの 70%を占める抽気を電気に置き換えるため、電力需要が7倍となるという試算がある (表 1-7) [13]。

表 1-7 従来航空機 (単通路 150 席クラス) のエンジン出力・動力

項目	出力・動力	用途
エンジン推力	40MW	推進力
電力	200KW	アクセサリ・ギヤ・ボックス搭載発電機動力
ブリードエア	1.2MW	エンジン高圧圧縮機からの抽気
油圧源	240KW	アクセサリ・ギヤ・ボックス油圧ポンプ動力
機械動力	100KW	エンジン搭載燃料ポンプ, 潤滑油ポンプ

システム電力増加を賄う発電機の大型化は、発電機のモータリングによるエンジン・スタートを可能とし、エアースタータを排除した電動スタータジェネレータによるシステム構成を実現した [14]。MEA コンセプトはビジネスジェットクラスでもその有用性が研究され [15]、スタータジェネレータをエンジン内部に搭載し、AGB を排除することによるドラッグ軽減が効果的であるとの研究がされている [16]。

これらのような MEA は全体システム設計と新しい機器の開発が必要であるため、多くの資金と多くの企業の共同作業が必要となる。そのため、欧州では国際協力プロジェクトとして電動化を進める研究がとりまとめられた。2002 年から POA ‘Power Optimized Aircraft’ [17] [18]が欧州委員会の先導で立ち上がり、その後 2006 年から MOET ‘More Open Electrical Technology’ [19] として、エアバス社を中心に電動化システムから機器に至る研究開発がすすめられた。その後も MEA は欧州委員会と企業の投資にて Clean Sky プロジェクトに継承され、その成果はエアバス A380 における EHA やボーイング 787 の電動環境制御装置 (ECS)、スタータジェネレータの搭載につながっている。MEA による電動化システムの拡大が検討されるなかにおいて、安全上重要な機器は信頼性や安全性に厳しい要求 [20]が求められる。MEA における安全上重要な機器としては、フライトコントロール・アクチュエータ、燃料ポンプ、発電機が識別され、信頼性や安全性が適用上の課題となっている [21]。

さらに電動化を進めて、推進機関自身を電動化する構想もあるが、これにはより高いエネルギー密度をもった電動化システムが必要とされ、超電導モータ等の研究も含めて長期的将来技術として位置づけられる [22]。

先に述べたような航空機電動化のシステム構想を実現するためには MEA や MEE の要素技術および機器の研究が必要である。

航空機電動アクチュエータの研究

電動アクチュエータの研究分野は (1) アクチュエータ電力変換システム、(2) ジャミング、(3) 冗長制御、(4) 診断に大別され多くの研究を経て現在に至っている。

1 つ目に上げたアクチュエータ電力変換システムとして考慮すべき項目として熱設計、電磁適合性¹⁴、低温環境、電源品質等があげられる [23] [24]。インバータで構成されたアクチュエータ電源の急激な変動を緩衝するための研究 [25]や冷却が困難な電動アクチュエータ搭載位置での小型化と性能向上を両立させるため、高温半導体

¹⁴ EMC

を採用した性能向上 [26]がアクチュエータ電力変換システムの研究として進められている。

2つ目のジャミングの問題は80年代から重要な課題として認識され [5], CFR 規定 Part 25 Sec. 25.671 において, ジャミングの確率が Extremely Improbable でない限り, ジャミング事象への対処法がない主舵面への電気機械式アクチュエータ (EMA) の使用が認められていないことを受け [27], 対策として耐ジャミング性を考慮した複数伝達経路機構などが研究されている [28]。最近では減速器を省いたダイレクトドライブ型のリニアアクチュエータでジャミングを回避する研究も進められている [29] [30]。より要素的な分野として, ジャミング確率そのものを低減するための, 技術開発も研究されている [31]。

3つ目の冗長制御の問題は冗長システムが全て動作状態 (アクティブ) であるときに生ずる問題を対象とするものである。電気機械式の電動アクチュエータの従来の冗長構成は, 複数モータで1つの出力軸を駆動する方式 [32]が一般的であるが, 電流のアンバランスやトルクアンバランスによってフォースファイティング現象¹⁵を生ずる。この現象は電動システムに限らず複数の油圧アクチュエータと複数の検出器でシステムを構築する場合でも発生し, 一般的に知られた力のアンバランスで発生する現象であり冗長システムの重要な課題である [33] [34]。多重系のアンバランスを解消するために冗長モータあるいは冗長アクチュエータ間でのフィードバック信号のイコライジング [35]などが検討されている。

4つ目のシステム診断は冗長システムにおいて, 故障切り替えをおこなうためのきっかけとして重要な課題である。診断については, 機械要素, モータ, 電子部品等々多くの要素を統合して診断基準を設けるため, 多くの知識の集約が必要である。電動化システム特有の問題として電動モータの故障伝搬防止設計の研究 [36], アクチュエータの摩耗故障の残存寿命等の研究 [37], アクチュエータの寿命パラメータの研究 [38], モータのボールベアリングの故障検出手法 [39], 回転アンバランス等の挙動による故障検出 [40], 検出器 (レゾルバ) のリアルタイム故障検知 [41], 電力半導体素子 (IGBT) の電圧変動とエージングの研究 [42]などの要素研究が診断の基盤となるものである。これらをもとにアクチュエータ, インバータの各要素の診断に関するアルゴリズムの研究 [43] [44] [45]が検討

¹⁵ 静止状態で2つのモータが力を逆方向にトルクをかけて不安定にバランスし, 振動状態となる現象。

され、それらをまとめた電動アクチュエータの診断についてのシステム研究がされている [46]。

これらの研究を経て電動アクチュエータは、EHA 方式がエアバス A380 にて実用化された。今後は EMA 化が目標とされており、最近ではエアバス社が EMA を使った主舵面（エルロン）での飛行実証を行った [47] [48] ことから、今後も実用化研究がすすめられると考えられるが、未だ前述の冗長設計、耐ジャミングの課題は解決されていない。

将来のアクチュエータとしては舵面だけではなく、構造形状を変形する電動アクチュエータなどモーフィング技術等を実現する電動アクチュエータの研究 [49] もされているが、これらはピエゾ効果を使うなど従来の電動アクチュエータとは違った形式でありまだ黎明期と考えられる。

More Electric Engine の研究

MEA に呼応して、More Electric Engine も研究され、2000 年代の前半にはロールスロイス社からコンセプトが出されている。この MEE コンセプトは MEA に呼応するため、エンジン抽出力は電力つまり発電機のみとなり、油圧レスとブリードレスで構成されるシステムである。さらに発電機はガスタービンエンジンの中に内蔵され、ファンと結合した低圧スプールから抽出力を得る発電機とすることにより、エンジンのウインドミルで電源供給が可能となるため、機体が搭載していた緊急電源用のラム・エア・タービン発電機も排除される [50] [51]。エンジン内蔵型発電機の構成は小型ターボファンエンジンに適用した試算にて重量の低減で 10%、AGB レスによるナセルの空気抵抗の低減で 10% の効果が認められることが、プラットアンドホイットニ・カナダ社の研究で示されている [52]。従来の発電機は高圧スプールから抽出力を得ていたが、前述のように低圧スプールからの発電が検討されるようになると、発電機抽出力をエンジン圧縮機の高圧軸（HP 軸）低圧軸（LP 軸）のどちらの軸から抽出するかによってエンジン運転特性への影響の与え方が異なることについても研究がされている [53]。また、スタータジェネレータの始動機能を発揮させるための駆動軸の検討等 [54] が整理されるとともに、高空を含むフライトエンベロープ上の電動スタータ特性についても研究がされている [55]。MEE についてはその他に、燃料ポンプ電動化に

よる高効率化の可能性などが示されている [53]。燃料ポンプについては安全上重要な機器であり、耐故障設計を実現するための多相永久磁石モータが電動機技術 [56] [57] として研究され始めたが、それ以降の具体的な燃料ポンプ電動化¹⁶の研究はみられない。

航空機電力システムの研究

航空機電力システムは長く 115VAC の固定周波数 (CF: Constant Frequency) であるが、将来の MEA に向けて、高電圧の直流電力システムに関する研究が行われている。従来 115VAC の固定周波数では CSD (Constant Speed Drive) を介して回転数を一定に制御し、巻線界磁の発電機の界磁電流で電圧を制御する方式であるが、将来的に VSCF (Variable Speed Constant Frequency) へ移行した後に、DC/AC や DC/DC などの半導体電力変換技術の進歩から高電圧 270VDC に移行するとされ [58]、実際にボーイング 787 やエアバス A380 では高出力電動化システムに 270VDC が採用されている。

機体電力システムは最終的に大型リグでのハードウェア・シミュレーションを実施するが、検証に要する設備や時間が大規模となることが課題であった。最近では、開発の効率化のため初期段階では構成要素を一元化した全体電力モデルによって評価・解析する設計手法が一般的となり、過渡現象を含めたシステムレベルの基本設計がモデルベース手法で行われるようになった [59] [60] [61] [62]。これらの開発環境整備により、大規模なシステム変更となる高電圧直流バスも研究され始めた。

直流電力バス化の要求に対しては、発電機が発電した交流電力を交流側の電源品質を確保しつつ安定した直流電源に制御する必要がある。一般的な整流器を用いただけの交流／直流変換では電圧変動を生ずるため、エンジン回転数に比例した電源周波数の変動による電気機器 (トランスやモータ) のインダクタンスの変化に関する研究や、コンバータなどのコンデンサ出力で生ずる高負荷時の電圧の歪に対処するためのアクティブな電圧制御が研究されている [63]。モータコントローラなどのインバータ用直流電力向けの電力増に伴い、ボーイング 787 で採用された $\pm 270\text{VDC} = 540\text{VDC}$ のよ

¹⁶ ここでいう燃料ポンプはエンジン搭載の燃料システム用を指す。機体タンクからの燃料送出用ポンプの電動化は既に採用されている。

うな高電圧バスが今後も拡がると推測されるが、それ以上の高電圧化は軽量化等への効果が期待されるものの、航空機特有の課題としてコロナ放電¹⁷などによる寿命低下等を考慮する必要がある [64]。

電源の直流化は、電源の突合せに交流のようなガバナを必要としないため、将来的には複数の発電機による供給の多重化が可能となり [65]、高電圧化と合わせて航空機の大電力化に対応すると考えられる。その中の構想として複数のエンジン発電機による大出力の発電には、従来の高圧軸からの抽出力による発電だけではなく、前述の低圧軸からの抽出力による発電が必要となることから、その場合低圧軸の広範な回転数範囲への発電システムの対応が課題となる。しかし、広範な回転数範囲へ対応する方法対策についての研究は見られない。

航空機発電システムの大電力化の研究

発電機とスタータの機能統合による大出力電動スタータジェネレータが研究され、空気圧を駆動源とするエアースタータの排除が可能となり [66] [67]、ボーイング 787 で採用された。機能統合の研究当初は小型高出力化が図れる技術として、スイッチド・リラクタンス・モータ (SRM) が提唱された。小型高出力化は高回転化を目指す。同期機などはモータリング時にローレンツ力によりトルクを発生するため、同時に電磁誘導で生ずる回転数に比例した逆起電圧を加味した供給電圧まで上げないと回転数を上げることができない。それに比べ、SRM はリラクタンス (磁気抵抗) で生ずる力の制御を巻線電流の順次切り替えで行うため、回転数に比例した逆起電力は生じない。高回転のために高電圧が必要ないという利点を生かし、高回転数域での高出力を見込めることが研究されている理由である [68]。その特性を利用した小型高出力の SRM スタータジェネレータの研究が 90 年代に盛んに行われた [69] [70] [71] [72]。SRM と永久磁石発電機 (PGM) と誘導機を比較すると、一般的な使用回転数範囲において、SRM と PMG は誘導機に比べ明らかに質量対出力比は高い。しかし、100HP(≒75kW)あたりでは PMG が質量対出力比で SRM を上回り、300HP(≒225kW)で同等という研究結果 [73]が示す通り、革新的な出力の向上が現時点では見込めていない。

¹⁷ 部分放電と呼ばれる現象で、電極周辺など局部的に放電が発生し絶縁材の劣化を起こす。

SRM と PMG をハイブリッドした研究 [74] もみられるが、技術の成熟度を含めて SRM が民間航空機に採用された報告は見当たらない。今後さらなる高出力化を目指す場合に、超高速回転でのモータ駆動が必要となるが、ケイ素鋼板を主材料とし突極構造を持つ SRM のロータは高速回転時に発生する強大な遠心力による限界周速が低い。PMG は一般的に永久磁石表面貼り付けロータ構造 (SPM) で、均一なスリーブで覆うことが可能であり限界周速が高い構造が可能である点で優位である。超高速領域における出力比較では単純・堅牢構造の誘導機の優位性も高まり、SRM<誘導機、PMG の出力順位となっている [75]。総合的には、誘導機のトルク・速度制御が電流電圧に比例せず、滑り制御など永久磁石電動機に比べ複雑であることから、制御性が高い PMG がトータル機能・性能として優位である。

PMG は簡素な構成で、信頼性も高く技術的にも成熟したモータである。80 年代からサイリスタなどの電力素子の進歩とともに、サイクロコンバータなどの静止型電力変換器による周波数変換技術と組み合わせたエンジン内蔵型の発電機などが研究された [76]。また、MEA コンセプトに伴う電力需要の増加に対応した発電機の複数化の方法として低圧軸発電機が提案されているのは前述のとおりである。具体的には 5 相化による耐故障性を高める設計を採用しエンジン後端部の低圧軸にダイレクトマウントする構造で、前述のようにエンジンのウィンドミル状態での発電容量を確保することで RAT¹⁸ の代替を兼ねるという研究がされている [77] [78] [79]。低圧軸発電機はスタータには使用できないが高圧軸発電機に比べ、エンジン運転のサージマージンの確保 [53] [80] や燃料消費の点 [80] で有利との研究報告もされている。

ただし PMG は回転が続く限り発電を停止できないという欠点があるため航空機用発電機としての対策が検討されている。研究としては高負荷時に電流を制限するようにインピーダンスを調整することで小電力のエンジン補機用オルタネータとして適用する場合や、高リアクタンスによる短絡高負荷時の電流制限方法の研究 [81] や内部配線を半導体素子で遮断する方法の考案 [82]、発動機を止めることが可能な補助動力

¹⁸ Ram Air Turbine

¹⁹ (APU) などへの適用 [83]が検討されるにとどまりエンジン搭載の主発電機への採用はない。

電動化システムの冗長設計・耐故障設計の研究

航空機・エンジン電動化システムの信頼性向上に必須である冗長設計・耐故障設計に関する他産業を含む従来の研究は図 1-4 のようになっている。

この中では3相モータの耐故障設計として、2相で制御する応急運転の研究が見られる。T.Liu 氏 [84] [85] [86]らの研究により3相誘導モータの中性点とインバータ直流側中性点を接続することでインバータの1相故障時でも運転を継続できる方式が示された。大規模な装置の追加がなくともモータ運転ができる方式で、モータの中性点を電源の仮想中立点に故障時にのみ接続する方法と第4相を構成するインバータに中性点を接続する方法が示されている。いずれも、中性点を仮想中立点に接続した状態では通常運転時にも不平衡分の電流が流れるため、通常は通電のない状態として故障時にモータ中性点電圧を制御する方式として提案されている。仮想中立点に接続する方法は抵抗による電圧バランスをとる方法であり、第4相で制御する方法はスイッチングにより中性点電位を制御するものである。さらにモータの中性点を必要としない制御方法が研究され、3相誘導モータの故障した相の電動機端子をインバータ直流側中性点に接続して駆動する駆動方法が示されている [87]。これらは誘導機への適用であるが、永久磁石3相同期モータへ適用する研究 [88] [89]や、航空機搭載を目指した5相化によるより高い信頼性を得る方式の研究 [90]がされている。また、近年のインバータ技術動向を踏まえ、マトリクスコンバータ [91]や3レベルインバータ [92]への応用が考えられている。しかしいずれの方法も切り替え回路やヒューズなどの遮断回路を必要としており、実用化には部品の削減や簡素化が必要で切り替え回路の排除やヒューズなどでの遮断/故障分離を必要である。

機械的突合せで懸念される突合せ機構のジャミング対策としては、冗長設計の方法として2重巻線による電磁的なトルクサミングの研究がなされている [93]。回転数制御である航空機用電動推進系への冗長電動モータの適用では、1つの回転子に対して固定子が2つ組み込まれた構成により、複数の推進機としてのモータを持たずに、片側の固定子への電

¹⁹ Auxiliary Power Unit

力供給もしくは片側の固定子が故障しても別の一方の出力だけで巡航，着陸するシステムが提案されている。この研究では喪失 1s 後に推力をほぼ復帰できるように制御される例がしめされている [94]。しかし過去の研究においては，2重巻線を有効に働かせ冗長切り替えをスムーズに行う制御方法が具体的に示された例はない。

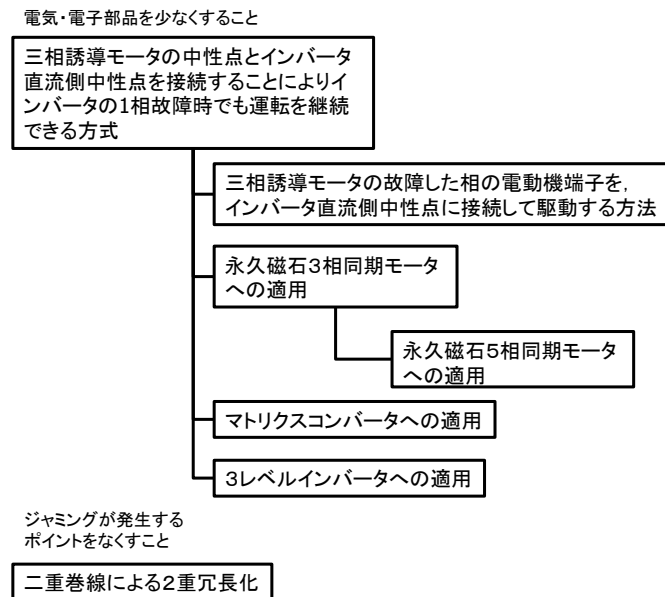


図 1-4 電動化システムの冗長設計・耐故障設計の研究動向

第3節 航空機・エンジン電動化システムの課題

航空機およびエンジンの電動化において発電，電動アクチュエータ，配電・分配およびシステムインテグレーションについて研究され，実用的な成果もみられる。また，電力変換システムの冗長設計や耐故障設計についても研究はみられるが，耐ジャミング性の観点における冗長設計は実用化に至っていない。航空機・エンジンの電動化をさらに進めるには，第1節で述べた電動化における信頼性・安全性の課題に対し，第2節に示した従来の研究を経て，耐ジャミング性とその冗長設計の実用化の技術課題を解決する必要がある。電動ポンプ，電動アクチュエータ，電力系統などの個別技術を含めて，システムとしてこれらが解決されることが「エンジン補機の電動化」と「航空機全電動化に向けた電動アクチュエータの適用」には必要である。

エンジン補機の電動化

従来の研究は主にフライトコントロールを中心に進められた。また、もっとも多くのエネルギーを消費する ECS の電動化も実用化された。しかしながら、燃料ポンプをはじめ、可変静翼アクチュエータなど航空機エンジン特有の補機類の電動化は実用化されていない。高い信頼性と安全性が必要とされるエンジン補機の電動化には、ワンフェールオペレーショナル、ツーフェールセーフを実現する耐ジャミング性を考慮した冗長設計や耐故障設計が必要である。併せてエンジン制御用の電源独立性を考慮した電動燃料システム用の電源システムが必要である。

航空機全電動化に向けた電動アクチュエータの適用

パワー・バイ・ワイヤは配管の削減などの効果を見込んで研究開発が進み、電動機の制御技術と小型化を経て小型分散型の油圧源が開発され、機体内のエネルギー分配を油圧から電力に置き換えた EHA が実用化された。完全な電動化の実用化には未達である安全や信頼性を補完するため、EHA は成熟した油圧制御技術およびその構成部品でアクチュエータおよびシステムの信頼性を確保する。電動化の究極は、電気を油圧にエネルギー変換して信頼性や安全性を確保するのではなく、直接機械駆動する EMA にある。しかし未だ EMA はエンジン制御やフライトコントロールの一次舵面に採用されていない。減速機構を必要とする EMA の実用化の課題は、ギヤのジャミング対策であり、ジャミングが発生した状況における、制御不能の状態を回避するため、信頼性の高い有効な制御方法および機構様式が必要である。

エンジン補機・電動アクチュエータを実用化するための耐ジャミング・冗長設計は「耐ジャミング冗長機構」と「機構を使わない冗長方式」のいずれかから選択するしか方法はない。各々の方式における、実用化に向けた研究開発が航空機・エンジン電動化システムの具体的な課題であると考えられる。

第4節 研究の目的

本研究においては、前節に記述した現状の航空機・エンジンの電動化システムにおける耐ジャミング性を有した冗長・耐故障設計の技術課題を解決し、電動化システムで故障が発生した場合にエンジンおよび航空機の運転・運航へ支障を与えないシステムを実現するための種々の提案を行う。

本論文が対象とする航空機・エンジン電動化システムは、航空機エンジン電動化を第一段階として、燃料ポンプの電動化システムを対象とする。電動燃料ポンプシステムが目的とする燃料消費率の低減効果を高めるために、可変静翼アクチュエータなどの燃料系統補機に準ずる構成品もすべて電動化することを前提としている。また、エンジン制御の独立性を確保する従来の思想を踏襲し、エンジン制御にかかる電力供給も燃料制御を行うエンジンで発電される電力から分配されることを前提としている。また、可変静翼アクチュエータは、電気機械式のリニアアクチュエータを想定し、シリンダ型油圧アクチュエータの代替となることを前提としてボールスクリュウによる回転／直動変換する機構を内蔵するものとした。フライトコントロール用アクチュエータのEMA化も可変静翼アクチュエータと機構は同じであり、技術課題の解決策は応用できると言える。

本論文で以下の点に注目して記述する。

- 電動化された燃料ポンプで耐ジャミング・冗長設計を構築し、ワンフェールオペレーショナルの実現方法を述べるとともに、試験結果においてその効果を確認する。
- 電動化された燃料ポンプで耐ジャミング・冗長設計を構築し、ツーフールセーフの実現方法を述べるとともに、試験結果とともにその機能を確認する。
- 電動化された燃料システムで新たに必要となる燃料ポンプ用の発電システムにおいて、エンジン制御の独立性を確保する従来の思想を踏襲し、安全性・信頼性の確保に必要な要件を検討し、試験結果とともにその機能を確認する。
- 電動化された燃料システムで新たに必要となる電動アクチュエータの耐ジャミング・冗長設計として、シンプルで信頼性が高くギヤのジャミングの回避・分離を完全に達成する耐ジャミング機構方式を検討し、試験結果とともにその機能を確認する。

第5節 本論文の構成

本論文では第2章にて航空機・エンジン電動化システムの概要と電動化システム特有の故障とその影響を記述し、第3章以降に具体的な課題に対する提案を記述する。第3章では航空機エンジン電動燃料ポンプの信頼性向上を、第4章では航空機エンジン可変静翼電動アクチュエータの信頼性向上を記述する。以下に第3章以降の具体的な提案内容について記述する。

第3章では航空機エンジン電動燃料ポンプでワンフェールオペレーショナル/ツーフェールセーフを実現する冗長方式を提案する。この冗長方式では2重巻線モータの採用により、電磁的にトルクを突合せることでジャミング箇所をなくし、2つの巻線の電流を加算して電流サーボにフィードバックすることで、片側が故障すると瞬時に正常な巻線の電流を2倍に増やす方式を提案する。この実現方法を明示し試験結果においてその効果を確認する。また、安全性を高めるため1相が故障しても残りの2相で制御するシステムを提案し、応急運転への制御切り替えについて試験結果によってその機能を確認する。さらに、実用化に向けた細部のシステム構成を提案する。

また、電動化に不可欠な電源の検討を行い、エンジン始動時の回転数からテイクオフ時の最高回転数までの広い速度範囲で、所要の電力を発電する永久磁石発電機の研究について述べる。従来の航空機用発電機は界磁電流の制御で電力遮断をおこなうが、本研究では永久磁石発電機に発電停止と同等の機能をもつ中性点遮断方式を研究し、試験結果によって機能を確認する。

第4章では航空機エンジン可変静翼電動アクチュエータで、ジャミングを回避するための冗長突き合わせにボールスクリュウ速度サミング²⁰機構を選定し、その実現課題を明らかにする。ボールスクリュウのリードとナットの回転方法を逆回転させて回転/直動変換を行うことにより従来速度サミング機構として用いられた差動ギヤを介さない機構で、簡素で信頼性が高く、ギヤのジャミングの回避・分離を完全に達成する方式として提案する。システム実用化に向けた課題である速度サミング方式においてモータがトルク喪失を起こした場合の制御方法について、一般的な機械摩擦ブレーキ式を用いず、簡素な再生制動

²⁰ 速度加算

による保持にて速度サミングアクチュエータの制御が可能であることを示す。並列冗長動作と 1 故障時動作では制御ゲインの変更が必要であるため、自動ゲイン変更を行うロジックを提示し、実験によって速度サミングアクチュエータの機能を実証する。

第2章 航空機・エンジン電動化システムと 冗長・耐故障設計の課題

第1節 概要

本章では、航空機・エンジン電動化システムの冗長設計・耐故障設計の課題を抽出するため、航空機エンジンの電動化（MEE）を対象として電動化の効果・貢献を述べ、航空機エンジン電動化が電動燃料ポンプ、電動可変静翼アクチュエータおよびそれらの電源としての発電機で構成されることを前提として検討し、航空機およびエンジンの電動化システム特有の研究対象とその技術課題について整理する。その過程において、飛行を続けるために必要な安全性・信頼性設計の対象となる故障モードを整理し、冗長設計・耐故障設計へのアプローチについて述べる。

航空機・エンジン電動化システムの冗長設計・耐故障設計へのアプローチは、システム運用条件を満足するとともに所要の制御性能を発揮することが求められる。また、航空宇宙分野の主流である、バイ・ワイヤ・システム（例えばフライ・バイ・ワイヤやパワー・バイ・ワイヤ）による機械機構の削減や構造の簡素化は、電子制御化・電動化の欠点をすべて克服することが必要である。その上で冗長設計や耐故障設計は個々の要素において、システムバランスを取りながら構成されなくてはならない。

これらを踏まえ、主題である航空機・エンジン電動化システムの冗長設計・耐故障設計について耐ジャミング・冗長設計が電動化特有の課題であることを整理するとともに、その耐故障性に対する技術課題について述べ [95] [96], 航空機特有の冗長システム設計の必要性をもとに、故障モードから実用化のために必要な設計アプローチとコンセプトを整理する。

第2節 導入

航空機・エンジンの設計者は電動化システムを最適化するとともに、信頼性と安全性について常に考えなくてはならない。特に航空機では「飛び続けること」が安全の基本であ

り、冗長性・耐故障性は必須である。安全や信頼性の要求を実現するために、高信頼性航空電子システム（アビオニクス）設計や電源系統／油圧系統設計には多重化や冗長性が適用されている。一般的な電子回路の構成であれば、多重化した冗長回路を容易に実現できるが、パワーエレクトロニクスを多重化し冗長化することは、大型部品を多く使用するがゆえに、重量リソースを消費し、体積の増加も含めて無視できないペナルティを負う。冗長設計をより小型にすることは、航空機・エンジン電動化システムの実用化のために必要な要件である。一般的にも電動化のコンセプト実現のもっとも大きな課題の1つが小型化であり、航空分野に限らず多くの産業分野において電動化の研究開発は装置の小型化に注力され、現在もなお電気・電子素子や電力変換器の出力密度向上の研究開発が進められている。この技術潮流がもつめる基盤技術開発には高電圧／高温システム、レアアース磁石、ワイドバンドギャップ半導体や高効率な冷却システムなどがある。しかし、それらの電気機器の技術革新だけでは、航空機・エンジンのクリティカルなシステムの電動化に十分ではない。その解決のためには航空機・エンジンのシステム要件に対する電動化特有の冗長・耐故障設計の課題を明確にする必要がある。

冗長・耐故障設計における課題は電動化システムの特徴でもあり、その特徴についてアクチュエータシステムを例に油圧システムと比較する。1つ目として、一般的な油圧アクチュエータでは、タンデムシリンダのフォースサミング（力加算）で出力突合せを行うことで冗長機構を構成するため、故障時に力を喪失する恐れが無い。しかし、電動ではジャミングの恐れがあり、フォースサミングを採用すると固着による制御不能に陥る可能性が生ずる。対策として速度サミングにすると、片系が故障時に力を喪失する故障に至った時点で故障側が空転するために、システム全体が力を喪失する恐れがある。2つ目に、油圧アクチュエータでは、故障した側のシリンダが正常な側のシリンダの制御で干渉しないようにするには、シリンダ間をバイパスする流路を確保すればよい。電動では制御の干渉を防ぐためにはクラッチ等の機構により分離を行う必要がある追加の機構部品が必要である。3つ目に、故障した際にストローク位置を固定したい場合は、油圧では流路を閉じればその状態が保持され、エネルギーを必要としないが、電動ではブレーキ機構を追加するか、保持するエネルギーを電氣的に供給してモータトルクにて保持する必要がある。航空機・エ

ンジン電動化システムの冗長・耐故障設計はこれらの欠点を考慮しながらシステム運用条件を満足するとともに所要の制御性能を発揮することが求められる。

本章で述べる冗長設計・耐故障設計の目標は、システム要件を満たし航空機・エンジンに搭載可能とするコンパクトな設計にある。ただ単純に多重化した冗長方式では達成できない、より安全な電動化システムをコンパクトな冗長設計や耐故障設計で達成することを目的とする。その実現には電動化による機械機構の削減や構造の簡素化が必要であるが、さきに述べた電動化システムの特徴における欠点をすべて克服することが前提である。その上で冗長設計や耐故障設計は個々の要素において、システムバランスを取りながら構成されなくてはならない。その達成のために必要なシステム構成を具体化するため、対象を航空機エンジンの電動化とし、特に燃料システムの具体的な構成と電動化の効果をもとに、考慮すべき機器とその故障モードおよび考えられる対策を整理する。その検討から対応すべき技術課題を最後に述べる。

第3節 本論

第1項 航空機エンジン電動化とその構成

本項では MEE 特有の効果である燃料系統の効率改善の内容について以下整理し、冗長設計・耐故障設計検討の前提とするシステムを定義する [97] [98] [99] [100] [101]。

MEE の開発ステップ

(1) STEP-1： 電動燃料システム

燃料ポンプの電動化は、従来は燃料ポンプを駆動していた補機用ギヤボックス (AGB) に発電機を搭載し、発電機からの電力により電動燃料ポンプを駆動する。さらに燃料圧を駆動力とした、可変静翼などを駆動する油圧アクチュエータも電動化する。(図 2-1 (a))

(2) STEP-2： スタータジェネレータと全電動化

全電動化により AGB は不要となり、エンジン抽出力は直接発電機に接続される。発電機はスタータジェネレータとしてエンジン始動・機体電力の発電・エンジン補機電力の発電の三つの機能を担う。(図 2-1 (b))

(3) STEP-3： 組み込みスタータジェネレータ

スタータジェネレータは、エンジンの内部に組み込まれる。エンジン補機類の艙装も分散され、エンジン投影面積が小さくもっとも効率を高めたエンジンとなる。(図 2-1 (c))

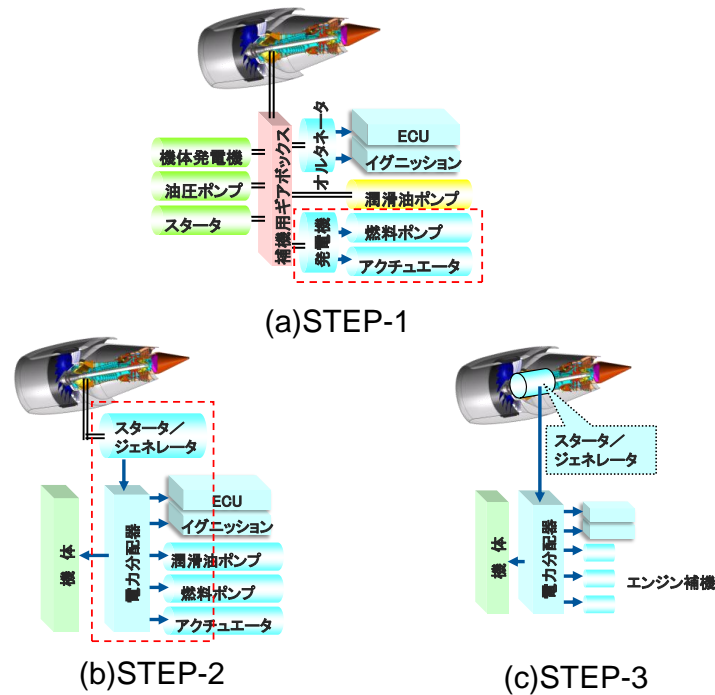


図 2-1 エンジン電動化の開発ステップ例

MEE 燃料システム

MEE における燃料システムと従来の燃料システムの比較を図 2-2 に示す。従来の民間航空機用エンジンで主に用いられている補機用ギヤボックスで駆動される定容積型燃料ポンプシステムでは、エンジン回転数に比例してポンプが燃料を吐出するため、必要な燃焼燃料流量を超える余剰分をバイパスしてポンプ入口に循環させる。この再循環はエンジンの抽出馬力を無駄に消費し、且つ消費したエネルギーで燃料温度を上昇させる。燃料温度が上昇すると、燃料を冷媒とする燃料冷却オイルクーラの冷却能力が低下する。これを補うためにファン空気を冷媒とする空気冷却オイルクーラが必要となるが、空気冷却オイルクーラはファン空気を外部に排出してファン効率を低下させ、燃料消費率悪化の要因となる。

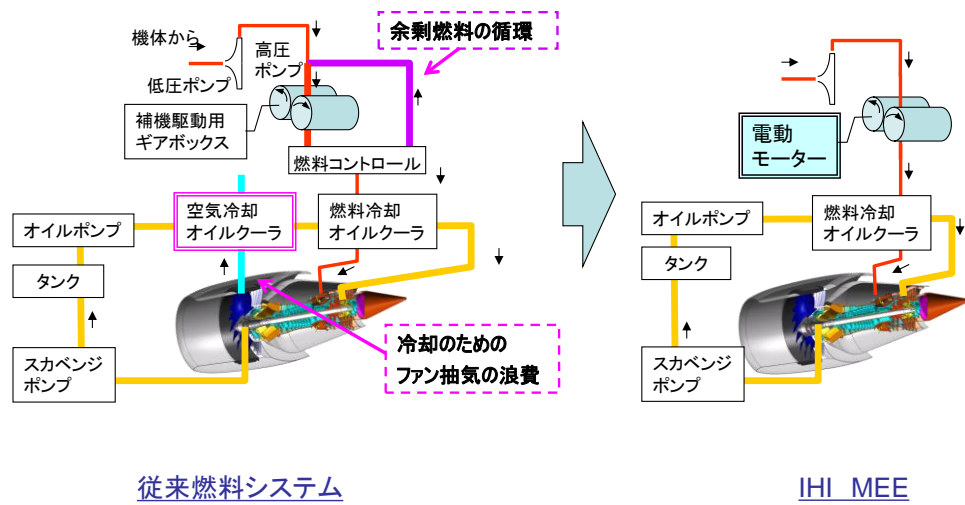
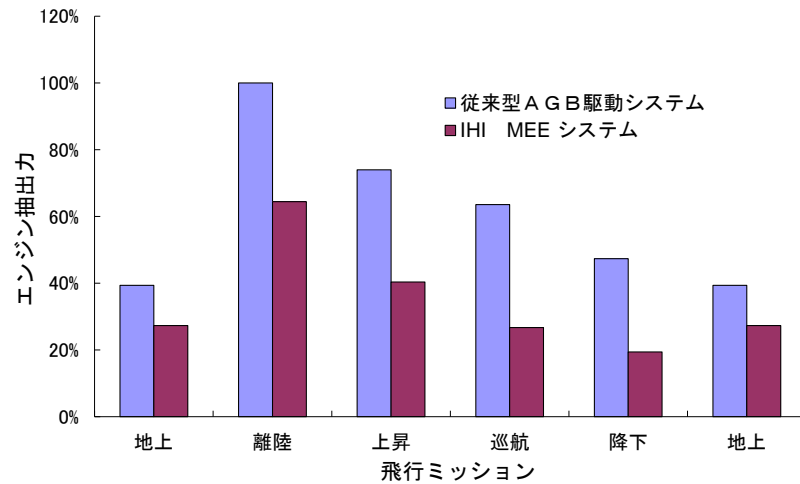


図 2-2 MEE燃料システム



注.エンジン抽出力は補機用ギヤボックス駆動による離陸時抽出力を100%とした比で示す

図 2-3 MEEによるエンジン抽出力の削減効果

MEE の燃料システムはギヤポンプ方式の燃料ポンプを電動モータで駆動し、燃料流量をモータ回転数で制御する。余剰な燃料流量がなくなり、図 2-3 の通りエンジン抽出力を削減することができる [97]。さらに、燃料温度の上昇が抑えられ、燃料冷却オイルクー

ラの冷却能力が向上することから空気冷却オイルクーラによるファン空気抽出が不要となり、高効率なエンジンシステムを提供することが可能となる [97]。すなわち、MEE は効率が良く、ヒート・マネジメントを最適化できる燃料システムである。また MEE の燃料システムは、従来の燃料計量機構による計量弁、圧力制御弁などを用いた複雑な機構を必要としないため、燃料システムがシンプルになり、機器や配管等の削減による信頼性・整備性の向上にも貢献する。

燃料システム効率向上による燃料消費率改善効果の試算を小型エンジンで行った結果 [97] [98]、燃料ポンプ駆動の最適化によるエンジン抽出力の削減により約 0.4%、燃料冷却オイルクーラ削除によるファン空気損失の削減で約 0.6%低減され、あわせて燃料消費率は約 1%改善する (図 2-4)。MEE は、エンジン効率を向上させて、燃料燃焼と CO₂ 排出を減らす非常に有効なアプローチである。しかし、エンジン安全性と信頼性に関する議論は未だ十分とは言えない。電動化されたエンジン制御における安全性や信頼性に関して議論をされたことはないと考えられる。本論文では、電動化システムの信頼性向上の観点から議論するとともに、いくつかの概念を提示し、具体的な冗長設計や耐故障設計を提案する。独特の故障許容設計とその概念に基づく MEE は、あらたな冗長モータ制御システムや冗長電動アクチュエータシステムを提供する。

