

博士論文

航空機用エンジン・
システム電動化に関する研究

森岡典子

目次

| | |
|--------------------------------------|----|
| 目次..... | 1 |
| 第1章 導入..... | 1 |
| 第1節 研究の背景..... | 1 |
| 第2節 従来の研究..... | 5 |
| 第1項 エンジン制御技術の発展..... | 5 |
| 第2項 エンジンの信頼性向上への取り組み..... | 11 |
| 第3項 エンジン効率向上への取り組み..... | 13 |
| 第4項 エンジン・システム電動化の研究..... | 16 |
| 第5項 他産業等における実施例との比較..... | 18 |
| 第3節 従来の研究の課題と本研究の目的..... | 19 |
| 第1項 MEEシステム研究における課題..... | 19 |
| 第2項 本研究の目的..... | 20 |
| 第4節 本論文の構成..... | 21 |
| 第2章 航空機用エンジン電動化システム構想..... | 22 |
| 第1節 MEEシステムのコンセプト..... | 22 |
| 第1項 MEE開発ステップ..... | 22 |
| 第2項 MEEシステムの基本構成..... | 26 |
| 第3項 電動燃料ポンプの基本構想..... | 27 |
| 第4項 燃料流量制御方式の基本構想..... | 33 |
| 第5項 本研究における電動燃料システム構想の特長..... | 36 |
| 第2節 MEEシステムに期待される効果..... | 38 |
| 第1項 エンジンの燃費改善..... | 38 |
| 第2項 エンジンの安全性・信頼性の向上..... | 41 |
| 第3節 まとめ..... | 50 |
| 第3章 MEE電動燃料システム導入によるシステム改善効果の検討..... | 51 |
| 第1節 MEE電動燃料システムによるエンジン効率改善..... | 51 |

| | | |
|-----|----------------------------------|-----|
| 第1項 | エンジン効率の評価方法 | 52 |
| 第2節 | 小型ターボファン・エンジンにおける改善効果の定量的評価..... | 63 |
| 第1項 | SFC改善効果..... | 63 |
| 第2項 | エンジン質量への影響..... | 66 |
| 第3節 | 中型・大型ターボファン・エンジンにおける改善効果の検討..... | 68 |
| 第1項 | エンジン抽出力削減による効率向上 | 69 |
| 第2項 | エンジン質量への影響..... | 72 |
| 第3項 | 燃料計量応答性..... | 75 |
| 第4項 | 質量削減へのアプローチ | 77 |
| 第4節 | 燃料システム電動化による信頼性向上の評価 | 78 |
| 第5節 | まとめ | 83 |
| 第4章 | MEE電動燃料システムの機構設計と評価..... | 84 |
| 第1節 | 概要..... | 84 |
| 第2節 | システム実現における主要課題と解決へのアプローチ..... | 84 |
| 第3節 | 高精度燃料計量システム | 86 |
| 第1項 | 燃料計量精度確保における課題 | 86 |
| 第2項 | 流量フィードバック・システムの基本設計 | 88 |
| 第3項 | 燃料ポンプ校正方法..... | 94 |
| 第4節 | シングル・シャフト・ポンプ | 95 |
| 第1項 | シングル・シャフト・ポンプ実現における課題..... | 95 |
| 第2項 | 低圧ポンプ昇圧性能..... | 97 |
| 第3項 | 低回転数域でのポンプ軸受潤滑成立性..... | 99 |
| 第4項 | 低回転数域でのモータ回転数制御成立性..... | 103 |
| 第5節 | 電動燃料システムの試作・評価 | 104 |
| 第1項 | 電動燃料システムの仕様設定 | 104 |
| 第2項 | 試験供試品および試験セットアップ | 107 |
| 第3項 | 試験結果..... | 111 |
| 第4項 | 試験結果のまとめ | 117 |

| | | |
|------|-----------------------------------|-----|
| 第6節 | まとめ | 118 |
| 第5章 | 将来航空機システムにおける MEE の貢献に関する提案 | 119 |
| 第1節 | 概要 | 119 |
| 第2節 | 機体とエンジンの燃料システム統合化の概念 | 119 |
| 第3節 | 統合化電動燃料システムの提案 | 121 |
| 第4節 | 統合化電動燃料システムによって期待される効果 | 126 |
| 第5節 | 将来の航空機システムにおける MEE の貢献 | 127 |
| 第6節 | まとめ | 129 |
| 第6章 | 結論 | 130 |
| 第1節 | 主要な成果 | 130 |
| 第2節 | 今後の課題 | 132 |
| 研究業績 | | 134 |
| 謝辞 | | 136 |
| 参考文献 | | 137 |

| | | |
|--------|-------------------------------------|-----|
| 表 1-1 | 航空機用エンジン燃料ポンプに用いられるポンプ形式の例 (参考[32]) | 14 |
| 表 2-1 | 従来型燃料ポンプ・システムの評価 | 29 |
| 表 2-2 | MEE燃料ポンプ・システムの評価 | 31 |
| 表 2-3 | 燃料ポンプ・システムの効率比較 | 32 |
| 表 2-4 | 電動燃料システム構成の比較 | 37 |
| 表 2-5 | MEEシステムの信頼性・安全性指標 | 43 |
| 表 3-1 | 従来システムにおける補機駆動のためのエンジン抽出馬力 | 63 |
| 表 3-2 | MEEシステムにおける補機駆動のためのエンジン抽出馬力 | 63 |
| 表 3-3 | 従来システムにおける質量見積 | 67 |
| 表 3-4 | MEEシステムにおける質量見積 | 67 |
| 表 3-5 | MEEによるエンジン質量への影響 | 68 |
| 表 3-6 | 燃料ポンプ定格流量 | 70 |
| 表 3-7 | 中型エンジンにおけるエンジン抽出馬力削減量 | 71 |
| 表 3-8 | 大型エンジンにおけるエンジン抽出馬力削減量 | 71 |
| 表 3-9 | 電動燃料ポンプ用モータのサイズ | 74 |
| 表 3-10 | 燃料ポンプ・モータのトルク推定 | 76 |
| 表 3-11 | 従来システムとMEEシステムにおける故障率の推定 | 82 |
| 表 4-1 | 電動燃料システム要求仕様 | 106 |
| 表 4-2 | 燃料ポンプの主要諸元 | 107 |
| 表 4-3 | 電動モータの主要諸元 | 108 |
| 図 1-1 | 燃料消費率の動向[5] | 2 |
| 図 1-2 | 油圧機械式によるエンジン制御システム | 6 |
| 図 1-3 | 油圧機械式燃料制御システム | 6 |
| 図 1-4 | エンジン制御方式の変遷(参考[22]) | 7 |
| 図 1-5 | エンジン制御形態の動向 (参考[22]) | 8 |
| 図 1-6 | FADECによるエンジン制御システム | 10 |
| 図 1-7 | FADEC燃料システム[22] | 10 |