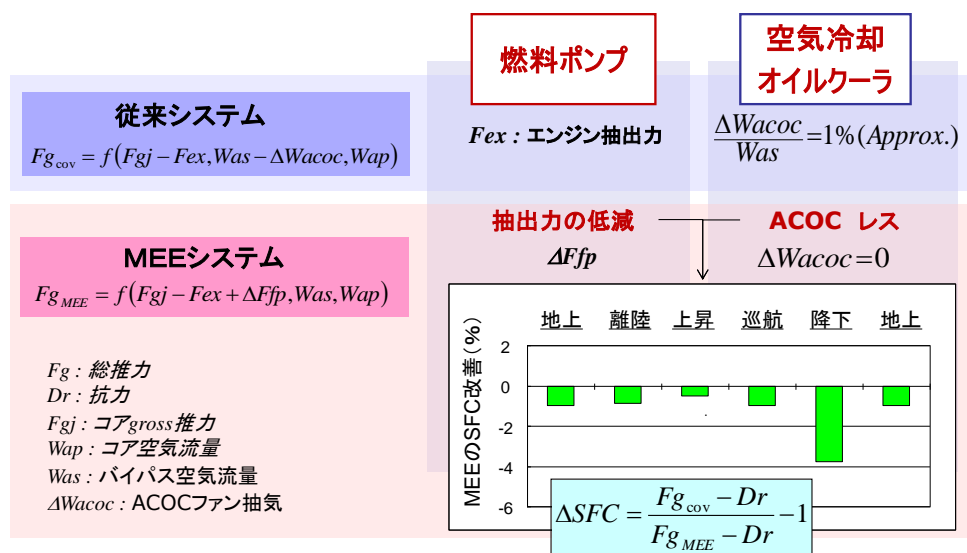


図 2-4 MEE STEP-1におけるSFC改善効果

本論文で記述される MEE は、電気モータで駆動される燃料ポンプ、電気機械式アクチュエータと発電機で構成される（図 2-1 (a)）。電気モータで駆動される燃料ポンプの特徴は、電動モータ速度によって燃料流量が直接制御されることが特徴である。この機能は従来の燃料計量機構(Fuel Metering Unit)に代わるものである。電動モータで駆動される燃料ポンプは、FADEC (Full Authority Digital Engine Control) から燃料流量の信号を受け取り、電気燃料ポンプは FADEC が要求する燃料流量を定常状態だけでなく過渡的な応答も含めて満足する必要がある、ダイナミックレンジの広い速度範囲でその流量を調整する機能と性能が必要となる。MEE は広い速度範囲において精度の高い速度制御が要求されるため、可変サンプリング制御などを施した電動速度サーボ [102]により、エンジン停止状態から始動を経て離陸・巡航・着陸を担うとともに、高空での再始動などのミッションを達成するように調整・設計される。

この MEE は、燃料システムの効率最適化のため EMA をエンジン可変静翼の駆動に使用する。従来のエンジン補機では、エンジン可変静翼の駆動に燃料を駆動源とした油圧アクチュエータを用いている。燃料システムはこのアクチュエータを駆動するためにエンジンへ供給する燃料をアクチュエータ駆動が可能な圧力に昇圧する必要がある。その結果、燃料ノズルに燃料を供給する十分な圧力以上にアクチュエータ駆動に必要な圧力までポンプ圧を増やす設計となっている。EMA 化によって、燃料システムは燃料ノズルに燃料を供給する圧力で設計することが可能となり、燃料システムの効率を改善する。

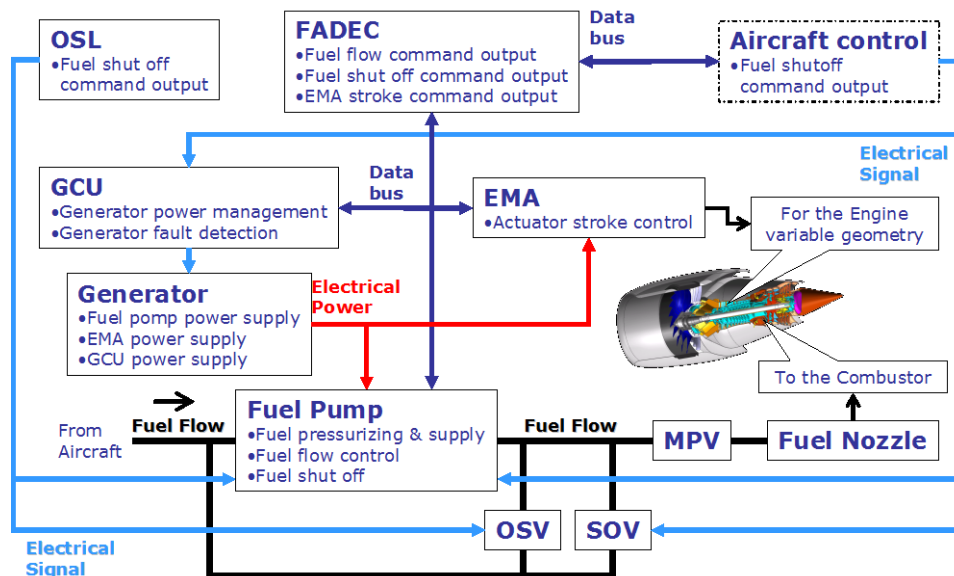


図 2-5 一般的なMEEの機能系統図

第2項 航空機・エンジン電動化の設計アプローチとコンセプト

MEEを含む航空機・エンジン電動化を実現するために必要な冗長設計や耐故障設計の設計アプローチを検討するため、改めて航空機・エンジン電動化機器及びシステムの故障モードから整理する。第1章第3項に示した通り、故障モードは次のように分類することができる [5] :

- (1) 隔離する機構を持たないモータのジャミング
- (2) クラッチまたはブレーキで隔離することができない伝動装置機構のジャミング
- (3) 故障を隔離するために用いられるクラッチやブレーキのジャミング
- (4) シャフト、シャフト継手またはハウジングの構造故障
- (5) インバータの故障
- (6) モータ巻線の故障

これらの故障モードは対策によって大きく3つに分けられる

- (ア) 耐ジャミング・冗長設計 (1) (2) (3)
- (イ) 耐摩耗／疲労・メンテナンスまたはオーバーホール (4)
- (ウ) 電子・電気システムの冗長・耐故障設計 (5) (6)

この中でも (ア) は、電動化システム特有のものである。その耐ジャミング・冗長設計の設計アプローチは以下であるとする。

- (1) もっともシンプルなダイレクト・モータ駆動メカニズムを用いる。
- (2) システムの目的を満たすため、トルクまたは速度サミングを最適化された組合せで採用する。
- (3) 故障を隔絶させるために、クラッチまたはブレーキを用いる。
- (4) クラッチまたはブレーキは可能な限り最終段のギヤ近くに設置する。それによってギヤ機構でジャミングの可能性を最小にする。

さらに、これらの耐ジャミング・冗長設計のアプローチに加えて、ここまで述べてきた要件を考慮する必要がある。

- ・ 安全性に基づく冗長性の要求
- ・ 航空機システムの重量増の抑制
- ・ フライトコントロールやエンジン補機の機能要求

瞬時でも動力が途切れることは、急速な燃料吐出停止や舵面舵角の急速な変化を発生し、航空機が致命的なシステムフェールに至る可能性がある。

以上の故障モードや設計アプローチを踏まえ、電動化を実現するためのコンセプトを3点に整理した。

- (1) 部品を少なくすること
- (2) ジャミングが発生するポイントをなくすこと

(3) 故障遷移時間²¹を減らすこと

(1) 部品点数の低減

あらゆる電動化システムは、基本的構成としてコントローラ、モータと出力伝達機構から構成される。なかでもコントローラはインバータなど多くの電子、電気、電気機構部品（EEE 部品という）で構成され、それらの信頼性評定となるのが故障率である。故障率予測は、部品故障のデータベース²²により求められる。システムの故障率は機器毎の多くのEEE 部品の故障率の積により算出されるため、EEE 部品²³を少なくすることは、全体システム信頼性を向上させることへのカギとなる。さらにパワーエレクトロニクスを構成する部品は特に大きく重い。部品点数の低減は、パワーシステムを航空宇宙分野で適用するには必要な条件である。つまり電動化においては、冗長設計や耐故障設計を採用しつつ、部品削減とともにコンパクトなスペースと質量削減を実現してシステムの故障率を低減することが必要である。例えば、電動化システムにおいてツーフールセーフのための一般的な設計解は、3重冗長 [32]や5相モータ巻線 [77]である。しかし、これらは大きな機装エリアを必要とし、大きな質量のペナルティを伴うという問題がある。対策として、例えば影響のないところは多重化せずにパワー回路上の脆弱なポイントに多重化を適用することなどで、部品点数削減を実行しながら高い信頼性のゴールを達成する設計が必要である。

(2) ジャミング箇所の削減

回転力を出力する電動モータを動力とした電動化システムにおいて、ジャミングの可能性を完全になくすことはできない。ジャミングによる影響を可能な限り低減する設計は電動化の鍵となる。ジャミングによる影響を低減する設計アプローチは2つあり1つはジャミング防止であり、もう1つがジャミング部位の隔離である。

ジャミング防止を実現するために最も効果的方法はジャミング発生箇所を減らすことである。つまりギヤまたは他の伝達機構をなくすダイレクトドライブシステムは、1つの

²¹ フェールオーバータイム : fail over time

²² たとえば MIL-HDBK-217F

²³ 電気部品・電子部品・電気機構部品

設計解である。例えば電動ポンプシステムは、ジャミング防止のためにダイレクトドライブシステムを採用することができる。燃料ポンプに適用するギヤポンプは一般的に 15,000rpm 以下の回転速度の範囲で機能し、航空エンジン用の燃料ポンプの回転速度範囲は、7,000rpm～15,000rpm である。これは、一般的な電動モータの動作速度範囲と一致する仕様である。このように駆動対象と電動モータの回転数領域が一致する場合にはジャミング防止としてのダイレクトドライブ方式が有効な手段となる。モータをより高回転に設計して小型化を図り減速比で所要の速度とトルクに変換する方法が小型化の観点では一般的な手法となるが、航空用途を考えた場合には、冗長設計や耐故障設計を考慮して重量、体積効率の面でダイレクトドライブが有効との考えである。

一方、ギヤを必要とする機構の場合はジャミング時の作動信頼性を確保するためにジャミング部位の隔離が必要であり、クラッチ機構を挿入して残存させるシステムからジャミング箇所の分離を行う。可能な限りジャミングを隔離するように電動化システムを設計することは、最も重要な設計の 1 つである。

可変静翼用のアクチュエータシステムは、低速度域での動作が一般的でありモータ軸回転数としては低回転数を要求する。たとえば、2,000rpm の最大速度が直動式の電動アクチュエータの電動モータに要求された場合、電動モータの設計評価は高トルク/低速設計となりこの設計はモータの容積効率の面で最適化されたものではない。高トルクモータは、磁束を増やしコイルの巻き数を増やしつつ、Joule 熱とエネルギー損失を減らすために低抵抗が必要となり巻線サイズを大きくする必要があるので大型化する。理想的には、同じ出力であればより高速設計されたモータがより小さい体積と重量を持つため、アクチュエータ設計者はモータ駆動が可能な最も高い回転数域を目指す。これらのデザインは当然減速ギヤシステムを必要とし、モータサイジングと減速機のサイジングとの最適化により最終的なモータ仕様やギヤの減速比が設定される。エンジン可変静翼の電動アクチュエータは、多段減速ギヤ列を用い、高減速比ギヤ列によって全体的な体積を減らす。その結果、減速ギヤがジャミング箇所となるため、普通の設計では最終段にクラッチ機構を設けて、もう 1 つの軸とトルクサミングする。しかしクラッチ機構はクラッチ自体がジャミングする恐れもある。別の手段として、差動歯車で速度サミングを行う方法がある。差動歯車列は減速ギヤ列の上流側でジャミングが発生した時には何の機構的な切り替えが必要なく残り

の伝達機構にて円滑に動作が可能である。速度 A と速度 B を入力とする差動歯車列は速度 $A + \text{速度 B} = \text{速度 C}$ であるため、速度 A がジャミングで速度 0 ならば速度 B = 速度 C である。しかし、差動歯車自体がジャミング箇所となるという矛盾が生ずる。これらの突合せ点のむずかしさが電気機械式アクチュエータの採用を拒む要因となっている。

(3) 故障遷移時間の短縮

電動モータシステムは、常に出力トルクが零となる故障を考慮しなくてはならない。電動化システムの特徴として電力供給がなくなる、つまり電流が零となるとトルクは零となることがその理由である。油圧システムは作動油の流れが止まっても、ピストンを隔壁するシリンダ内の両側のキャビティの圧力がバランスするように油圧回路を組むため、その場所でストロークを静止させることが可能である。この点は油圧システムと電動化システムの大きな違いである。電動化システムにおいて力を無くしたときに、その位置を固定する方法はブレーキ機構を設けるか、あるいは出力側からモータ軸を回転させられない逆転防止機構を採用するかである。ブレーキ機構は通常運転中は制動しない状態にあり、故障が発生した場合には速やかにその状況を認知してブレーキ動作に入る必要がある。この間、少なからず時間を要することから、厳密には電動モータがトルクを失った位置から移動することはやむを得ない。しかし、もし仮に移動制限限界付近で故障が発生した場合には底付きなどの機構・構造的な致命的な損傷となる可能性もある。また重要な制御舵面で高い空力抗力を発生している場合に、その微小な変動によって機体等の制御力の変化を与えるような状態が想定され、致命的な状況に遭遇する可能性がある。つまり、故障発生から静止状態にいたるまでの時間を十分に短縮することが電動化においては重要な安全設計の条件となる。一般的には時間遅れが全く許容されない場合には、出力側からモータ軸を逆方向から回転させられない機構を採用し、例えばラックアンドピニオンかジャッキスクリュウを使った機構となる。これらは、螺旋状の機構の角度と摩擦とガタによって出力側からモータを回転させることはできない。ドアの開閉などの細かな制御の要求がなく、位置固定を容易に実現する用途には優れるが、高応答を必要とするアクチュエータやバックラッシュの少ない精密な制御を必要とするアクチュエータには摩擦による効率の悪さやガタによる非線形性が制御性を著しく低下させるため採用は困難である。さらに、前述の議論

はトルク喪失時に固定する条件で述べたが、動作状態において故障した多くの場合には、固定ではなく制御継続が必要条件となる。この場合には異常が発生した電動系統を固定しつつ制御から切り離し、正常な系統を起動し制御を移管するフェールオーバが必要となる。これらは冗長構成によって実現するが切り替えの時間の問題が新たに加わる。ポンプを例にとればトルクが途切れる間に回転数が低下し吐出流量が低下することとなり、燃料ポンプであればエンジン運転に影響を与えることとなる。

一例としてリージョナルジェットサイズのエンジン用燃料ポンプでの瞬断の影響を示す。当該ポンプは $T_L = 6.2Nm, \omega = 10000rpm = 1047rad/s$ を定格出力とするものと仮定すると、この出力を駆動するモータのロータ慣性モーメントは $J_L = 2 \times 10^{-5} kgm^2$ 以下となる。ここでポンプの慣性モーメントはモータと比較し十分に小さいと仮定する。

モータがトルクを失い、ポンプの吐出負荷により急制動がかかったとすると角加速度は以下となる。つまり、きわめて減速角加速度が大きく、瞬時に燃料供給が低下することを示している。

$$\dot{\omega} = \frac{T_L}{J_L} = \frac{6.2}{2 \times 10^{-5}} = 310000 rad/s^2 \quad \text{式 2-1}$$

また、空力を受ける翼のアクチュエータの場合には、空力から受けるバックドライブでモータが回転するだけでなく、翼角度を変化させ翼の機能を喪失することとなりシステム制御に影響を与えることとなる。このように電動化システムはいかなる場合でもモータトルクが故障により零となる可能性を有しており、その故障後はモータが外部の負荷側からの回転力により逆回転あるいは制動することとなる。つまり電動の可変静翼用のアクチュエータや燃料ポンプは空力的な作用力、あるいはポンプが吐出する流体の抵抗あるいは流れによってバックドライブをされる結果、きわめて重大なシステム状況に陥ることを想定しなくてはならない。故障時におけるいかなる状況でも安全を保つためには冗長性を確保することともに、故障分離と制御可能な状態に速やかに変化することが故障を補償するための重要項目となる。

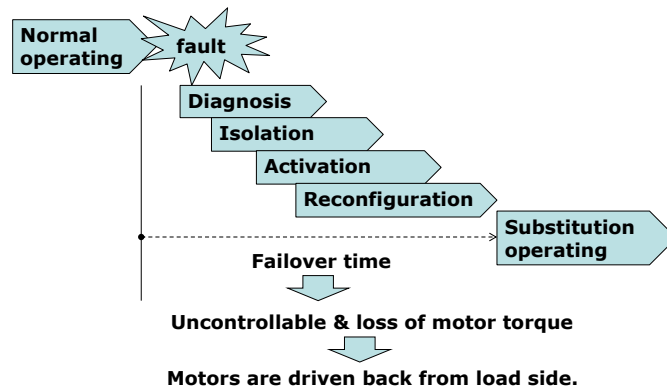


図 2-6 故障遷移時間の構成

この故障時の遷移時間（以降、故障遷移時間）を最小化することは冗長設計・耐故障設計の重要なキー技術となる。2つ以上の冗長を構成する場合の故障検出時間の最小化、故障分離や正常なシステムによる補完動作の起動等々が検討事項となる。飛行安全性のために、システムはこの危機的な状況を回避しなければならない。

これらのコンセプトを基に、研究対象、要求レベル、従来技術および技術課題を整理すると図 2-7になる。

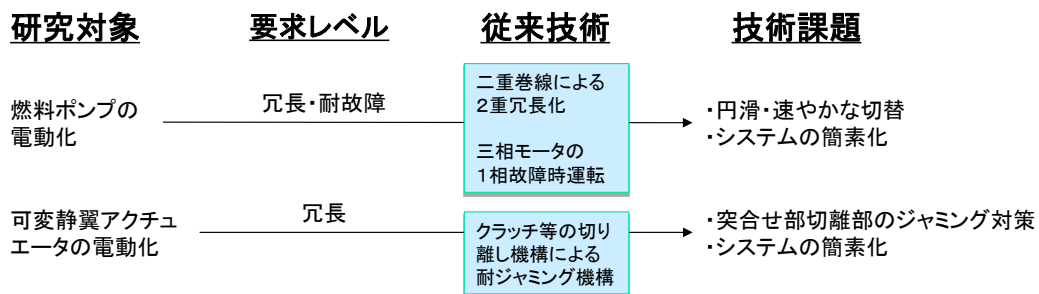


図 2-7 研究の対象とその技術課題

第4節 まとめ

第2章では航空機・エンジン電動化システムの冗長設計・耐故障設計の課題を抽出するため、航空機エンジンの電動化を対象として電動化の効果・貢献を述べ、航空機エンジン電動化が電動燃料ポンプ、電動可変静翼アクチュエータおよびそれらの電源として発電機で構成されることを前提として、航空機・エンジンの電動化システム特有の研究の対象と

その技術課題について述べた。飛行を続けるために冗長設計や耐故障設計が必要であり、対象となる故障モードを整理するとともに、耐ジャミング・冗長設計が電動化特有の課題であることを整理し、そのアプローチの概要を示した。耐ジャミング・冗長設計のアプローチとともに「安全性に基づく冗長性の要求」「航空機システムの重量増の抑制」「フライトコントロールやエンジン補機の機能要求」を考慮し、本研究における設計コンセプトとして「部品を少なくすること」「ジャミングが発生するポイントをなくすこと」「故障遷移時間を減らすこと」について述べ、燃料ポンプにおける耐ジャミング・冗長設計として「円滑・速やかな切り替えとシステムの簡素化」可変静翼アクチュエータにおける「突合せ部切り離し部の耐ジャミングとシステムの簡素化」を技術課題として整理した。

第3章 航空機エンジン電動燃料ポンプの信頼性向上

第1節 概要

本章では航空機エンジン電動燃料ポンプを実現するための技術課題として電動燃料ポンプの信頼性を高めるための冗長システム、耐故障設計、電動燃料ポンプを駆動するための電源システムについて述べる [95] [96] [103] [104] [105]。電動燃料ポンプは故障発生時にエンジン推力変動をなくすため、故障遷移時間を短縮することが必要であり、本研究ではその解決策としてアクティブ/アクティブ制御方式を提案する。この電動燃料ポンプのアクティブ/アクティブ制御方式による冗長システムは2重巻線モータを用いたシステムであり、その2重巻線の故障切り替えはワンフェールオペレーショナルを実現するとともに、故障遷移時間を短縮する制御方法としてサーボ理論を用いて構築する。本章では、その実現方法を述べるとともに試験結果においてその効果を確認する。また、電動モータのツーフェールセーフを実現するため、永久磁石3相モータにおいて、1相系統が故障した2相制御のみで回転を続けられる方法の採用を提案し、試験によってその実現性を確認する。最後に航空機エンジン電動燃料ポンプに必須となる電源仕様について、その特有の課題を整理し、その解決策となる永久磁石発電機 (PMG) について述べる。その永久磁石発電機の航空機適用の課題であった内部短絡故障時の遮断方法として2重遮断システムを提案し、遮断を行うロジックとしてシンプルな構成をアナログ的に実現する方法で明示し試験結果とともにその機能を確認する。

第2節 導入

航空宇宙システムにおける電動化の推進はパワー素子の技術革新と高速のデジタル・フィードバック・サーボモータの登場が貢献したものである。すでに航空宇宙分野におけるアプリケーションとして飛しょう体や打ち上げロケットなどにも採用されてきた [106]。一方で、これから発展する MEA や MEE において、エンジニアと設計者が考慮すべき点は性能・機能だけではなく、電動化システムの生存性 (Survivability) や重大な (Critical)

状態で破局的 (Catastrophic) 故障に至らない安全性や信頼性へどこまで貢献できるが重要である。MEE を対象とした航空機エンジン電動燃料ポンプシステムにおいても、冗長システム技術や耐故障設計技術が重要である。

従来の AGB 駆動の燃料ポンプは定容積型ポンプ (例えばギヤポンプ) であり、吐出流量はエンジン回転数に比例する。この燃料ポンプの回転速度はコア・エンジン速度と比例しているため、飛行条件によっては実際のエンジンが必要とする燃料流量よりも非常に大きな流量を供給する。たとえば、MTO (最大離陸条件) における流量でポンプが設計されれば、巡航時には大量に余剰燃料が発生する。従来の燃料システムはこれを循環させて流量を制御するため非効率の要因となっていた。MEE は電動燃料ポンプを必要流量に合わせて回転数可変とする。必要流量分だけがポンプから吐出されるため無駄がないシステムとなる。反面、このシステムは電動モータの回転が燃料流量に直結するため、モータトルクに瞬断が発生すると即時に燃料流量低下へ至る。つまりワンフェールオペレーショナルを達成するには、瞬断のない冗長システムを構築する必要がある。

また、エンジン燃料ポンプに 2 つ目の故障が発生した場合には速やかに応急運転に移行し、機体全体の安全が確保できるよう電動燃料ポンプのツーフールセーフを併せて達成する必要がある。これらは冗長系統数を増やすことによって実現は可能であるものの、システム構成が複雑となり且つ重量・サイズ等へのインパクトがある。極力重量・サイズインパクトが少ない方式が必要となっている。

MEE の航空機エンジン電動燃料ポンプシステムは電動モータとモータコントローラとその電源で構成される。MEE はエンジン効率を向上させて、燃料消費や二酸化炭素排出を削減することができるが、これらを楽しむには MEE が先に述べたワンフェールオペレーショナル/ツーフールセーフの機能安全を達成する設計様式を実現することが必要である。しかし、MEE はまだ従来のシステムに代われるシステムとして、これらに必要な設計様式を提供できていない。

第3節 本論

第1項 電動化システム機器の構成とそのモデル

電動モータおよび永久磁石発電機

電動化システムの原動力であるモータは、昔にはDCモータが用いられていた。(図 3-1 参照) これは、モータ電流とトルクとの線形性がサーボ制御に適した特性であることが大きな要因である。(図 3-2 参照)

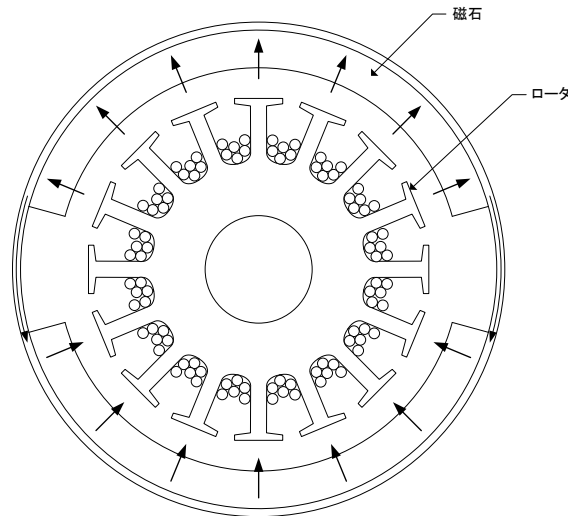


図 3-1 DCブラシモータ構造図

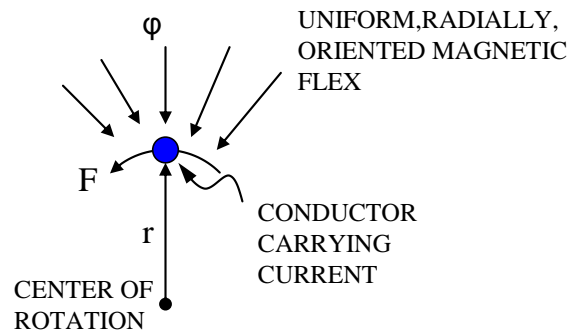


図 3-2 モータトルク発生原理 (フレミング左手の法則)

しかし、電動化が大出力化するに従い DC モータの部品であるロータ巻線の電流を切り替えるために必要なブラシが問題となった。問題点はブラシ部分で発生するスパークや劣

化, また電磁波ノイズの原因となることである。ブラシのない構成である DC ブラシレスモータは大電力を扱いつつ高信頼性を得るという面で重要な要素技術となった。

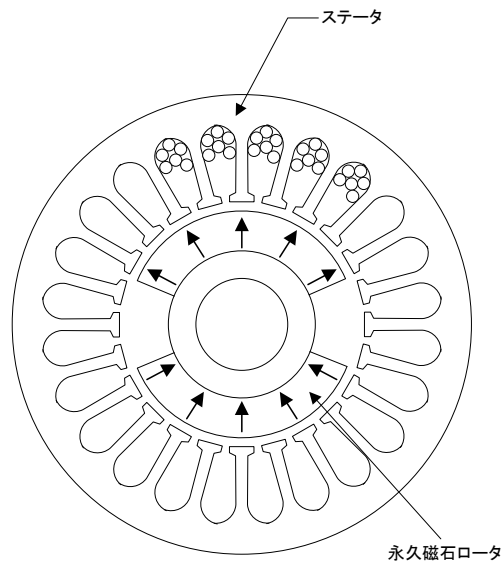


図 3-3 DC ブラシレスモータ構造

先に述べた DC モータと比較すると逆の構成である。その特徴を活かした適用として、低イナーシャロータが求められる場合にブラシレスモータが使用される。DC モータでは巻線を巻き込む空間が必要であるためにロータ径が大きくなり、且つ比重の大きな銅で構成されロータイナーシャが大きい。DC ブラシレスモータは永久磁石を使うことで比較的ロータの慣性モーメントを小さくできる構造である。

DC ブラシレスモータの理想的に制御された場合のモータ出力を次に示す。長さの導体が速度 $v[m/s]$ で移動しているときの起電力 $e[V]$ は以下のとおりである。

$$e = Blv$$

式 3-1

$B[T]$: 磁束密度

永久磁石モータのロータの磁極間隔を $\tau[m]$ とすると、ロータ外径とステータ内径は同じとほぼ仮定し $D[m]$, 磁極数を p とすると

$$\tau = \frac{\pi D}{p} \quad \text{式 3-2}$$

回転数 $n[rps]$ とすれば v は以下となる。

$$v = \tau n \quad \text{式 3-3}$$

モータにおいて導体数は複数となるため導体数を Z とし、巻き方の形状係数を k とすると誘起電圧は以下となる。

$$e = Bl \tau n Z k \quad \text{式 3-4}$$

磁束 $\Phi[Wb] = \frac{2B}{\pi} l \tau$ で置き換えると $(\frac{2B}{\pi} = \frac{1}{\pi} \int_0^\pi B \sin \theta d\theta$ は正弦波状に分布する

ギャップ中の平均磁束密度)

$$e = \frac{\pi}{2} \Phi p n Z k \quad \text{式 3-5}$$

磁極が回転することにより正弦波状の起電力となるため実効値 $E[V_{rms}]$ ，角速度 $\omega = 2\pi n$ として以下となる。

$$E = \frac{1}{4\sqrt{2}} \Phi p Z k \omega \quad \text{式 3-6}$$

出力 P_{out} は力率 λ としたときの有効電力と等しいので、巻線を m 相として電流の実効値 $I[A_{rms}]$ より

$$P_{out} = mEI \cos \lambda \quad \text{式 3-7}$$

巻線を 3 相とし、インバータで電流電圧の位相を一致させるよう制御するとして、モータトルク $T[Nm]$ は

$$T = \frac{P}{\omega} = \frac{3EI}{\omega}$$

$$= \frac{3}{4\sqrt{2}} \Phi_p Z k I$$

式 3-8

以上の原理にてモータはトルクを発生する。また、永久磁石発電機はこの逆の原理となる。

このようなトルク発生過程において DC ブラシレスモータの耐故障設計の基本は、巻線の分離である。図 3-3 の構造のモータにおいて耐故障性を上げる方法としては多重巻線化が一般的である。つまり、スロット内を複数チャネルで共有し、疑似的に複数のモータを構成する方法とスロットの範囲を分けて機械的な位相ごとに第 1 モータ、第 2 モータと区分することである。前者はスロット径を大きくすれば、原理的には同一仕様のモータを複数構成できるが電氣的、熱的干渉が大きく故障時の分離を確保する設計が課題。後者は総磁束を冗長数に比例して増やすためにロータの永久磁石法面積も磁束増加分に比例して増やす必要があるが、巻線が機械的に分離され信頼性、安全性が高いため故障伝搬や故障分離の観点で冗長構成としては後者が優れるである。これらの構成によって得られた冗長モータは式 2-8 の右辺が複数項に分割される。

$$T = \sum \left(\frac{3}{4\sqrt{2}} \Phi_p Z k I + \dots \right)$$

式 3-9

上式が示す通り、トルクサミングが構成され冗長制御が可能となる。

インバータの構成

DC ブラシレスモータと DC モータとの違いは、ブラシではなく電氣的なコミュテーション²⁴を採用することである。DC ブラシレスモータを回転させるためには、ロータの磁極位置に一致させてステータ側の巻線に電流を流す必要があるため、磁極間の磁束と直交する電流による発生トルクが制御要求に一致するように制御をおこなう。DC ブラシレスモータの構造は多くの場合ロータ（回転子）側が磁石で構成され、ステータ側に電機子巻

²⁴ Commutation : 電気位相の切り替え

線が配置される。その電機子巻線の電気位相の切り替えを外部に取り付けた回転センサによって電氣的に行っている。図 3-4 は略図により永久磁石モータの回転制御を説明するものである。

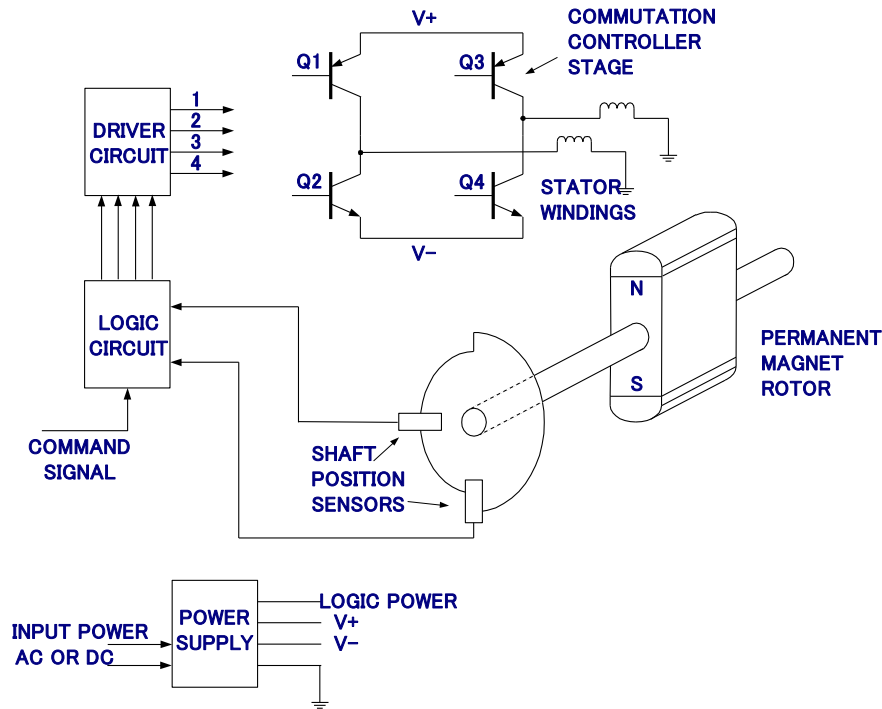


図 3-4 永久磁石モータ制御装置構成図

ステータ巻線はロータ磁極からの磁束に錯交するように配置される。たとえば、N極がステータ巻線にもっとも近接した時に最大の電流 $+i$ を流すように設計し、ロータが180度回転した時点で $-i$ となる逆方向の電流最大となるようにする。この制御によりロータは最大のトルクを、設定した回転方向に向かって発生させることができる。この最大電流を変化させることによりトルクを変化させ、電流方向により回転トルク方向を制御する。磁極位置はロータシャフトに設置された位置センサにより識別され、論理回路により磁束と巻線電流位相を一致させる（コミュテーション）。

次に一般的に用いる3相モータについて述べる。図 3-5 は単相モータの回路構成である。巻線は磁極に合わせて90度機械的位相をずらして配置する。この回路構成はもっと

もシンプルであるが、ロータまわりの磁束が正弦波上に分布しながら回転するのと比較して、巻線分布が機械的 90 度位相で配置するため、電流ベクトルはこの構成のままでは回転ベクトルとはならないため出力効率は低い。

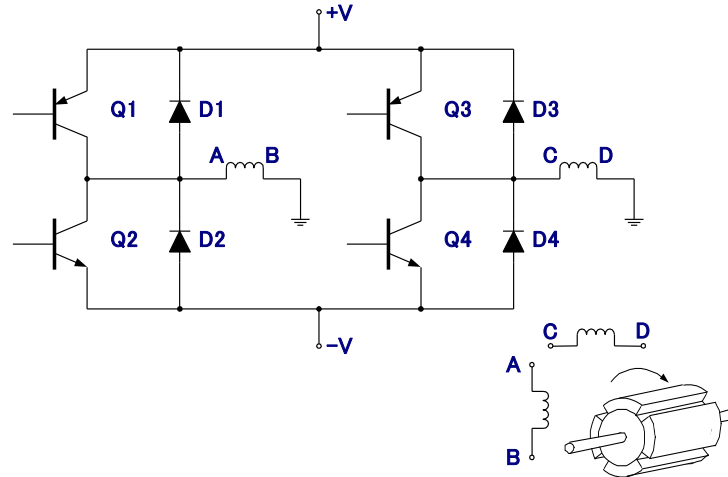


図 3-5 単相モータ制御回路

一方、図 3-6 は 3 相モータの回路構成である。回路構成は単極モータに比べると回路が増えているが、120 度位相で配置された巻線に 3 相交流電流を流すと電流ベクトルは回転ベクトルとなる。このモータ制御回路は、一般的にはパルス変調による電力変換を行うためのスイッチング回路で構成される。これをインバータと呼び、トランジスタ、MOSFET、IGBT などのスイッチング半導体のベース電流やゲート電圧によってその ON/OFF を制御するものである。

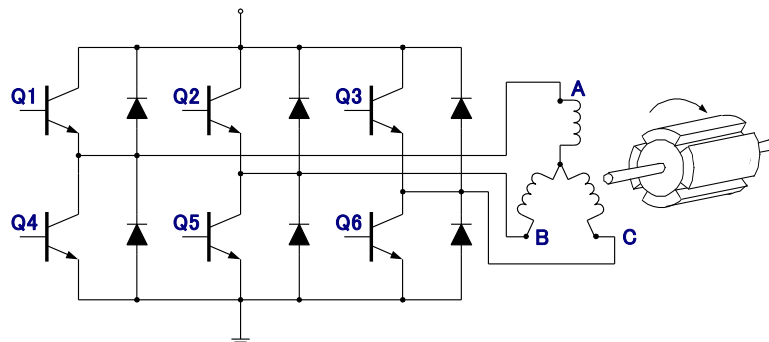


図 3-6 3 相モータ制御回路

これらのインバータ回路を構成するスイッチング半導体は、オープンモード故障では並列化等の耐故障設計が考えられるが、ショートモード故障に対しては対処できない。たとえば Q1 が故障しショートモードになると、次に Q4 が点弧した時点で電源はショート状態に至る。この状態はインバータの喪失だけではなく、電源バス全体に故障波及を起こす原因となりうる。また、たとえば図 3-6 のように、インバータは相電圧を制御しているが、実際の回路的には隣接する相との相間電圧で電流を制御している構成となる。すなわち、1 相でも故障した場合にインバータはすべてに機能を喪失する構成となっている。耐故障性を高めるためにはこれらの原理的な部分に対処していく必要がある。

サーボ系の制御モデル

一般的な電動化システムの制御モデルと制御原理について述べる。システムは大きく 2 つの制御対象に分かれ、回転数制御（速度制御を含む）を担うシステムと位置制御（角度制御を含む）を担うシステムである（図 3-7 参照）。

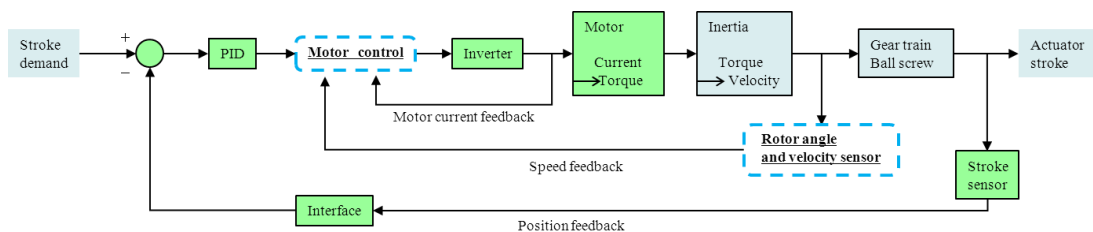


図 3-7 一般的な位置サーボ制御のブロック図

位置制御は一般的に速度制御の外側に位置のフィードバックを設けたものである。

次に回転数制御（速度制御）をおこなうシステムの概要を図 3-8 に示す。回転数制御システムはモータ電流を制御するインナーループ（以下電流ループという）と速度フィードバックを含むアウトループ（以下、速度ループという）により構成される。

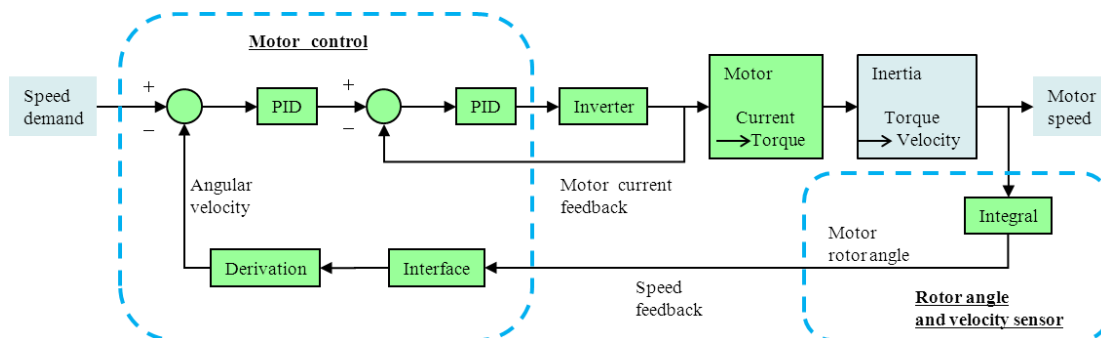


図 3-8 電動化回転数制御システム

制御ループの構成としては、速度ループのインナーループとなる電流ループは安定化に寄与する。図 3-9 に電流ループを示す。ここで使用するモータは式 2-8 の通り、電流とトルクが比例する特性を有しており、電流を制御することは直接的にトルクを制御することとなる。この線形性が電動化による制御性の高さである。

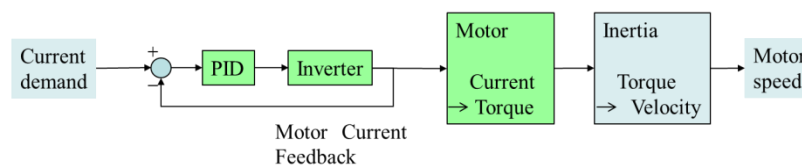


図 3-9 電流制御

モータ電流 I は巻線インピーダンス $sL+R$ と入力電圧 E_0 から

$$I = \frac{E_0 - E}{sL + R} \quad \text{式 3-10}$$

上式と式 2-6 の通り、モータ巻線には誘起電圧定数 $Ke = \frac{1}{4\sqrt{2}} \Phi p Z k$ を介した電圧が生じている。つまり DC モータは導体が回転磁界中を錯交することにより誘起電圧が生ずる。そのため、モータに印加した電圧は誘起電圧で差し引かれてモータ巻線に印加される

こととなる。つまり回転数が高くなるほど、誘起電圧が上昇することから、回転数を上げるためには電圧を上げなくてはならないことを示している。

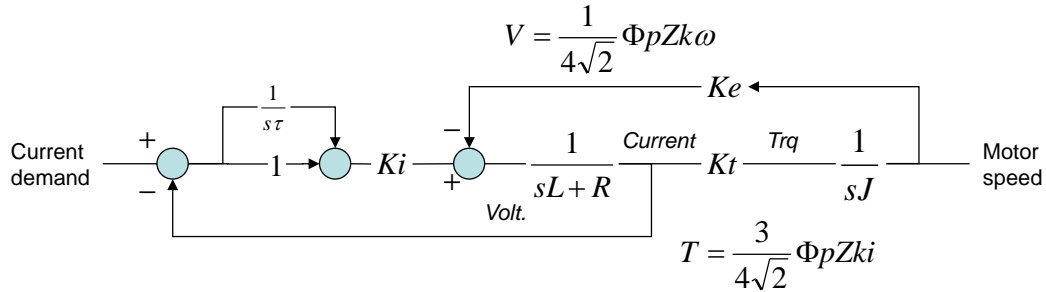


図 3-10 電流ループ伝達関数

誘起電圧定数を加えた電流ループ伝達関数表現を図 3-10 に示す。 K_i は一般的なゲイン表現とし、電流要求値はトルク要求と合わせて直流表現としたが、実際は先に述べたとおり、モータの磁極回転に応じた 3 相巻線の電流を正弦波上に制御することから、電流要求値自体は正弦波となっている。なお、モータ電流は図 3-6 で述べたインバータにより制御され、PID 制御器が指令を出力するため、これらを表現すると図 3-11 のようになる。

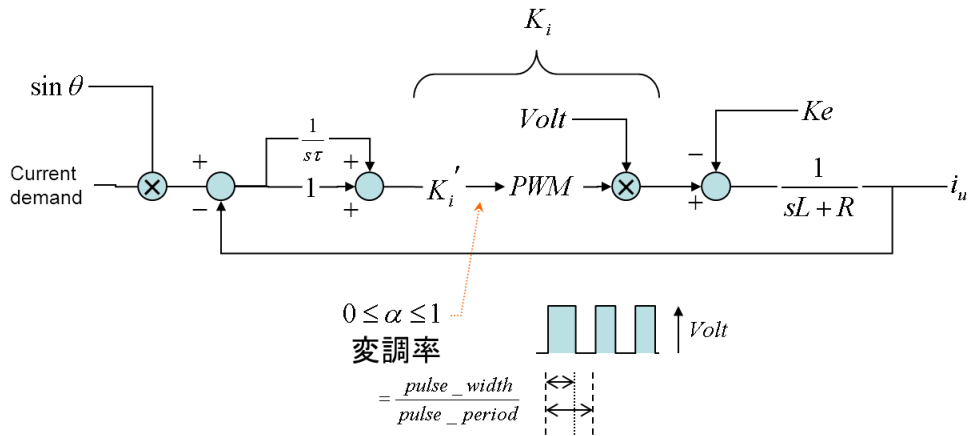


図 3-11 パルス幅変調を含む電流制御モデル

電流要求値が正弦波となることについて述べたとおり、実際のモータ電流の制御は速度制御器で計算された電流要求値をモータ回転に合わせてコミュテーションし、正弦波との積としてモータに印加する。その関係を図 3-12 に示す。

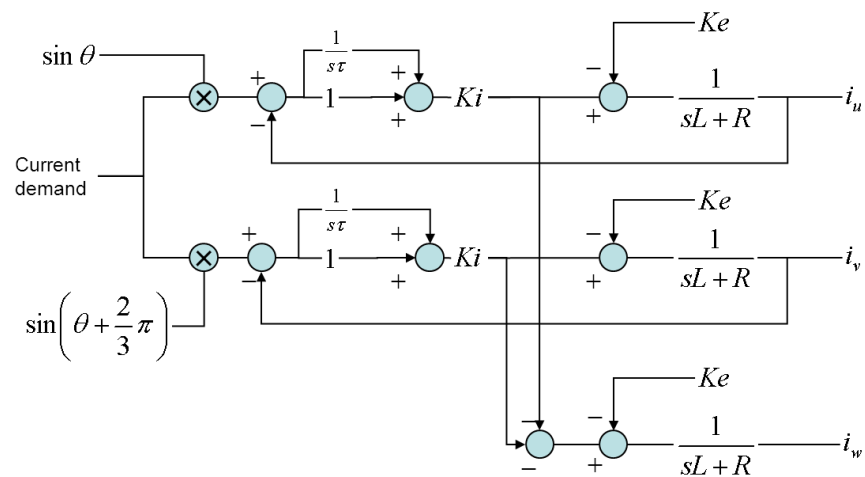


図 3-12 3相電流制御

ここで θ は回転角であり、図 3-4 で示したシャフト位置センサにレゾルバなどの回転角センサを用いて計測したモータ軸の回転角から、モータ磁極位置をもとめ、その磁極位置に適合した電流位相を θ としている。ここで取り扱う3相交流はすべて同じインピーダンスである平衡3相負荷を対象としており、3相電流の総和は0である。そのため制御は2相のみに行い、残1相は2相の電流制御計算結果から求めことで実現できる。これらの演算はシンプルであるためアナログ回路でも構成は可能である。しかし、この制御においては電流制御器が常に正弦波を対象とした制御をおこなうため全体の制御特性とは別に交流正弦波によるゲイン特性を併せて設計することとなり、回転数に依存する特性となる。たとえば Ke にたいして、PI制御であれば定常偏差を零とできるが、回転数が高い場合には積分器の周波数特性により定常偏差を零とできない。

CPUなどの処理速度が高速化した現在では全デジタル制御が可能となり、これらの影響を非干渉化するために、一般的に $d-q$ 変換制御が行われる。

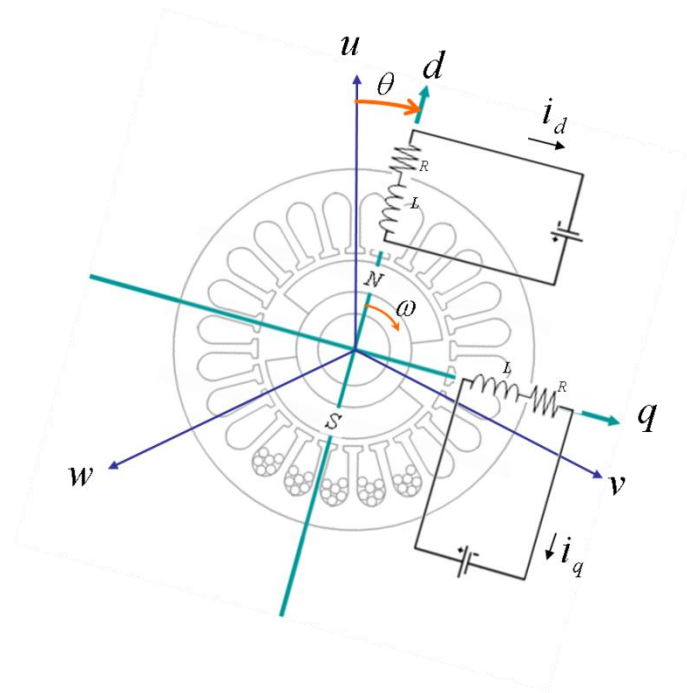


図 3-1 3 3相交流と d-q 直交軸

図 3-1 3 は 3 相モータ構造と d - q 直交軸との関係を示したものである。3 相モータは物理的に 120° 位相で配置されたモータ巻線と、磁極との関係で表現できる。そのため 3 相電流表現では、電流項に時間変数が組み込まれる。 d - q 軸をロータ磁極の NS 方向の直交軸として定義し、3 相交流を d - q 軸へ直交変換するものである。

$$\begin{bmatrix} i_d \\ i_q \end{bmatrix} = \sqrt{\frac{2}{3}} \begin{bmatrix} \cos \theta & \cos\left(\theta - \frac{2}{3}\pi\right) & \cos\left(\theta - \frac{2}{3}\pi\right) \\ -\sin \theta & -\sin\left(\theta - \frac{2}{3}\pi\right) & -\sin\left(\theta - \frac{2}{3}\pi\right) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} i_u \\ i_v \\ i_w \end{bmatrix} \quad \text{式 3-1 1}$$

$$i_w = -i_u - i_v \quad \text{式 3-1 2}$$

$$\begin{bmatrix} i_d \\ i_q \end{bmatrix} = \sqrt{2} \begin{bmatrix} \sin\left(\theta - \frac{\pi}{3}\right) & \sin \theta \\ \cos\left(\theta - \frac{\pi}{3}\right) & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} i_u \\ i_v \end{bmatrix} \quad \text{式 3-1 3}$$

この結果 i_d と i_q の直流表現となり交流制御で発生する干渉を防ぐことが可能となる。実際には図 3-1 4 に示すようなロジックにより制御されることとなる。

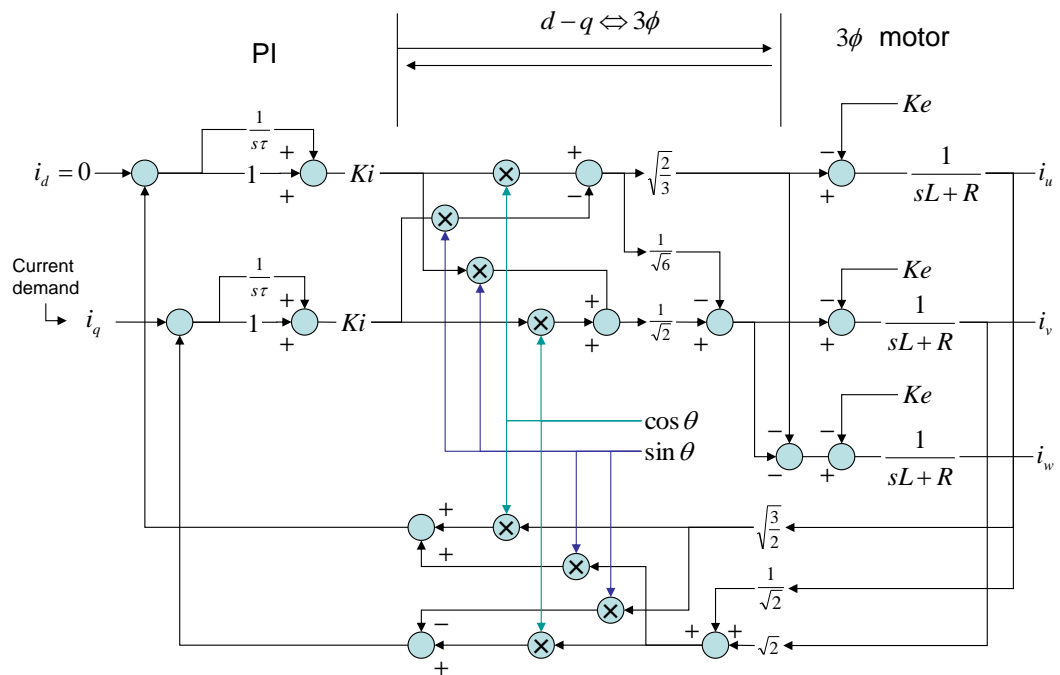


図 3-14 d-q 直交変換

これにより、回転数の干渉を受けずに制御できることから格段の制御性の向上が得られることとなったが、この変換は3相平衡負荷であることが前提である。耐故障性を考える場合に、不平衡状態等を補償する場合には変換行列をその状態に合わせて変化させる必要がある。故障状態を事前に想定することが困難な状態では $d-q$ 直交変換による制御ではモータを回転させることはできない。そのため、想定される故障モードを準備して、状態を切り替えるか、当該システムをすべて非動作状態として、分離独立した別のバックアップシステムに切り替える必要がある。

第2項 ワンフェールオペレーショナルな冗長設計と故障遷移時間短縮

従来の電動化技術における耐故障設計はインバータ部とモータ構成が重点となる。インバータの故障では、パワートランジスタなど電力変換素子の破壊、ドライブ回路の故障や制御回路の故障などによって、電力変換素子が短絡モードおよび開放モードに陥り、制御不能となる故障が考えられる。表 3-1 に示すように電力制御や電力供給の故障が大きな

故障確率を示しており [107], インバータ部分が注目される。電力変換素子が制御不能となった場合は、電動システムは停止し、再起動することが不可能となる。

表 3-1 3相ドライブ回路における電気回路/電子回路系故障率 [107]

故障原因	故障率/相 (単位時間あたり)
オープン回路故障 (巻線)	1.3×10^{-5}
オープン回路故障 (接続部)	1.0×10^{-6}
オープン回路故障 (その他)	0.4×10^{-6}
ショート回路故障 (相間)	6.7×10^{-6}
ショート回路故障 (接続部)	1.0×10^{-6}
ショート回路故障 (その他)	0.4×10^{-6}
電気回路系故障 計	6.6×10^{-5}
パワーサプライ	5.4×10^{-5}
電力制御装置	8.5×10^{-5}
制御信号系	1.3×10^{-5}
信号処理器 (DSP など)	1.0×10^{-5}
電子回路系故障 計	1.5×10^{-4}

インバータ部分に注目した、従来の電動システムの耐故障設計の研究として、3相モータを2相で制御する研究がある。これらの研究は装置やシステムの規模を大きくせず信頼性を向上させる点で「電気・電子部品を少なくすること」に貢献する。また、2重巻線による冗長化の研究で前項のべた電磁的なトルクサミング [93]が研究されており、「ジャミングが発生するポイントをなくす」という点で貢献している。これらの研究によって、電動化の課題である「電気・電子部品の削減」「ジャミングが発生するポイントの削減」が実現できる。しかし、航空機システムにおけるワンフェールオペレーショナルで重要な「故障遷移時間の削減」については議論されていない。この課題を解決するため、「アクティブ/アクティブ(Active/Active)制御」を提案し、その実現と遷移時間の要因である「切り替え機構の排除」「故障事象からの自己遮断/復旧」を本研究の対象とした。

表 3-1 に示すように電動システムにおける故障の主たる部位はインバータや電源回路にあり、その損傷は短絡、開放故障が考えられる。開放故障は状態そのものが分離状態であり電流が零となる状態であるが、短絡故障は過電流による波及故障を防ぐため通常保護回路を設け遮断を行う。保護回路による遮断は最終的に電流が零となる状態となることから、システムの状態としては開放故障と同じ電流が零となる状態となる。故に航空機エ

エンジン燃料ポンプの「故障遷移時間の削減」が対象とする状態は電流が零となる状態とした。

電流が零となる状態に対応する、電動ポンプの電力変換器およびモータの冗長システムを、アクティブ/アクティブ制御と多重巻線モータで構成する。このシステムは、故障が発生した時点で機械応答に影響を与えない短い故障遷移時間と、故障分離されて生存している冗長構成により、故障を被ったシステムを制御可能な状態に回復させることを設計コンセプトとしている。このシステムの基本構成として、多重巻線モータを使用し磁氣的トルクサミングを実現するとともに、ジャミング回避のため電動モータと燃料ポンプはダイレクトドライブ方式にて駆動する。

本項ではこれらの基本構成にもとづき、故障遷移時間を削減する方法としてアクティブ/アクティブ制御を採用した冗長方式について述べる。

フェールオーバーシーケンスの比較

冗長システムに適用されるアクティブ/アクティブ方式は、通常運用時にすべてのシステムが活性化している状態であり協調しながら動作している状態である。アクティブ/アクティブ制御を採用したシステムは、不意にある系統が故障で機能不全をおこしても、協調動作している残る系統が機能不全となった系統の動作を補完しながら全体機能を達成することを期待している。一方、アクティブ/スタンバイ方式では活性化している単一系統が全体機能を担い、残りは待機状態にある。このシステム構成において機能中の単一系統が不意に機能不全を起こした場合は、待機中のシステムを活性化した状態とし、次に切り替えをおこない機能を受け渡すこととなる。つまり、受け渡しに要する時間において不連続な状態にならざるを得ない。待機しているシステムをホットスタンバイとするか、コールドスタンバイとするかはシステム設計に委ねられるが、いずれにしても不連続時点が発生する（図 3-15 参照）。

このようにアクティブ/アクティブ方式はシステムの機能不全に対する故障遷移時間を最小限とする可能性がある。

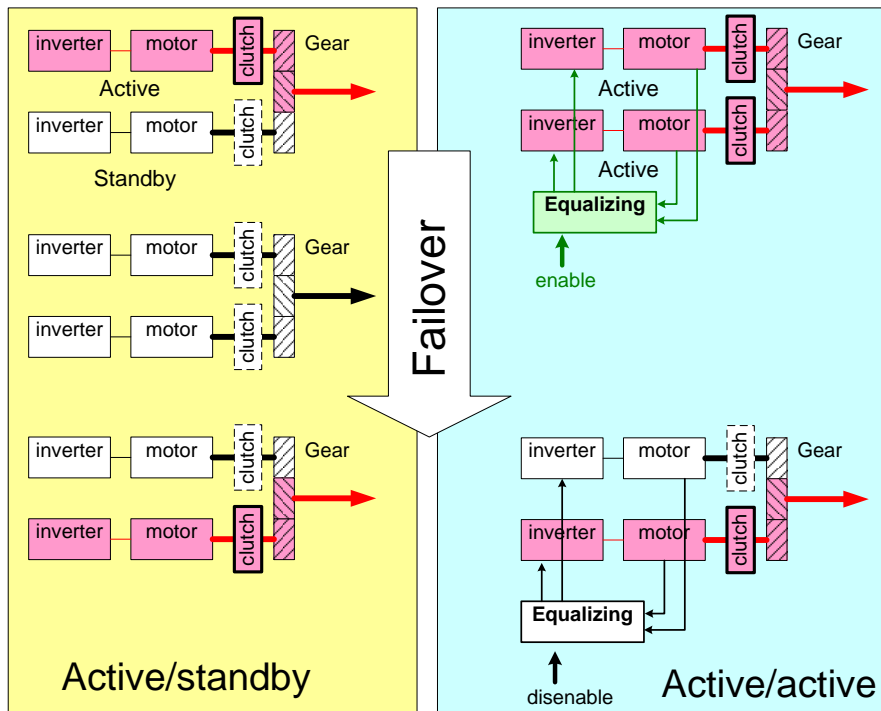


図 3-15 フェールオーバーシーケンスの比較

アクティブ/アクティブ方式の利点

アクティブ/アクティブ方式のその他の利点を示す。1つは通常運転中は全てのシステムが同時に作動している状態であり、モータやインバータがパワーを分担できることは、それぞれがもつ効率から生じる損失を分散することが可能となり、効率を改善できる。たとえば熱で言えば、モータ駆動電流が負荷分散によって半分にされるならば、モータ巻線で発生する Joule 熱は4分の1になり、効率が改善する。一方のアクティブ/スタンバイ方式では、単一システムのみが動作するためパワー、エネルギーの出力はアクティブな唯一の系統が担うこととなり、冗長構成はエネルギー効率の改善には寄与しない。

これらを整理すると、アクティブ/アクティブ方式によって半負荷運転が可能であることの効果は次の通りまとめられる。(図 3-16)

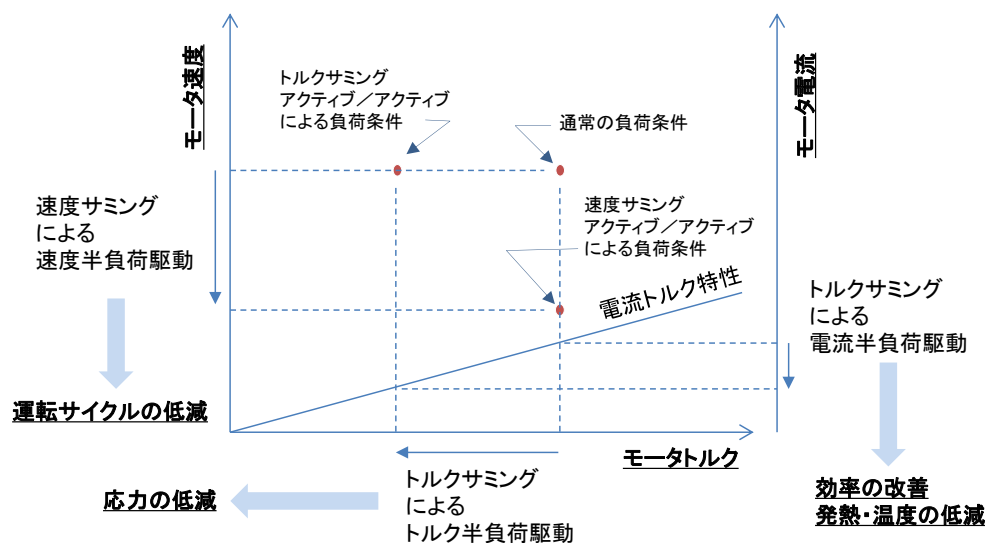


図 3-16 アクティブ/アクティブ冗長系の効果

アクティブ/アクティブ方式のもう1つの長所は、ドーマント故障²⁵を生じないことである。スタンバイ側（待機状態）のシステムを診断するためにはアクティブ状態にすることが必要である。ただし、スタンバイ側システムは点検のために起動させても、その起動状態の環境条件や負荷条件は限定的である。電力回路や伝達機能などパワーやエネルギーを担うことによって検出できる故障状態も多く、それらがクリティカルである場合が少なくない。しかし、点検時にその環境を再現することは困難な場合が多い。当然検出できない故障が内在したままであった場合は、運用中の故障切り替え時にスタンバイ側がアクティブ側へ切り替わった時点で初めてスタンバイ側の異常が顕在化することとなる。アクティブ/アクティブ方式では常に全機能状態であり、運用中常に診断が可能である。

アクティブ/アクティブとアクティブ/スタンバイの信頼性評価

まず、アクティブ/スタンバイ冗長系（待機冗長系）の信頼度をもとめる。A系とB系で構成されたシステムにおいて、待機冗長系の信頼度はA系が先に動作しているとした場合に、A系が時間 t までに故障しない確率と時間 t より前の時刻 τ でAが故障し、その後Bが時間まで故障しない確率の和で求められる。ここではコールドスタンバイ（冷待機）

²⁵ 休止中の故障

で、待機中に故障が発生しないこととする。また、切り替えの信頼性は十分に高いと仮定する。

$$\begin{aligned}
 \text{累積故障率} & : F(t) = P(x \leq t) \\
 \text{信頼度関数} & : R(t) = P(x > t) \\
 \text{故障率密度関数} : f(t) & = \frac{dF(t)}{dt} = -\frac{dR(t)}{dt} \\
 F(t) & = \int_0^t f(x) dx \\
 R(t) & = \int_t^\infty f(x) dx
 \end{aligned}
 \tag{式 3-14}$$

とし、単位時間内に故障する割合（故障率）を λ 一定として

$$\begin{aligned}
 \lambda & = \frac{f(t)}{R(t)} \\
 & = \frac{-dR(t)/dt}{R(t)} \\
 \lambda t & = -\ln|R(t)| \\
 R(t) & = e^{-\lambda t}
 \end{aligned}
 \tag{式 3-15}$$

それぞれの系の故障率を λ とする信頼度 $R(t)$ は以下となる。

A系が時間 t までに故障しない確率

$$R(t) = e^{-\lambda t} \tag{式 3-16}$$

時間 t より前の時刻 τ でAが故障する確率

$$F(\tau) = \int_0^\tau f(x) dx \tag{式 3-17}$$

その後Bが時間まで故障しない確率

$$R(t) = -\int_\tau^t f(x) dx \tag{式 3-18}$$

時間 t より前の時刻 τ でAが故障し、その後Bが時間まで故障しない確率

$$\begin{aligned}
 R * F(t) & = \int_{\tau=0}^t \int_{x=0}^{t-\tau} f(x) f(\tau) dx d\tau = \int_0^t -R(t-\tau) f(\tau) d\tau \\
 & = \int_0^t e^{-\lambda(t-\tau)} \lambda e^{-\lambda\tau} d\tau
 \end{aligned}
 \tag{式 3-19}$$

信頼度は和となり以下となる。

$$\begin{aligned}
 R(t) & = e^{-\lambda t} + \int_0^t e^{-\lambda(t-\tau)} \lambda e^{-\lambda\tau} d\tau \\
 & = e^{-\lambda t} + \lambda t e^{-\lambda t}
 \end{aligned}
 \tag{式 3-20}$$

次にアクティブ/アクティブ冗長系（並列冗長系）の信頼度を求める。

信頼度 = 1 - (A系が時間 t までに故障する確率) (B系が時間 t までに故障する確率)
で求められ、

$$\begin{aligned} R(t) &= 1 - (1 - e^{-\lambda t})(1 - e^{-\lambda t}) \\ &= 2e^{-\lambda t} - e^{-2\lambda t} \end{aligned} \quad \text{式 3-21}$$

となる。

アクティブ/アクティブ冗長系とアクティブ/スタンバイ冗長系を平均故障時間 (MTTF) で比較すると以下となる。また、稼働時間による冗長構成による信頼度比較を 図 3-17 に示す。

$$\text{アクティブ/スタンバイ : MTTF} = \int_0^{\infty} e^{-\lambda t} + \lambda t e^{-\lambda t} dt = \frac{2}{\lambda} \quad \text{式 3-22}$$

$$\text{アクティブ/アクティブ : MTTF} = \int_0^{\infty} 2e^{-\lambda t} - e^{-2\lambda t} dt = \frac{3}{2\lambda} \quad \text{式 3-23}$$

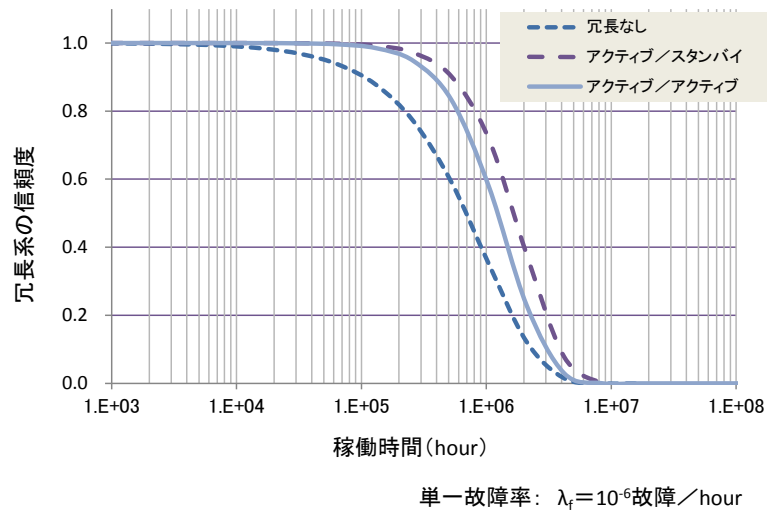


図 3-17 冗長構成による信頼度の効果比較

この比較における待機冗長構成の優位性は、機器は待機中に故障が発生しないことによる優位性である。次に、アクティブ/アクティブ方式の効果として、動作中の負荷の低減による故障率の低減を考慮した比較を行う。

信頼度 = (A系とB系が時間 t までに故障しない確率)

+ (時間 t より前の時間 τ でA系が故障しB系は故障しない、その後B系のみで時間 t まで故障しない確率)

+ (時間 t より前の時間 τ でB系が故障しA系は故障しない、その後A系のみで時間 t まで故障しない確率)

A系とB系のシステムはアクティブ/アクティブで動作中は、半負荷で稼働し、どちらかが故障した後は全負荷で稼働するため、半負荷の方が故障率は低くなると考え故障率を分けて信頼度を算定する。

半負荷で稼働した場合の信頼度確率分布： $R_h(t) = e^{-\lambda_h t}$

半負荷で稼働した場合の信頼度確率密度： $f_h(t) = -\lambda_h e^{-\lambda_h t}$

全負荷で稼働した場合の信頼度確率分布： $R_f(t) = e^{-\lambda_f t}$

全負荷で稼働した場合の信頼度確率密度： $f_f(t) = -\lambda_f e^{-\lambda_f t}$

信頼度は前述の項の和となり

$$\begin{aligned}
 R(t) &= [R_h(t)]^2 + 2 \int_0^t e^{-\lambda_h(t-\tau)} e^{-\lambda_h(t-\tau)} \lambda_h e^{-\lambda_f \tau} d\tau \\
 &= [R_h(t)]^2 + 2 \int_0^t e^{-2\lambda_h(t-\tau)} \lambda_h e^{-\lambda_f \tau} d\tau \\
 &= e^{-2\lambda_h t} + 2\lambda_h e^{-\lambda_h t} (e^{(2\lambda_h - \lambda_f)t} - 1) \\
 &= e^{-2\lambda_h t} + 2 \frac{\lambda_h}{2\lambda_h - \lambda_f} (e^{-\lambda_f t} - e^{-2\lambda_h t}) \\
 &\quad : 2\lambda_h \neq \lambda_f \text{ のとき} \\
 &= e^{-2\lambda_h t} + 2\lambda_h t e^{-2\lambda_h t} \\
 &\quad : 2\lambda_h = \lambda_f \text{ のとき}
 \end{aligned}
 \tag{式 3-24}$$

これらの結果から、アクティブ/アクティブ冗長系とアクティブ/スタンバイ冗長系の信頼度を比較する (図 3-18)。 $\lambda_f = 10^{-6}$ 故障/時間、10000 時間時点として、 λ_f / λ_h を横軸に比較する。

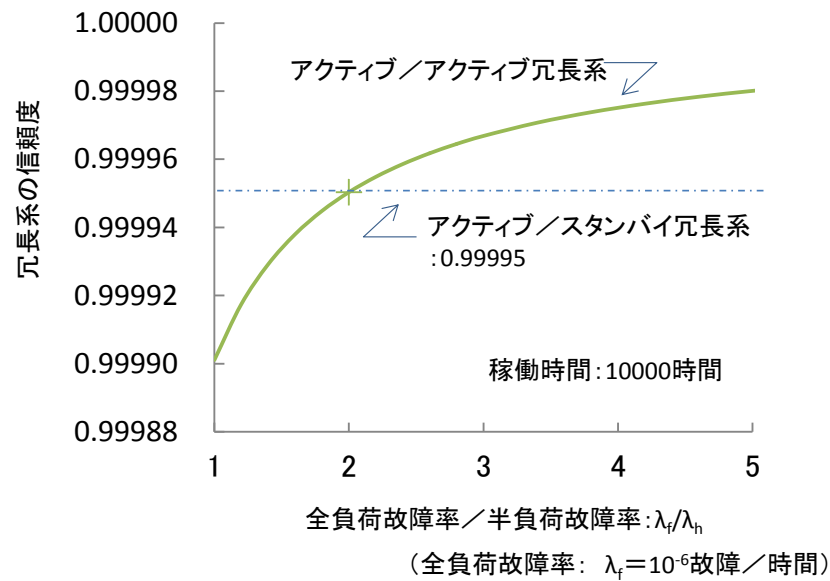


図 3-18 アクティブ/アクティブ冗長系とアクティブ/スタンバイ冗長系の信頼度比較

アクティブ/アクティブ冗長系は、アクティブ/スタンバイと比較すると信頼度は低い。しかし、全システムが動作する状態で2重冗長系はそれぞれのシステムが半負荷となるため、それぞれの故障率は低下し信頼度が向上することが期待できる。

半負荷状態における故障率の改善効果について整理する。たとえば、物理的あるいは化学的劣化プロセスが温度依存性を有し、部品の故障/破損メカニズムが温度感受性を特定する活性化エネルギーを用いてアレニウス・モデルでモデル化される製品である絶縁材料や半導体、また潤滑油やグリスあるいはクリープなどの例では負荷の低減により温度が低下すれば故障率が低下する。例えば、MIL-HDBK-217Fにおいて、加速因子のアレニウス・モデル化は以下の通りである。

・ 6.1 DIODES, LOW FREQUENCY

$$\pi_t = e^{-309 \left(\frac{1}{T_j+273} - \frac{1}{298} \right)}$$

式 3-25

・ 6.3 TRANSISTORS, LOW FREQUENCY, BIPOLAR

$$\pi_t = e^{-2114 \left(\frac{1}{T_j+273} - \frac{1}{298} \right)}$$
式 3-26

・ 6.4 TRANSISTORS, LOW FREQUENCY, Si FET

$$\pi_t = e^{-1925 \left(\frac{1}{T_j+273} - \frac{1}{298} \right)}$$
式 3-27

T_j =Junction Temperature

雰囲気温度 30°C で温度上昇が全負荷状態で 100°C に上昇するシステムでは、半負荷で電流が半分となり順方向電圧降下と電流の積で発生する発熱が半分になるとすると、温度が 65°C となる。この時与えられる Temperature Factor : π_t は電力整流器では 8.0@100°C と 3.6@65°C, パワートランジスタでは 4.2@100°C と 2.3@65°C, パワー MOSFET では 3.7@100°C と 2.1@65°C, ととなり故障率は低下する。

また、繰り返しの荷重サイクルで生ずる疲労サイクルは応力 S と疲労サイクル N で与えられ、疲労強度モデルは次の一般式でしめされる。

$$NS^m = A$$

指数-指数グラフ上に直線で示される特性は、半負荷による応力の低下が故障の低減に寄与することを示している。

一般的な機器の信頼性評価では、アクティブ/スタンバイ冗長系に比べてアクティブ/アクティブ冗長系の信頼度が劣る。しかし電動化においては特に負荷によって動作温度や応力が変化するので、例えば表 3-1 に示すようにその負荷変動の大きい電力変換部などが故障率の大きな要因となっていることから、半負荷状態の単一故障が発生する確率が低減できる効果を考慮すればシステム設計的に劣るものではない。

アクティブ/アクティブ方式の課題

アクティブ/アクティブ方式には、次のような課題がある。アクティブ/スタンバイ方式は、全体の機能としてはシングルシステムとほぼ等しい。単一システムで制御する限り、冗長されていないシングル構成のシーケンス、制御特性と同じ特性をしめし、それらはスタンバイ系と干渉することなく特別な考慮は必要がない。一方アクティブ/アクティブ方式の場合、独立した制御コントローラがそれぞれのアクティブシステムを制御しながら出力

は1つに集約される。複数システムの協調動作により要求の動作や機能を果たす必要があり制御性が干渉することは免れない。たとえばアクティブ／アクティブでトルク和もしくはアクチュエータ推力和で位置や角度を制御しようとする場合、独立する2つ以上の系統が同じ速度指令を出力するとは限らず、反抗する力を独立した系が出力するときに発生するフォースファイティングなどが有名である [35] [33] [34]。また、協調性をたもつために信号のやり取りやスーパーバイザを設けると、その機能が故障した場合にシングルポイントで且つ致命的なシステム喪失に至る可能性がある。アクティブ／アクティブで干渉しない制御系であることや、スーパーバイザを必要としないようなシステムがアクティブ／アクティブ冗長系には求められる。

ワンフェールオペレーショナルのモータ冗長設計への適用

冗長モータシステムに独自のアクティブ／アクティブ制御装置を備えることで、単一故障時も、MEE エンジン推力に影響を及ぼさないシステムを実現する。燃料ポンプ回転数はエンジン運転に必要な燃料流量を制御し続けるために速度サーボで制御される。このシステムではモータシステムは燃料流量に不連続が生じてはならない。仮に故障で供給の中断が発生した場合は、エンジン回転数が変化し最悪の状況ではエンジン停止など、急速な推力の減少が発生することとなる。本研究はこのような状況でもアクティブ／アクティブ制御により、異常状態を速やかに補完し連続的な運転を補償するものである。このシステムは、冗長インバータと多重巻線で構成されたモータ制御システムを接続し、システムの1か所でモータ巻線もしくはインバータ装置に故障が発生しても、モータ電流が自動的に補償される設計とする。従来の待機冗長のように、継電器²⁶など電気切り替えを行うデバイスを必要としないことを目標としている。このコンセプトにより、機械機構的にシンプルで耐久性があり信頼性の高いシステムとすることが可能となる。

冗長モータの一般的方法としてトルクサミングにて出力されるよう結合する方法がある。トルクサミングは2台のモータを並列し機構的に結合する方法とモータの巻き線を2重に巻く方法がある。それぞれのモータや巻線は、冗長系統毎の独立したインバータ、センサ等の制御装置に接続され回転が制御される。この構成において、出力を低下させない

²⁶ リレーもしくはコンタクタ

ためには、任意の系の故障を検出判断し、残りの系統の電流を増やすよう制御し、残りの系統のトルクを増加させることにより、システムのトルク低下を回避することが必要である。

つまり、故障時に出力を低下させない制御を行うためには、モータおよび駆動するインバータの故障を検出しなければならない。たとえば代表的なトルクサミングを用いたモータ制御装置の電流制御構成を図 3-19 に示す。冗長化されたそれぞれの系統ごとに電流センサおよび電流フィードバックが構成されている。故障（例えばモータ 1 側の故障）時に駆動力を低下させないためには、故障していない側（例えばモータ 2 側）の電流を倍増させるような変更を行う回路装置及びまたはソフトウェア構成及び論理が上位システムにおいて必要である。

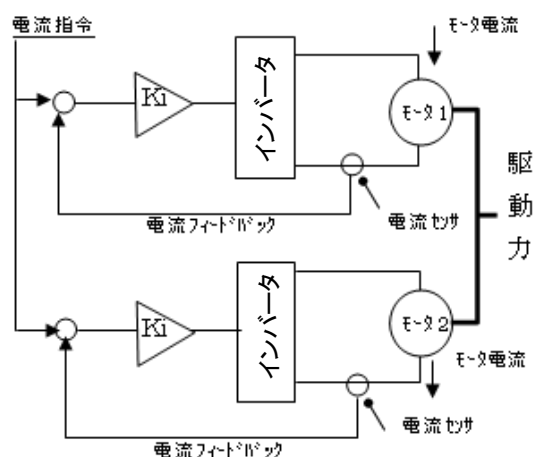


図 3-19 トルクサミングにおける電流制御構成

この場合、上位システムは常にモータ制御系統の動作状態を診断しながら、迅速な故障判定を経て対応することが要求される。この系統設計では、検出誤差や判断の時間遅れ等が加わり、目標とする故障遷移時間の低減の支障となる可能性がある。