| | | |
|--------|-----------------------------------|----|
| 図 1-8 | 3連式ギアポンプ・システム | 15 |
| 図 1-9 | エンジン燃料ポンプ・システムの高効率化の予測 | 16 |
| 図 2-1 | 従来エンジンにおける補機駆動方式 | 22 |
| 図 2-2 | MEEステップ1：燃料システムの電動化 | 23 |
| 図 2-3 | MEEステップ2：補機システムの全電動化 | 24 |
| 図 2-4 | MEEステップ3：MEE形態の最適化 | 25 |
| 図 2-5 | MEEステップ1基本構成 | 27 |
| 図 2-6 | 従来型燃料ポンプ・システムの評価 | 30 |
| 図 2-7 | F P Vと差圧計による流量フィードバック | 34 |
| 図 2-8 | MEE燃料ポンプのモータ部構成 | 35 |
| 図 2-9 | 従来型AGB駆動燃料システム | 39 |
| 図 2-10 | MEE電動燃料システム | 39 |
| 図 2-11 | 冗長モータシステムのブロック・ダイアグラム | 46 |
| 図 2-12 | 3相2重巻線モータのアクティブ・アクティブ制御 [B1] | 46 |
| 図 2-13 | 従来のエンジン制御とOSLシステム | 49 |
| 図 2-14 | MEEによるエンジン制御とOSLシステム | 49 |
| 図 3-1 | AGB駆動システムにおけるエンジン抽出馬力の算出方法 | 55 |
| 図 3-2 | MEEシステムにおけるエンジン抽出馬力の算出方法 | 57 |
| 図 3-3 | エンジン・ヒートマネジメント熱交換モデル | 59 |
| 図 3-4 | 従来システムのヒート・マネジメント | 62 |
| 図 3-5 | MEEシステムのヒート・マネジメント | 62 |
| 図 3-6 | エンジン抽出馬力の比較 | 64 |
| 図 3-7 | エンジン抽出馬力の削減割合 | 64 |
| 図 3-8 | MEEシステム導入によるSFC改善効果 | 66 |
| 図 3-9 | AGB駆動燃料ポンプのサイジング | 70 |
| 図 3-10 | 燃料システム電動化による抽出馬力削減量の高圧軸出力馬力に対する割合 | 72 |
| 図 3-11 | ギア・ポンプ質量(他機種例) | 73 |
| 図 3-12 | 大型エンジン用電動燃料ポンプの質量推算 | 75 |

| | | |
|--------|---|-----|
| 図 3-13 | 中型エンジン用電動燃料ポンプの質量推算 | 75 |
| 図 3-14 | 分散インバータ・システムの効果 | 78 |
| 図 3-15 | 機体の致命的故障発生確率 | 79 |
| 図 3-16 | 従来のエンジン制御とOSLシステム | 80 |
| 図 3-17 | MEEによるエンジン制御とOSLシステム | 81 |
| 図 4-1 | 燃料システム構成の比較 | 86 |
| 図 4-2 | MEE燃料計量システム基本構成 | 89 |
| 図 4-3 | オリフィスおよび加圧バルブの圧力-流量特性 | 92 |
| 図 4-4 | LP必要昇圧性能と性能推定 | 99 |
| 図 4-5 | ギア・ポンプ軸受のPV値と油膜厚さ推定 | 102 |
| 図 4-6 | ギア・ポンプ軸受のPV値と油膜厚さ推定(低回転数域) | 103 |
| 図 4-7 | 電動燃料システム・スキマチック | 105 |
| 図 4-8 | 電動燃料システム・ブロック図 | 106 |
| 図 4-9 | 電動燃料ポンプ | 107 |
| 図 4-10 | 電動モータおよびモータ・コントローラ(外観写真および回路図) | 108 |
| 図 4-11 | 試作したFPV・オリフィスの流量-圧力特性 | 109 |
| 図 4-12 | 電動燃料システム リグ試験セットアップ図 | 110 |
| 図 4-13 | 電動燃料システム セットアップ外観写真(1) | 111 |
| 図 4-14 | 電動燃料システム セットアップ外観写真(2) | 111 |
| 図 4-15 | 電動燃料システム リグ試験フロー | 112 |
| 図 4-16 | 周波数応答(5Hz@2041KG/HR(4500PPH)) | 113 |
| 図 4-17 | 周波数応答(5Hz@113KG/HR(250PPH)) | 114 |
| 図 4-18 | ステップ応答(113KG/HR(250PPH)→209KG/HR(460PPH)) | 115 |
| 図 4-19 | ステップ応答(113KG/HR(250PPH)→209KG/HR(460PPH)) | 116 |
| 図 4-20 | 定常状態におけるWF計測値の比較(@113KG/HR(250PPH)) | 116 |
| 図 4-21 | 周波数応答(5Hz@113KG/HR(250PPH)) | 117 |
| 図 5-1 | 従来の機体およびエンジン燃料システム | 120 |
| 図 5-2 | 統合化燃料システムの概念 | 121 |

| | | |
|-------|-----------------------------------|-----|
| 図 5-3 | 単通路機を想定した統合化燃料システムの提案..... | 122 |
| 図 5-4 | 単通路機を想定した統合化燃料システム系統図..... | 123 |
| 図 5-5 | 正常時、胴体タンクの燃料を消費..... | 124 |
| 図 5-6 | 正常時、翼内タンクの燃料を消費..... | 125 |
| 図 5-7 | 故障モード、LEFT CENTER PUMP が故障停止..... | 126 |
| 図 5-8 | 現在の機体およびFADECシステム | 128 |
| 図 5-9 | 統合化された制御システムの提案..... | 129 |

第1章 導入

地球環境と人にやさしい航空機を実現するために、CO₂などのエミッション削減および、航空機の安全で効率的な運航に貢献することは航空機技術の使命である。本研究は、それらの要請に基づく航空機の技術革新となる航空機用エンジンの電動化システムについての提案を行い、その効果を明らかにしたうえで、実用化への道筋を明らかにする。

航空機用エンジンの制御システムの電動化（MEE：More Electric Engine）は、従来の機械あるいは油圧・空気圧を用いた、エンジンの制御システムを、先進の電気・電子技術を取り入れた電動化システムに統合するものである。電動モータ駆動の燃料ポンプを用いた燃料計量システムを中心とした電動燃料システム、可変機構に電動モータを用いた電動アクチュエーション・システム、電動化システムの動力源として電気を発電・供給するためのジェネレータ・システムを主な構成要素とする。

第1節 研究の背景

民間航空機の運航は、人間や物資の効率の良い移動手段を与えるという役割を果たすことによって産業と経済の発展に多大な貢献を続けている。世界の航空旅客輸送量（RPK：Revenue Passenger-Kilometers）は現在も増加を続けており、2031年までの間、年5%で成長すると予想される[1]。世界のあらゆる地域において航空機の運航が増加し続ける状況において、航空機の効率を向上し燃料消費を削減することは航空機に課せられた喫緊の課題である。燃料消費を減らすことは、航空機から排出されるCO₂を減らし地球環境保護と温暖化防止に貢献するばかりでなく、航空機の直接運航コスト（DOC：Directional Operating Cost）を改善することによって航空旅客輸送量増加とそれによる経済発展効果にも貢献し、また将来的に枯渇が予想される化石燃料をより長く大切に使用することにも繋がる。欧州ではACAREプログラムにより2020年までにCO₂排出50%削減[2]、米国ではFAA CLEENプログラムにより2030~2035年に燃料消費量70%以上削減（2005年比）[3]といった目標値が定められた。航空旅客輸送を支える航空機技術は、科学技術と工学の発展とともに進化を続け、航空機や航空機用エンジンの性能向上を目的とし、機体構造や空力技術、材料技術、エンジン要素技術など、さまざまな技術開発が継続的に行われている。

地球環境保護が最重要の課題となる現代に至って、エミッション削減を可能とする航空機の効率向上は航空機技術に与えられた使命となり、この目的を達成するための航空機技術開発も盛んに行われるようになってきている。

民間航空機用エンジンにおいては、1950年代に最初にターボジェット・エンジンが搭載されて以来、性能向上および効率改善を追求してエンジン形式が低バイパス比ターボファン・エンジン、高バイパス比ターボファン・エンジン、さらには高性能高バイパス比ターボファン・エンジンへと進化を遂げている[4][5]。エンジン形式による燃料消費率 (SFC : Specific Fuel Consumption) 改善の動向を図 1-1 に示す。過去 50 年間に、エンジンの改良によってエンジンの推重比は約 35%、SFC は約 45%改善された[6]。