故障遷移時間を低減するため、故障を上位判断によらない構成として次の図 3-20 の構成を提案する [108] [109] [110]。冗長化された複数のモータ線を1つの非接触型電流センサ（電流-電圧変換素子）に貫通させ検出する。このシステムはモータが故障し、片側の電流が流れなくなるとフィードバック量が、2系統入力時は $1/2$ 、3系統入力時は $2/3$ になり、その不足分だけフィードバック量が低下し、クローズドループ制御上では、

電流供給量が自動的に不足した分だけ増加するという動作原理である（図 3-2 1 参照）。この方法（電流サーボ故障補償方式）は DC モータ、3 相モータいずれにおいても実施可能である。このシステムは以下の特徴を有する。

- ・ 外部の故障検出不要
- ・ ゲインや指令値の切り替え不要
- ・ 故障発生に対し瞬時に補償動作が可能

具体的にこの方法を 3 相モータで採用する場合には、冗長モータ構成として同軸上にモータ巻線を配置する。その理由は 3 相モータで電流を制御する場合、コミュテーションによりステータ巻線電流の位相をロータ磁極位置により制御するため、冗長化された巻線電流を等しく制御する必要があり、その電流位相を冗長モータ同士で一致させておくものである。

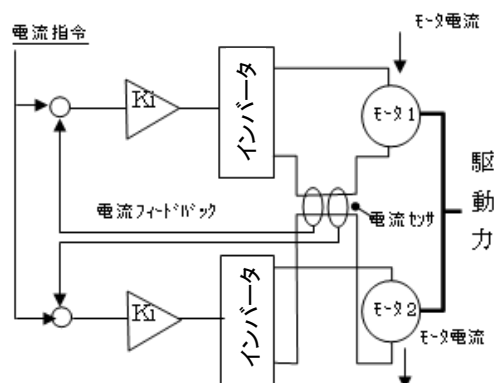


図 3-2 0 電流制御構成に非接触貫通型電流センサを採用した冗長回路構成

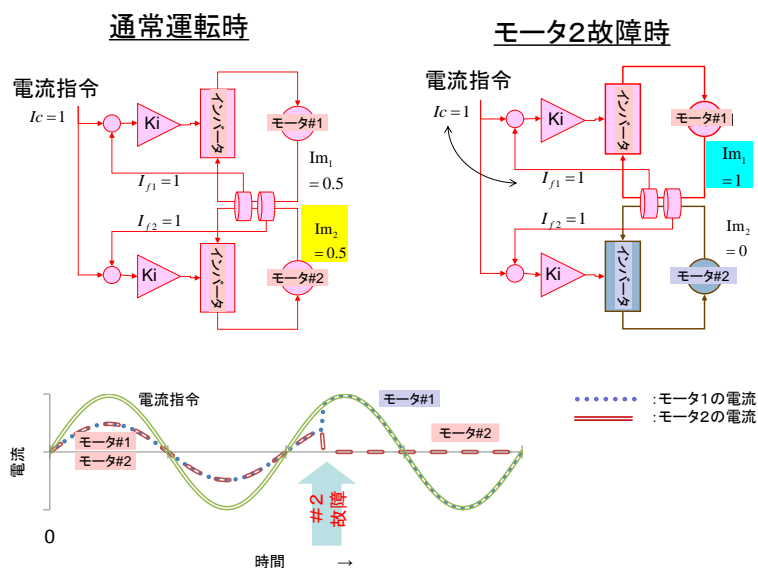
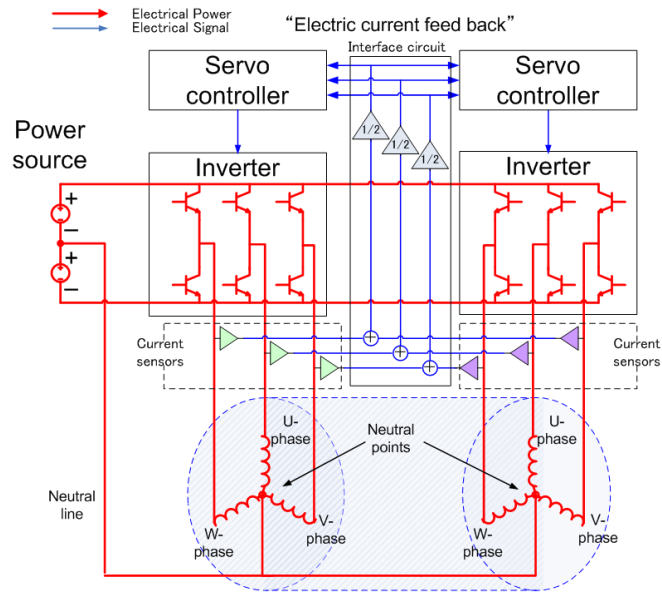


図 3-2 1 多重巻線モータの電流制御

図 3-2 2 は、燃料ポンプ用の冗長ブラシレスモータシステムの等価回路図である。このシステムはモータをそれぞれ“A”と“B”システムの 2 セットの巻線で構成し、各相各々にコントローラとインバータを対応させるよう接続している。このシステムでは、中性線が“A”と“B”システムで星形モータ結線の両方の中性点の間につながれる。図 3-2 3 に中性線の動作原理を示す。ショート故障がある 1 相で起こった場合を仮定し、たとえば“A”システムのインバータで U 相・ショートが発生したときを想定する。この構成では故障により発生した短絡電流は中性線を通り終局的にはショート時に生ずる過電流による半導体やボンディングワイヤなどの熱破壊によって、この系統上の素子はオープン故障に至り U 相は機能しなくなる。一般的な回路ではこの中性線は接続されないため、短絡電流は他の相の半導体にも流れ込み、短絡電流による熱破壊が波及的故障を生ずる原因となっている。中性線を接続する回路構成は、故障状態における間の“A”システムの他のフェーズ、すなわち V 相と W 相に電流が流れることをバイパスすることができ、他の相のデバイスの生存性を向上させるものである。



注) モータは2重巻線で構成し、故障後のトルクリプルが発生しないような構成としている。

図 3-22 トルクサミングにおける電流制御構成に非接触貫通型電流センサを採用した、3相モータ制御冗長回路構成

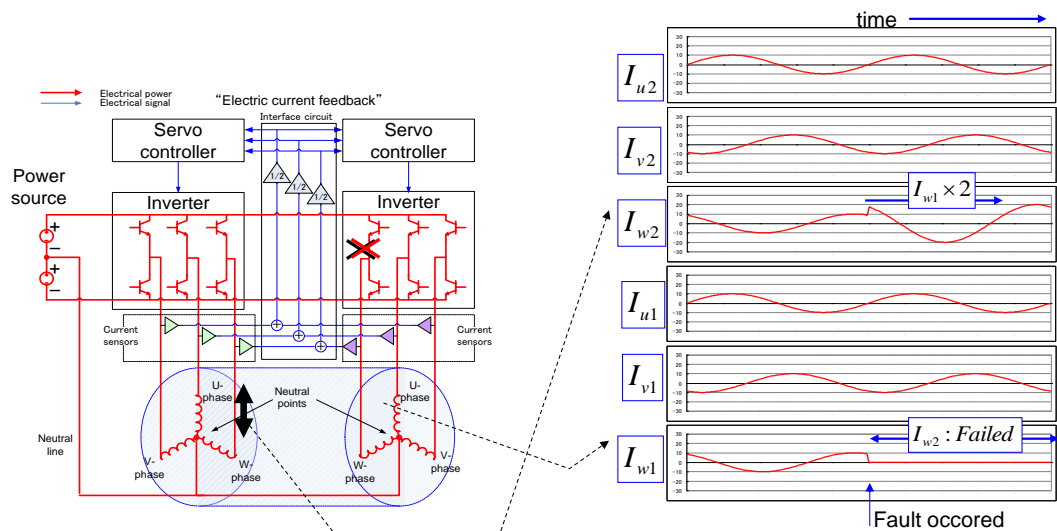


図 3-23 トルクサミングにおける電流制御構成に非接触貫通型電流センサを採用した、3相モータ制御冗長回路構成における中性線の機能

この回路で先に述べた電流フィードバックを“**A**”と“**B**”の和としてフィードバックするシステムを採用することにより，“**A**”システムのU相の電流が流れなくなると同時に，“**B**”システムのU相の入力電流は自動的に2倍に調節されモータ全体のトルクを保持する働きをする。この動作を説明する。この構成では3相2重冗長モータシステムで、電流センサは電流が各々のフェーズ(U, VとW相)に配置され計測を行う。計測されたフィードバック電流信号はインタフェース回路を介してコントローラへフィードバックされる。フィードバック電流信号は“**A**”そして，“**B**”システムのインタフェース回路に入力されているがこの間フィードバック電流信号の平均値として扱うため、 $1/2$ としていた。モータの電流制御はフィードバック電流信号と電流要求値の差を基にサーボコントロールされ，“**A**”と“**B**”システムに与えられた電流要求値とフィードバック電流信号が一致するように自動的に調整される。このシステムで“**A**”システムに単一故障が発生し、フィードバック値が通常の半分になると正常に動作している“**B**”システムへのフィードバック電流値が半分となるためサーボ機能によりその差分を埋めるようモータへの指令を2倍とする。その結果“**B**”システム側の電流が2倍となりフィードバック値が電流要求値に一致するためその状態が保持され制御が継続することとなる。このシステムをポンプモータに採用することにより、故障発生前後でも同じトルクを発生させることができる。したがって、ポンプは同じ速度で機能し続けて、燃料流量を途切れることなく持続することが可能となる。このアクティブ/アクティブ制御構成によりMEE燃料ポンプシステムはエンジン速度およびスラストの変化を起こさずに継続動作可能なシステムを提供することが可能となる。

ワンフェールオペレーショナルモータの試験結果

図 3-2 4 に磁気トルクサミングによる電流サーボ故障補償方式の実験結果を示す。この試験では、2重巻線モータとして1つのモータステータ上に2つのモータ巻線として構成している。この実験では、故障が発生した時点で連続的にモータ回転を維持できることを確認するとともに、電流サーボ故障補償により電流値が制御されていることを確認するものである。図 3-2 4 のとおり、この試験において磁気トルクサミングは正常に動作し、故障発生前の2モータによる同時駆動はスムーズな制御をしている。Ach と Bch のモータ

電流は一致しており、正常に分担していることが確認できる。また、故障発生時に電流サーボ故障補償が機能し、故障発生時にもトルクの喪失時に発生する回転数の低下は発生していない。また、故障後に Ach のモータ電流が 0 となった後に電流サーボ故障補償は正常に Bch 側の電流を増加させ故障前と同等のモータ制御を行った。

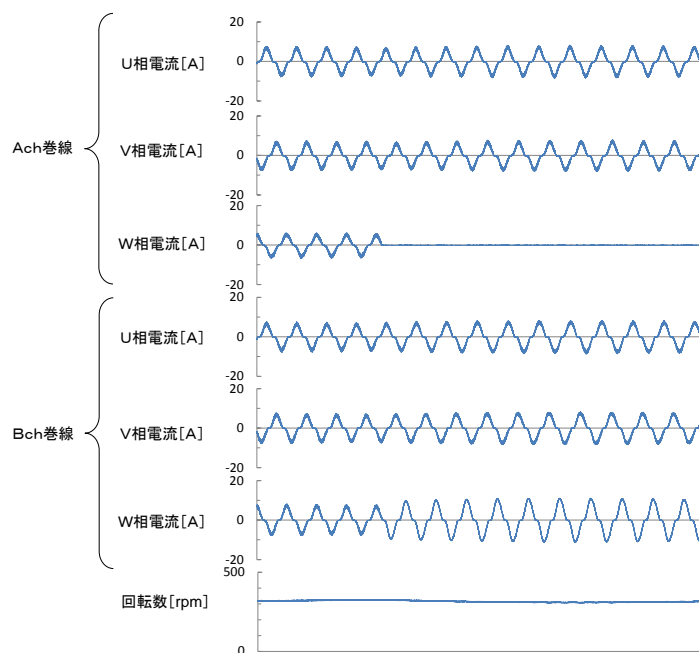


図 3-24 磁気トルクサミングにおける電流サーボ故障補償方式の試験結果

第3項 ツーフールセーフシステムのME Eにおける実現

ツーフールセーフモータシステムにおける部品点数削減 [103] [111]

モータシステムで2重故障の後さえ、エンジンを動かし続ける能力を持つことは、エンジン制御への電動化の適用において安全性と信頼性で確かな価値を提供するものである。提案するシステムは、モータ駆動の燃料ポンプに適用した場合に所要の燃料を供給し続け、2重故障においてもエンジン停止を防止することを目的としている。先に述べたワンフェールオペレーショナルな構成において、アクティブ/アクティブで機能し続けた状態で単一故障が発生した場合に、速やかな電流サーボ故障補償により機能が継続することを述べた。このシステムについて記述した構成によれば、初回の単一故障が発生した相と別の相

(例えば U 相の次に V 相,あるいは W 相)において 2 つ目の故障が発生し重複故障となった場合においては, 2 重故障の後でさえ正常に動作し続けることが可能となる。しかし, 2 重故障が “A” と “B” システムの同じ相 (たとえば U 相で 2 回故障が発生する場合) で起こったならば, モータ回転は停止するか不安定になる。たとえば対策として, 3 相のモータ巻線を 2 重冗長のシステムから 3 重巻線以上の多重巻線構成とすることにより容易に対応することが可能である。あるいは, 3 相モータを 5 相モータとすることにより, 単 1 相の機能が喪失しても比較的安定な回転が可能とする方法も考えられる。しかし, これらの方法は多重化で耐故障性を向上させるため, 質量の増加や構成品の大型化を伴うため, 航空宇宙の設計としては受け入れられない場合が多い。電動化を進めるには大きな質量, 容積のペナルティを受けずに, さらなるフォールトトレラント性能の向上を達成することが必要である。これらを解決する方法として, 1 相が故障した 3 相モータを 2 相モータとして制御することにより故障補償する方法を検討する。

一般的に, 3 相 DC ブラシレスモータとインバータにおいて 1 相でも故障したときは, 残った 2 相巻線とインバータで 3 相モータを制御することはできない。制御不能となる 1 つ目の要因は, インバータの電流制御方式によるものである。3 相モータを制御するインバータは 3 相に相毎の独立のスイッチング回路により, 各相電圧をモータ回転に合わせて制御を行う。このときインバータは電圧の基準を他の 2 相において電圧を規定するために v_{uv}, v_{vw}, v_{wu} の相間電圧でモータ電流を制御している。

理想的に平衡 3 相負荷である電動モータの場合, 仮想中立点は 0V になるため相間で電位が確定しても, 実質は相電圧を制御していることと等価であり線電流を制御できる。しかし, ここで 1 相故障が発生すると残りの 2 相しか電圧がかけられないため v_{uv}, v_{vw}, v_{wu} のいずれか 1 つのベクトルしか電圧を定義できなくなる。つまり, 制御が不能となるということである。1 相が制御不能 (電圧が規定できない状態) となった場合に制御するには, 残った 2 相の電圧を定義できるようにする必要がある。故障許容制御のため, モータの仮想中立点を電源と中性線で接続して中立点電位を確定するようにする。

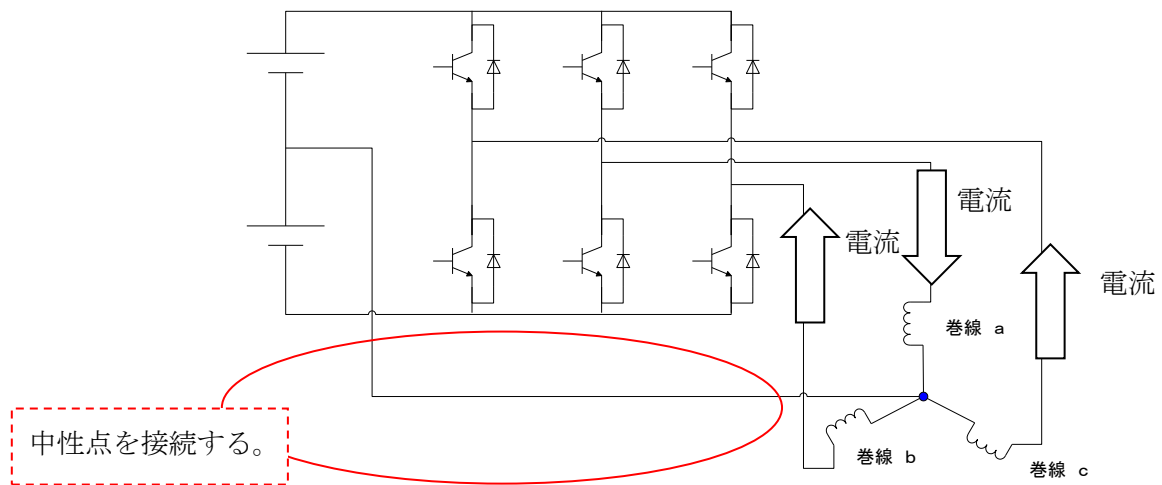


図 3-25 中性点を接続した正常動作時のモータ制御回路図

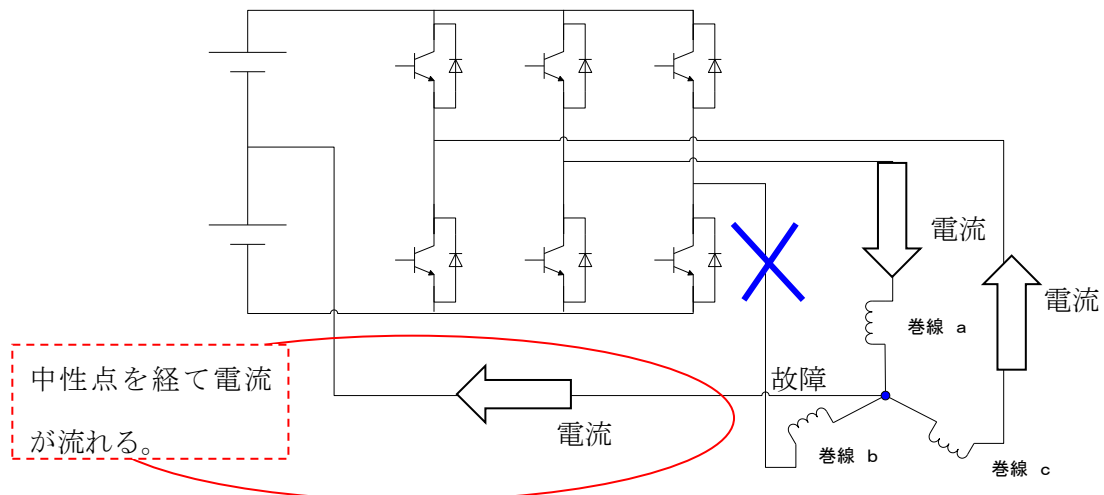


図 3-26 中性点を接続した故障動作時のモータ制御回路図

中性線がつながれるとき、電位は中性線を基準電位として確定する。この状態であればインバータが制御する相電圧は中性点を基準として制御されるので相電流の制御が可能となる。

次に制御電流の回転ベクトル制御について述べる。正常な3相モータとインバータにおいては、平衡3相交流が流れるため120度位相で円周状に配置された巻線にこの平衡3相交流電流がながれると回転電流ベクトルとなる。図3-27は3相永久磁石モータの電流ベクトルを図解している。機械位相として120度位相でUVWの3相巻線が配置され、

2極 N 極 S 極の永久磁石が回転する。ここで、直交軸 α β 軸を定義し 3 相交流を正弦波として変換すると、電流ベクトルは交流角速度 ω により α β 軸上を回転する。

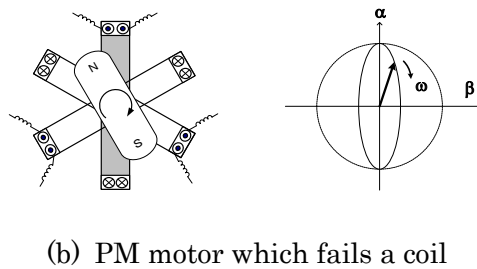
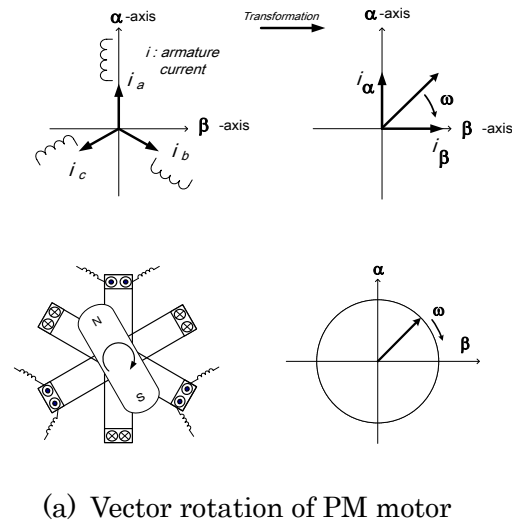


図 3-27 モータ巻線と電流ベクトル

この回転電流ベクトルが正常である状態において、1 相で故障が発生し電流が流れなくなると回転電流ベクトルは楕円の形をとる。この不均衡な回転電流ベクトルはトルクリプルを発生させるため、モータ運転を継続することが困難となる。この研究ではデジタル電流制御によりこの問題を解決する。具体的には DC ブラシレスモータにおいて、電源の中性点と巻線における星型結線の中性点と中性線で接続し、故障検出により 3 相の巻線のうちいずれかの相の故障が検出された場合に、故障相判別により故障なしと判別された相について、位相制御により各相の電流を α 軸及び β 軸直交成分に分解して合成した合成電流の電流ベクトルの軌跡が円となるように電流の位相を変化させる。中性線を使うことにより 3 相の巻線のうちいずれかの相が故障した場合、またはインバータの一部が故障してい

いずれかの相に電流が流れなくなる場合でも中性線により電流が流れるので、故障後もモータを回転させることができる。

ブラシレスモータが正常に運転されている場合、3相巻線に対称3相交流電流を流すと、U相、V相、W相を流れる電流は、

$$\begin{aligned} I_u &= I_m \cdot \sin(\omega t) \\ I_v &= I_m \cdot \sin\left(\omega t - \frac{2\pi}{3}\right) \\ I_w &= I_m \cdot \sin\left(\omega t - \frac{4\pi}{3}\right) \end{aligned} \quad \text{式 3-28}$$

となる。なお、 I_m は線電流を表している。各相を流れる電流を β 軸、 α 軸の直交2軸に分解すると、

$$\begin{aligned} I_{u\beta} &= I_m \cdot \sin(\omega t) \\ I_{v\beta} &= I_m \cdot \sin\left(\omega t - \frac{2\pi}{3}\right) \cdot \cos\left(-\frac{2\pi}{3}\right) \\ I_{w\beta} &= I_m \cdot \sin\left(\omega t - \frac{4\pi}{3}\right) \cdot \cos\left(\frac{2\pi}{3}\right) \end{aligned} \quad \text{式 3-29}$$

$$\begin{aligned} I_{u\alpha} &= 0 \\ I_{v\alpha} &= I_m \cdot \sin\left(\omega t - \frac{2\pi}{3}\right) \cdot \sin\left(-\frac{2\pi}{3}\right) \\ I_{w\alpha} &= I_m \cdot \sin\left(\omega t - \frac{4\pi}{3}\right) \cdot \sin\left(\frac{2\pi}{3}\right) \end{aligned} \quad \text{式 3-30}$$

となり、 β 軸、 α 軸の合成電流 I_β 、 I_α は

$$I_{\beta} = Iu_{\beta} + Iv_{\beta} + Iw_{\beta} = I_m \cdot \left\{ \sin(\omega t) - \frac{1}{2} \sin\left(\omega t - \frac{2\pi}{3}\right) - \frac{1}{2} \sin\left(\omega t - \frac{4\pi}{3}\right) \right\} = \frac{3}{2} I_m \cdot \sin(\omega t)$$

$$I_{\alpha} = Iv_{\alpha} + Iw_{\alpha} = I_m \cdot \left\{ -\frac{\sqrt{3}}{2} \sin\left(\omega t - \frac{2\pi}{3}\right) + \frac{\sqrt{3}}{2} \sin\left(\omega t - \frac{4\pi}{3}\right) \right\} = \frac{3}{2} I_m \cdot \cos(\omega t)$$

式 3-3 1

となり、回転する電流ベクトルの軌跡は円となる。また、正常時の電流の位相は、

$$\tan^{-1}(\cos \omega t / \sin \omega t) = \frac{\pi}{2} - \omega \text{ である。}$$

このように構成されたブラシレスモータの故障時の制御方法を、3相巻線のU相に接続されているインバータに短絡故障が発生した場合について説明する。U相のインバータに短絡故障が発生する場合、中性線に電流が流れるのでV相及びW相の巻線が接続されたV結線となりV相、W相にのみ電流が流れる。

この場合の β 軸、 α 軸の合成電流 I_{β} 、 I_{α} は、式 3-3 2となり、合成電流 I_{β} が合成電流 I_{α} よりも小さくなり、回転する電流ベクトルの軌跡は楕円となる。このため、正常にモータを回転させることができない。

$$I_{\beta} = Iv_{\beta} + Iw_{\beta} = I_m \cdot \left\{ -\frac{1}{2} \sin\left(\omega t - \frac{2\pi}{3}\right) - \frac{1}{2} \sin\left(\omega t - \frac{4\pi}{3}\right) \right\} = \frac{1}{2} I_m \cdot \sin(\omega t)$$

$$I_{\alpha} = Iv_{\alpha} + Iw_{\alpha} = I_m \cdot \left\{ -\frac{1}{2} \sin\left(\omega t - \frac{2\pi}{3}\right) + \frac{1}{2} \sin\left(\omega t - \frac{4\pi}{3}\right) \right\} = \frac{3}{2} I_m \cdot \cos(\omega t)$$

式 3-3 2

まず、正常運転時と同位相となるように位相を変化させる。正常運転時と同位相にさせるためのV相及びW相の位相変化量を ε_1 、 ε_2 とすると、位相制御後のV相の電流 I_v 、及びW相における電流 I_w はそれぞれ、

$$\begin{aligned}
 I_v &= I_m \cdot \sin\left(\omega t - \frac{2\pi}{3} + \varepsilon_1\right) \\
 I_w &= I_m \cdot \sin\left(\omega t - \frac{4\pi}{3} + \varepsilon_2\right)
 \end{aligned}
 \tag{式 3-33}$$

となる。例えば $\varepsilon_1 = -\frac{\pi}{6}, \varepsilon_2 = \frac{\pi}{6}$ であり、この場合の合成電流 I_β, I_α は、

$$\begin{aligned}
 I_\beta &= I_m \cdot \left\{ -\frac{1}{2} \sin\left(\omega t - \frac{2\pi}{3} - \frac{\pi}{6}\right) - \frac{1}{2} \sin\left(\omega t - \frac{4\pi}{3} + \frac{\pi}{6}\right) \right\} = \frac{\sqrt{3}}{2} I_m \cdot \sin(\omega t) \\
 I_\alpha &= I_m \cdot \left\{ -\frac{\sqrt{3}}{2} \sin\left(\omega t - \frac{2\pi}{3} - \frac{\pi}{6}\right) + \frac{\sqrt{3}}{2} \sin\left(\omega t - \frac{4\pi}{3} + \frac{\pi}{6}\right) \right\} = \frac{\sqrt{3}}{2} I_m \cdot \cos(\omega t)
 \end{aligned}$$

式 3-34

で表される。合成電流 I_β, I_α の位相差は $\pi/2$ であり、合成電流 I_β, I_α の各最大値及び最小値は等しく、電流ベクトルの軌跡は円となる。また、位相制御後の位相は $\tan^{-1}(\cos\omega t/\sin\omega t) = \frac{\pi}{2} - \omega$ となり、正常運転時の位相と同位相になる。このとき、正

常運転時の電流ベクトルと比べて位相制御後の電流ベクトルは電流の大きさが不足するため、モータを回転させるためのトルクが不足する。この不足分のトルクを上げるために電流のゲインを補正する。詳しくは、ゲイン補正を行った V 相の電流 I_v 及び W 相の電流 I_w は、ゲイン補正係数を η とすると、

$$\begin{aligned}
 I_v &= I_m \cdot \sin\left(\omega t - \frac{2\pi}{3} + \varepsilon_1\right) \times \eta \\
 I_w &= I_m \cdot \sin\left(\omega t - \frac{4\pi}{3} + \varepsilon_2\right) \times \eta
 \end{aligned}
 \tag{式 3-35}$$

で表される。本形態では、正常運転時の合成電流は線電流 I_m の $\frac{3}{2}$ 倍であり、故障時

の位相制御後の合成電流は線電流 I_m の $\frac{\sqrt{3}}{2}$ 倍であるので、正常運転時と等しい大きさの

電流を得るためのゲイン補正係数 β は、 $\beta = \frac{3}{2} / \frac{\sqrt{3}}{2} = \sqrt{3}$ となる。従って、ゲイン補正

後の合成電流 I_β 、 I_α は、

$$I_\beta = \frac{3}{2} I_m \cdot \sin(\omega t)$$

$$I_\alpha = \frac{3}{2} I_m \cdot \cos(\omega t)$$

式 3-36

となり、ゲイン補正を行うことにより正常運転時と等しい大きさの電流を得ることができ。従って、3相巻線を構成する各相のうちいずれか1相が故障した場合でも中性線を電流が流れることにより、星型結線から正常な2相のV結線に変更されるのでモータを継続して回転させることができると共に、回転する電流ベクトルの軌跡が略円を描くように位相を変化させることで電流が安定することによりトルクリプルを低減することができるので、安定した運転制御が可能となる。

耐故障設計の信頼性評価

次に系並列冗長と要素並列冗長さらに要素並列冗長に2/3運転による応急運転の組み合わせでの信頼性を評価する。

インバータ回路の系並列冗長設計を図 3-28 示す。2系統の冗長回路がそれぞれ別の系統のモータ巻線を駆動する冗長系統である。

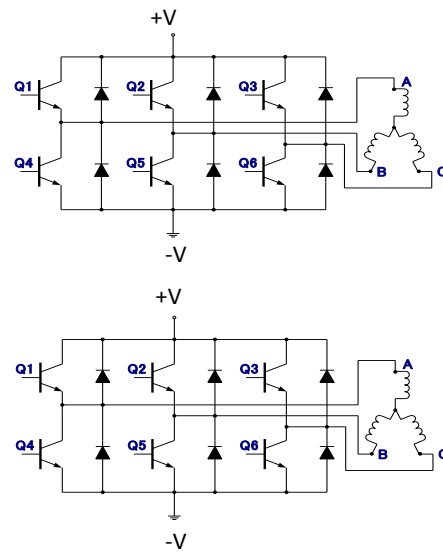


図 3-28 系冗長回路

この信頼度ブロックは図 3-29 となり，信頼度が求められる。ここで a は構成要素の信頼度である。（以下同様）

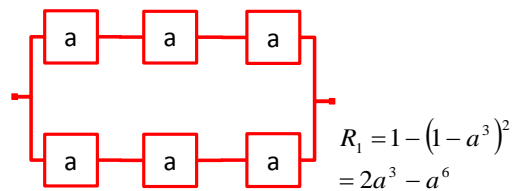


図 3-29 系冗長回路の信頼度ブロック

次に要素冗長回路を図 3-30 示す。この冗長回路はモータ中立線を接続することによる上下の回路の各相同士が補完関係となることで，要素冗長回路を構成する。

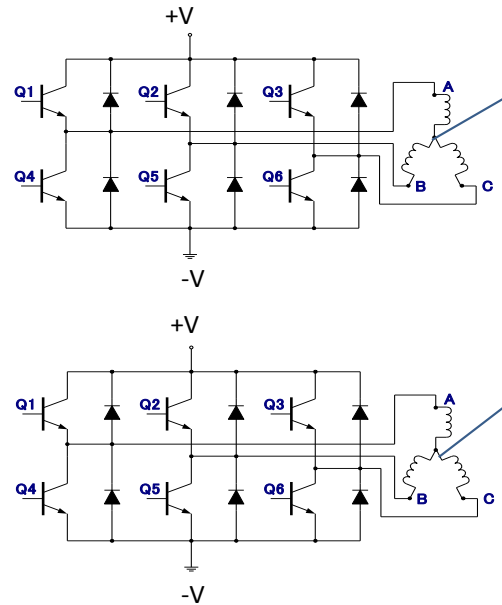


図 3-30 要素冗長回路

この信頼性ブロックは図 3-3 1 となり，信頼度が求められる。

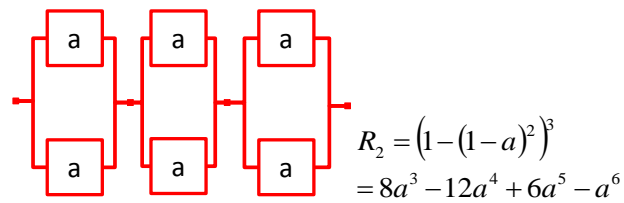


図 3-3 1 要素冗長回路の信頼度ブロック

次に 2/3 部分運転による応急運転構成を示す。この回路は，モータの中性点を電源の中性点に接続することにより，3相モータを残りの2相で運転するものである。この運転方式の信頼度はすべての相が故障しない確率と 1 相が故障し 2 相が故障しない確率で 3 通りの組み合わせがある。(図 3-3 2)

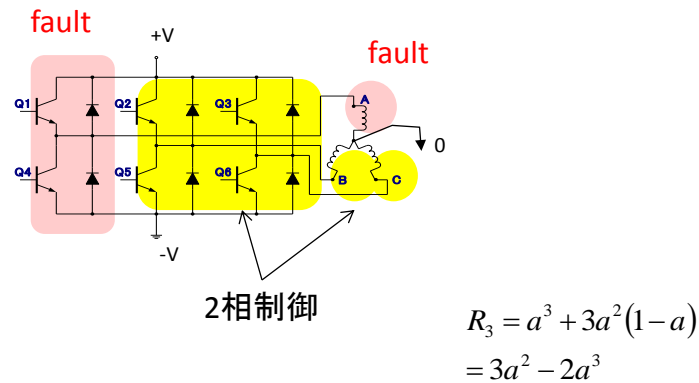
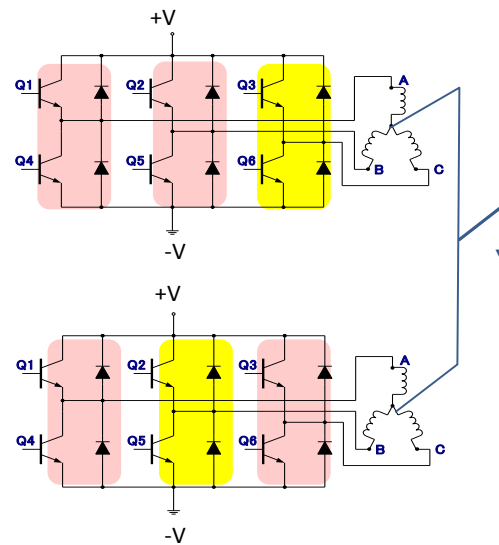


図 3-3 2 2/3 部分運転による応急運転構成と信頼度

最後に要素冗長構成に 2/3 部分運転による応急運転構成を組み合わせる。この構成の信頼度は [1 - (すべて故障する確率 + 1/6 相が故障する確率【6 通り】 + 2/6 相 (同相 2 故障) が故障する確率【3 通り】)] で示される。(図 3-3 3)



$$R_4 = 1 - (3(1-a)^4 a^2 + 6(1-a)^5 a + (1-a)^6)$$

$$= 12a^2 - 28a^3 + 27a^4 - 12a^5 + 3a^6$$

図 3-3 3 要素冗長構成に 2/3 部分運転による応急運転構成を組み合わせた構成と信頼度

以上の4つの冗長構成を比較すると図 3-3 4 のとおりとなる。

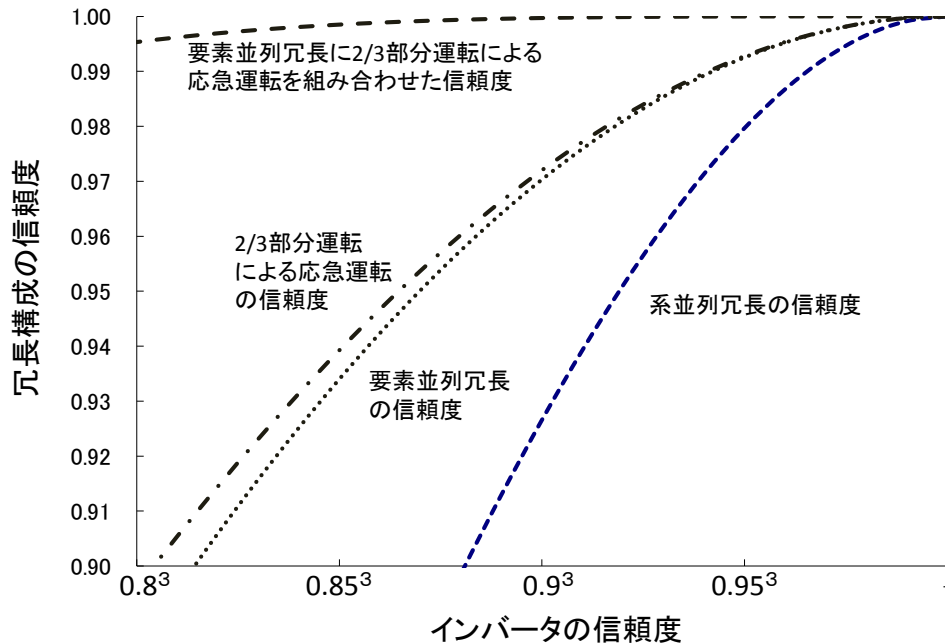


図 3-3 4 冗長構成による信頼度の比較

要素並列運転は系並列運転の約 1/2 の故障率を示し信頼性を改善する。2/3 応急運転はほぼ要素並列冗長と同等の信頼度を示し、本研究で提案する構成のように 2/3 応急運転に要素並列冗長を組み合わせると、極めて高い信頼性を示し、仮にインバータ単体の信頼度が $0.5(0.8^3)$ であっても、0.995 の信頼度を示す構成である。なお、この検討では冗長要素の故障に従属性があることを無視している。

ツーフェールセーフモータシステムの試験結果 [104]

先に述べた 3 相永久磁石モータの 1 相故障時の 2 相電流制御の原理について述べた。これらの電流制御は先に述べたとおり、デジタル電流制御の位相制御により実現する。一般的な 3 相永久磁石モータのブレッドボードモデルにより、デジタル電流制御により位相制御の実現性と位相制御結果得られるモータ回転を試験にて確認した。図 3-3 5 は故障前の一般的な 3 相モータ制御の電流波形を示している。UVW 3 相の電流は 120deg の位相遅