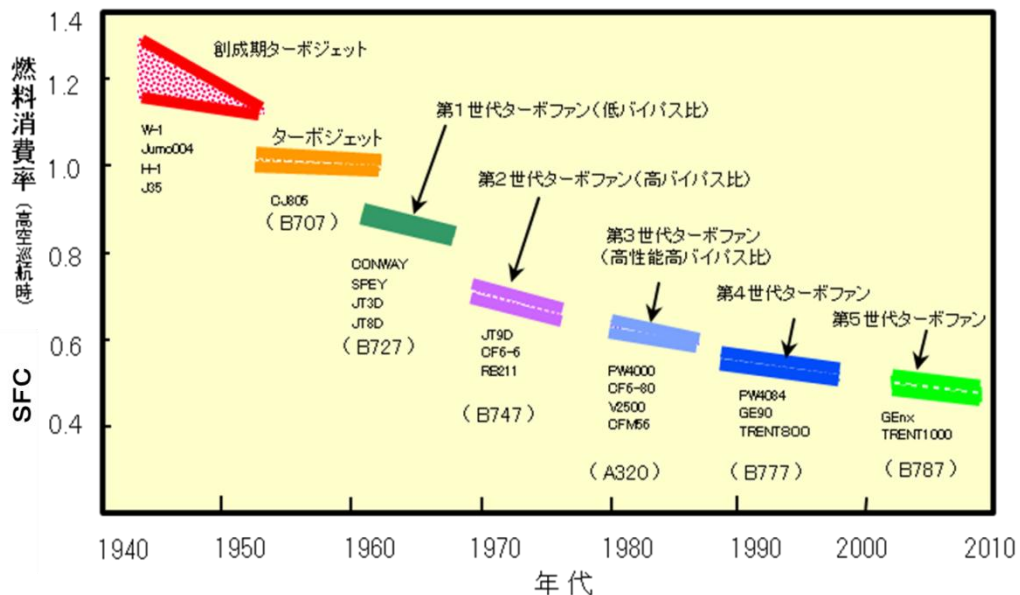


図 1-1 燃料消費率の動向[5]

エンジン効率は、熱効率、推進効率および伝達効率によって決まる[6][7]。エンジン効率が向上すればSFCも向上するため、これらの効率改善のアプローチが現在も盛んに研究・開発されている。推進効率向上への取り組みの代表的なものは、エンジンの超高バイパス比化である。コンベンショナルなターボファン・エンジンにおける超高バイパス比化のほかに、ギアード・ターボファン・エンジン (GTF)、オープンロータ (OR)、カウンター・ローテーション、インタークーールド・ターボファンなどが研究・開発されている[2][6][8]。一方で、熱効率向上のために、エンジン

の高圧化、高温化並びに各エンジン要素効率の改善が絶え間なく行われてきている。タービン入口温度を少しでも高くするためのタービン翼等の耐熱材料開発および冷却技術開発、あるいはコンプレッサやタービンの効率を向上するための空力設計がその代表例である。

また、航空機の燃料消費を節約するためには、航空機の軽量化も欠かせない。航空機用エンジンにおいても、軽量化設計に加えて、ファン・ケースやファン動翼に繊維強化複合材を適用するなど軽量化材料の開発も行われている。さらに、低圧タービンへのセラミック複合材などの適用が進むことも予想される[6][8]。

このように、長年にわたり種々のアプローチでエンジン効率向上に力が注がれてきたが、今後さらに環境性能向上を図りエミッションを削減するためには、今までとは異なる発想とアプローチによるゲームチェンジ的な新たな技術革新が必要である。バイオ燃料、天然ガスや水素などの代替燃料の導入はそのひとつであり、他方、システム面からの技術革新のアプローチがエンジンにおけるシステム電動化の導入である。

エンジンは航空機に対して推進力を与えるだけでなく、機内空調などに用いる高圧空気源および、機体システムで用いられる発電機やポンプなどを動かすための機械的駆動源などを含めたエネルギー源となる。エンジンが生み出したエネルギーを無駄なく効率よく使用するための工夫として、エネルギー・マネジメントを電力に統合する方向性がまず機体システムにおいて検討され、実用化が開始されている。このような、機体におけるシステム電動化の概念が MEA (More Electric Aircraft) であるが、MEA と連携するかたちでエンジンにおいてもシステム電動化を導入することによって、航空機全体のさらなる効率向上や最適な運航が可能となる。

MEA の代表例として、米国ボーイング社が高電圧電源システムを導入し、電動のエンジン・スタータと発電機を兼ねたスタータ・ジェネレータ、セカンダリ舵面を駆動するための電動アクチュエータ、電動環境制御装置 (ECS : Environment Control System) といった電動化システムを、Boeing787 で実現した[9][10]。エンジン・スタータと ECS は、従来、エンジンからの高圧空気抽気をその駆動源として使用するためエンジン効率を悪化させる要因となっていた。これらのシステムを電動化してエンジンからの抽気を不要とするエンジン・ブリードレスの実現は、エンジン効率を改善することに加え、質量や体積がかさみ整備性にも問題が多い空気系統の配管や機器類を一掃することを可能とした。また、エンジン抽気を客室に供給する場合に懸念されるオイル臭や空気の汚れなどの問題も解決した。

欧州では、国際協力プロジェクトとして産学管を巻き込んだ電動化研究が行われている。2002年から POA (Power Optimized Aircraft) [11][12][13]、その後 2006年から MOET (More Open Electrical Technology) [14][15][16]に引き継がれたプロジェクトにおいて、エアバス社を中心にシステムから機器・要素に至るまで様々な分野での電動化研究開発がすすめられた。機体舵面やエンジン可変機構を駆動するアクチュエータについては従来の油圧アクチュエータに代えて、電気油圧式 (EHA : Electro-hydraulic Actuator)、さらには電動アクチュエータ (EMA : Electro-mechanical Actuator) へと電動化研究[54][55][56]が進み、エアバス社の A380 には舵面用アクチュエータのバックアップ系統として電動アクチュエータが導入された[17][18]。

このように MEA は、電力へのエネルギー・マネジメントの統合化とエンジン・ブリードレスに特徴づけられ、燃料消費の削減および整備性の向上、さらに機器故障の減少による定時出発率の改善や客室空気の清浄化による乗客満足度の向上など、航空機全体の改善に貢献している。

一方で、航空機用エンジンにおけるシステム電動化、すなわち MEE の研究は MEA に比べて遅れをとっている。ここでいうエンジン・システムは、エンジン制御、燃料システム、油空圧システムおよび電気システムなどを含み、MEE は従来の機械あるいは油圧・空気圧を用いたシステムを、先進の電気・電子技術を取り入れた電動化システムに統合する概念である。MEE は、MEA の実現においてシステム化されたエンジン抽気の廃止やフライトコントロールの電動化にも連携し、エンジンの効率向上、ひいては航空機全体の効率向上を担うシステム技術となりうることは疑う余地がない。さらに、機械式駆動や油空圧を用いた機器を電動化することによって、エンジン・システムの信頼性向上および整備性向上にも貢献することが可能と考えられる。しかしながら、推進系そのものの電動化の概念として、将来的にジェット燃料による推進と電動モータを組み合わせたハイブリッド方式や、推進機関そのものを電動駆動する電気推進の可能性が検討されている[2][6]ものの、その前段階としてのエンジン・システム電動化については概念検討がなされているにすぎず、実際の民間航空機への適用例は存在していない。

エンジン・システムの技術革新によって航空機の効率向上を図り、燃費改善とそれによる CO₂ 排出削減および DOC 改善、また航空機の信頼性・整備性向上を実現するために、MEE の概念実現における課題を探り、課題解決のアプローチを見出さなければならない。

第2節 従来の研究

第1項 エンジン制御技術の発展

MEE 研究に先立ち、エンジン制御システム技術の変遷を振り返るとともに、信頼性および効率向上の観点からのシステム電動化の必要性を明らかにする。

航空機用ガスタービン・エンジンの制御システムは、長く油圧機械式制御が用いられていた[19][20][21]。代表的な油圧機械式エンジン制御システムの構成を図 1-2 に示す。油圧機械式制御においてエンジンを制御する補機の駆動源は、機械動力もしくは燃料、空気などの油空圧である。エンジンには、補機駆動用のギア・ボックス (AGB : Accessory Gear Box) が取り付けられており、エンジン高圧軸から抽出した軸馬力が AGB に入力される。燃料ポンプ、潤滑油ポンプ、エンジン専用発電機などの補機は AGB に取り付けられ、エンジンから抽出された機械動力によって駆動される。エンジン圧縮機の静翼角度を変える可変静翼アクチュエータに代表される、エンジン可変機構用アクチュエータは、燃料ポンプで作成された燃料圧力を駆動源として使うことが一般的である。

油圧機械式制御において、エンジン燃焼器に供給する燃料流量を制御する役割は燃料制御システムが担っている。燃料制御システムは燃料ポンプ、燃料制御部、加圧バルブなどで構成され、その構成例を図 1-3 に示す。AGB で駆動される燃料ポンプが、機体タンクからエンジン入口に供給される燃料を、燃料制御部の正常作動と燃料ノズルにおける正常噴霧が得られる圧力に加圧して燃料制御部に供給する。燃料制御部は、3次元カム、リンケージ、各種バルブなどの油圧機械部品を内蔵しており、入力されるスロットル・レバー指示とエンジン作動状態の計測信号に応じて必要な燃料流量を算出・計量してエンジン燃焼器に送り出す。

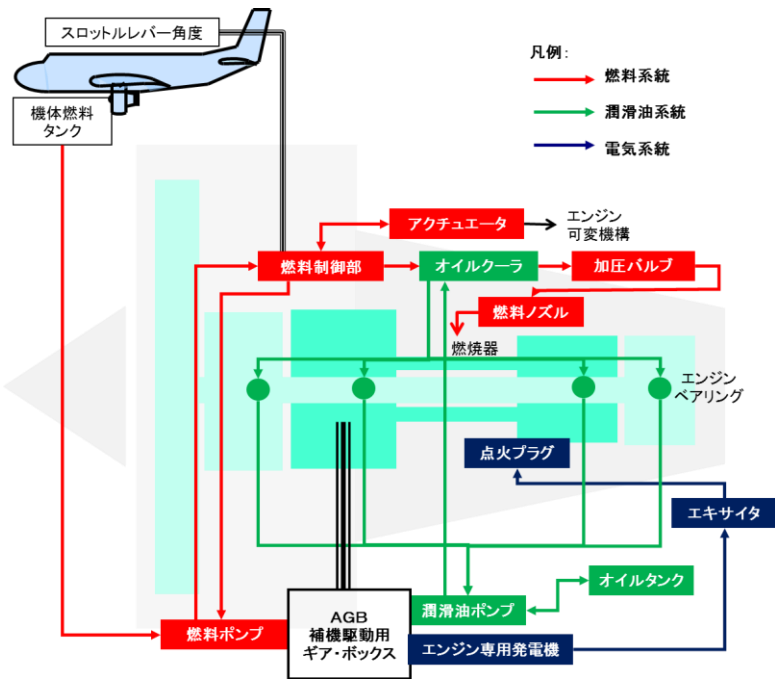


図 1-2 油圧機械式によるエンジン制御システム

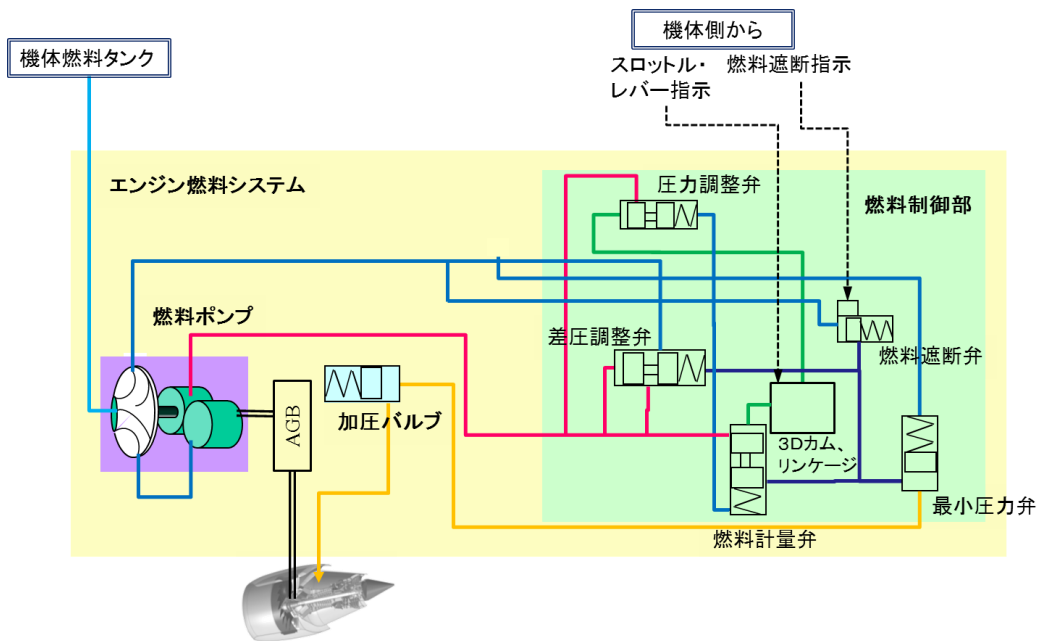


図 1-3 油圧機械式燃料制御システム

航空機の発展に伴って、エンジンに求められる機能・性能が複雑化・高度化し、さらに安全性や信頼性の要求も高まるにつれ、油圧機械式に比べてより多様な制御が行える電子制御方式が段階的に導入された[22]。1960年代に、従来の油圧機械式制御方式では制御が難しいが、故障しても致命的とならない部分に補助的にアナログ電子式の制御が取り入れられたのが最初である。1960年代後半から1970年代にかけて、電子技術がアナログからデジタルに発展を遂げたことに伴い、デジタル電子制御で油圧機械式制御を微調整するスーパーバイザリ制御が導入された。さらに1980年代にはICの高集積化技術のめざましい進歩や信頼性向上に伴って、エンジンのすべての制御をデジタル電子制御で行うFADEC (Full Authority Digital Electronic Control) 制御が開発・導入された。このように油圧機械式からFADECへと発展を遂げたエンジン制御方式の変遷を図1-4に、エンジン制御形態の動向を図1-5に示す。これらの図に示すようにFADEC制御の導入はより多くの出力変数を制御することを可能とし、エンジン性能や操作性の向上に貢献した。現在では、民間航空機用のエンジン制御においては二重系のFADEC制御方式が主流である。