れを保ちながら流れている。次に図 3-3 6 は 1 相（この試験では W 相）が故障した状態を模擬し、残りの u と v の 2 相の位相を制御し、モータを回転させる制御を行っている。モータ電流の位相は、ロータとステータ間に設置したレゾルバを用いて相対角度を測定し、その角度を磁極位置とステータコイルの位相角としてデジタル値としてとりこみ、プロセッサにより磁極位置に合わせた電流位相となるように制御している。今回の試験では W 相を故障状態として模擬するため、U 相電流と V 相電流により回転電流ベクトルを作るようにプロセッサにて電流位相を修正している。U 相電流は 15deg 遅らせるように制御し U 相電流波形を生成する。同じく V 相電流は 15deg 進めるように制御し V 相電流を生成する。U 相と V 相の位相制御により、図 3-3 6 に示すように円形の電流回転ベクトルを生成した。回転電流ベクトルを生成したことにより、図 3-3 5 に示すようにスムーズなモータ回転を得ている。この試験評価した方法において、従来の応急運転方法と異なる点は図 3-2 5 や図 3-2 6 のとおり、常に中性線を電源の中性点に結合しているところにある。従来の研究 [84] [85] [86] [87] [88] [89] [90] [91] [92] [93] では、3 相インバータにもう 1 相設けて、中性線を結合する方法や遮断回路を設けてコンデンサバンクで構成した中性点に結合する方法が研究されている。今回の構成は 3 線電源であれば、これらの追加の構成すなわち切り替えや遮断回路を設けることなく、応急運転が可能であることを示したものである。

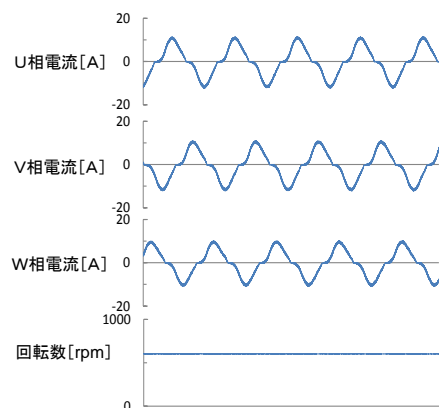


図 3-3 5 3 相永久磁石モータの電流波形

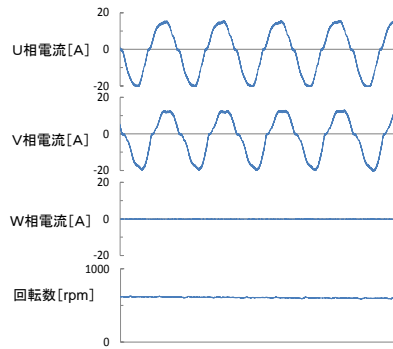


図 3-36 1相故障時の2相電流位相制御駆動時の電流波形

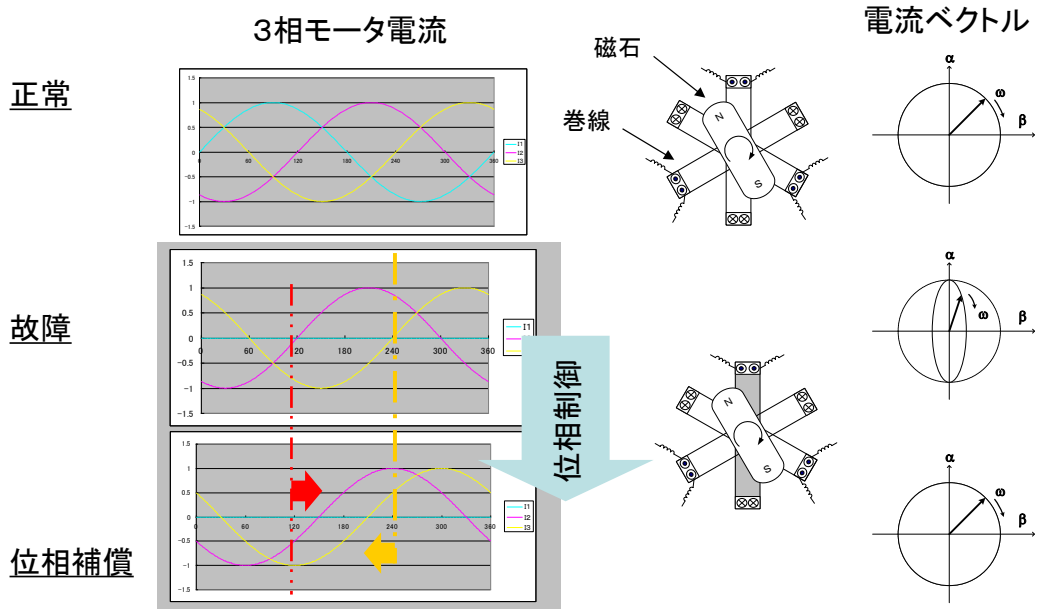


図 3-37 故障発生時の2相電流位相制御

第4項 冗長・耐故障システムを構成する制御回路技術

回路設計の概念 [96]

故障許容システムの回路設計の概念は3つの大きな設計方針に基づき整理される。1つ目の設計方針はアクティブ/アクティブ制御であり、故障時の切り替え時間を最小限とし、パワーや損失の分担によりシステム効率を最大限に生かす方式である。2つ目の設計方針はチャンネル切り替えデバイスがないシステムである。冗長構成でしばしば構成されるチャ

ネル切り替えは、機械的にはクラッチ機構などで構成され、電氣的には継電器（機械式・半導体式リレー）により構成されるものである。システムを多重に準備しても、切り替え部分が単一故障で全体システムを喪失する恐れがあり、この部分に極めて高い信頼性が要求される。また、冗長切り替えは瞬間的に発生し、突如切り替えられるとともに、そもそも故障状態にあるシステムは過電圧、過電流、過速度など異常状態であることが想定される。このような状況下で、サージや衝撃が発生することで、システム全体にストレスが生じる。且つ切り替え時の時間遅れなどシステム上の欠点が潜在する。故に冗長システムはこのようなチャンネル切り替えをなくすることが理想であると考ええる。3つ目の設計方針は自動補完・補償である。できる限り追加のセンサを使用せず、またスーパーバイザのような判断者・監視者を設けない。また、機能達成の最終物理量を故障判断の対象とし、極力推定は用いない。チャンネル切り替えと同様に、判断者・観測者あるいは判断用のセンサは極めて大きな権限を担うこととなるため、独立で且つ高い信頼性が必要となる。システム設計の究極としてはこれらに頼らず、シンプルな故障判定が求められる。

これらの方針に照らし合わせて、前述のワンフェールオペレーショナル／ツーフェールセーフのシステムは、アクティブ／アクティブ制御を行いながら、通常制御に用いる電流フィードバック用のセンサだけを用いて故障時の補償と補完を行っている。モータ機能はトルク発生であり、その制御量である電流を用いた故障判断と補償はもっとも構成を簡素にできると考える。1つめと3つめの設計方針は達成できているが2つ目の設計方針であるチャンネル切り替えデバイスがないシステムを具体化する必要がある。

故障部位の隔離

実運用上の重要な技術課題が故障部位の隔離である。故障した部位は速やかに隔離されなくてはならない。切り替えを持つシステムは、切り替え自体が隔離動作を兼ねているが、本論文が提案するシステムは切り替えを持たない。信頼性／安全性を確保しつつ確実に故障隔離ができる方策が必要である。

本論文提案のシステムはオープンモード（解放モード）故障においては、きわめてスムーズな冗長対応が可能である。電流が流れなくなる故障であり、他への影響が少ない。一方、ショートモード故障（短絡故障）では慎重に扱う必要がある。一旦ショートモード故

障が発生すると中性線を介して電流を流し、過電流状態を作りトランジスタ等がヒューズとしての働きをすることを期待しても、電源ラインに対し上下一対の電力素子で上下の ON/OFF を切り替えながら制御しているため、もしどちらか一方で短絡故障が発生すると、故障しない側の電力素子が ON 状態となった時点で電源ラインが短絡を起こすこととなる。これらの状態は異常状態を波及させていくため適切ではない。そのため、実用化にあたり対策を検討した。

IGBT の自己遮断回路

これらの短絡電流など過電流を遮断するには、IGBT（絶縁ゲート型バイポーラトランジスタ）などを用いて、自己遮断回路を形成する。ここにはスイッチングトランジスタの不飽和化検出技術を用いる。インバータを形成する IGBT などのスイッチングトランジスタは飽和領域で使用される。飽和領域とは外部回路の状態によって IGBT などパワー素子に流れる電流が決まる領域であり、IGBT のゲート電圧に飽和領域となるように電圧をかけてインバータなどのスイッチングを行う。この状態においては通常飽和電圧分の電圧降下しか IGBT では発生しない。しかし、IGBT 以外の回路にて短絡状態などが発生すると、外部電流で決まる電流が流れようとするため電流が増え飽和領域を外れる。この状態を検出するのが不飽和検出である。不飽和状態では IGBT の電圧降下（コレクタとエミッタ間電圧）は飽和動作時よりも高い電圧状態であることを利用し、この電圧を検出するとともに、IGBT のゲート電圧を遮断することにより過電流を遮断するメカニズムである。実際にはこれらの現象は短時間で急峻に電圧上昇に至る動作をするが、IGBT は少なくとも 10 マイクロ秒以下の低インピーダンス短絡を乗り切るように通常設計されているため、この時間内にドライバー回路の機能としてゲート信号を遮断すればよい。図 3-38 に不飽和検出回路を実際に構成し動作させた試験結果を示す。試験回路の設定により $6\mu\text{s}$ で動作し遮断されており、 $10\mu\text{s}$ 以下となっていることからこのロジックが採用できることが分かる。

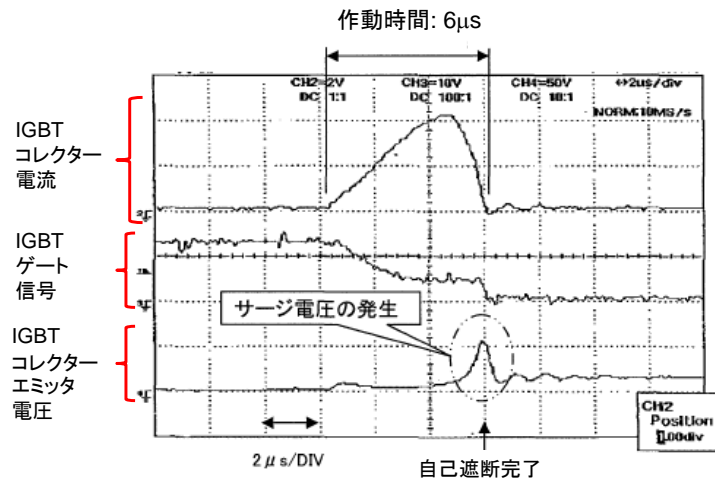


図 3-38 不飽和検出回路の動作試験

この遮断回路を構成することにより、インバータの上下に直列に配置された IGBT で発生する短絡波及故障や外部短絡時の電流遮断が可能となる。この遮断回路にて故障許容システムを構成するために考慮しなくてはならない次のポイントとして、インバータ上で既に故障している IGBT などの電力素子自体に電流を流れなくすることである。不飽和検出回路は、故障していない IGBT が他の故障で生じた過電流に対して自己遮断をかけるものであって、自らの故障を遮断することはできない。つまり、故障した素子への電流を遮断するためには、それぞれのパワートランジスタに個別の過電流遮断器を設けることが必要となる。しかし、過電流は主回路の正から負に向かって流れ、インバータの上下短絡ではどこで故障したかは識別できないため、故障した半導体の直近で遮断される保証がない。上下構成の反対側での遮断が否定できず、先に正常な側で遮断実行され、本来遮断されるべき遮断回路が時間遅れのばらつきで動作しない恐れがある。その結果、次のタイミングではまた別の経路に向かって過大電流が流れる恐れがある。そのため、インバータの上下どちらか片方が過電流を検知し遮断した場合には、その相の素子は全て遮断するよう指令をだすことにより、故障していない側で遮断して、故障が波及するような不具合とならないような工夫を施す。

遮断用に追加した IGBT は遮断用に常時 ON とすることもできるが、効率的に活用するには、スイッチングをさせてアクティブ状態とする方が好ましい。しかし、アクティブ状態とすると同一相内のパワートランジスタ故障については、同一相の下側もしくは上側の

すべてがショートモードで故障した場合にのみ過電流が発生するため、遮断機能が正常に動作しないおそれがある。そのため、素子の短絡検知機能を付与し、この検知機能を検知した場合は、同一相のすべての遮断器を遮断状態とするようにする。

短絡検出機能の一例 [112]として、IGBT のゲート駆動用電源からフォトカプラのアノードへ接続しカソードを IGBT のコレクタに接続する。こうすることにより短絡状態になった場合にフォトカプラの出力に配置されるフォトトランジスタはON状態となる。この状態を検出して短絡検知信号とする。なお、この場合、短絡状態を検知するためには当該 IGBT のゲートがオフである必要がある。IGBT のゲートがオフである状態を検知するため、先のフォトカプラの入力ダイオードと並列に別のフォトカプラの出力を接続する。その別に設置したフォトカプラの入力側のダイオードに IGBT の制御のように上位から入力されるゲート駆動信号を通すようにする。これにより、ゲート信号がオフ指令の場合に検知用のフォトカプラのダイオードに電流が流れる状態となり、ゲート信号がオン指令の場合は別に取り付けたフォトカプラがオンするため、検知用のフォトカプラのダイオードは電流がバイパスされ動作しない。

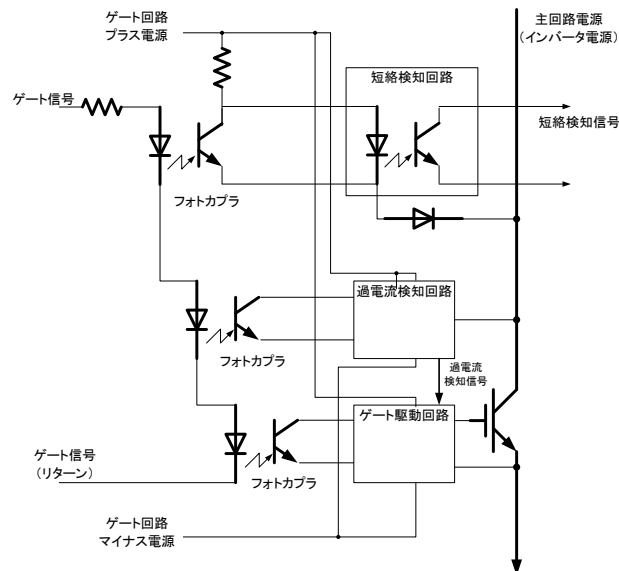


図 3-39 インバータの過電流検知回路および短絡検知回路

遮断機能を考慮したシステム構成の検討

この方法により、正常なパワートランジスタを活用できる効率的な装置となるが、一方過電流遮断器各々に配置したため、過電流遮断器による熱損失が増えるとともに、正常時は使用しない機器を多数搭載するという無駄が生じる。これらを効率化するために、すべてのパワートランジスタを遮断器に置き換えたうえで（または、パワートランジスタに過電流遮断機能を付与する）、スイッチング機能を付与し、且つ図のように中性点との接続を追加するとともに、スイッチングパターンを3レベルインバータとするシステムを提案する。従来のインバータは、2レベルインバータと分類される。2レベルとは、上下一対のスイッチで構成されるインバータにおいて、上側がON状態で出力が正、逆に下側がONの状態において出力が負となることから、正/負2レベルを意味する。3レベルはさらに中性電位をだすスイッチングパターンを設けて、3レベルとしたものである。中間電位を出力するため2レベルインバータに比べて高調波も低減でき、より正弦波に近い出力波形を生成する。また、素子あたりの切り替え電圧が下がることによる損失低減や歪の低減やスイッチング電圧の低減によるノイズ低下は、フィルタの質量低減にも貢献できるものである。3レベルインバータは、DC/AC変換において効率を向上させることから電動化に適している。

図 3-40は、3レベル・ニュートラルを固定されたインバータを表す。図 3-41に構成した3レベルインバータの試験結果を示す。3レベルインバータを構成した上で、故障発生を模擬し2相制御モードに切り替えたものである。60msにて3相モードから2相制御モードに切り替えW相が故障状態になった後に切り替わっていることが確認できた。

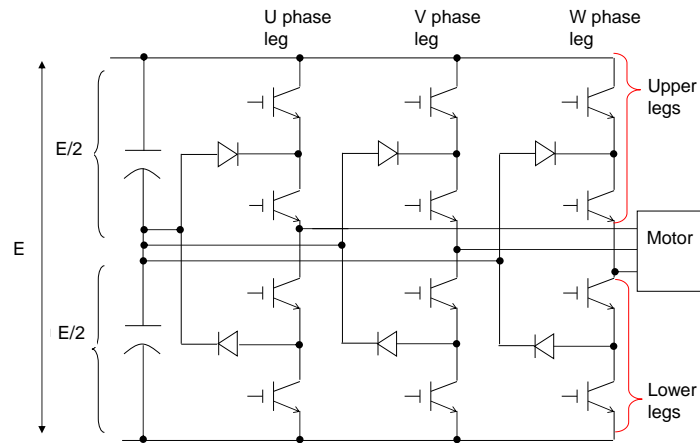


図 3-40 3レベルインバータ回路

Typical lower lag gate drive voltage at neutral cramping side of three level inverter

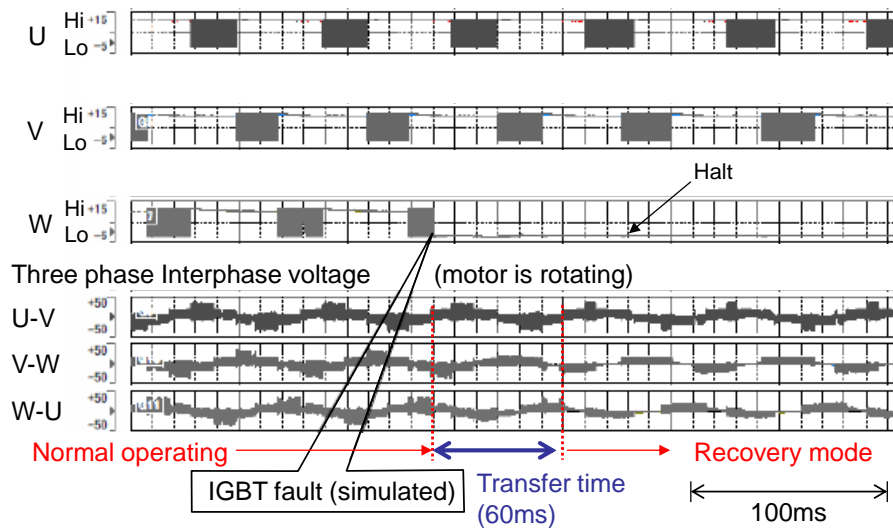


図 3-41 3レベルインバータの故障時のリカバリモードへの遷移

第5項 電動燃料ポンプ電源の冗長性

電動ポンプ電源における永久磁石発電機の必要性 [104] [105]

電動燃料ポンプ電源の冗長性は、発電機及び電源系統の多重化によって達成される。ただし、航空機エンジンの電動燃料ポンプ特有の性能を満足する発電システムにおいて、その多重化を達成しなければならない。また、多重化システムを冗長として機能させる基本

機能は発電機および電源故障時の遮断機能であり、航空機エンジン電動燃料ポンプ用電源特有の性能と遮断機能が両立できるかを議論する必要がある。

従来のエンジン補機はエンジン始動時から FADEC の電源はエンジンが独自に確保し、その電源でエンジン始動を行うことが可能である。これは、エンジン制御システムは機体から供給される電力が失われたときに致命的な影響がないように設計するように要求されていることにもとづくもので、この要求を満足するためにエンジン専用発電機を搭載している。

CFR Title14, Part33 AIRWORTHINESS STANDARDS: AIRCRAFT ENGINES
§ 33.28 Engine control systems.

(略)

(i) *Aircraft-supplied electrical power.*

(1) The applicant must design the engine control system so that the loss, malfunction, or interruption of electrical power supplied from the aircraft to the engine control system will not result in any of the following:

(i) A hazardous engine effect, or

(ii) The unacceptable transmission of erroneous data.

(2) When an engine dedicated power source is required for compliance with paragraph (i)(1) of this section, its capacity should provide sufficient margin to account for engine operation below idle where the engine control system is designed and expected to recover engine operation automatically.

(略)

従来の AGB に装着された燃料ポンプおよび燃料計量装置であれば、エンジン始動のための回転がスタータより加えられることにより、高圧軸の回転力によって同期回転する燃料ポンプから始動用の最低燃料流量（ミニマムフロー）が供給され、始動シーケンスに入る。また、高空における再着火の燃料供給も同様にウィンドミル状態で回転するエンジンからの回転力によって燃料が供給されイグニッションを経て始動可能である。MEE では、このシーケンスと同等の機能を確立できる性能が必要となる。

エンジン・スタートの燃料流量は、最大燃料流量のおよそ 5% である。エンジン・スタートのエンジン速度は、最大速度のおよそ 10% である。同時に、高圧軸から AGB を介して回転させる発電機の回転数も最大速度のおよそ 10% である。このように、MEE を搭載するシステムの発電機はエンジン回転数 10% において必要なミニマムフローを確保する必要がある。

しかし従来の航空機搭載用発電機を採用するには課題がある。従来の航空機搭載用発電機に採用されているのが巻線界磁型の発電機である。この発電機は巻線界磁の主発電機と界磁電流をステータからロータへ電力を伝搬する交流発電機と、界磁電流を発電する永久磁石発電機の 3 つの発電機が同軸に搭載されて機能する。故に各発電機の起電力がそれぞれ回転数に比例することから、発電機システムとしては起電力電圧が回転数の 3 乗に比例することとなる。つまり、回転数が 10% に低減すると、起電力電圧が 0.1% に減少する。その対策として、MEE 向けに永久磁石発電機(PMG)を採用することを提案する。PMG を主発電機とする形式では、回転する永久磁石ロータから直接ステータに起電力を生ずるため、回転数と起電力電圧は比例関係にとどまる。そのため、先の条件であれば起電力電圧は 10% までの低減で電圧低下を抑えられることとなる。

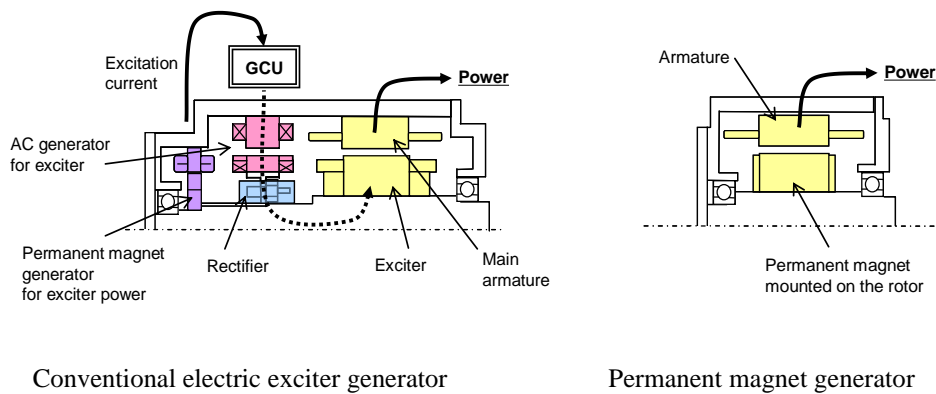
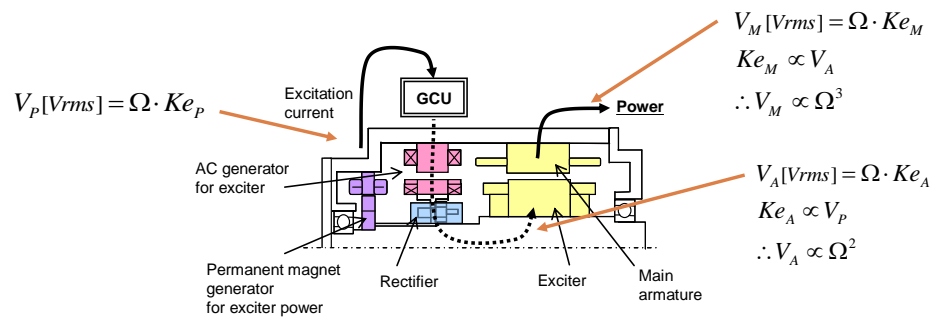


図 3-4-2 巻線界磁型発電機と永久磁石発電機の構造比較



Ke : back _ Electromotive _ forece _ const.
 Ω [rad / s]: shaft _ speed

図 3-4 3 巻線界磁発電機の世界電圧と速度の関係

永久磁石発電機の課題 [103]

さらに永久磁石発電機は界磁に電磁石を用いた従来の発電機と比較して、界磁励磁のための電源回路が不要であり、また外部の電源回路から回転界磁に電流を導くためのスリップリングやブラシなどの電気的接点もしくは発電機、整流器のような構成が不要であり、構造が簡単で保守が容易である。しかし、従来型の界磁巻線型発電機は発電停止が可能であるが、PMGは発電停止ができない。

永久磁石発電機の課題は、発電装置に何らかの不具合や故障等が生じたときに、回転子を回転させ続ける限り発電を止めることができないことである。永久磁石発電機から負荷への電力供給を遮断又は抑制する従来技術としては、例えば永久磁石発電機の出力和負荷との間に遮断器を設けることや、回転子への回転駆動力の伝達を遮断可能なクラッチ機構を設けた永久磁石発電機 [113]、また永久磁石に加えて界磁巻線を設けた回転子を備え、界磁巻線に流れる界磁電流を制御することによって出力電流の出力を禁止することが可能な回転機 [114]、また負荷状態に応じて出力電圧を制御可能なレギュレータ（電圧調整装置）を備えた永久磁石発電機 [115]、などが考えられる。

しかし、クラッチ機構を設ける方法では発電装置が複雑化及び大型化し信頼性も低下する。また他の方法を採用した場合には、永久磁石発電機の内部で相间短絡が生じた場合に、

その短絡電流を止めることができないため、その相間短絡に起因した永久磁石発電機の焼損等を防止することができない。

PMG を航空機へ搭載するためには、これらの課題を解決するための遮断方式の検討が必要である。図 3-4 4, 図 3-4 5, 図 3-4 6 は、PMG で発生する重大な故障例を示す。故障モードを大別すると 1 つは内部故障もう 1 つは外部で発生した故障の波及である。外部からの故障波及は発電機外部に設けたブレーカによって切り離すことが可能で、たとえば SSPC²⁷や継電器によって実現できる。図 7 に示した外部地絡や漏電による還流は発電機出力の正負両極に遮断機を設けることにより防ぐことができる。また、電源ライン間のショートは正負どちらかのラインにブレイクポイントを設ければよい。しかし、発電機内部で発生する地絡、漏電や巻線やフィード間の短絡は負荷側の外部の遮断機能で防ぐことができない。それらの課題の解決策として 3 相永久磁石発電機の中性点での遮断方式が考案されている [82]。半導体を用いた遮断方式でシステムの小型化と故障時の遮断の両立を図るシステムではあるが、外部からの電源の供給や相間での信号のやりとりが必要である。「電気・電子部品を少なくすること」「故障遷移時間を減らすこと」などに課題があり、具体的には遮断回路の電源供給の排除や相間通信の排除が目標となる。

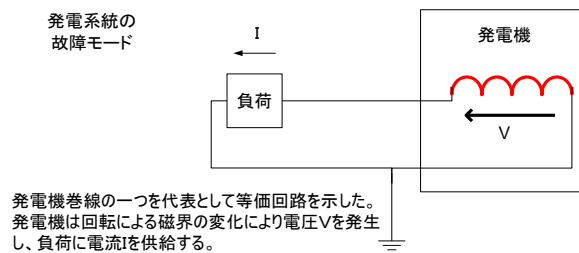


図 3-4 4 PMGのクリティカル故障に関する基本図

²⁷ Solid State Power Controller：半導体電力遮断器

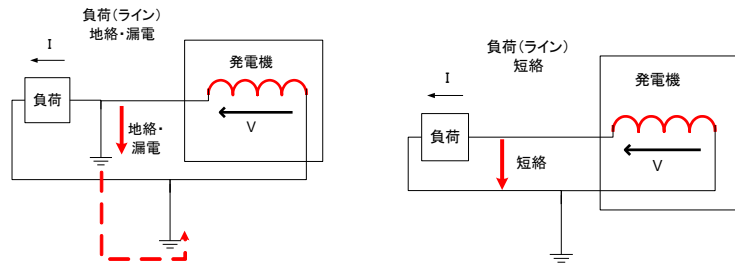


図 3-45 PMGのクリティカル故障 外部要因故障

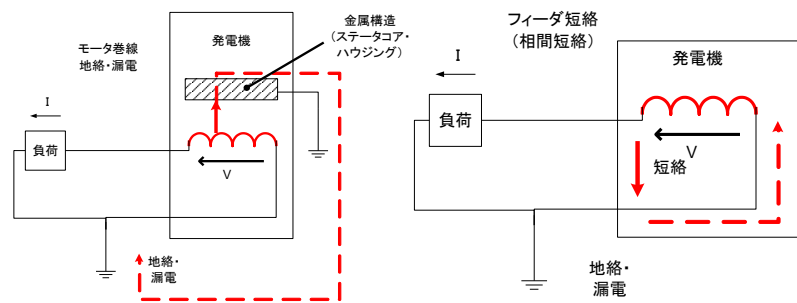


図 3-46 PMGのクリティカル故障 内部故障

PMGシステムの信頼性向上

図 3-4 7は、本研究で提案する2重遮断メカニズムの概略図を表す。このメカニズムは、発電機巻線の中性点に、さらなる遮断装置を設けるものである。なお、出力側遮断回路（遮断回路2）の機能は、負荷側に配置されている整流器部分をコンバータにすることで、電流制御などによる保護機能の分担・多重化を構成することも可能である。

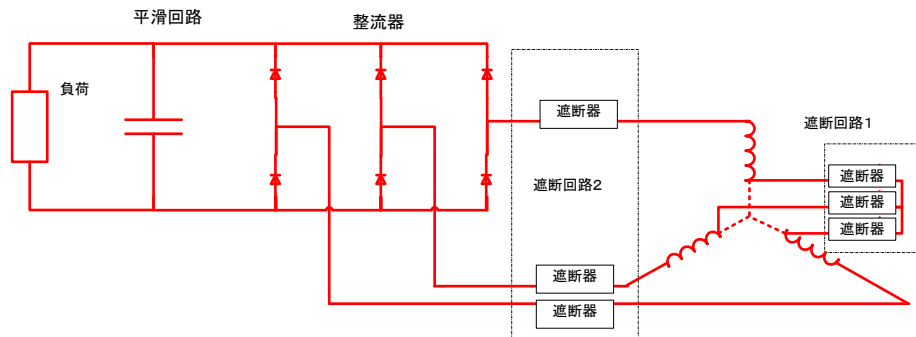


図 3-47 PMGの2重遮断機構の配置

従来の航空機用発電機では界磁巻線電流を GCU（発電機制御器）によって、遮断することにより発電機回転軸回転を継続しても発電機出力に電力が発生しないように制御している。一方、先に示した中性線にあらたに遮断器を設けたシステムは電流経路を発電機巻線の両端で遮断する。内部漏電の場合でも、フィーダ間短絡であっても両端がすべて電氣的に遮断されれば電流が還流することはない。この遮断機能を実現するためには、過電流を検知して遮断する方法と電圧異常を検知する方法がある。過電流検知にて遮断する方法は外部短絡等を遮断するために設ける SSPC などの遮断機を中性点の当該部分に挿入することにより実現は可能となる。しかし、SSPC などを中性線に挿入する場合、その制御回路基板等も含めて発電機近傍あるいは発電機内に搭載することが難しい。そのような制約を排除するため次のような電圧診断型のサイリスタ型の遮断方式を提案する。このシステムは発電機の発電電圧を監視しつつその閾値以下に低下した時点で遮断を行うものである。

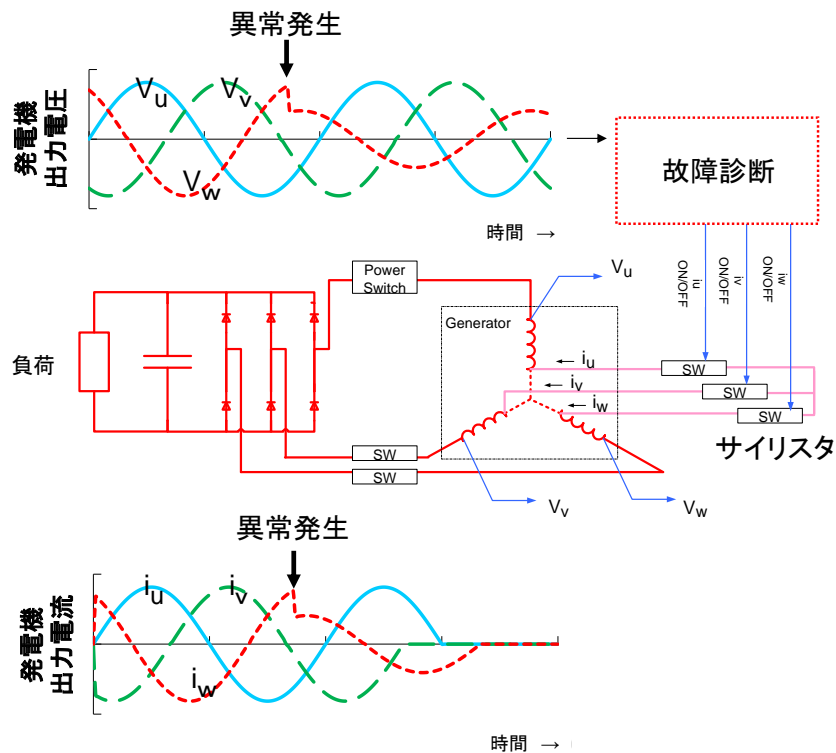


図 3-48 PMGの2重遮断機構の機能構成

図 3-4 8 は、PMG システムを例示する。この構成は、PMG、診断ロジックとサイリスタで構成される遮断システムである。診断ロジックは、発電機が発電停止するためのロジックを確実に実行するため、他の相電圧を監視して自相の遮断を行うように、たすき掛けの監視としていることが特徴である。たとえば V と W 相の電圧は、U 相電流をコントロールするためにモニタされる。診断ロジックが V または W 相の電圧に閾値以下の電圧を感知するとき、U 相電流はシャットダウンされる。その結果、U 相電圧はゼロに落ちる。V と W 電流は、U 電圧をモニタしているので、電圧低下を感知し相次いでシャットダウンされる。この結果すべての経路はシャットダウンされることとなる。相互監視となっていることから、何らかの理由で一系統に不都合があっても他の相が感知していればいずれは遮断されるというロジックである。また、サイリスタは一旦導通状態となれば、電流がゼロクロスするまで導通状態に自己保持される。この機能は通常動作時に誤って on するための信号が遮断されても誤動作によって遮断することが無いように制御できるので信頼性が高い。

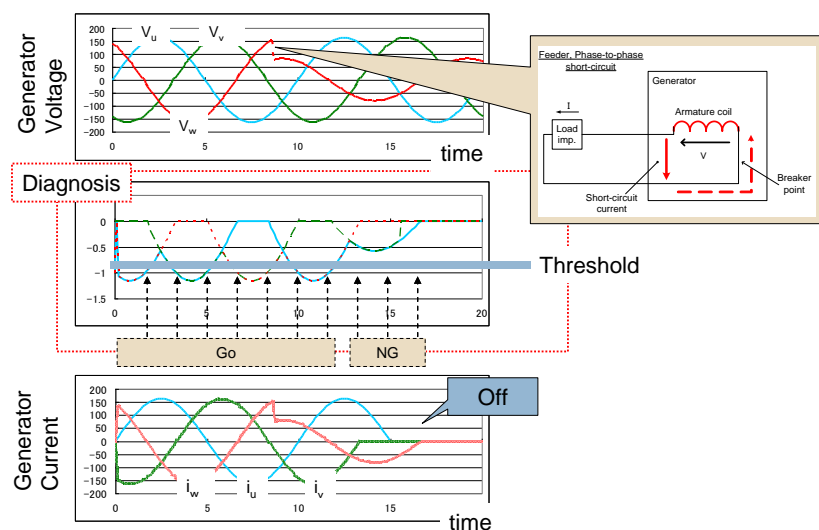


図 3-4 9 PMGの2重遮断機構における故障診断

診断回路の検討 [116]

出力端子と他端側が中立点に接続される相巻線構成とした永久磁石発電機と、相巻線と中立点との接続を遮断する遮断回路を設置する。遮断回路は双方向の電流を接続／遮断が可能な素子を配置する共に、ゲート信号が入力された後は電流が流れない状態になるまで導通状態を自己保持するサイリスタ特性を有する双方向半導体スイッチング回路（トライアック）を配置する。この構成とすることにより、永久磁石発電機の相巻線に励起される交流電圧が正から負に切り替わるタイミングを含む期間、及び負から正に切り替わるタイミングを含む期間に、ゲート信号が出力されるように、ゲート信号を各々生成する自励ゲート信号生成回路備える発電装置とする。

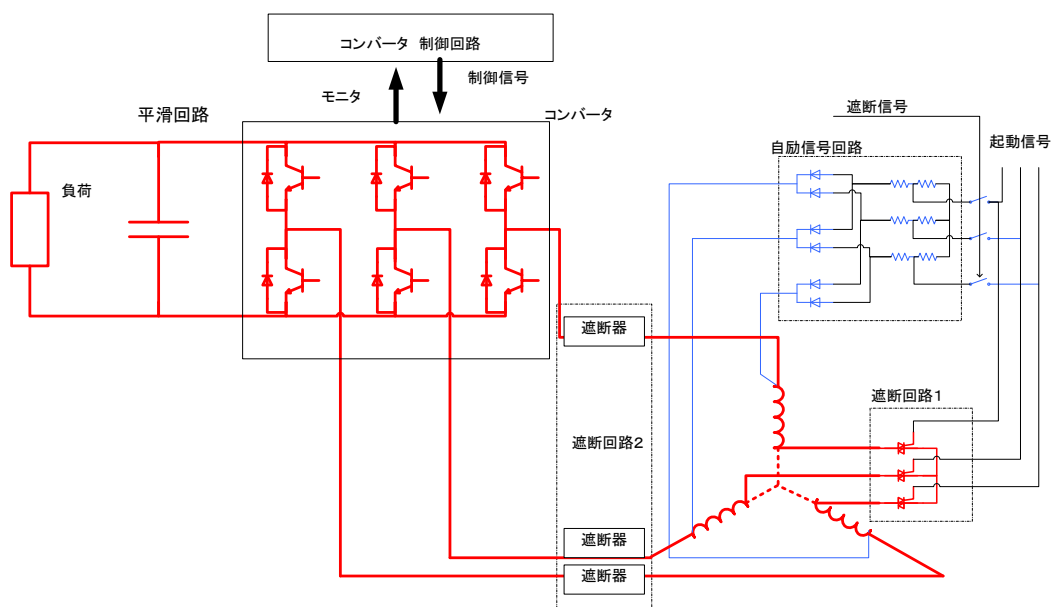


図 3-50 PMGの2重遮断機構の回路例

また、電圧を分圧抵抗にて適切に設定すると、発電機電圧が何らかの理由で電圧低下を起こした時点で自己消弧させる機能を持たせることが可能である。1箇所が切れるとつぎつぎとラッチが外れるため、全遮断となる。