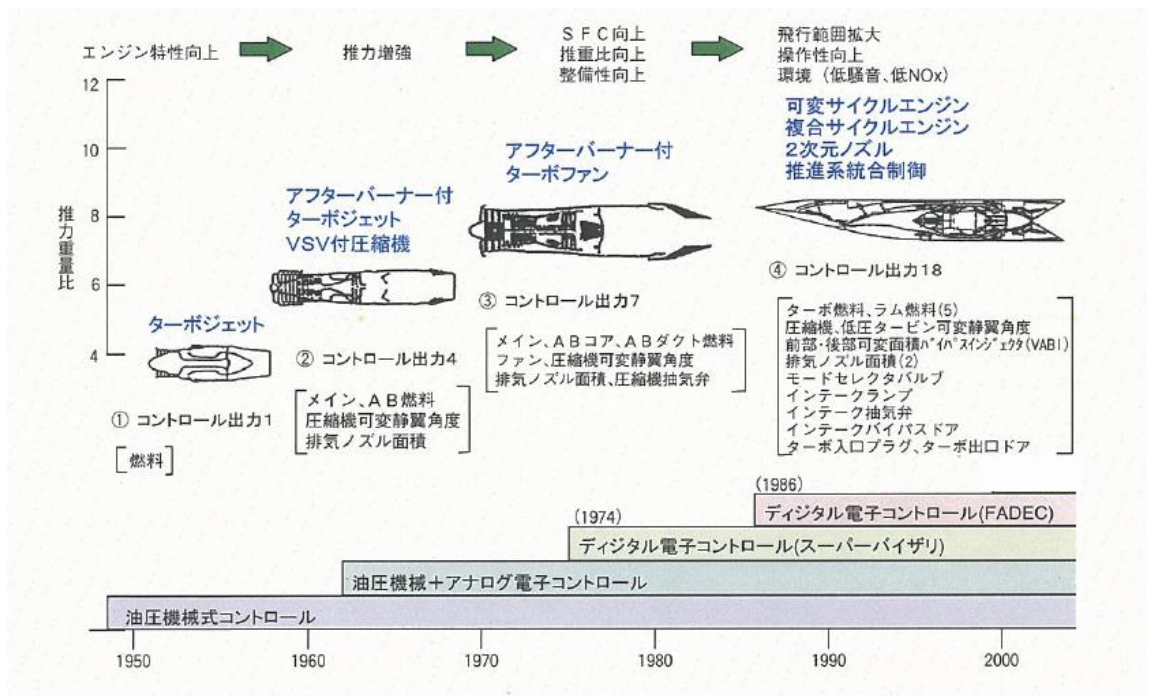


図 1-4 エンジン制御方式の変遷(参考[22])

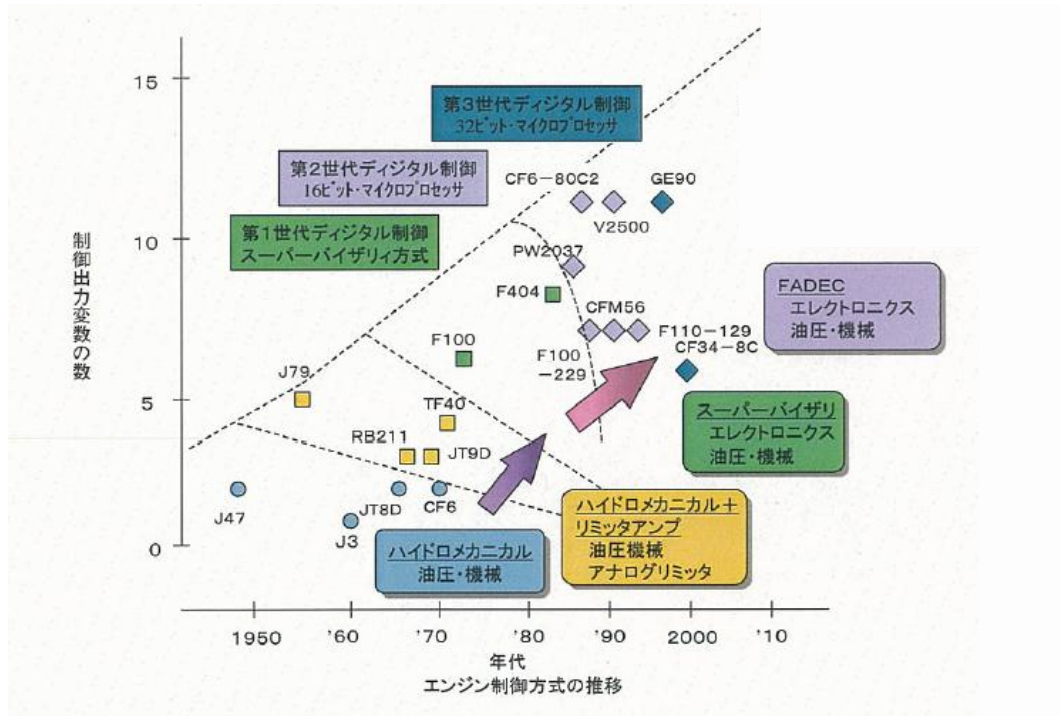


図 1-5 エンジン制御形態の動向 (参考[22])

FADECによるエンジン制御システムおよび、燃料制御システム例を図 1-6、図 1-7に示す。図 1-2に示す油圧機械式制御システムから図 1-6に示す FADEC 制御システムへの主な変更点は、エンジン制御をつかさどる電子制御部（EEC：Engine Electronic Control）の導入および、フライ・バイ・ワイヤ（FBW）への対応である。

従来の油圧機械式制御システムでは、コックピットで操作するスロットル・レバー角度は機械式リンケージを介して燃料制御部に入力される。燃料制御部には3次元カム、リンケージ等から構成される計算機構および、燃料流量を計量するバルブ、可変静翼アクチュエータなどの位置を制御する油圧式のサーボ・バルブ等が内蔵され、燃料流量やアクチュエータ位置の制御は、スロットル・レバー角度とエンジン運転状態に応じて計算機構が算出した位置に油圧バルブを制御することによって行われる。

これに対して FADEC システムでは、スロットル・レバー角度はレゾルバ等のセンサを介して電気信号に変換され EEC に入力される。また、エンジンの始動・停止の指令もコックピットから電気信号で FADEC システムに入力される。燃料制御部内の油圧機械式の計算機構は削除され、代わりに電気油圧サーボ弁が EEC からの電気信号を油圧に変換して燃料計量弁やアクチュエータの位置を制御する（図 1-7 参照）。さらに、エンジン回転数、空気温度や圧力などのエンジン・パラメータを計測し計測結果を FADEC あるいは機体に電気信号として出力するセンサが追加され、制御可能なエンジン・パラメータの数も増加した（図 1-5 参照）。エンジンの過回転、過温度上昇あるいはサージ、吹き消えなどを検知し復帰または回避するロジックを持つことにより、より安全なエンジン運転が可能となった。

以上のように、FADEC システムの導入は、エンジン性能や飛行条件に応じたエンジンのよりきめ細かい制御を可能にするとともに、エンジン・パラメータのモニタリングに基づいて運用状態を判断したうえで制御を行うことによってエンジンの安全な運用を可能とした。さらに、自己診断機能による故障検知や予防整備を実現することなどによって、エンジンの整備性を向上し、運用時における安全性・信頼性を高めることにも貢献した。