ただし、発電機の起動時は自励ゲート信号に電流が流れないので、外部から起動トリガをかけ起動する。外部監視により異常遮断を行う場合に使用する回路を設置する。

永久磁石発電機の相巻線と中立点間に設けた双方向半導体スイッチング回路は、導通状態では双方向に電流が流れ、ゲート信号が入力された後は電流が流れない状態になるまで導通状態を自己保持する。このための自励ゲート信号生成回路が出力するゲート信号は、永久磁石発電機の相巻線に励起される交流電圧が正から負に切り替わるタイミングを含む期間、及び負から正に切り替わるタイミングを含む期間に出力されることによって双方向半導体スイッチング回路の導通状態が維持される。つまり永久磁石発電機が正常に発電している状態においては、各相巻線が中立点に接続された状態が維持されるので、その永久磁石発電機が正常に発電している状態が維持される。具体的にはトライアックはゲートに負電圧を掛けることにより導通状態となる。自励ゲート信号を次のように生成しゲート回路に入力する。3相交流の電圧波形では、1つの相の電圧が正から負に変化するときには、必ず残りの2相の内の1相は、中立点基準で負電圧となっている。その電圧を利用して自励ゲート電圧を生成する。これにより、外部からゲート信号を入れ続けなくとも連続発電が可能である。

この構成において相間短絡が生じた場合には、その相間短絡に関与する相巻線の電圧が低下する。したがってその相巻線の電圧から生成されているゲート信号が出力されなくなり、そのゲート信号で点弧していた双方向半導体スイッチング回路が自己消弧して非導通状態となる。そしてその自己消弧した双方向半導体スイッチング回路に対応する相巻線が中立点から切断され、それによってその相巻線の電圧から生成されているゲート信号が出力されなくなり、そのゲート信号で点弧していた双方向半導体スイッチング回路が自己消弧して非導通状態となる。したがって永久磁石発電機の内部で相間短絡が生じていずれかの相巻線の電圧が低下したときには、全ての双方向半導体スイッチング回路が連鎖的に自己消弧して非導通状態となり、それによって全ての相巻線が中立点から切断されることになる。つまり永久磁石発電機の内部で相間短絡が生じたときには、全ての相巻線に電流が流れなくなるので、回転子が回転している状態であっても、相間短絡による短絡電流を迅速に止めることができるものである。具体的には、電圧を分圧抵抗にて適切に設定する方法にて、発電機電圧が何らかの理由で電圧低下を起こした時点で自己消弧させる機能を持たせるよう設計される（図 3-5 1）。発電機の起動時は自励ゲート信号に電流

が流れないので、外部から起動トリガをかけ起動する（図 3-5 2）。外部監視により以上遮断を行う場合に使用する回路を設置する（図 3-5 3）。

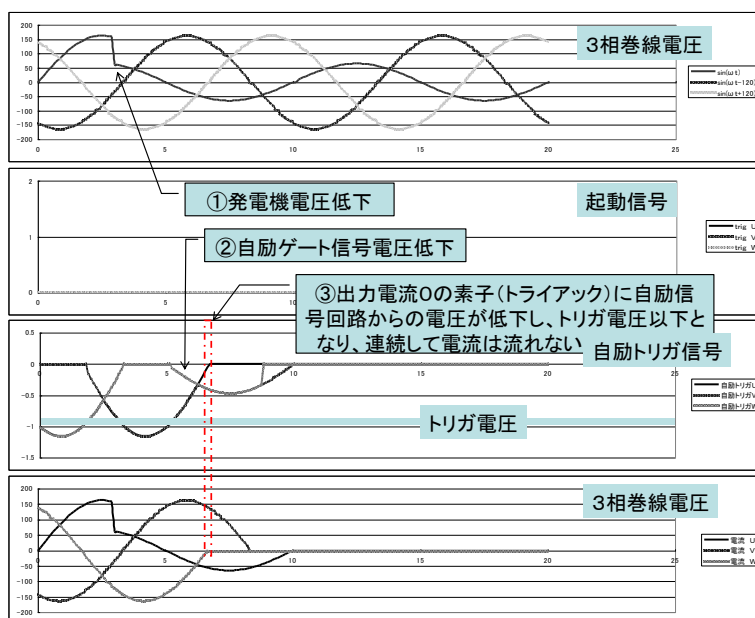


図 3-5 1 発電装置において相間短絡が生じたときのタイミングチャート

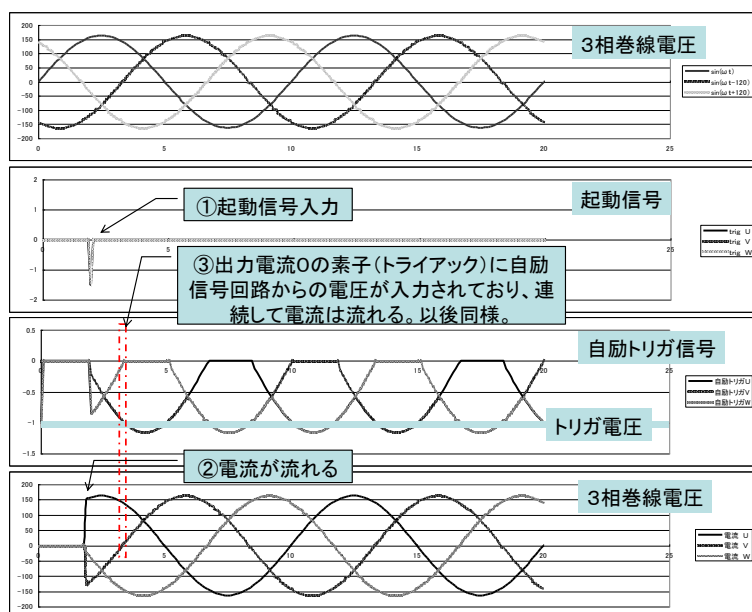


図 3-5 2 発電装置起動時及び正常動作時のタイミングチャート

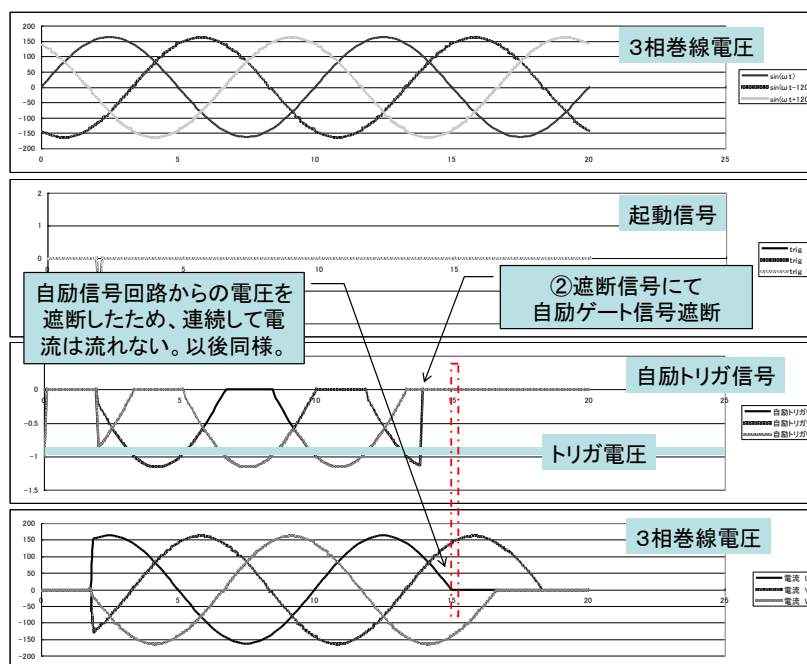


図 3-5 3 発電装置停止時のタイミングチャート

中立点遮断システムの試験結果 [104]

図 3-5 4は遮断メカニズム確認のための機能確認モデルでの試験結果を示す。試験回路の発電機 W 相で模擬短絡を発生させている。模擬短絡が発生した結果、W 相の電圧は低下している。低下した電圧を検知して U 相および V 相は遮断ロジックに入っている。それぞれ各周期において遮断が実施され最終的には発電が停止した状態となっている。

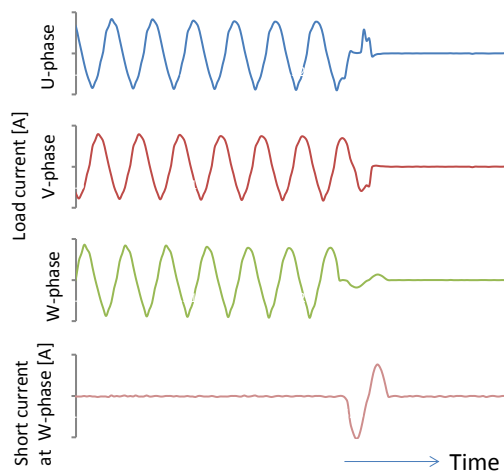


図 3-5 4 PMGの中性点遮断システムの実験結果

第4節 まとめ

エンジン電動化システム特有の故障とその影響としてポンプの回転数低下によるエンジン運転の停止または推力低下を確実に避ける必要がある。その要因となる故障遷移時間を短縮するためアクティブ/アクティブ制御を行うことを提案し、その得失を整理した。その実現方法として電動モータの冗長設計に2重巻線モータを用いた方法を提案した。2重巻線の故障切り替えはワンフェールオペレーショナルを実現するため故障遷移時間を意識しない制御方法としてサーボ理論による方法を述べるとともに試験結果においてその効果を確認した。また、電動モータのツーフェールセーフを実現するため、永久磁石3相モータにおいて、1相が故障した後に2相制御のみで回転を続けられる方法を提案し、試験結果によってその実現を確認した。さらに、そのシーケンスを実現するための要件について考察し、実用化に必要な故障分離するための回路方式および判断回路の整備について述べ、各要素の機能試験を示した。

MEE用の電源としてエンジン始動条件を満足する必要があるため、始動回転数での電圧確保が困難な巻線界磁型の従来発電機に代えて、低回転数でも出力が高い永久磁石発電機を提案した。さらに、永久磁石発電機を採用する場合の課題について考察し、解決のための提案を行った。異常発生時には巻線界磁の電流を遮断することにより、発電機回転軸が回転を続けても発電を停止することができる永久磁石発電機システムの機能として2重遮断システムを提案し、その遮断ロジック、回路構成等の実現性を記述し実験結果により遮断機能を確認した。

これらのシステム構成により、航空機エンジン電動燃料ポンプが実現可能であることを述べた。

第4章 航空機エンジン可変静翼電動アク

チュエータの信頼性向上

第1節 概要

本章ではエンジン可変静翼用のアクチュエータに電気機械式の電動アクチュエータを適用するための検討を行った [95] [96]。特に、電動アクチュエータの重要課題であるジャミングによる機能停止を回避する方法として速度サミング方式を提案し、その実現課題を明確にし、電動アクチュエータの故障許容システムとしてリニアアクチュエータのボールスクリュウ速度サミング方式を提案する。この方式はボールスクリュウのリードとナットの回転方法を逆回転させて回転／直動変換を行うことにより、従来速度サミング機構として用いられた差動ギヤを介さずにギヤのジャミングの回避・分離を達成する方式である。また、速度サミング方式実用化において課題であるモータがトルク喪失を起こした場合の制御方法について検討し、一般的な機械ブレーキ式を用いず回生制動による保持にて速度サミングアクチュエータの制御が可能であることを示すとともに、速度サミング方式の自動ゲイン変更等を行うアルゴリズムを提示し試験結果によってその機能実現を確認する。

第2節 導入

MEE は、燃料システムの効率最適化のため EMA をエンジン可変静翼の駆動に使用する。従来のエンジン補機では、エンジン可変静翼の駆動に燃料を駆動源とした油圧アクチュエータを用いている。燃料システムはこのアクチュエータを駆動するためにエンジンへ供給する燃料圧をアクチュエータ駆動が可能な圧力に上げる必要がある。その結果、燃料ノズルに燃料を供給する最小限の圧力以上に燃料システム圧を上げる設計となっていた。EMA 化によって、燃料システムは純粹に燃料ノズルに燃料を供給するに十分な圧力で設計することが可能となり、燃料システムの効率を高めることが可能となる。

航空機での電動アクチュエータ、すなわちパワー・バイ・ワイヤ (PBW) がフライ・バイ・ワイヤ (FBW) の次に来る重要な航空機システム概念であることは 80 年代にはすでに述べられていた構想である。当時の研究においてすでに、配管をなくし制御性の高い電

電動化は必須の概念と考えられ、特に戦闘機のフライトコントロール・アクチュエータがその主題となっていた [5]。当時の研究ではすでに、電動化のポイントが4点挙げられている。(1) 電動化システムは油圧システムのような信頼をおけるか。(2) フライトコントロール・アクチュエータは油圧アクチュエータと同等のパフォーマンスを出せるか。(3) 冗長電動アクチュエータはデュアルタンデム油圧アクチュエータと同じ安全性設計が可能か。(4) アクチュエータとパワーコントロールが発生する熱を処理するソリューションがあるか。この4点については、その後の30年間の電動化研究において常に議論され続けている。

電動アクチュエータには多くの研究が見られ、研究分野は(1) アクチュエータ電力システム、(2) ジャミング、(3) 冗長制御、(4) 診断となる。その中で、アクチュエータ電力システムや診断については自動車・産業用等での電力システムの急速な進歩とともに基盤技術として押し上げられ、おおむね航空機搭載のめど付けができつつある。ジャミングや冗長設計の課題を回避する方法として EHA 方式が研究され、エアバス A380 にて実用化された。

しかしながら、ジャミングと冗長制御については、エアバス社が EMA を使った主舵面 (エルロン) での飛行実証を行うにとどまっている [47] [48]。ジャミングの問題は 80 年代から重要な課題として認識され [5]、CFR 規定 Part 25 Sec. 25.671 において、ジャミングの確率が **Extremely Improbable** でない限り、ジャミング事象への対処法がない主舵面に EMA の使用が認められていない [27]。従来から耐ジャミング性を考慮した複数伝達経路についての研究 [28] がされてきたが、最近では減速器列を省いたダイレクトドライブ型のリニアアクチュエータでジャミング回避する研究も進められている [29] [30]。また、ジャミング確率そのものを低減するための、技術開発もみられる [31]。

また、電動アクチュエータにおける従来の冗長方式は複数モータで1つの出力軸を駆動する方式 [32] であり、電流のアンバランスやトルクアンバランスによってフォースファイティングが発生し、冗長モータあるいは冗長アクチュエータ間でのフィードバック信号のイコライジングなどにより対処される [35]。フォースファイティングは複数の油圧アクチュエータと複数の検出器でシステムを構築する場合でも発生する力のアンバランスで発生する現象でありその対処方法が研究されており重要な課題である [33] [34]。

本論文では、EMA をエンジン可変静翼の駆動に使用するために、上記課題の解決手段として、速度サミング方式の冗長構成を提案しアクティブ/アクティブの実現性を記述する。また、その切り替えロジックにおいて複雑な診断を経ずに実現する方法について述べ、実験結果によってその機能が実現できることを述べる。その実用化に向けて、速度サミング方式の欠点である、パワー喪失したモータ軸の処置方法としての回生制動を用いた方法と成立性について示す。これらのシステム構成によりジャミング対策とアクティブ/アクティブ方式での冗長構成が可能な航空機用 EMA 方式を提案する。

第3節 本論

第1項 電動化システムの小型化と減速器

電動化システムの実際的设计は、出力要求からのフローダウンを経て、モータ設計まで至る設計解析検討により結論を得る。その過程において、航空宇宙用の電動化システムは小型軽量化が必須の設計要件である。一方で耐故障性の観点ではジャミングを生ずる減速機の排除が望まれるが、これらが背反する要件・要望であり、現状の電動アクチュエータの小型化設計には減速器が必要である。

出力特性

電動アクチュエータの出力特性を決めるためには、負荷解析を行い、各システム要求により算出した負荷トルクおよび速度から出力軸換算での負荷特性を求める。

外部負荷は多くの場合、空力負荷を駆動する舵面アクチュエータのように線形バネ負荷で定義される場合が多い。ロータリアクチュエータであれば K_θ [Nm/rad]あるいは[Nm/deg] (SI表記と異なるが説明を分かり易くするため deg 表記とする。), リニアアクチュエータであれば K_L [Nm/m]で負荷が与えられる。最大静荷重は最大制御範囲で示された θ_{max} あるいは L_{max} から求める。

$$T_{S_max} = K_{\theta}[Nm/rad] \times \theta_{max} \quad \text{式 4-1}$$

$$F_{S_max} = K_L[N/m] \times L_{max}$$

なお、拘束された状態が規定される場合はストール力として、零速度時の最大トルクとして定義する場合がある。ストール力は拘束条件の最大値として定義される場合がある。

最大速度時のトルク T_v は最大速度が発生する点において出力軸にかかる荷重で、仕様により規定される最大速度発生点の角度 θ_v あるいはストローク L_v より、以下にて求める。なお、以下の説明ではモータ特性との比較を容易とするため回転系の表現とする。

$$T_v = K_{\theta}[Nm/rad] \times \theta_v \quad \text{式 4-2}$$

$$F_v = K_L[N/m] \times L_v$$

加減速応答時のトルク T_f はバネ負荷、摩擦負荷、慣性負荷により求められる。周波数応答における回転運動の場合について示す。

バネ定数 : $K_{\theta}[Nm/rad]$

粘性係数 : $D[Nm/rad/s]$

慣性モーメント : $J[Nm^2]$

周波数応答は正弦波運動であり振幅を A 、角速度を ω とすると以下となる。

$$T_f = K_{\theta} \cdot A \sin(\omega t) + D \cdot A \cdot \omega \cos(\omega t) - J \cdot A \omega^2 \sin(\omega t) \quad \text{式 4-3}$$

減速比

減速機構設計を行う。減速機構の選定を行うが以下から適切な減速機構を選定する。

- ・ 出力形態（直線・回転）
- ・ 機構形式（ギヤ形状，ボールスクリュウ）
- ・ 可動範囲

選定した減速機構から減速比設計を先に実施した負荷解析にもとづいて実施し、最適な減速比を求める。減速比の設定は、モータ to 出力の減速比 $R_g = (\text{出力}) / (\text{モータ入力})$ による変化を下式により求める。

$$N_M = \frac{N[\text{rad}/s]}{Rg} \quad \text{式 4-4}$$

$$T_M = Rg \cdot T[\text{Nm}]$$

ここでは、減速比を大きくすることにより、モータトルクは減少するがモータ回転数は高くなる。

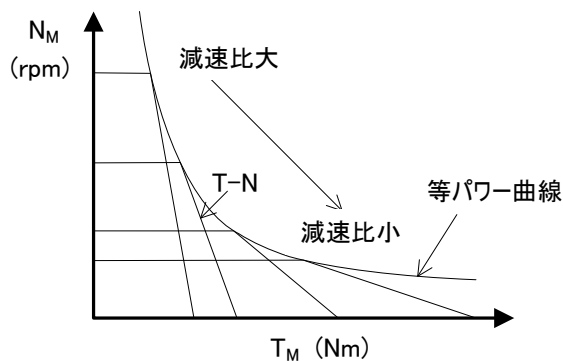


図 4-1 最大静荷重点および最大速度トルク点と減速比

一方加速性能にかかわる慣性モーメントに作用する加速力は減速比が大きくなると 2 乗に比例して増大する。代表として周波数応答特性について示すと、負荷 T_f では、減速比が高くなると振幅が大きくなり速度、トルクともに上昇する。 $n = 1/Rg$

$$N_{Mf} = N[\text{rad}/s] \cdot n$$

$$T_{Mf} = K'_\theta \cdot A \cdot n \sin(\omega t) + D' \cdot A \cdot n \cdot \omega \cos(\omega t) - J' \cdot A \cdot n \cdot \omega^2 \sin(\omega t) \quad \text{式 4-5}$$

$$K'_\theta = K_\theta \cdot Rg^2$$

$$D' = D \cdot Rg^2$$

$$J' = J_L \cdot Rg^2 + J_M$$

: J_L 負荷の慣性モーメント, J_M モータの慣性モーメント

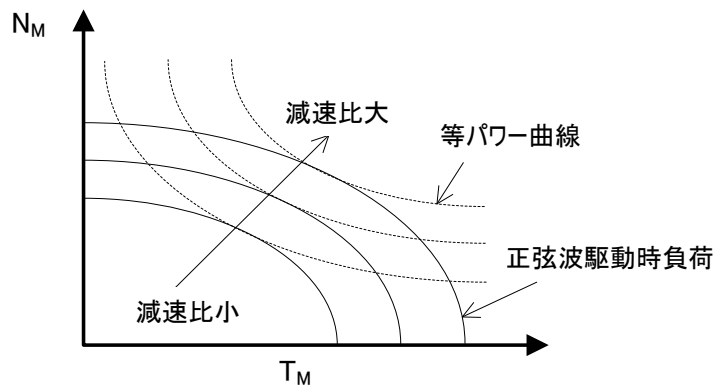


図 4-2 応答性にかかる正弦波駆動時の負荷特性と減速比

電動アクチュエータの減速比は静的出力、最大速度および応答性にかかる慣性モーメントの加速力のバランスを考慮して、モータ出力と減速比を選定する。減速比が小さいほど応答性は良く、減速器も小型化できる。しかし次項に示す通りモータの小型化には高回転が必要であり、高減速比の減速器が必須となる。

モータの小型化

モータパラメータからモータ出力式を導出し、モータの小型化について整理する。モータ出力を決める誘起電圧定数 K_e や巻線抵抗 r の関係は次のとおりである。 K_e が大きくなれば速度が要求を満足せず出力が不足し、 r が大きくなれば損失が大きくなり速度・トルク・出力が不足する。 K_e が小さすぎればトルク定数もさがるため電流が増加し、熱的に厳しく、 r が小さすぎるということは線径が大きくなることを示し大型化している。モータ設計はこれらをもとに、最適なパラメータを探すこととなる。

具体的なモータ出力式を導出する。式 3-10 の巻線インピーダンスを巻線抵抗 r が支配的として解析する。

$$I = \frac{E_0 - E}{r} \quad \text{式 4-6}$$

巻線抵抗は巻き返し等の抵抗を 0 とすれば、電気抵抗率 ρ と線径 d より

$$r \approx \rho \frac{lZ}{\pi d^2 / 4} \quad \text{式 4-7}$$

トルクの式（式3-8）に代入すると以下となる。

$$T = \frac{3\pi\Phi p k d^2}{\sqrt{2}\rho l} \left(E_0 - \frac{1}{4\sqrt{2}} \Phi p Z k \omega \right) \quad \text{式 4-8}$$

トルク T と速度 ω の積から出力 P を求め、最大値 P_{max} となる速度 ω_{pmax} , トルク T_{max} は

$$\begin{aligned} E_0 - \frac{2}{4\sqrt{2}} \Phi p Z k \omega_{pmax} &= 0 \\ \omega_{pmax} &= \frac{2\sqrt{2}E_0}{\Phi p Z k} \\ T_{pmax} &= \frac{3\pi\Phi p k d^2}{\sqrt{2}\rho l} \left(\frac{E_0}{2} \right) \end{aligned} \quad \text{式 4-9}$$

であり、最大出力は以下となる。

$$P_{max} = T_{pmax} \omega_{pmax} = \frac{3\pi d^2 E_0^2}{\rho l Z} \quad \text{式 4-10}$$

表 4-1 にて設計パラメータによるモータ特性の変化に整理している。この表から高電圧化が唯一モータの大きさを変えずに、出力を増やす方策であることがわかる。電圧をパラメータとした場合、同じモータでも電圧 \mathbf{V} を上げれば、電圧の2乗に比例して出力が上がる。逆に言えば、同じ出力であればモータを小型化できることを示している。

ただし条件があり、この場合速度が電圧に比例して上がることを考慮しなくてはならない。ここで速度を上げてはいけなるとすると、導体数 \mathbf{Z} を増やす必要があるが、それではモータが大きくなるので、線径 \mathbf{d} を細くする。つまり、大きくしないために結局断面積を変えられないので、 $\mathbf{d}^2 \mathbf{Z}$ を一定にすることとなり、最大出力は \mathbf{Z}^2 に反比例して低下する。結局、電圧を上げて同じ大きさならば、出力は増えないという結果となる。つまり、

モータの小型化には高電圧化とともに高速化が必要となる。なお、高速化の限界はロータ構造の周速限界（遠心力による損壊）や軸受性能により制約される。

表 4-1 設計パラメータとモータ特性 [117]

項目		設計緒元	電圧 V	極数 p	磁束 Φ	導体数Z 線径d	線径 d	導体数 Z
条件	磁束	Φ	一定	$p\Phi$ 一定	パラメータ	一定	一定	一定
	導体数	Z	一定	一定	一定	パラメータ	一定	パラメータ
	線径	D	一定	一定	一定	d^2Z 一定	パラメータ	一定
設計結果	巻線抵抗	R_d	一定	やや減少	一定	Z^2 に比例	d^2 に反比例	Zに比例
	コイルの銅量	W_{cu}	一定	やや減少	一定	一定	d^2 に比例	Zに比例
	始動電流	I_s	Vに比例	やや増加	一定	Z^2 に反比例	d^2 に比例	Zに反比例
	始動トルク	T_s	Vに比例	やや増加	Φ に比例	Zに反比例	d^2 に比例	一定
	トルク定数	K_t	一定	一定	Φ に比例	Zに比例	一定	Zに比例
	無負荷回転数	N_0	Vに比例	一定	Φ に反比例	Zに反比例	一定	Zに反比例
	最大出力	P_{max}	V^2 に比例	やや増加	一定	Z^2 に反比例	d^2 に比例	Zに反比例
	モータ特性							

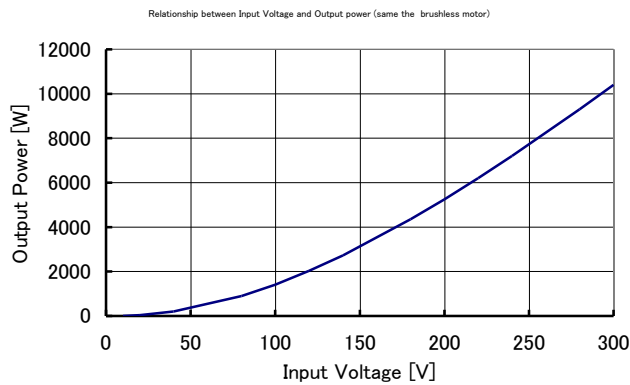


図 4-3 同一サイズモータの入力電圧対モータ出力

図 4-3 は、同一の大きさのモータに印加する電圧を変化させた場合のモータ出力特性である。270V で 10 k W を出力するモータも、200V では 5 k w となり 100V では 2 k W の

出力しかできない。このように小型化を目指す高電圧化は必須の技術である。しかしこの場合モータは小型化できるが、回転数が上がるため減速比が高くなり減速器は必須となる。

このモータ特性から減速器を削減するか減速器段数を少なくするために減速比を小さくするには、モータ体格を変えず単位電流あたりのトルクをあげるため磁束を増やすしか方法がない。DC ブラシレスモータである永久磁石モータでは、磁石表面積を増やさずに磁束を増やすには磁束密度の高い磁石が必要となる。

しかし、永久磁石の保磁力に注意が必要であり、保磁力の弱い磁石は外部磁界により減磁しやすいため大出力モータに使えない。また、N極S極が近い薄い磁石に成形すると自己減磁するため、薄い磁石では使えないなどの不都合がある。厚い磁石は円筒形のロータに配置すると、表面積が小さくなり性能が低下する。

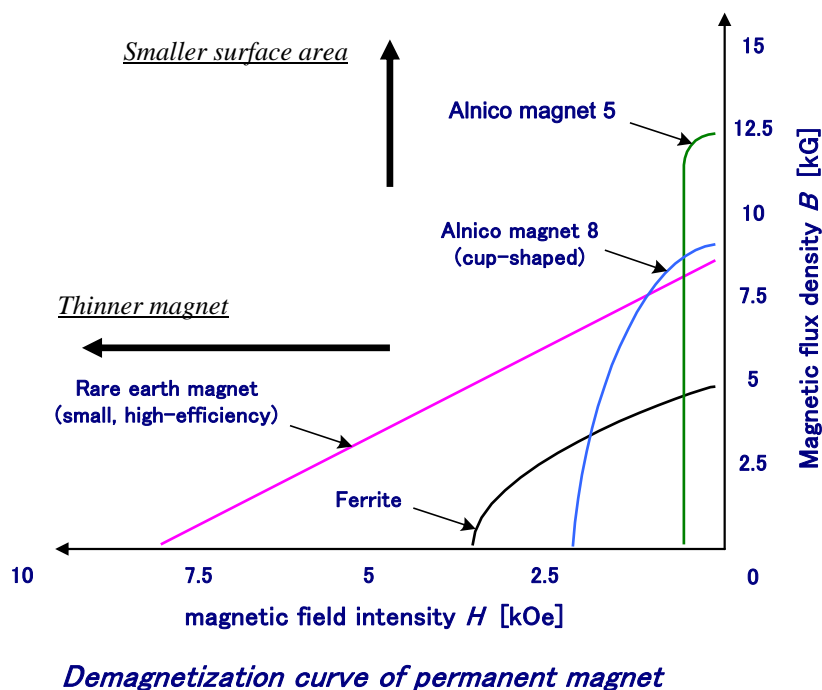


図 4-4 永久磁石の減磁特性

永久磁石モータの重要な要素材料が、高磁力永久磁石である。小型高出力を実現するためには高エネルギー積を有する永久磁石が必要であり、さらに高応答を実現するための低イナーシャを達成するためには、ロータ構造は低質量ながら高磁束密度 (a high ratio of

magnetic flux) 高保持力 (a high coercive force) な材料でなくてはならない。アルニコやフェライトはそのような材料であるが、アルニコ磁石は保持力が弱く厚みを大きくとる必要があり、比重も大きいためロータ慣性モーメントも大きくなる。フェライト磁石は保持力が高いため薄い磁石が成形できるが磁束密度が低い。高出力を得るためにはレアアース磁石が有用であり、航空宇宙分野ではもっぱらネオジム鉄磁石あるいはサマリウムコバルト磁石が用いられる。

レアアース磁石の中でも、ネオジム磁石はもっとも高エネルギーであるが、磁束の温度変化率が大きく、温度差が大きくなるとモータ特性が大きく変わる。

$$K_{E_hot} = (1 - 0.0004(\tau_{hot} - \tau_{cold}))K_{E_cold} \quad \text{式 4-11}$$

$$r_{cold}[\Omega] = r_{hot}(1 + 0.00393(\tau_{cold} - \tau_{hot})) \quad \text{式 4-12}$$

ここでは、サマリウムコバルト磁石の磁束密度の温度係数 0.04[%/°C]を使用した。ネオジム鉄磁石では温度係数が 0.09~0.12[%/°C]となる。0.393[%/°C]は銅の抵抗温度係数である。

高温での磁束密度の低下は、式 2-24 の通り誘起電圧定数の低下、トルク定数の低下を伴うため、消費電流の増加を招く。また、低温では逆に磁束密度の増加が誘起電圧定数の増加を伴うため、回転数の低下を招く。サマリウムコバルトのエネルギー密度はネオジム鉄に比べると劣り、且つサマリウムコバルト磁石の比重がネオジム鉄より大きいため、磁石質量が重くロータ慣性モーメントが大きくなるため、サーボ運転時の加速トルクが大きくなる。しかし、温度変化率が約 1/3 で、広い温度範囲でもモータ特性変化がネオジム鉄磁石に比べ少ない。これらの特性を考慮しながら、永久磁石モータの磁石は選定する。しかしながら、現時点でレアアース磁石の性能向上は、劇的には望めないことを考慮すると、小型化には高電圧化によるモータの小型化と高速化に伴う減速器が必須の技術であり、ジャミング対策は不可避である。

第2項 ジャミング対策と冗長突合せの方式

ジャミング対策では、冗長突合せ点をアクチュエータ出力にもっとも近く配置するべきであるが、一方で力の喪失と固着のように相反する影響にたいして、どちらをより回避するべきかというトレードオフが生じる（表 4-2）。冗長突合せ点は冗長システムにおいて、そのポイントまで伝達してきた出力パワー、トルクまたは力、速度の切り替え、隔絶およびシステムの再構成の起点となる点で重要である。以降では冗長突合せに関する設計様式を整理する。

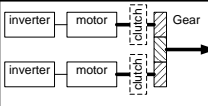
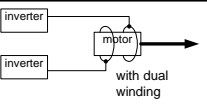
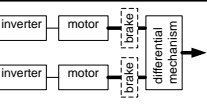
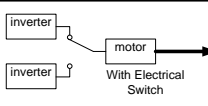
突合せには大きく分けて、機械機構による突合せと電氣的な突合せがある。機械機構による突合せは機械要素（ギヤなど）によるトルクや速度の突合せであり、電氣的な突合せはリレー（継電器）やダイオード（整流器）を介した電氣的接合でおこなう。電氣的な突合せは比較的コンパクトに構成できるが、電動化で課題となるジャミングやトルク喪失に対応することができない。機械機構による突合せにはトルクを突き合わせる方法と速度を突き合わせる方法がある。これらはトルク和を得る機構や速度和を得る機構であり前者をトルクサミング、後者を速度サミングとよぶ。トルクサミングは、1つの出力軸に複数のモータを取り付けた形態であり、モータトルクの総和が出力トルクとなる。協調動作ではすべてのモータは同速度で同期していることとなる。一般的にはトルクサミングは機械要素で結合されるが、減速機構を介さないダイレクトドライブの場合には磁氣的な結合点でトルクサミングを行うことが適切である。モータのステータとロータ間の電磁力によりモータトルクが生ずるのでこのモータ要素を同軸に設置することで、2つのモータ系統を1つの出力にサミングすることができる。この構成では出力軸に至るまで、ギヤなどの機械要素がなくなるため信頼性の高いシステムが構成できる。電動燃料ポンプではこの方式を採用した。電動アクチュエータなど、ダイレクトドライブ構成が効率的ではないシステムにおいては減速ギヤ機構が必要となり、機械要素による突合せが必要となる。トルクサミングは、単純に出力軸へモータをギヤやアイドラ等で接続することで実現する。トルクサミングの場合、複数モータでトルクを担う構成でありトルク喪失時にはアクティブ/アクティブにすればバックドライブを防ぐことができるが、固着が発生した場合は全ての系統が動作できなくなる。そのためクラッチ機構を設けて固着部を分離・隔絶する必要がある。

一方、速度サミングの場合は差動ギヤ列を使った機構が必要となり複雑となるが、単一

系統が固着した場合には、速度が半分となるが他方のモータがトルクを負うことによって、動作は継続可能である。しかし、トルク喪失時にはフリー状態となるため、ブレーキ等の固定機構が必要となる。

以上の検討から、速度制御を行うポンプ制御では、モータ回転数とポンプ回転数がほぼ効率的なところで一致することから、ダイレクトドライブでのトルクサミングが有効である。ダイレクトドライブであるため磁気的なトルク和をとることとなるため、クラッチ機構や減速機構が無い信頼性の高い電動化システムが構築できる。一方、電動アクチュエータは減速器を必要とすることから耐ジャミング性を確保するため速度サミング方式の突合せが優れる。本研究は速度サミング方式の課題である複雑な速度サミング機構を、シンプルで信頼性の高い方式とするとともに、サミングポイントの直近までジャミングが発生しないような機構を提案する。具体的にはボールスクリュウを使った速度サミング方式とし、ジャミングレスの結合機構とクラッチレスを実現するものである。

表 4-2 冗長機構方式の例

		Example of redundancy options			
		Torque summing		Velocity summing	Electrical switching for failover
		mechanical	magnetic		
					
Redundancy system state	Active/Standby or Active/Active	Active/Standby or Active/Active	Active/Standby or Active/Active	Active/Standby only	
Jamming point	Gear and Clutch	Jamming free; for direct drive use only	Jamming is isolated by differential mechanism	Jamming free; for direct drive use only	
Time to Failover	Long; clutch travel time	Very short	A/A: Short (*) A/S: Long; brake travel time	Long; switching and transferring time	
Electrical single failure point	Non	Non	Non	Electrical switch	
Mechanical single failure point	Output gear assembly	Motor bearing	Output gear assembly	Motor bearing	
Servo controllability issues	Position	Force-fighting (**), Equalizing (**)	Force-fighting (**), Equalizing (**)	Equalizing (**) of the motor load	Non (***)
	Velocity	Equalizing (**) of the motor load	Equalizing (**) of the motor load	Equalizing (**) of the motor load	

Note (*): Cooperative system behavior is possible. (**): A/A only, A/S is equal to single system. (***): Controllability is equal to single system.