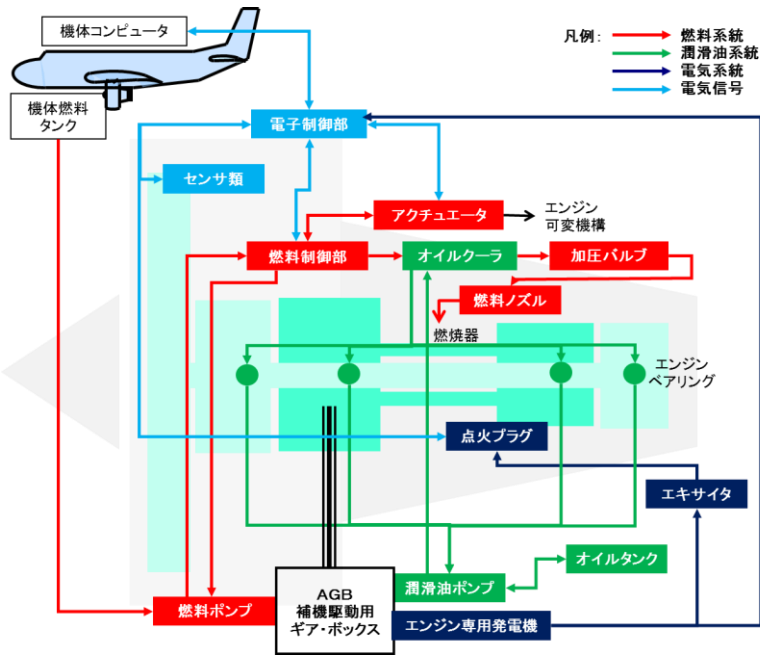


図 1-6 FADECによるエンジン制御システム

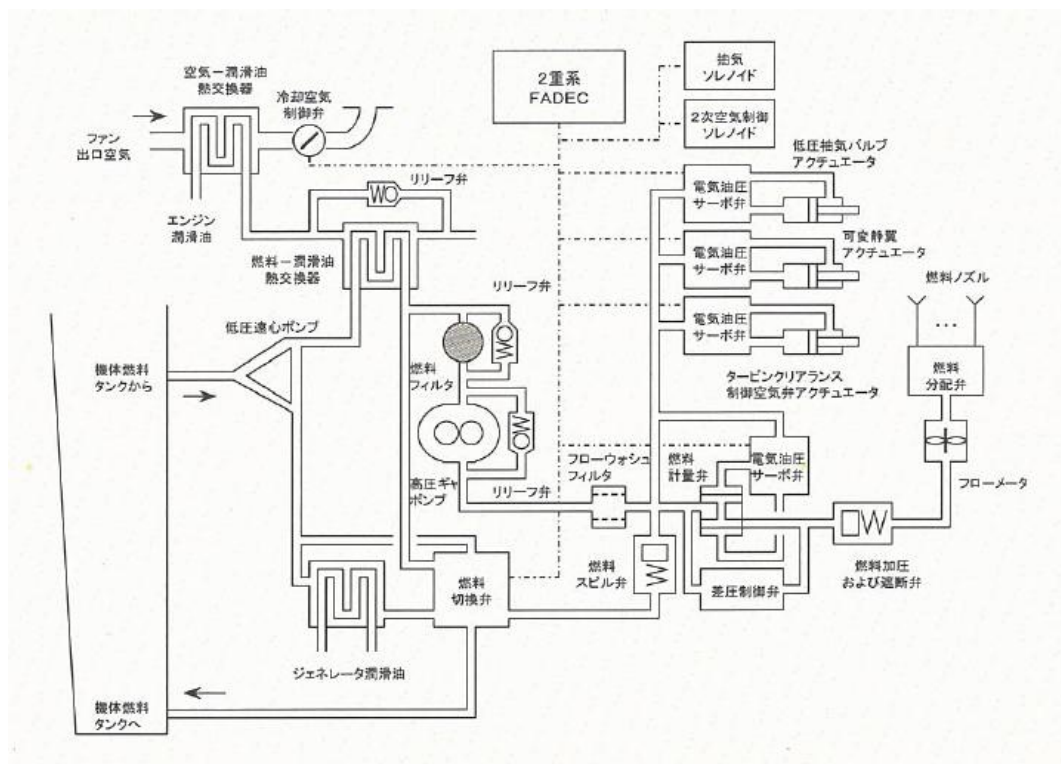


図 1-7 FADEC燃料システム[22]

第2項 エンジンの信頼性向上への取り組み

前項において、エンジン制御方式が油圧機械方式から FADEC 制御に進化したことにもなって、エンジンの高機能化・高性能化、運用性や整備性の向上が図られたことを述べた。一方で、制御方式の変遷はエンジンの信頼性・安全性の向上にも貢献してきた。

民間航空機において、安全性の確保は最も重要な要件である。万が一、飛行中にエンジン停止などの重大故障が発生した場合にも航空機の安全性が確保できるように、民間航空機においては必ず 2 基以上のエンジンが搭載される。エンジン 2 基を搭載した双発機においてもそのうち 1 基が停止した場合に 60 分以内に緊急着陸可能な航路のみしか飛行が許されなかったため、エンジンの信頼性が低かった時代には、洋上横断など長距離を飛行する航空機は 3 基ないしは 4 基のエンジンを搭載する必要があった。やがて、技術の進歩に伴いエンジンの信頼性が向上するとともに、エンジン性能が向上し 1 基あたりの最大出力が増加したことから、長距離飛行の航空機においても双発機を用いることが可能となった。エンジン搭載数削減によって整備性向上や燃料消費削減が可能となるという経済的側面からも双発機の導入が好まれ、現在では一部の大型機を除いて双発が主流となっている。

民間双発機の長距離洋上飛行の安全性確保のために ICAO（国際民間航空機関）が定めたルールとして ETOPS（Extended-range Twin-engine Operational Performance Standards）がある。これはエンジン 2 基を搭載した旅客機が、仮にそのうちの 1 基が飛行中に停止した場合でも一定時間以内に代替の空港に着陸可能なルートのみ、飛行を認めるという規定である。着陸までの時間（分単位）によって ETOPS120、180、240 などのカテゴリがある。ETOPS 認定取得には、航空機およびエンジン自体の信頼性に加えて、運航方式や整備方式などの要件も考慮されなければならない[23]。エンジンの出力増大と信頼性の向上が、双発機の ETOPS 認定とこれによる長距離洋上飛行を可能とし、最適ルート運航による飛行時間短縮や、少ないエンジン搭載数による整備性の向上など、航空機運航におけるメリットを増大している。ETOPS 認定において最重要となるエンジン信頼性の向上において、油圧機械式のエンジン制御方式から FADEC システムへの転換は必然的なものであった。このように、エンジン信頼性向上に欠かせない技術、同時にエンジンの整備性向上および燃費改善を可能とする技術として、FADEC システム技術は発展をとげた。

エンジンの信頼性要求は、飛行中のエンジン停止件数を飛行時間で割ったエンジン停止率 (IFSDR : In-flight Shutdown Rate) 、エンジン暴走などのハザード故障確率、あるいはシステムや機器の平均故障間隔 (MTBF : Mean Time between Failure) などによって規定される。このうち IFSDR については、ETOPS 認定に必要な信頼性基準として CFR Part25 に定められており、180 分 ETOPS を超える場合には 0.01 件/1000EFH (Engine Flight Hours) がその要求値である[24]。ハザード故障確率は CFR Part33 に 10^{-7} ~ 10^{-9} 件/EFH が基準値として定められている[25]。

民間航空機用の FADEC システムは一般的に、2 重冗長システム設計が用いられ、さらにハザード故障につながるエンジン暴走を防止するための過回転防止機能が付加される。これらの基本システム構成と、部品故障率ならびに故障カバレッジによって FADEC システムの高い信頼性が実現されている[26][27][28][29]。

しかしながら、エンジンの安全性・信頼性向上への取組みは現状に甘んずることなく、将来にわたって継続しなければならない。航空機事故統計によれば、世界における航空機のフェータル・アクシデントの発生は過去 50 年間で激減し、近年では 10^{-6} ~ 10^{-7} 件/飛行時間を達成しているものの、減少効果は頭打ちの傾向にある[30][31]。フェータル・アクシデントを限りなくゼロに近づける、すなわち航空機安全への努力はこれからも継続されねばならず、このために現状よりもさらにエンジンの安全性・信頼性を向上するためには、新たな技術革新の導入が必要であると考えられる。本研究の対象である、エンジン・システムの電動化は、革新的なシステム技術の導入によってエンジンの安全性・信頼性向上を可能とする概念である。

エンジン制御方式は油圧機械式から FADEC へと変遷を遂げ、制御演算は電子的に行われるようになったが、実際に燃料を計量する計量機構や、可変機構を駆動するアクチュエータの駆動源は従来と同じ燃料圧のままである。図 1-7 に示すように燃料システム、特に燃料制御部は複雑なバルブ類やサーボ機構によって構成されている。燃料計量バルブ、差圧制御弁および計量バルブ制御用のサーボ・バルブといった、燃料計量機能の中枢を担う重要なバルブは、ピストンとスリーブのクリアランスや円筒度などの加工精度がとくに厳しく要求される精密なバルブであり、運用中に発生する、燃料流量制御にかかわる不適合はこれらのバルブの作動不良に起因することが多い。燃料計量バルブのピストンとスリーブの隙間にコン

タミネーションが入り込みバルブが動かなくなったことが原因で燃料流量が制御できなくなり、IFSD に至る事例なども存在する。エンジン・システム全体の信頼性を向上するためには、燃料制御部を始めとする油圧機構部分の信頼性向上を図ることが必須である。従来の油空圧や機械駆動方式を転換し制御システムを電動化することは、システムのシンプル化および、複雑な油圧機械機構の削減等を可能とする。すなわち、将来の航空機においてより高い安全性を実現するために、MEE の実現は重要な技術課題として位置付けることができる。

第3項 エンジン効率向上への取り組み

次に、エンジン制御システムにおいて行われてきたエンジン効率向上の取り組みについて述べる。上述したように、エンジン制御方式は 1980 年代に油圧機械式から FADEC へと大きな変遷を遂げたが、いずれの制御方式においても、燃料ポンプや潤滑油ポンプなどの補機は AGB にマウントされエンジン軸出力によって機械的に駆動される。補機を駆動するためにエンジン軸出力が消費されるとその分だけエンジン推力としてのアウトプットが減少、すなわちエンジンの推進効率が低下することになる。FADEC 制御の導入は補機駆動方式に変化をもたらさなかったため、補機によるエンジン抽出力の多寡に与える影響はほとんどなく、したがってエンジン効率向上にもさほど貢献することがなかった。

その一方で、従来の AGB 駆動システムにおいてもエンジン効率を改善する取り組みは行われており、その中心となったのは燃料ポンプ・システムの高効率化である。エンジン補機のなかでエンジン抽出力をもっとも多く使用しているのは燃料ポンプであり、燃料ポンプ・システムの効率を向上することは抽出力の節約、ひいてはエンジン効率改善とそれによる燃料消費量の削減につながる。燃料ポンプ・システムの高効率化を目指して時代とともに様々な取り組みが行われてきたが、その変遷を以下に整理することを通じて、将来の方向性として電動化が最も有力であることを明確にする。

航空機用エンジンに用いられる燃料ポンプの主な形式を表 1-1 に示す。元来、燃料ポンプが有する効率はポンプ形式によって異なるので、ポンプ形式の選択と、ポンプ設計点と使用範囲の設定によって極力、効率が良くなるようなポンプ・システム設計を行うことが最も基本的な効率改善のアプローチである。

表 1-1 航空機用エンジン燃料ポンプに用いられるポンプ形式の例 (参考[32])

| ポンプ形式 | | | 最高効率(容積効率) |
|-------|-----------|------|------------|
| 定容積 | ギア | 外接型 | 70~85% |
| | | 内接型 | 65~90% |
| 可変容積 | ベーン | 平衡型 | 70~90% |
| | | 非平衡型 | 60~70% |
| | アキシヤルピストン | 斜板式 | 85~92% |
| 定圧 | 遠心 | | 60~70% |

定容積型あるいは定圧型のポンプは、可変容積型のポンプに比べて機構が簡単で部品点数が少なく信頼性が高い。さらに定容積型ポンプと定圧ポンプを比較すると、定容積型ポンプのほうがより高い効率を提供することが可能なため、航空機用エンジンの燃料ポンプは定容積型ポンプを使用することが一般的である。しかしながら、AGB 駆動の定容積型ポンプは次に述べるように無駄が多く、その分エンジン軸力を余分に抽出することにつながる。ポンプ回転数がエンジン高圧軸 (HP) 回転数に比例するため、ポンプ吐出流量も HP 回転数にほぼ比例する。ポンプのサイズは、エンジンのあらゆる作動条件でエンジンが必要とする燃料を十分な余裕を持って供給できるように設定するが、HP 回転数によって決まるポンプ吐出流量と、エンジンが必要とする燃料流量のバランスが大きくずれる場合がある。たとえば、高空巡航の条件では、HP 回転数が高め、すなわちポンプ吐出流量が大きいにも関わらず、燃焼器が必要とする燃料流量が少ない。ポンプから吐出されたが燃焼器が必要としない燃料は、バイパス流路を通してポンプ入口に循環するしかない。この循環燃料が燃料システムの効率を大きく低下させる要因となっており、例えば前述した高空巡航の条件ではその影響が顕著である。

燃料ポンプ・システムの高効率化を図る手段として、HP 回転数に比例した燃料を吐出する定容積型ポンプに代えて、吐出流量を調整可能な可変容積型ポンプを採用する場合もある。可変容積型ポンプの代表例は、可変容積ベーン・ポンプ (VDVP : Variable Displacement Vane Pump) および3連式ギア・ポンプである。AGB 駆動の VDVP は、ポンプ回転数はエンジン高圧回転数に比例して決まるが、ベーンが摺動するライナの内径を油圧シリンダなどを用いて増減させることによって吐出流量を可変にすることができ、余剰燃料の循環を減らし効率を改善するものである。VDVP は 1960 年代に米国で開発された F100-100 エンジン

の主燃料ポンプに使用されるなど、軍用機用エンジンには古くから用いられている。最近では、民間航空機用エンジン向けのアプリケーション[33]、定容積ベーン・ポンプ（FDVP：Fixed Displacement Vane Pump）と VDVP を組み合わせたポンプ・システム[34]などが研究されている。3連式ギア・ポンプは、3つのギアを用いた AGB 駆動ポンプであり、低流量時と高流量時で流路を切り替えることによって、ポンプ吐出流量を倍半分で調節することができる[35]（図 1-8 参照）。しかしながら、これらの燃料ポンプの吐出流量をより柔軟に調節することによって余剰燃料の無駄を少なくしエンジン効率を改善する方式は、民間航空機用エンジンにおいて採用された例がない。可変容量型のポンプ・システムはその機構の複雑さや部品点数の多さゆえに、信頼性や実績を重視する民間航空機用エンジンへの適用は進まなかったと考えられる。

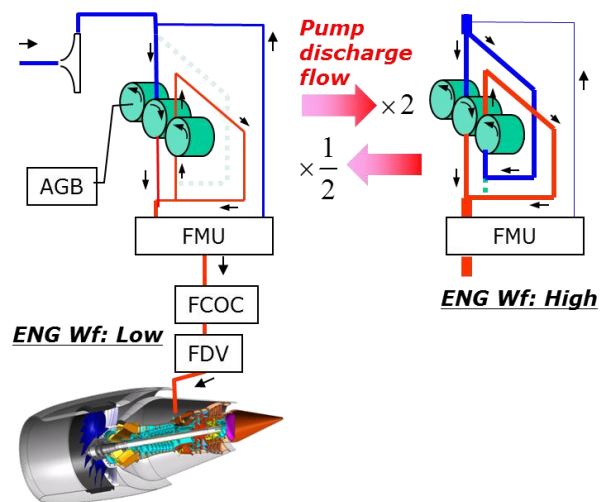


図 1-8 3連式ギアポンプ・システム

上述したような可変容量型ポンプ・システムの弱点を克服するために、燃料ポンプの吐出流量を調整する手段としてポンプ回転数そのものを可変にする、すなわちエンジン HP 回転数に比例してポンプ回転数が決まってしまう AGB 駆動方式から脱却し、可変速の電動モータ駆動にする方式も考えられる。燃料ポンプの電動化に関する研究の歴史は比較的長く、1980 年代後半には定容積型ポンプをモータで駆動し、モータ回転数の制御によって吐出流量を制御するという基本コンセプトに関する特許が出願された[36]。電動燃料ポンプが燃料システムの効率改善をもたらし、燃料発熱を低減する効果によってエンジンのヒート・マネジ