第3項 電動アクチュエータの冗長方式

位置制御用アクチュエータの冗長方式の課題

速度サミング方式は電動アクチュエータに適した方式ではあるが、その機構構成が複雑となる欠点がある。機構的に速度サミングを実現するためには、差動ギヤ機構が必要となり、このギヤ列はギヤ固着（ジャミング）を発生させる要因となるものであり、最終段に位置する差動ギヤ自体がジャミング故障を起こす可能性がある。

これらの課題を解決する方法として提案するのがボールスクリュウ機構を活用した速度サミング方式 [118]である。ボールスクリュウのリードとナットそれぞれにモータ回転を与えることにより、ネジ機構による速度加算を行うものである。ボールスクリュウ自体は従来の油圧システムにおいても同期性を必要とする舵面制御用の機構で一般的に使われる信頼性の高い機構である。この方式により複雑でジャミングの可能性のある差動ギヤを不要とした高信頼性なシステム構成が可能となる。ボールスクリュウはリニアアクチュエータの最終段として配置され、アクティブ/アクティブ制御の出力としては最も適した配置となる。電動アクチュエータを小型化するための高減速比を有したモータシステムを配置しつつ、その出力段で速度サミングすることが可能となる。

速度サミング方式

図 4-5 で示すボールスクリュウ方式速度サミング機構は、2台のモータから構成される。モータの1台はナットに接続され、もう1台のモータはリード側に接続されている。お互いの回転はリードとナットのかみ合わせによって結合されている。この機構においてアクティブ/アクティブ制御を行うため、両方のモータはリードとナットが逆回転となるように制御され、その結果このボールスクリュウの伸縮は2つのモータ回転の加算によって制御される（図 4-6）。この機構構成においてどちらか片方のアクチュエータがジャミングを発生した場合には、ジャミング側のモータ軸が固定となり、接続されているリードもしくはナットが回転しない。このアクチュエータはジャミング発生時には自動的に残りのモータによって制御されるようになる。

この機構の弱点はモータが力を失った場合に、失った側のリードもしくはナットが自由回転に入ることである。その結果、アクチュエータは力を失うこととなる。そのため、モータが故障時に力を喪失しないような電動モータの故障許容システムを採用するか、ブレーキ/ロック機構を採用する必要がある。

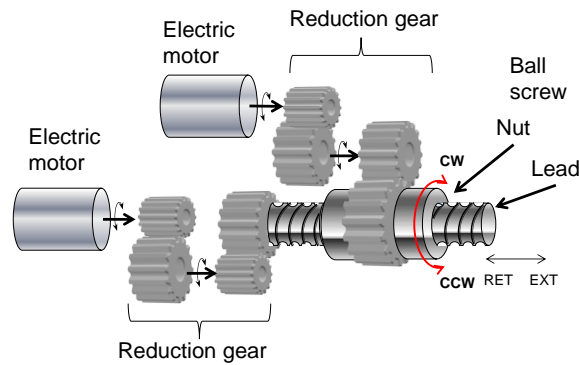


図 4-5 ボールスクリュウ方式速度サミング機構

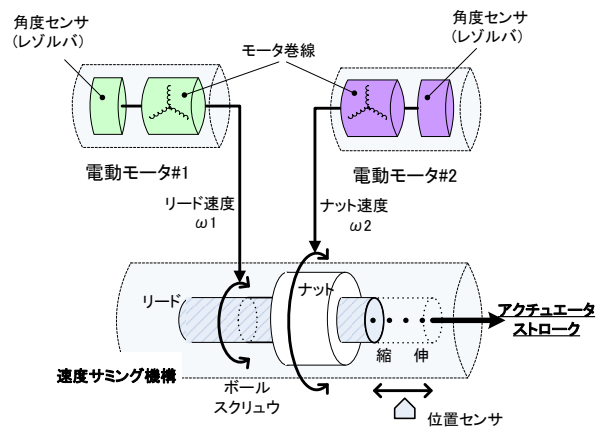


図 4-6 速度サミングアクティブーアクティブ制御の機構原理

アクチュエータ機構系の冗長構成

アクチュエータ機構系の冗長構成の信頼性を評価する。従来の機構系のアクチュエータ構成は、最終段にギヤ列を配置しボールスクリュウに接続される。そのため、最終段のギヤ列のジャミングは排除できない。また、モータとボールスクリュウの間に配置されたギ

ヤ列のジャミングをアクチュエータ出力に伝搬しないためクラッチを配する。このクラッチ自体もジャミングの要因となる。

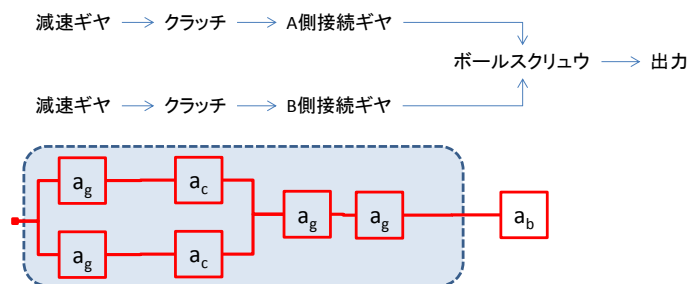


図 4-7 クラッチを介したトルクサミング方式の従来型電動アクチュエータ構成
と信頼度ブロック

この構成において、図 4-7 の信頼度ブロックに示した青い囲み部分の信頼度計算は以下のとおりである。

$$R = (2a_g a_c - a_g^2 a_c^2) a_g^2 \quad \text{式 4-13}$$

この結果を、理想的な構成であるジャミングレスの結合機構とクラッチレスを実現する速度サミング機構を前提としたシステムである図 4-5 と比較する。この改善された機能構成は図 4-8 のようになる。

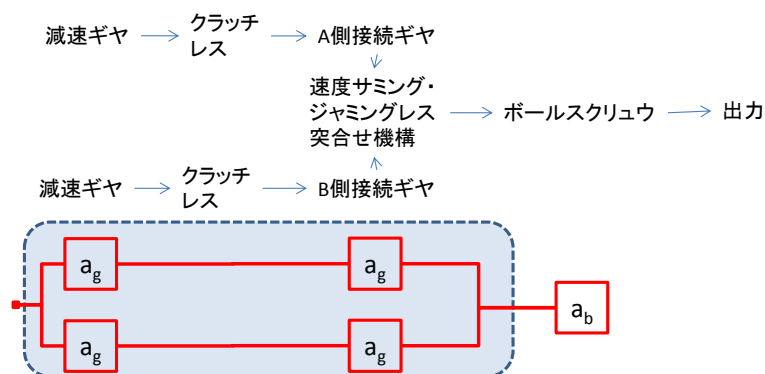


図 4-8 ジャミングレスの結合機構とクラッチレスで構成した速度サミング機構
の機能ブロックと信頼度ブロック

この図 4-8 の構成の信頼度は同じく青色の囲みの部分において

$$R = (2 - a_g^2) a_g^2 \quad \text{式 4-14}$$

両者の方式を具体的な故障率を当てはめて比較する。ギヤの故障率を仮定するため NPRD-95 (Nonelectric parts reliability data 1995) の P2-101, Gear, 品質 Mil, 環境 A_{IF} を用いて計算する。なお、クラッチは故障時の間欠的動作として本計算では含めない。

$$\lambda_g = 0.5742 \times 10^{-6} \text{ 故障/時間}$$

$$a_g = 1 - \lambda_g = 0.9999994$$

従来方式信頼度 : 0.9999989 (故障率 : 1.1×10^{-6})

速度サミング方式信頼度 : 0.9999999999987 (故障率 : 1.3×10^{-12})

ボールスクリュウ方式の速度サミングによって、故障率は「珍しい」とされるレベルから「極めて起きそうにない」レベルとなる。

第4項 電動アクチュエータのアクティブ/アクティブ制御

ゲイン補償方法の検討 [119]

冗長アクチュエータの重要な特性として、リコンフィギュレーション（構成の再構築）がある。冗長システムにおいて、故障発生前後で制御特性が変化しないことが重要である。特に舵面や可変静翼アクチュエータなどは、機体やエンジンシステム全体の制御特性にかかわるものであるためこれは重要な特性である。当然、故障を検知した上で制御システムが特性が等しくなるように、ゲイン調整が自動的に行われ、構成の単純さや確実さが備われば優れたシステムとなる。アクティブ/スタンバイ方式ではお互いに同じ特性をもつアクチュエータが用意されているため、故障時切り替えにおいてリコンフィギュレーションは問題とはならない。しかし、アクティブ/アクティブ方式の場合、モータが通常は2台であり、故障時は1台という動作であって、そのままでは等価とはならない。単純化すればこのモータ2台と1台の形態の違いは、モータ2台駆動のときには速度指令算出する位置制御器ゲインが2倍となっていることと等価である。

本項では、このゲインの2倍をシステムとして自動的に算出する方法として、全アクチュエータストロークとモータ毎のストロークの比を用いる方法について検討した。モータ

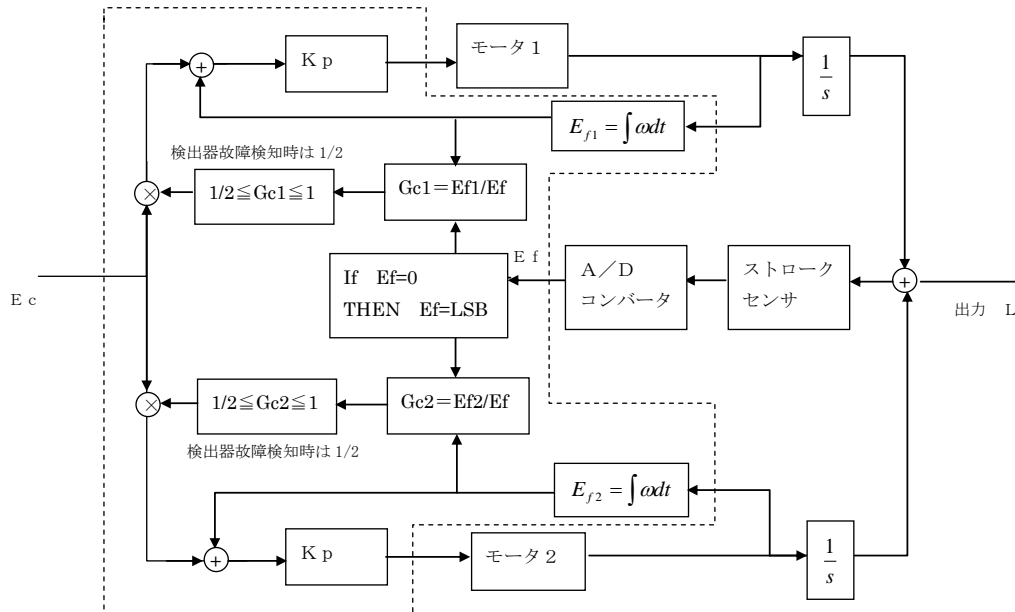
2台が1つのアクチュエータに対する位置要求値に制御するためにストロークを制御する場合、各々のモータのストロークに相当する角度の積算値は、2台のモータが分担しアクチュエータシステムに対する位置要求値の $1/2$ となっている。各々のモータのストロークを追加のセンサを用いずに計測する方法は容易であって、モータ回転軸の積算値を使用することで各々のモータが担ったストロークを計測することができる。正常であれば全アクチュエータストロークの計測値は各々のモータが担ったストロークの2倍である。ここで、仮に2つのモータ系統のうち片側が固定された場合（ジャミング発生）は全アクチュエータストロークとモータのストロークは等しくなる。つまり、常にこの比を計測すればジャミングが発生したか否かを識別することができる。

この方式による制御は以下の通り実行される。2系統のモータを備え、これらの2系統のモータの各出力が速度和として出力されるように連結した冗長リニアアクチュエータを構成し、冗長となるモータにそれぞれ $1/2$ ずつのストロークを行わせて、アクチュエータとしての全体ストロークを制御する。このような冗長リニアアクチュエータの位置サーボ制御の構成として出力軸の長さを検出する位置検出器を配置する。この位置検出器により長さ方向の変移量を検出してフィードバックを行う。アクチュエータの冗長性ととも位置検出器の故障に対する冗長性を持たせる場合には、位置検出器を複数配置する。

2系統のモータの各出力を速度和として出力する速度サミングアクチュエータの2系統の各系統のモータのストローク負担分 l_1, l_2 とする。また、各系統の回転検出器の積算値 E_{f1}, E_{f2} とし、冗長アクチュエータの全体ストローク L の位置検出結果もしくは、 E_{f1}, E_{f2} の和のうちのいずれかを取り込んで E_f とする。この取り込み値 E_f と E_{f1}, E_{f2} との比 $G_{c1}=E_{f1}/E_f$ 、 $G_{c2}=E_{f2}/E_f$ を求め、これらの比 G_{c1}, G_{c2} によって、補償制御をおこなう。

この構成では、冗長となる相手側系統の故障発生を検出する必要がないため、一方の系統から他方の系統の故障発生を検出したり、他方の系統から一方の系統の故障発生を検出したりする必要がない。位置指令値を切り換えることも不要であるため、系統個々の故障発生に対する補償動作が迅速実施される。また、この構成では位置検出器と各系統の回転検出器とがシステム上で冗長関係となって、位置検出器および回転角検出器が必須である速度フィードバックを行うサーボシステムや、DCブラシレスモータなどの回転角度検出

が必要なシステムでは、追加のセンサを必要とすることがないため部品点数の低減も図れるものである。



- E_c : 全体ストロークに対する位置指令値
- E_{c1}, E_{c2} : 各系統のモータに対する位置指令値
- E_f : 全体ストロークの位置検出結果の取り込み値
- E_{f1}, E_{f2} : 各系統の回転検出器の積算値 (回転角積算値)
- G_{c1}, G_{c2} : 取り込み値と各系統の積算値との比
- L : 冗長アクチュエータの全体ストローク
- l_1, l_2 : 各系統のモータのストローク負担分
- K_p : サーボ制御器ゲイン

図 4-9 冗長アクチュエータの位置フィードバック補償方法の例

冗長アクチュエータの位置フィードバック補償は具体的に図 4-9 のブロック図に示すように、構成される。この場合、位置フィードバック制御部では、微小信号時にノイズ

や誤差の影響で非現実的な値となることを避けるために、比 G_{c1} を $\frac{1}{2} \leq G_{c1} \leq 1$ でクラ

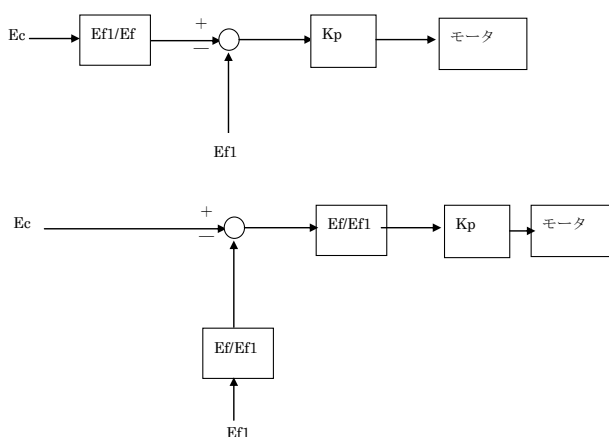
ンプすると共に、比 G_{c2} を $\frac{1}{2} \leq G_{c2} \leq 1$ でクランプする。理論的にはこの方法にて実現

可能であるが、実用設計ではノイズ影響を除去する必要があり信号処理にローパスフィルタを挿入するとともに、 G_{c1} 、 G_{c2} に閾値を設けて故障と判断できる場合は速やかにゲイン

の切り替えを行うのが現実的である。その、この制御系を実施するにあたっては、取り込み値 E_f が 0 となる場合に「0割」となるのを防ぐために、取り込み値 E_f を最小値にセットするようにする。

なお、冗長アクチュエータの全体ストローク L の位置検出を行う位置検出器の故障を検知した場合は、取り込み値 E_f と各系統の積算値 E_{f1}, E_{f2} との比 G_{c1}, G_{c2} を速やかに $1/2$ へ固定し、各系統の回転検出器の故障を検知した場合は、故障した側の系の制御を速やかに停止させる構成とする。

そこで、上記冗長アクチュエータモータ 2 に故障が発生したと仮定する。このような故障時において、もう一方のモータ 1 のみが駆動するため、モータ 1 のストローク L_1 の変化量とアクチュエータ全体ストローク L との変化量は等しくなり、比 G_{c1} は 1（正常時は $G_{c1}=1/2$ ）となる。この動作は伝達関数となるため、取り込み値 E_f をフィードバックしたのと等価となる。



位置フィードバック補償方法（処理方法）による位置制御ゲインが相手方の系と同じ動作をした場合の伝達関数のゲインと自動的に等価となることを示す

図 4-10 位置フィードバックのゲイン等価

このとき、位置指令値が、 $E_c/2$ から E_c に変化することから、モータ 1 がある一方の系でのストローク負担分 l_1 はアクチュエータ全ストローク L となり、故障時に不足するスト

ロックを自動的に補償することとなる。また、図 4-10 の上下に示すように、位置制御ゲインは等価的に変化することとなり、相手方の系と同じ動作をした場合の伝達関数のゲインと自動的に等価となる。さらに、冗長アクチュエータ 1 の全体ストローク L の位置検出を行う位置検出器としてのポテンシオメータの故障を検知した場合は、取り込み値 E_f と各系統の積算値 E_{f1}, E_{f2} との比 G_{c1}, G_{c2} を速やかに 1/2 に固定すると、位置指令値 E_c は一方の系あるいは他方の系の負担分のストローク l_1 、あるいは l_2 となり、合計として総ストローク L を補償することとなる。さらにまた、冗長アクチュエータの回転検出器の故障を検知した場合は、故障した側の系の制御を速やかに停止させると、停止後において、正常動作中の系では位置検出器からの取り込み値 E_f の変化から上記と同様に自動的動作が補償されることとなる。上記位置フィードバックは、他方の系の動作補償のために設置するものであってサーボ系のフィードバックに直接使用していないことから、位置検出器故障の場合は削除することが可能であり、回転角検出器故障は、位置検出器が正常な状態では他方の系のモータで自動補償することが可能であるため、回転角検出器を複数設置する必要はない。

速度サミング機構における、モータトルク喪失状態の対応

速度サミング機構のモータ側でジャミングが発生した場合に、故障切り替え時間を意識することなく動作可能である。ネジもしくはナットに結合された減速機などの機構部で発生したジャミングは、回転軸を固定するため残りの可動できるナットもしくはネジ側の機構が回転するならば、ボールスクリュウを介してアクチュエータの伸縮が継続されるためである。しかし、速度サミング機構においてモータ側で、トルクを喪失する状態が発生する場合はアクチュエータが力を失い制御が不可能となる。これは、速度サミング機構では片側のトルクが失われて自由回転となった時点で同相に回転を開始してアクチュエータの伸縮が不可能となるためである。このような状態に陥ることから速度サミング機構においては、ロック機構やブレーキ機構が必須となる。そのため一般的には速度サミング機構はシステム重量上不利な摩擦ブレーキなどの機構を有することとなる。このような追加の機構を追加せずに、速度サミング機構がトルク喪失状態で可動できる方法として回生制動による制御について検討する。

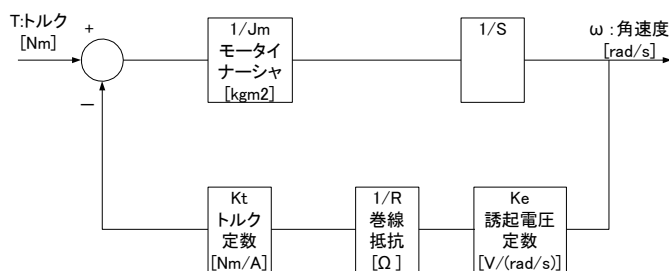


図 4-1 1 回生ブレーキの伝達関数表現

図 4-1 1 は回生ブレーキの伝達関数表現である。モータに対して加速されるモータイナーシャの速度が巻線の誘起電圧に作用し、巻線抵抗を介して流れる電流が反抗トルクとなって制動力となることを示す。回路構成としては、モータ巻線をショートする方法であれば、どのような方法であっても実現可能である。たとえば、電源の正負線路を短絡する方法や、インバータのアームの上側もしくは下側をすべて ON 状態とする方法である。

回生ブレーキは回転しようとするモータが回転軸からのエネルギーによって発電機となったとき、発電された電流を低抵抗でブリードし起電力の反作用で発生するトルクをモータ軸に返すことにより制動効果を得るものである。この効果は起電力および速度に比例する。

$$\omega = \left(\frac{T - Kt \times Ke \times \omega}{R} \right) \frac{1}{Jm} \frac{1}{s}$$

$$\frac{T}{Jm} \frac{1}{s} = 1 - \frac{Kt \times Ke \times \omega}{R}$$

$$T = sJm - \frac{Kt \times Ke \times \omega}{R}$$

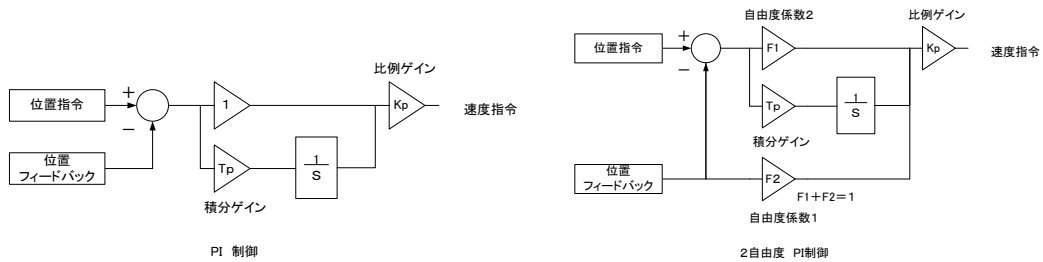
式 4-1 5

$$\frac{1}{s} = \infty \quad \text{として}$$

$$T = \frac{Kt \times Ke \times \omega}{R}$$

式の通り、回生で発生するトルクは、モータ回転の速度に正比例しているため、低回転数で制動力が減少するので完全に静止できない。つまり制動をかけていてもモータ軸は回

転するため、位置ずれを起こしストロークは位置の定常偏差を生ずる。速度の誤差が積算されるため、この定常偏差を制御するためには位置制御器に積分器が必要となる。その場合、積分器に応じたオーバーシュートを生ずるため、オーバーシュートを極力抑えつつ積分効果をえるため2自由度(2DOF)のPI制御を行うなどの制御設計が必要となる。

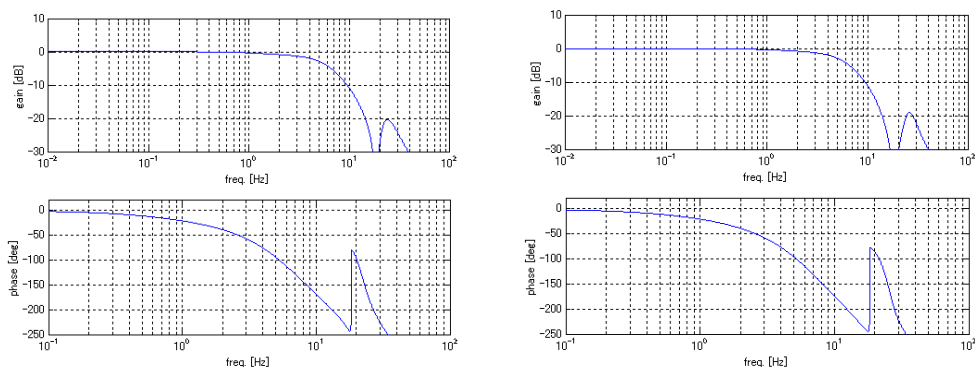


一般的なPI制御

2自由度のPI

図 4-12 アクチュエータ位置制御器の2自由度化

図 4-13でこの制御器を用いた制御効果を比較した。正常動作時はアクティブ/アクティブ制御により2つのモータが速度サンギング機構を介した場合のボード線図である。この制御状態から、片側のモータに回生ブレーキを動作させた状態で片側のモータのみで動作させた場合のボード線図を比較する。故障側アクチュエータが回生動作状態にあるとき低周波域でモータは回転するが、定常偏差が残らない設計となっていることが確認できる。



正常動作時

故障動作時

図 4-13 位置制御器の2自由度化による故障時動作の正常時との比較

提案方式の動作試験結果

図 4-1 4 に試験用アクチュエータの供試品を示す。このアクチュエータは機能確認用として構成されたもので、同じモータ巻線を使用した同じ電気特性を持つモータ 2 式で構成されている。2つのモータはボールスクリュウで結合され速度サミングの機能を有している。左側のモータはモータロータがボールスクリュウに結合されている。右側のモータはリードに結合されている。位置指令に基づきコントローラにより 2つのモータがリードナットで逆回転するように制御することにより両端のピンーピン間が伸縮する。このアクチュエータに上述のロジックを使った制御を行う。

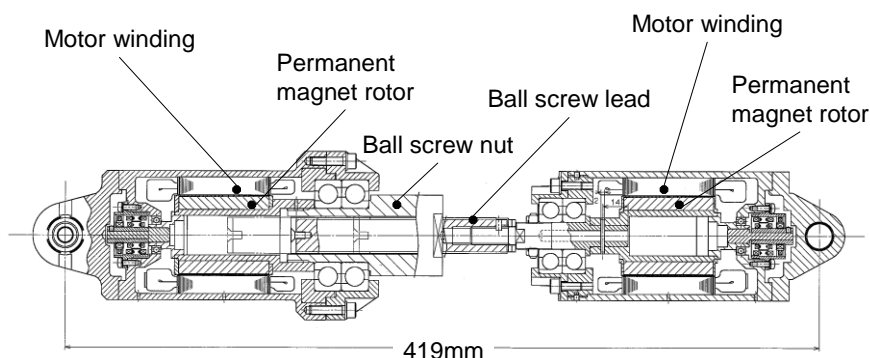


図 4-1 4 ボールスクリュウ方式速度サミング機構

図 4-1 5, 図 4-1 6 に試験結果をしめす。これらの試験結果は PI 制御と 2 自由度制御を行っている。正常時速度サミングによって 2つのモータは強調してステップ動作を行っている。次に片側でジャミングを模擬しつつ回生ブレーキ効果を確認するため、回生ブレーキを作動させて片側のモータを固定した。図 4-1 5 では 2 回目のステップ動作時に片側のモータが制動を行っている。そのため、ステップを開始しているが速度は正常時と比較して遅くなっている。

その後、 E_f と E_{f1}, E_{f2} との比 $G_{c1}=E_{f1}/E_f$, $G_{c2}=E_{f2}/E_f$ を求め、これらの比 G_{c1} , G_{c2} が故障判定の閾値を超えたため、ゲイン切り替えを実施しステップ動作の完了時にはリコンフィギュレーションを完了している。ジャミング模擬の前と後のステップ波形を比較し同等の応答ができていることが確認できる。図 4-1 6 は、周波数を変化させ低周波から応答性限界までの正弦波応答を示している。速度サミング機構におけるアクティブ/アクティブ制御

における安定した制御が全範囲で確認できている。また、故障時を模擬した回生ブレーキをかけた故障補償後の動作でも、定常偏差の除去、2自由度PI制御により、安定した動作とリコンフィギュレーションが達成できていることが確認できる。

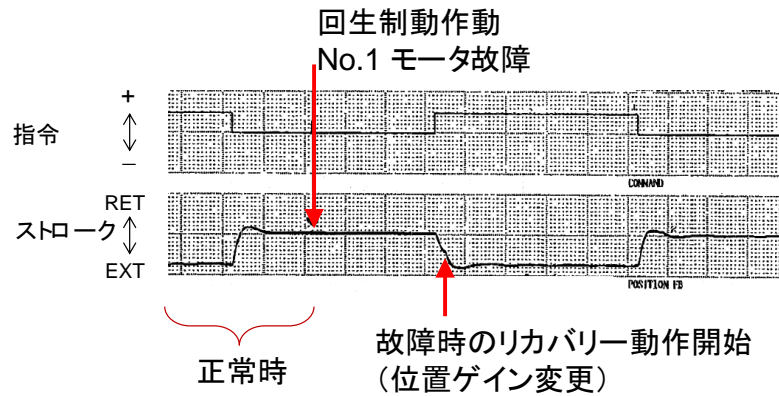
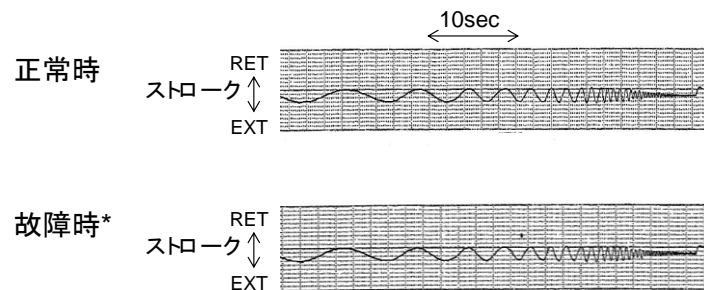


図 4-15 ゲイン補償をもった速度サミングアクティブ/アクティブ制御にPI制御と2自由度制御および回生制動を適用したステップ動作実験結果



*: No.1 モータは故障を模擬し100rpmの連続回転を与えた。
No.2 モータは正常に動作させている。

図 4-16 速度サミングアクティブ/アクティブ制御にPI制御と2自由度制御および回生制動を適用した正常時とリカバリ時の正弦波応答実験結果

速度サミングアクチュエータの位置制御補償の改善 [120]

速度サミングアクチュエータにアクティブ/アクティブコントロールを採用して、故障後のゲイン補償、トルク喪失時の回生ブレーキの適用について評価した。しかし、この試

験ではゲイン切り替えに遅れが生じている。その原因となっているのが、冗長構成されている各々のモータ角度の積算値と位置検出器の比をゲイン補正值に使う時に発生する分母側信号のノイズ影響を抑制するために設置したローパスフィルタによる遅れの影響である。ローパスフィルタが必要となる原因は、全ストロークとモータの積算値の比によって故障判定を行う場合、検出値 E_f, E_{f1}, E_{f2} の値がゼロに近い時には、ノイズに対する検出値 E_f, E_{f1}, E_{f2} の比率が小さくなる結果、ゲイン $G_{c1}=E_{f1}/E_f$ の誤差とゲイン $G_{c2}=E_{f2}/E_f$ の誤差が大きくなるためであり、その影響を抑制するためにローパスフィルタが必要となり遅れが生ずる。 E_f, E_{f1}, E_{f2} がゼロに近い時にゲインの誤差を小さくするための改良を検討し、ローパスフィルタを排除し応答性を改善する方法について以下に示す。

E_f は、最小限界位置 P_0 を示すゼロから、最大限界位置 P_m を示す上限値 L_{max} までの範囲内で変化する。すなわち、 E_f がゼロの時には、限界位置 P_0 に位置しており、 E_f が上限値 L_{max} である時には、被駆動体は限界位置 P_m に位置している。

E_f は、ゼロから上限値 L_{max} までの範囲内で変化する。ゲイン算出部は、 E_{f1}, E_{f2} または E_f がゼロに近づいた時には、第1のゲイン G_{c1} を、 $\frac{\left(E_{f1} - \frac{L_{max}}{2}\right)}{E_f - L_{max}}$ に近づけ、第2のゲイン

G_{c2} を、 $\frac{\left(E_{f2} - \frac{L_{max}}{2}\right)}{E_f - L_{max}}$ に近づけるようにする。

第1および第2のゲイン算出式は、それぞれ、

$$\begin{aligned} G_{c1} &= G_{c1A}' + G_{c1B}' \\ G_{c2} &= G_{c1A}' + G_{c1B}' \end{aligned} \tag{式 4-16}$$

であり、この式における $G_{c1A}', G_{c1B}', G_{c2A}', G_{c2B}'$ は

$$\begin{aligned}
 G_{C1A}' &= \frac{E_{f1}}{E_{f1\max}} G_{C1A} & G_{C2A}' &= \frac{E_{f2}}{E_{f2\max}} G_{C2A} \\
 G_{C1B}' &= \left(1 - \frac{E_{f1}}{E_{f1\max}}\right) G_{C1B} & G_{C2B}' &= \left(1 - \frac{E_{f2}}{E_{f2\max}}\right) G_{C2B}
 \end{aligned}
 \tag{式 4-17}$$

により求められ,

この式において, $E_{f1\max}$ は, 第1および第2のアクチュエータ系統が正常に動作している場合に, 第1のアクチュエータ系統の駆動量がとり得る最大値であり, $E_{f2\max}$ は, 同様に第2のアクチュエータ系統の駆動量がとり得る最大値とする。 G_{c1A} , G_{c1B} , G_{c2A} , G_{c2B} は,

$$\begin{aligned}
 G_{C1A} &= \frac{E_{f1}}{E_f} & G_{C2A} &= \frac{E_{f2}}{E_f} \\
 G_{C1B} &= \frac{E_{f1} - \frac{L_{\max}}{2}}{E_{f1} - L_{\max}} & G_{C2B} &= \frac{E_{f2} - \frac{L_{\max}}{2}}{E_{f2} - L_{\max}}
 \end{aligned}
 \tag{式 4-18}$$

により求められ, E_{f1}, E_{f2} は, それぞれの第1, 第2のアクチュエータ系統が, 初期位置から駆動された量 (動作した量) を示し, E_f は, 第1, 第2のアクチュエータ系統が初期位置から駆動された量の和を示す。正常時では, E_{f1}, E_{f2} との和は, E_f に等しい。この式において, L_{\max} は, 誤差やノイズがない理想的な状態では $E_{f1\max}$ と $E_{f2\max}$ の和と等しくなる。これにより, E_f, E_{f1}, E_{f2} の変化に応じて, 第1および第2のゲイン G_{c1} , G_{c2} の値が徐々に変化するので, 第1および第2のゲイン G_{c1} , G_{c2} が安定して算出される。また E_f, E_{f1}, E_{f2} の全域にわたって, ゲインの算出過程で, 第1および第2のゲイン G_{c1} , G_{c2} の分子がゼロに近くならないので, ノイズの影響を抑制して, 第1および第2のゲイン G_{c1} , G_{c2} の誤差を小さくできる。

図 4-17 は制御詳細図である。上述した第1および第2のゲイン G_{c1} , G_{c2} を前述の計算式により算出する。

第1と第2のアクチュエータ系統の制御器への指令値を生成するため, アクチュエータの位置指令と位置フィードバックの差にゲイン G_{c1} を乗じた値を第1の系統の制御器へ,

ゲイン G_{c2} を乗じた値を第 2 の系統の制御器へ出力する。第 1 および第 2 の系統の制御器はこの指令に基づきアクチュエータを制御する。

駆動装置の正常時であって E_f, E_{f1}, E_{f2} などがノイズに影響されない場合に、第 1 および第 2 のゲイン G_{c1}, G_{c2} が先の計算式により $1/2$ になるように第 1 および第 2 のゲイン算出式が設定されている。これにより、位置指令が示す量の $1/2$ だけ第 1 および第 2 のアクチュエータを駆動させる。その結果、位置指令に相当する量だけアクチュエータが駆動される。

リミッタは、演算部が算出した $G_{c1A}', G_{c1B}', G_{c2A}', G_{c2B}'$ を $1/2 \sim 1$ までの値に制限し、ノイズのために、理論的にとり得ない値になる状態を排除する。

制御装置は、さらに位置検出器の故障を検出した場合には、位置のフィードバック信号を、第 1 の系との制御器に使用するフィードバック値を E_{f1} とし、第 2 の系統の制御器に使用するフィードバック値を E_{f2} とし、かつゲイン G_{c1}, G_{c2} を $1/2$ に固定する。

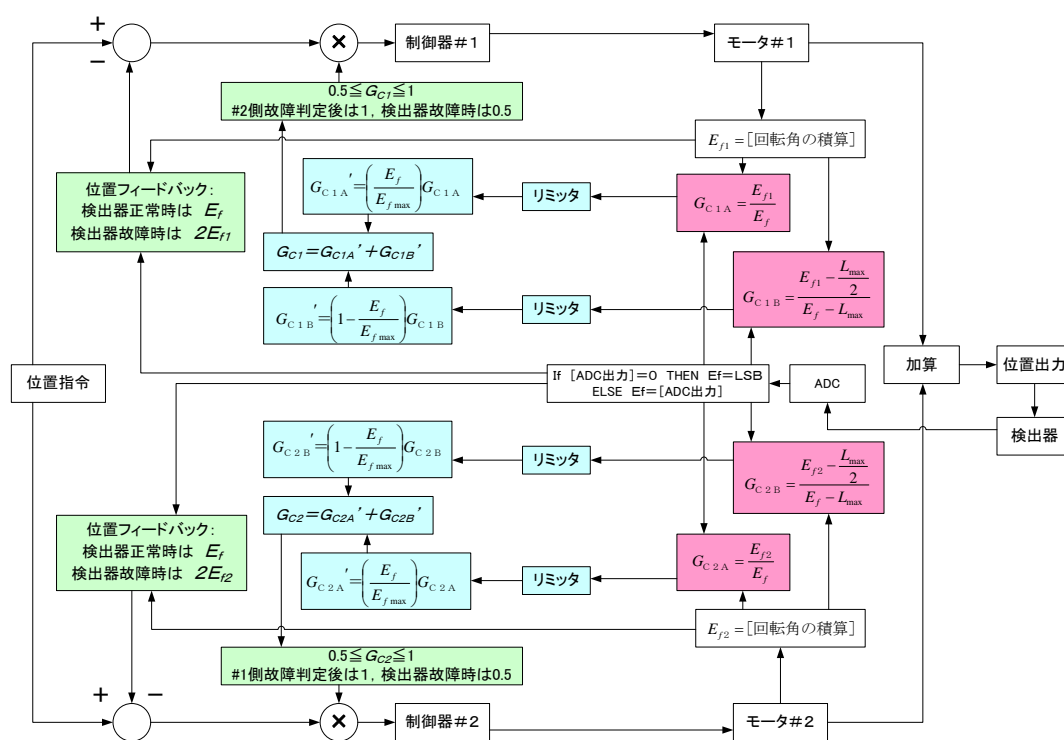


図 4-17 制御装置の詳細機能ブロック図

図 4-18 は、この制御方法の確認を行った速度サミングアクチュエータである。図 4-19 は、これらの先に検討したロジックにて行った試験結果である。この試験において図中に指示した時点でジャミングを模擬したロック動作を行った。速度サミングによるアクティブ/アクティブ動作により駆動されている状態からジャミングの瞬間でゲイン切り替え等を自動的に行っており、不連続等は発生していない。上記アルゴリズムのみで片側ジャミング状態からゲイン補正を行えることを確認した。

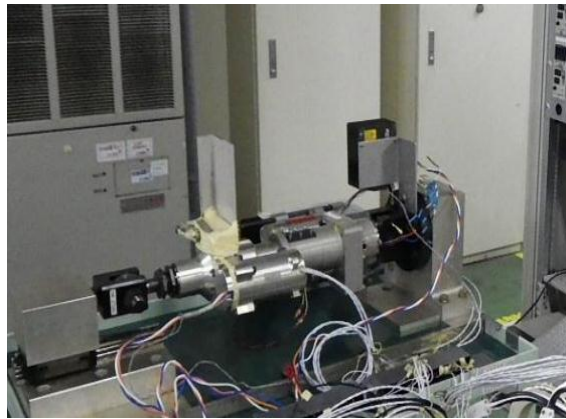


図 4-18 技術確認用速度サミングアクチュエータ

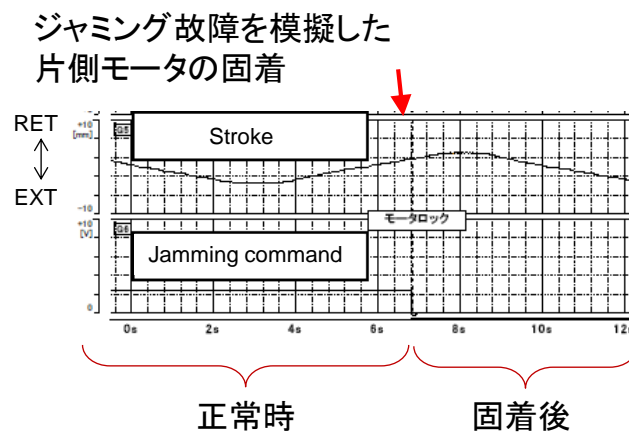


図 4-19 ジャミング故障模擬時の速度サミングアクチュエータの動作結果

第4節 まとめ

本章では、電動アクチュエータの冗長設計様式として速度サミング方式を提案し、ジャミングが発生し固着・固定しても速度サミング機構が残りの機構を阻害することなく引き続き駆動し続けられる機能について述べた。また、従来の速度サミング機構のように差動ギヤを使う場合に差動ギヤそのものの信頼性が問題となるため、現状の航空機で実績があり信頼性が高い機構部品であるボールスクリュウのナットとリードを使った差動方式を提案し、突合せ機構におけるジャミングリスクを回避する点で優れていることを述べた。

一方、速度サミング方式で課題となる、モータがトルク喪失を起こした場合の制御方法について、一般的な機械ブレーキを用いない方法として回生制動を用いて実現する方法について述べた。また、アクティブ／アクティブ方式においては、故障前後の制御で差が生じないようにするために制御器のゲイン変更が必要であり、それらを自動的に実現できる方法を示した。以上のボールスクリュウ速度サミング、アクティブ／アクティブ制御、回生制動によるトルク喪失対策、自動ゲイン変更アルゴリズムを搭載した試験用のEMAによって実験を行い、その結果によってその機能実現を確認した。

第5章 結論

第1節 主要な成果

本論文は、航空機・エンジンシステムの全電動化の研究要素として、クリティカルな部分であった耐ジャミング性を抽出し、解決する手段を明示し、且つ瞬断を生じないシステム手法を提案することで、今まで実現できなかった航空機・エンジンの燃料ポンプやアクチュエータの冗長・耐故障設計の適用を可能とし、歴史的に油圧・機械式であった航空機・エンジンシステムを電動化することによって、信頼性や安全性のパラダイムをシフトすることに貢献できるものとする。また、これらの技術が航空機の安全・安定な運航に寄与すると共に、航空機に限らずさまざまな電動化システムの安全性・信頼性の向上に貢献することが期待される。

以上の成果について本論文では、第2章では航空機・エンジン電動化システムの冗長設計・耐故障設計の課題について、第3章で航空機エンジン電動燃料ポンプシステムの信頼性向上、第4章では航空機エンジン可変静翼電動アクチュエータの信頼性向上についてまとめた。

航空機・エンジン電動化システムの冗長設計・耐故障設計の課題の整理

第2章では航空機・エンジン電動化システムの冗長設計・耐故障設計の課題を抽出するため、航空機エンジンの電動化を対象として電動化の効果・貢献を述べ、航空機エンジン電動化が電動燃料ポンプ、電動可変静翼アクチュエータおよびそれらの電源として発電機で構成されることを前提として、航空機・エンジンの電動化システム特有の研究の対象とその技術課題について述べた。

飛行を続けるために必要な安全性・信頼性設計の対象となる故障モードを整理するとともに、耐ジャミング・冗長設計が電動化特有の課題であることを整理し、そのアプローチについて述べた。安全性・信頼性設計の対象となる電動化システムの故障モードは、機構部のジャミング、機械部品の疲労・摩耗、電気・電子部品の故障に大きく分類される。疲労・摩耗には適切なメンテナンスやオーバーホールが必要であり、その他は故障を許容するための冗長構成が必要である。電気電子部品の冗長設計は一般的となっているが、機構部

のジャミングと、その対策としての冗長方式は電動化特有の課題として未だ解決されていない。本研究では、その対策として機械機構を使用しない冗長方式と耐ジャミング性を有する機械機構による冗長方式を研究の対象とした。これらの方式は電動モータ出力の減速の可否により、機械機構を使用しない冗長方式は減速器が不要な燃料ポンプを、耐ジャミング性を有する冗長機構は減速器が必要な電動アクチュエータをその適用先とした。

さらに、本論文ではこれらの課題の解決を図りつつ航空機搭載を目的とすることから、耐ジャミング・冗長設計のアプローチとともに「安全性に基づく冗長性の要求」「航空機システムの重量増の抑制」「フライトコントロールやエンジン補機の機能要求」を考慮し、本研究における設計コンセプトとして「部品を少なくすること」「ジャミングが発生するポイントをなくすこと」「故障遷移時間を減らすこと」について述べ、燃料ポンプにおける耐ジャミング・冗長設計として「円滑・速やかな切り替えとシステムの簡素化」可変静翼アクチュエータにおける「突合せ部切り離し部の耐ジャミングとシステムの簡素化」を技術課題として整理した。

電動燃料ポンプの信頼性向上に関する成果

第3章ではエンジン電動燃料ポンプの信頼性向上について以下の3点を述べた。

- ・ 電動モータでワンフェールオペレーショナルを実現し故障遷移時間を意識しない制御方法の実現方法と試験結果による効果の確認
- ・ 電動モータのツーフェールセーフを実現するため、永久磁石3相モータにおいて、回転を続けられる方法の検討と、試験結果による実現性の確認
- ・ エンジン始動時の発電を前提とする燃料ポンプ用の発電システムにおいて、永久磁石発電機の優位性をしめし、永久磁石発電機の課題であった内部短絡故障時の遮断方法を提案することと、試験結果による機能の確認。

技術課題である故障遷移時間の短縮には、切り替えが不要という特徴を有するアクティブ/アクティブ制御が、アクティブ/スタンバイ制御（待機冗長）よりも瞬断回避に適していることを述べた。さらに、アクティブ/アクティブ制御は、正常時には並列冗長系統がすべて稼働することで負荷分散がはかれ、損失を低減しシステム全体の効率改善に寄与

する技術であることを示した。電動システムで故障後に瞬断なく冗長性が機能するアクティブ／アクティブ制御の具体的な実現方法が必要であるため、航空機エンジン電動燃料ポンプでワンフェールオペレーショナル／ツーフェールセーフを実現する故障許容システムとして、2重巻線モータを用いた冗長方式を提案した。この冗長方式では2重巻線モータの採用により、電磁的にトルクを突合せすることでジャミング箇所をなくすとともに、2つの巻線の電流を加算して電流サーボにフィードバックすることで、片側が故障すると瞬時に正常な巻線の電流を2倍に増やすことができるサーボ理論を用いた方式を提案した。ワンフェールオペレーショナルなアクティブ／アクティブ制御方式による電流制御技術の実現方法を明示し、試験結果においてその効果を確認した。

次にフェールセーフシステムの部品点数の低減について考察し、1故障で全システム損失となる系並列冗長ではなく、要素並列冗長や部分運転による応急運転の組み合わせで信頼性を向上させる方法が有用であることを示し、モータの安全性を高めるため1相が故障しても残りの2相で制御するフェールセーフシステムを提案するとともに、応急運転への制御切り替えについて試験結果によってその実現性を確認した。さらに、自己遮断／復旧のための回路方式を明示し、実用化に向けた細部のシステム構成を提案した。

また、燃料ポンプ電動化に不可欠な電源の検討を行い、エンジン始動時の回転数（最高回転数の10%）からテイクオフ時の最高回転数までの広い速度範囲で、所要の電力を独立で発電するために必要な永久磁石発電機の研究について述べた。従来の航空機用発電機は短絡故障等が発生した場合には界磁電流の制御で、電力遮断をおこなう機能を持っている。永久磁石発電機の場合は、この遮断機能の代替が課題であった。本研究では永久磁石発電機に遮断機能を持たせるため、発電停止と同等の機能をもつ中性点遮断方式を研究し、従来の遮断方式にはない自励／自己遮断を簡素にアナログ的に実現する方法を実験によって実証した。

可変静翼電動アクチュエータの信頼性向上に関する成果

第4章ではエンジン可変静翼電動アクチュエータについて、アクティブ／アクティブ制御とともにジャミングを回避するための冗長突き合わせに速度サンギング方式を選定し、その実現課題を明らかにした。冗長機構にトルク加算（トルクサンギング）を採用すれば、ク

ラッチによる切り離しが必要であるがクラッチ機構自体の信頼性や重量増が問題となるとともに、最終段にジャミングの課題が残る。一方、速度加算（速度サミング）機構を採用すれば、機構の上流で発生したジャミングに対してはクラッチ機構なしで運転継続が可能であるが、一般的な差動ギヤによる速度サミングでは部品が増加するとともに、構成するギヤ自体が固着する要因が残るという問題点がある。その解決方法として突合せ機構に、ボールスクリュウ速度サミング機構を提案した。この機構は出力軸の速度が2つの入力軸の加算となるようにボールスクリュウで構成するものである。ボールスクリュウのリードとナットの回転方法を逆回転させて回転／直動変換を行うことにより従来速度サミング機構として用いられた差動ギヤを介さない機構であり、簡素で信頼性が高く、ギヤのジャミングの回避・分離を完全に達成する方式として提案した。システム実用化に向けた課題である速度サミング方式においてモータがトルク喪失を起こした場合の制御方法について、一般的な機械摩擦ブレーキ式を用いず、簡素な回生制動による保持にて速度サミングアクチュエータの制御が可能であることを示した。並列冗長動作と1故障時動作では制御ゲインの変更が必要であるため、自動ゲイン変更を行うロジックを提示し、実験によって速度サミングアクチュエータを実証した。

第2節 成果の波及効果

本論文は、航空機エンジンにかかる機器を対象に電動化における信頼性向上にかかる研究成果について述べた。これらの成果は、航空機エンジンだけではなく他の航空機システムの電動化にも貢献する技術である [104] [105]。電動モータのワンフェールオペレーショナル、ツーフェールセーフは電動モータを使うすべての電動機器に応用が可能であると考ええる。また、スタータジェネレータのモータリング用の制御としての応用や、電動アクチュエータから生ずる回生電力をエンジンで消費させるためのモータリング時に信頼性を高める手法としての適用も可能である。電動アクチュエータの速度サミング機構はエンジンの可変静翼用アクチュエータだけではなく、フライトコントロール用の舵面アクチュエータにも応用可能な機構である。また、PMG 発電機の適用は、エンジン補機の電源だけではなく大電力化において必要とされる低圧軸発電用の発電機など広速度範囲発電にも応用されることが期待される。

第3節 今後の課題

全5章にわたり、航空機・エンジン電動化システムの信頼性向上について述べた。本論文にて耐ジャミング・冗長設計にかかる提案を行い、また実験による機能実現の実証をおこなった。これらの成果は今後実際の航空機・エンジンに搭載されて実証される必要がある。

電動燃料ポンプの信頼性向上の具体的方法として、2重巻線モータによる冗長・耐故障設計を提案したが、航空機搭載の実証には、実インバータで発生した実故障で機能の有効性を実証する必要がある。そのためには要素ごとの設計を経て総合的なインバータ機能としてインテグレートされた上での精度やばらつきなどを考慮した実用設計が必要であり、他の制御装置・監視装置との連携についてもインタフェースを整理し、システム上の干渉や齟齬がないように十分な配慮し、設計検証される必要がある。具体的な運転を重ねながら、定常・非定常・設計条件内外などの実データによる冗長設計や耐故障設計の確からしさを検証していく必要がある。また、実際の燃料吐出を行いながらの冗長切り替えなどの影響について評価を行うため、実制御のパラメータ、応答を設計したうえでフェールオペレーショナル、フェールセーフを実証する必要がある。

併せて、電動燃料ポンプ用の発電機の遮断システムについても、航空機搭載の実証には、実発電機で発生した実故障で機能の有効性を実証し、検出手法の精度やばらつきなどを考慮した実用設計が必要であり、負荷側の影響についてもインタフェースを整理し、システム上の干渉や齟齬がないように十分な配慮し、設計検証される必要がある。

可変静翼電動アクチュエータの信頼性向上は電動モータの課題を踏まえながら、ジャミング耐性について、機械機構に対する環境条件や使用条件の限界等について評価を行いその上で故障許容を達成するに条件とともに、劣化の進行がアクティブ／アクティブ状態でも評価、診断できるような検討を行っていく必要がある。実用試験における実環境やばらつきを含めたロジックの検証を経て、実用上の課題を抽出する必要がある。

研究業績

本論文を構成する主著論文

- [1] H. Oyori, N. Morioka, M. Seta, Y. Shimomura and H. Saito, "A Motor Control Design for the More Electric Aero Engine Fuel System," SAE Technical Paper 2011-01-2619.
- [2] H. Oyori and N. Morioka, "Fault-tolerant control for more electric engine," AIAA-2012-0111, proceedings of *50th AIAA Aerospace science meeting*, Nashville, Tennessee, Jan. 2012.
- [3] H. Oyori, N. Morioka, D. Kakiuchi, Y. Shimomura, K. Onishi and F. Sano, "System Design for the More Electric Engine Incorporated in the Electrical Power Management for More Electric Aircraft," SAE Technical Paper 2012-01-2169.
- [4] H. Oyori, M. Wakita, H. Isoda, Y. Ota and N. Morioka, "Fault-tolerant and resilient electrification for the More Electric Engine," AIAA-2013-1068, proceedings of *51st AIAA Aerospace Sciences Meeting*, Grapevine (Dallas/Ft. Worth Region), Texas, Jan. 2013.
- [5] H. Oyori, N. Morioka, "Integrated power management system for the More Electric Aircraft," AIAA-2013-1071, proceedings of *51st AIAA Aerospace Sciences Meeting*, Grapevine (Dallas/Ft. Worth Region), Texas, Jan. 2013.

本論文の参考とした主著・共著論文

- [1] N. Morioka, H. Oyori, D. Kakiuchi and K. Ozawa, "MORE ELECTRIC ENGINE ARCHITECTURE FOR AIRCRAFT ENGINE APPLICATION," in *ASME Turbo Expo 2011*, Vancouver, CANADA, Jun, 2011.
- [2] N. Morioka, H. Oyori, "Fuel Pump System Configuration for the More Electric Engine," SAE Technical Paper 2011-01-2563.

- [3] N. Morioka and H. Oyori, "Improved Engine Efficiency via the More Electric Engine," *in 50th AIAA Aerospace science meeting*, Nashville, Tennessee, Jan. 2012.
- [4] N. Seki, N. Morioka and H. Oyori, "More electric engine architecture for fuel system of aircraft gas turbine engine," *in IGTC2011 Osaka*, Osaka, JAPAN, Nov. 2011.
- [5] N. Morioka and H. Oyori, "FUEL SYSTEM DESIGN FOR THE MORE ELECTRIC ENGINE," *in ASME Turbo Expo 2012*, Copenhagen, DENMARK, Jun. 2012.
- [6] N. Morioka and H. Oyori, "Contribution of the MEE Toward an Integrated Propulsion System," SAE Technical Paper 2012-01-2100.
- [7] H. Oyori , et al., "H-IIA Solid Rocket Booster Thrust Vector Control System," *in 23rd International Symposium on Space Technology and Science*, Matsue, Japan, May 26-June 2, 2002.

雑誌掲載

- SAE Vehicle Electrification, A move to 'more electric' engines, April 18, 2012, pp. 6-13, SAE international

特許

<海外>

US6759818 ELECTROMOTIVE ACTUATOR AND METHOD FOR CONTROLLING THE SAME

米国特許番号 : US6759818 , 欧州特許番号 : EP1262687

<日本>

- 2重巻線モータの自動故障補償方法
(特許第3998478号 : 冗長モータ装置)

- ・ 2重巻線多相モータの制御方法
(特許第4780692号：多相モータ)
- ・ ボールスクリュウを利用した速度サミング機構
(特許第4666443号：電動アクチュエータ及びこれを用いたロケット)
- ・ 協調動作中の動作補償方法
(特許第3988988号：冗長アクチュエータの位置フィードバック補償方法)

出願中特許

- ・ モータの制御装置及び制御方法 (特開2012-222880)
- ・ ブラシレスモータ及びその制御方法 (特開2012-222881)
- ・ 発電装置, 永久磁石発電機 (特開2012-253934)
- ・ 駆動装置の制御装置 (特願2012-116417)
- ・ インバータ装置 (特願2012-244457)

謝辞

本論文の作成に関して詳細かつ丁寧なご指導を賜りました東京大学大学院工学系研究科航空宇宙工学専攻教授 鈴木真二先生に深く感謝いたします。また、有益なコメントや提案を頂戴した同専攻教授 堀浩一先生，同専攻准教授 土屋武司先生，新領域創成科学研究科先端エネルギー工学専攻教授 堀洋一先生，同専攻准教授 藤本博志先生に感謝いたします。

本研究では，シンフォニアテクノロジー(株)の皆様には大変お世話になりました。特に瀬田学様，脇田真弥様，下村幸生様，齋藤浩志様，大西桂典様，磯田博孝様，佐野史人様，太田善土様には，論文の共著者としてご協力いただきました。

勤務先である株式会社IHI，株式会社IHIエアロスペースの上司および同僚には，本論文に関連する技術の開発において多大なる支援を受けました。

最後に長期にわたる本論文の作成を見守ってくれた家族と，そして両親に深く感謝いたします。

参考文献

- [1] 独立行政法人 交通安全環境研究所, “フォーラム2012資料 「交通システムの車両・設備に関わる安全性評価の標準化について」,” 2012.
- [2] J. X. Wang, 著: *リスク分析工学*, 丸善株式会社, pp. 128-129.
- [3] 電子通信情報学会, “6群 コンピュータ-基礎理論とハードウェア-7編ディペンダブルコンピューティング,” 著: 「知識ベース」, p. 17, <http://www.ieice-hbkb.org/portal/>.
- [4] 野崎 博路, 著: *基礎自動車工学*, 東京電機大学出版局, p. 106.
- [5] J. B. Leonard, "The All-Electric Fighter Airplane flight Control Issue, Capabilities, and Projections," *IEEE TRANSACTION ON AEROSPACE AND ELECTRONICS SYSTEMS*, Vols. AES-20, no. 3, MAY 1984.
- [6] J. A. Weimer, "Electrical power technology for the more electric aircraft," in *AIAA/IEEE-Conference on Digital Avionics Systems*, October 1993.
- [7] F. C. Schwartz, "TECHNOLOGY – SOLUTION FOR THE NEXT GENERATION OF AFFORDABLE STRIKE FIGHTERS," in *the AGARD FVP Symposium on “Strategic Management of the Cost Problem of Future Weapon Systems”*, Drammen, Norway, 22-25 September, 1997.
- [8] S. C. Jensen, J. D. Gavin, B. Raymond and D. Dawson, "FLIGHT TEST EXPERIENCE WITH AN ELECTROMECHANICAL ACTUATOR ON THE F-18 SYSTEMS RESEARCH AIRCRAFT," in *the 19th Digital Avionics Systems Conference*, Philadelphia, Pennsylvania, October 7–13, 2000.
- [9] J. Weimer, "Power Electronics in the More Electric Aircraft," in *40th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Jan. 2002.
- [10] J. A. Weimer, "The Role of Electric Machines and Drives in the More Electric

- Aircraft," in *IEEE-Conference on Electric Machines and Drives(IEMDC'03)*, Madison, June 2003.
- [11] P. Traverse, I. Lacaze and J. Souyris, Airbus Fly-by-Wire: A Total Approach to Dependability, vol. 156/2004, Boston: International Federation for Information Processing, pp. 191-212.
- [12] L. F. Pellegrine, "Exergy Analysis as a Tool for Decision Making in Aircraft Systems Design," in *45th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit*, Jan. 2007.
- [13] P. Wheeler, "Why Aerospace Needs Power Electronics," in *Power Electronics and Applications, 2009. EPE '09. 13th European Conference*, Barcelona, Spain, 8-10 Sept. 2009.
- [14] J. A. Rosero, J. A. Ortega, E. Aldabas and L. Romeral, "Moving towards a more electric aircraft," *Aerospace and Electronic Systems Magazine*, vol. 22, no. 3, pp. 3-9, March 2007.
- [15] T. R. Ensign and J. W. Gallman, "Energy Optimized Equipment Systems for General Aviation Jets," in *44th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit*, Jan. 2006.
- [16] T. R. Ensign, "Sensitivity Studies of Electric Systems on Business Jet Range," in *46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, Nevada, 7 - 10 January 2008.
- [17] L. Faleiro, J. Herzog, B. Schievelbusch and T. Seung, "Integrated Equipment Systems for a More Electric Aircraft - Hydraulics and Pneumatics," in *24TH INTERNATIONAL CONGRESS OF THE AERONAUTICAL SCIENCES*.
- [18] L. Faleiro, "SUMMARY OF THE EUROPEAN POWER OPTIMISED AIRCRAFT (POA) PROJECT," in *25TH INTERNATIONAL CONGRESS OF THE AERONAUTICAL SCIENCES*.

-
- [19] MOET, “ Aircraft-level Architecture & Integration, ” FP6-030861, 11-Dec.-2009.
- [20] C. Raksch, V. Maanen, D. Rehage and F. Thielecke, "Performance Degradation Analysis of Fault-Tolerant Aircraft Systems," in *First CEAS European Air and Space Conference*, Berlin, 10-13 September, 2007.
- [21] A. Boglietti, A. Cavagnino, A. Tenconi and S. Vashetto, "The Safety Critical Electric Machines and Drives in the More Electric Aircraft: a Survey," in *Industrial Electronics, 2009. IECON '09. 35th Annual Conference of IEEE*, Porto, Portugal, 3-5 Nov. 2009.
- [22] C. A. Luongo, D. Mavris, H. D. Kim, G. V. Brown, M. Waters and D. Hall, "Next Generation More-Electric Aircraft: A Potential Application for HTS Superconductors," *IEEE Transactions on Applied Superconductivity*, vol. 19, no. 3, Part 2, pp. 1055-1068, 2009.
- [23] S. L. Botton, C. R. Whitley , A. D. King, “ Flight Control Actuation Technology for Next-Generation All-Electric Aircraft,” *Technology Review Journal – Millennium Issue Fall/Winter 2000*, pp. 55-67.
- [24] D. Blanding, "Subsystem Design and Integration for the More Electric Aircraft," in *5th International Energy Conversion Engineering Conference and Exhibit (IECEC)*, St. Louis, Missouri, 25 - 27 June 2007,.
- [25] M. Khatre and A. G. Jack, "Simulation of PMSM VSI Drive for Determination of the Size Limits of the DC-Link Capacitor of Aircraft Control Surface Actuator Drives," in *PEDES '06*, Dec. 2006.
- [26] J.-J. Charrier , A. Kulshreshtha, “Electric Actuation For Flight & Engine Control System: Evolution, Current Trends & Future Challenges” .
- [27] 平成16年度 航空機用先進システム基盤技術開発 , (財)日本航空機開発協会, 2004.

- [28] 平成10年度 次世代航空機等開発調査 (インテリジェント・ナビゲーション開発) 調査報告書, (財) 日本航空機開発協会, 1998.
- [29] C. Garada and K. J. Bradley, "Integrated PM Machine Design for an Aircraft EMA," *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, vol. 55, no. 9, pp. 3300-3306, September 2008.
- [30] A. Garcia, J. Cusido, J. A. Rosero, J. A. Ortega and L. Romeral, "Reliable electro-mechanical actuators in aircraft," *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, vol. 23, no. 8, pp. 19-25, August 2008.
- [31] B. Legrand, J. Loyer, G. Manon and J.-M. Perrochat, "EMA technology development," More Electric Aircraft Forum, 2009.
- [32] M. Garrison and S. Steffan, "Two-Fault Tolerant Electric Actuation Systems for Space Applications," in *Changes in Aeronautical and Space Systems, Challenges for On-Board Energy*, 26-28 June 2006.
- [33] 小川敏雄, "多重油圧操縦システムの積分補償型モデル追従制御," *航空宇宙技術研究所報告*, 1997年10月.
- [34] L. Wang, J.-C. Mare, Y. Fu and H. Qi, "FORCE EQUALIZATION FOR REDUNDANT ACTIVE/ACTIVE POSITION CONTROL SYSTEM INVOLVING DISSIMILAR TECHNOLOGY ACTUATORS," in *Proceedings of the 8th JFPS International Symposium on Fluid Power*, Okinawa, JAPAN, Oct. 25-28, 2011.
- [35] 航空機部品・素材産業振興に関する研究調査 成果報告書, No.107 高信頼度スマート・アクチュエータの研究, 日本航空宇宙工業会, 1987.
- [36] A. G. Jack, B. C. Mecrow and J. A. Haylock, "Fault-tolerant permanent magnet machine drives," *IEE Proc-Electr; Power Appl*, vol. 143, no. 6, November 1996.
- [37] D. S. Bodden, N. Scott Clements, B. Schley and G. Jenney, "Seeded Failure

-
- Testing and Analysis of an Electro-Mechanical Actuator," in *Aerospace Conference, 2007 IEEE*, Big Sky, MT, 2007.
- [38] L. U. Gokdere, S. L. Chiu, K. J. Keller , J. Vian, "Lifetime control of electromechanical actuators," in *Aerospace Conference, 2005 IEEE*, Big Sky, MT, 2005.
- [39] M. J. Devaney and L. Eran, "Detecting motor bearing faults," *Instrumentation & Measurement Magazine*, vol. 7, no. 4, pp. 30-50, 2004.
- [40] K. A. Loparo, M. L. Adams, W. Lin, M. Farouk Adbel-Magied and N. Afshari, "Fault detection and diagnosis of rotating machinery," *Industrial Electronics, IEEE Transactions*, vol. 47, no. 5, pp. 1005-1014, 2000.
- [41] D. Brown, G. Georgoulas, B. Zhang, D. L. Edwards and G. J. Vachtsevanos, "Real-Time Fault Detection and Accommodation for Resolver Position Sensors," in *IEEE International Conference on Prognostics and Health Management*, Denver, CO, 2008.
- [42] A. Ginart, M. J. Roemer, P. W. Kalgren and K. Goebel, "Modeling and Analysis of Aging of IGBTs in Power Drives by Ringing Characterization," in *International conference on prognostics and health management*, 2008.
- [43] K. Goebel and W. Yan, "Sensor Drift and Intermittency Faults with Data Fusion and Automated," *IEEE SYSTEMS JOURNAL*, vol. 2, no. 2, pp. 189-197, June 2008.
- [44] S. -J. Kim and C. -W. Lee, "Diagnosis of Sensor Faults in Active Magnetic Bearing System Equipped with Built-In Force Transducers," *IEEE Transactions on Mechatronics*, vol. 4, no. 3, pp. 180-186, June 1999.
- [45] M. Riedmiller and H. Braun, "A Direct Adaptive Method for Faster Backpropagation Learning: The," in *IEEE International Conference on Neural Networks*, San Fransisco, CA, 1993.

- [46] E. Balaban, P. Bansal, K. F. Goebel , P. Stoelting, “A Diagnostic Approach for Electro-Mechanical Actuators in Aerospace Systems,” IEEEAC paper #1345, Version 4, Updated January 9, 2009.
- [47] J. Derrien, P. Tieys, D. Senegas , M. Todeshi, “EMA Aileron COVADIS Development,” SAE Technical Paper 2011-01-2729.
- [48] M. Todeschi, “Airbus - EMAs for Flight Controls Actuation System - An Important Step Achieved in 2011,” SAE Technical Paper 2011-01-2732.
- [49] P. Janker, F. Claeysen, B. Grohmann, M. Christmann, T. Lorkowski, R. LeLetty, O. Sosniki and A. Pages, "New Actuators for Aircraft and Space Applications," in *11th International Conference on New Actuators*, Bremen, Germany, 9 – 11 June 2008.
- [50] J. M. Provost, "THE MORE ELECTRIC AERO-ENGINE: A GENERAL OVERVIEW FROM AN ENGINE MANUFACTURER ," in *Power Electronics. Machines and Drives*, 16-18 April 2002,.
- [51] R. Newman, “The More Electric Engine Concept,” SAE Technical Paper 2004-01-3128.
- [52] J. Brand, K. Dooley, M. Dowhan , C. Walters, “More Electric Small Turbofan,” SAE Technical Paper 2004-01-1804.
- [53] Z. Christian, S. Karel and A. Sabine, "Towards the Powerhouse for More Electric Aircraft – Dedicated Engine Concepts," in *ISABE2009*, 2009.
- [54] A. McLoughlin, “Engine Powerplant Electrical Systems,” More Electric Aircraft Forum, 2009.
- [55] C. Bushheit, “More Electric Propulsion System,” More Electric Aircraft Forum, 2009.
- [56] J. A. Haylock, B. C. Mecrow, A. G. Jack and D. J. Atkinson, "Operation of a Fault Tolerant PM Drive for an Aerospace Fuel pump Application," in *IEE*

Proc. - Electr. Power Appl, 1998.

- [57] B. C. Mecrow, A. G. Jack, D. J. Atkinson, S. R. Green, G. J. Atkinson, A. King and B. Green, "Design and testing of a four-phase fault-tolerant permanent-magnet machine for an engine fuel pump," *IEEE Transaction on Energy Conversion*, vol. 19, no. 4, pp. 671-678, Dec. 2004.
- [58] A. Emadi , M. Ehsani, "Aircraft Power Systems:Technology, State of the Art, and Future Trends," *IEEE AES Systems Magazine*, January 2000.
- [59] P. J. Norman, S. J. Galloway, G. M. Burt, D. R. Trainer and M. Hirst, "Transient Analysis of the More-Electric Engine Electrical Power Distribution Network," in *Power Electronics, Machines, Drives, 4th IET Conference*, 2008.
- [60] J. Bals, Y. Ji, R. M. Kuhn and C. Schallert, "Model Based Design and Integration of More Electric Aircraft Systems Using Modelica," More Electric Aircraft Forum, 2009.
- [61] X. Liu, A. Forsyth, H. Piquet and et al., "Power Quality and Stability Issues in More-Electric Aircraft Electrical Power Systems," More Electric Aircraft Forum, 2009.
- [62] J. Faucher, "Simulation Study of new Aircraft Electrical Power Network performances," More Electric Aircraft Forum, 2009.
- [63] G. Gong, M. L. Heldwein, U. Drofenik, J. Minibock, K. Mino and J. W. Kolar, "Comparative Evaluation of Three-Phase High-Power-Factor AC-DC Converter Concepts for Applications in Future More Electric Aircraft," *IEEE Transaction on Industrial Electronics*, vol. 52, no. 3, pp. 727-737, June 2005.
- [64] A. Martin, "A Review of Active Rectification in aircraft AC systems," More Electric Aircraft Forum, 2009.
- [65] C. R. Avery, S. G. Burrow and P. H. Mellor, "Electrical generation and

- distribution for the more electric aircraft," in *UPEC 2007 Universities*, Sept. 2007.
- [66] E. Richter, J. Lyons , C. Ferreira, "Initial Testing of a 250 kW Starter/Generator for Aircraft Applications," SAE Technical Paper 941160, 1994.
- [67] M. Martinez, "130 kW / 200 kVA STARTER - GENERATOR AND ASSOCIATED POWER ELECTRONICS," More Electric Aircraft Forum, 2009.
- [68] 森本 茂雄, "モータ技術の動向と展望," *Panasonic Technical Journal*, 第 55 卷, 第 3 号, pp. 4-9, Oct. 2009.
- [69] A. Radun, J. Lyons and P. Sanza, "Dynamic Testing of a High Power Inverter 250 KW Switched Reluctance Machine Starter/Generator," SAE Technical Paper 941162, 1994.
- [70] E. Richter, D. Anstead, J. Bartos , T. Watson, "Preliminary Design of an Internal Starter/ Generator for Application in the F110-129 Engine," SAE Technical Paper 951406, 1995.
- [71] C. A. Ferreira, S. R. Jones and W. D. Jones, "Detailed design of a 30-kW switched reluctance starter/generator system for a gas turbine engine application," *IEEE Transaction on Industrial Application*, vol. 31, no. 3, pp. 553-561, May/Jun. 1995.
- [72] M. E. Elbuluk and M. D. Kankam, "Potential Starter/Generator Technologies for Future Aerospace Applications," *IEEE Aerospace and Electronics Systems Magazine*, October 1996.
- [73] A. G. Jack, B. C. Mecrow and J. A. Haylock, "A comparative study of permanent magnet and switched reluctance motors for high-performance fault-tolerant applications," *TRANSACTIONS ON INDUSTRY*

APPLICATIONS, vol. 32, no. 4, JULY/AUGUST 1996.

- [74] P. H. Mellor, S. G. Burrow, T. Sawata and M. Holme, "A Wide-Speed-Range Hybrid Variable-Reluctance/Permanent-Magnet Generator for Future Embedded Aircraft Generation System," *Transaction on Industrial Application*, vol. 41, no. 2, pp. 551-556, March 2005.
- [75] 電気学会 産業応用部門, "電気学会技術報告," 第 1058, pp. 3-14, 2006.
- [76] E. Richter, "A Jet Engine Integrated Generator," in *Proc. of the 15th Intersociety Energy Conversion Engineering Conf*, Seattle, Washington, Aug 18-22,1980.
- [77] A. Mitcham and J. Cullen, "PERMANENT MAGNET GENERATOR OPTIONS FOR THE MORE ELECTRIC AIRCRAFT," in *Power Electronics, Machines and Drives, 2002. International Conference on (Conf. Publ. No. 487)*, June 2002.
- [78] J. D. Ede, G. Jewell, K. Atallah, D. J. Powell, J. A. Cullen and A. J. Mitcham, "Design Of A 250kW, Fault-tolerant PM Generator For The," in *3rd International Energy Conversion*, August 2005.
- [79] Z. Sun, J. D. Ede, J. Wang, G. Jewell, J. A. Cullen and A. J. Mitcham, "Experimental Testing of a 250kW Fault-Tolerant Permanent Magnet Generation System for Large Civil Aero-Engines," in *5th International Energy Conversion Engineering Conference and Exhibit (IECEC)*, June 2007.
- [80] A. Pluijms, K.-J. Schmidt, K. Stastny and B. Chibisov, "Performance Comparison of More Electric Engine Configurations," in *Proceedings of ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea and Air GT2008* , Berlin, Germany, June 9-13, 2008.
- [81] E. Ganev, "High-Reactance Permanent Magnet Machine for

- High-Performance Power Generation Systems," SAE Technical Paper 2006-01-3076.
- [82] E. Genev, M. L. Bansal and W. H. Warr, "System and method for fault protection for permanent magnet machines". U.S. Patent 7,276,871, 2 oct 2007.
- [83] Z. Palat , T. Bubela, "Development of permanent magnet brushless starter generator and associated power electronic for an APU," More Electric Aircraft Forum, 2009.
- [84] T. Liu, T. Fu and T. A. Lipo, "A Strategy for Improving Reliability of Field-Oriented Controlled Induction Motor Drives," *IEEE Trans. Industry Application*, vol. 29, no. 5, pp. 910-917, 1993.
- [85] D. Kastha and A. K. Majumdar, "An Improved Starting Strategy for Voltage-Source Inverter Fed Three Phase Induction Motor Drives Under Inverter Fault Conditions," *IEEE Trans. Power Electronics*, vol. 15, no. 4, 2000.
- [86] M. B. R. Correa, C. B. Jacobiana, E. R. C. Silva and A. M. N. Lima, "An Induction Motor Drives System with Improved Fault Tolerance," *IEEE Trans. Industry Applications*, vol. 37, no. 3, 2001.
- [87] 大和 正典 , 佐藤 之彦, "インバータ故障時における誘導電動機応急運転の検討," *電気学会論文誌D*, 第 123-D 卷, 第 12 号, pp. 1430-1437, 2003.
- [88] S. Bolognani, M. Zordan and M. Zigliotto, "Experimental Fault-Tolerant Control of a PMSM Drive," *IEEE Trans. Industrial Electronics*, vol. 47, no. 5, pp. 1134-1141, 2000.
- [89] B. A. Welchko, T. A. Lipo, T. M. Johns and S. E. Schulz, "Fault tolerant three-phase AC motor drive topologies: a comparison of features, cost, and limitations," *IEEE Trans. Power Electronics*, vol. 19, no. 4, pp. 1108-1116,

2004.

- [90] M. Villani, M. Tursini, G. Fabri and L. Castellini, "High Reliability Permanent Magnet Brushless Motor Drive for Aircraft Application," *IEEE Trans. Industrial Electronics*, vol. 59, no. 5, pp. 2073-2081, 2012.
- [91] S. Khwan, L. de Lillo, P. Wheeler and L. Empringham, "Fault tolerant four-leg matrix converter drive topologies for aerospace applications," in *2010 IEEE International Symposium on Industrial Electronics*, 2012.
- [92] S. Caballos, J. Pou, E. Robles, I. Gabiola, J. Zaragoza, J. L. Villate and D. Boroyevich, "Three-Level Converter Topologies With Switch Breakdown Fault-Tolerance Capability," *IEEE Trans. Industrial Electronics*, vol. 55, no. 3, pp. 982-995, 2008.
- [93] B. Vaseghi, N. Takorabet, G. Humbert, J. P. Caron, B. Nahid-Mobarakeh and F. Meibody-Tabar, "Study of Different Architectures of Fault-Tolerant Actuator Using a Two-Channel PM Motor," *IEEE Trans. Industry Applications*, vol. 47, no. 1, pp. 47-54, 2011.
- [94] 小林 宙, 西沢 啓, 岡井 敬一, "航空機用電動推進系の動向と課題," 著: 第49回飛行機シンポジウム, 2011.
- [95] H. Oyori and N. Morioka, "Fault-tolerant control for more electric engine," in *50th AIAA Aerospace science meeting*, Nashville, Tennessee, Jan. 2012.
- [96] H. Oyori, M. Wakita, H. Isoda, Y. Ota and N. Morioka, "Fault-tolerant and resilient electrification for the More Electric Engine," in *51st AIAA Aerospace Sciences Meeting*, Grapevine (Dallas/Ft. Worth Region), Texas, 7 - 10 Jan. 2013.
- [97] N. Morioka, H. Oyori, D. Kakiuchi and K. Ozawa, "MORE ELECTRIC ENGINE ARCHITECTURE FOR AIRCRAFT ENGINE APPLICATION," in *Proc. ASMETurbo Expo 2011*, Vancouver, CANADA, Jun, 2011.

- [98] N. Morioka , H. Oyori, “Fuel Pump System Configuration for the More Electric Engine,” SAE Technical Paper2011-01-2563.
- [99] N. Morioka and H. Oyori, "Improved Engine Efficiency via the More Electric Engine," in *50th AIAA Aerospace science meeting*, Nashville, Tennessee, Jan. 2012.
- [100] N. Morioka and H. Oyori, "FUEL SYSTEM DESIGN FOR THE MORE ELECTRIC ENGINE," in *ASME Turbo Expo 2012*, Copenhagen, DENMARK, Jun. 2012.
- [101] N. Seki, N. Morioka and H. Oyori, "More electric engine architecture for fuel system of aircraft gas turbine engine," in *IGTC2011 Osaka*, Osaka, JAPAN, Nov. 2011.
- [102] 大依 仁, “モータの制御装置及び制御方法” , 特開 2012-222880.
- [103] H. Oyori, N. Morioka, M. Seta, Y. Shimomura and H. Saito, "A Motor Control Design for the More Electric Aero Engine Fuel System," SAE Technical Paper 2011-01-2619.
- [104] H. Oyori, N. Morioka, D. Kakiuchi, Y. Shimomura, K. Onishi , F. Sano, “System Design for the More Electric Engine Incorporated in the Electrical Power Management for More Electric Aircraft,” SAE Technical Paper 2012-01-2169.
- [105] H. Oyori and N. Morioka, "Integrated power management system for the More Electric Aircraft," in *51th AIAA Aerospace Science Meeting*, Grapevine (Dallas/Ft. Worth Region), Texas, 2013.
- [106] H. Oyori and et al., "H-IIA Solid Rocket Booster Thrust Vector Control System," in *23rd International Symposium on Space Technology and Science*, Matsue, Japan, May 26-June 2, 2002.
- [107] W. Cao, B. C. Mercrow, G. J. Atkinson, J. W. Bennett and D. J. Atkinson,

"Overview of Electric Motor Technologies Used for More Electric Aircraft (MEA), "IEEE TRANSACTIONS ON INDUSTRIAL ELECTRONICS," vol. 59, no. 9, 2012.

- [108] H. Oyori, "ELECTROMOTIVE ACTUATOR AND METHOD FOR CONTROLLING THE SAME". U.S. Patent US 6,759,818 B2, 6 JUL 2004.
- [109] 大依 仁, “多相モータ”. 日本 特許番号: 特許第 4780692 号.
- [110] 大依 仁, “冗長モータ装置”. 日本 特許番号: 特許第 3998478 号.
- [111] 大依 仁, “ブラシレスモータ及びその制御方法”, 特開 2012-222881.
- [112] 大依 仁, “インバータ装置”, 特願 2012-244457.
- [113] 明電舎, “永久磁石発電装置”.特開 2005-261008.
- [114] 三菱電機株式会社, “車両用回転電機”.特開 2005-204482.
- [115] 国産電機株式会社, “交流発電機を備えた電源装置”. 特開 2003-189697.
- [116] 大依 仁, “発電装置、永久磁石発電機”, 特開 2012-253934.
- [117] 東芝・小型モータ研究会, 制御用モータ技術活用マニュアル, 総合電子出版社.
- [118] 大依 仁, “電動アクチュエータ及びこれを用いたロケット”. 日本 特許番号: 特許第 4666443 号.
- [119] 大依 仁, “冗長アクチュエータの位置フィードバック補償方法”. 日本 特許番号: 特許第 3988988 号.
- [120] 大依 仁, “駆動装置の制御装置”, 特願 2012-116417.