メントも改善するという効果についても、定性的ではあるが提案されるようになった[37]。このようにして、エンジンの燃料ポンプ・システム電動化の研究が徐々に進められるようになった。

将来予想される民間航空機用エンジンの燃料ポンプ・システム高効率化の進展を、横軸に推定年代、縦軸に高効率化の尺度をとって推測したものを図 1-9 に示す。従来の燃料ポンプ・システムより効率が良いシステムとして、可変容量型や低発熱ポンプを用いたシステムが導入される可能性がある。しかしながら、さらなる高効率化を目指して、従来の AGB 駆動を脱却し、電動モータ駆動の燃料ポンプを用いた MEE システムの開発が行われ、将来のエンジン制御システムとして導入される方向に進むことが予測できる。

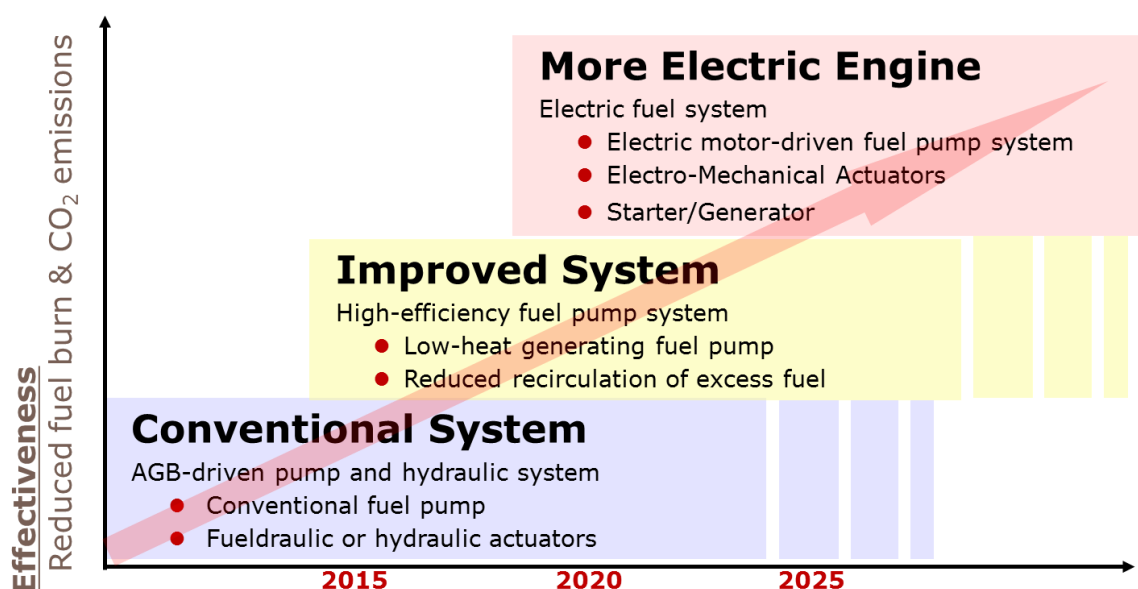


図 1-9 エンジン燃料ポンプ・システムの高効率化の予測

第4項 エンジン・システム電動化の研究

2000年代に入ると、MEAによる機体システム電動化の概念と協調した、より広範囲のエンジン・システム電動化(MEE)についての研究が数多くなされるようになった。スタータ・ジェネレータ、機体およびエンジン補機の電動化、アクティブ・マグネチック・ベアリング(AMB)などを含むMEEのシステム概念が提案され[38][39][40][64]、MEEシステムを想

定した電流解析[41]や、MEE 導入によるシステム質量削減効果等についての検討[42]、MEA/MEE に対応する大電力を供給するためにジェネレータをエンジンの LP 軸/HP 軸両方に搭載する方法[43][44]など、システム、機器、さらにはシミュレーションや解析方法等に至るまで種々の側面から MEE のコンセプト・スタディが行われた。MEE コンセプトには電動燃料ポンプが含まれ、ピストン・ポンプの電動化[45]、ギア・ポンプの電動化[46]、遠心ポンプの電動化[62][63]など様々な形式のポンプを用いた電動化検討が行われた。

2000 年代半ば以降、燃料ポンプ電動化の研究は、電動燃料ポンプ・システムとしてのシステム全体構成や成立性検討に重点がおかれるようになった。電動モータ駆動の定容積型ポンプで燃料を計量するという基本コンセプトはほぼ同じであるが、システム成立のためのポンプの組み合わせ、燃料アクチュエータの駆動源に対する考慮など、種々のバリエーションが特許として出願された。AGB 駆動の遠心ポンプと電動モータ駆動のギア・ポンプを組み合わせ、ギア・ポンプをメータリング・ポンプとして燃料計量に使用する方式[47]、冗長モータの片側ずつがそれぞれ可変容積と定容積のピストン・ポンプを駆動する方式[48]、電動ポンプによって燃料計量とエンジン可変機構駆動用燃料アクチュエータへのサーボ流量供給を両立させるシステム[49][50]、AGB 駆動と電動モータ駆動のポンプを併用しエンジン始動時のみ電動ポンプを使用する方式[51]など、多くのシステム構想がある。

以上のように、従来の MEE 研究においては、電動燃料ポンプ・システムを含む MEE のシステム・コンセプトや基本構成について多くの提案がなされ、また MEE の導入が AGB 削除と補機配置の自在化をもたらす[52]、エンジン前面投影面積削減による機体ドラッグ低減を可能とする[53]など、航空機およびエンジンにもたらす効果について議論が行われている。しかしながら、MEE の導入によってもたらされる、エンジン効率改善による燃料消費削減、エンジンに対する質量インパクト、あるいはエンジンにとって重要なファクタである機能・性能・信頼性あるいは安全性などに関する具体的な評価はほとんど行われていない。燃料消費削減による CO₂ 排出削減および運航コスト低減、航空機の信頼性・安全性向上、そして整備性向上にも貢献可能なシステム・アプローチであることが示唆されながらも、世界的に見ても民間航空機において MEE の適用が顕著な進展に至っていない事実を鑑みると、その要因を取り除き MEE の実現に目途を付けることが、エンジン・システムの技術革新において非常に重要であると言える。

第5項 他産業等における実施例との比較

自動車や産業機械などの一般産業用においてはポンプ電動化の実施例は多い。しかしながら、航空機用エンジンの燃料ポンプ電動化は、これらのポンプにはない課題の克服が必要である。航空機用の燃料ポンプは一般的に、ポンプ・シャフトのベアリングやギアなど回転摺動部を含めてジェット燃料を作動流体として使用する。ジェット燃料は、一般産業用の油圧ポンプで用いられる作動油に比べて蒸気圧が高く、また粘性が低いため潤滑性に乏しい。自動車あるいは船舶などの内燃機関では、ジェット燃料と同様に蒸気圧が高く粘性が低いガソリンやディーゼル燃料を用いる。自動車のタンクから燃料を加圧して供給するフィードポンプでは、ローラセル、内接ギアなどのポンプを電動モータで駆動する電動ポンプがすでに実用化されている[57]。しかし、これらのポンプは吐出圧力が低く負荷が少ないこと、回転数や吐出流量の精度を追及する必要がない点などで MEE 燃料ポンプとは異なる。ディーゼル・エンジンのコモンレール・システムにおいては高圧燃料吐出が必要であるためプランジャ・タイプの燃料ポンプ[58]を使用するが、このような高負荷ポンプの電動化はまだ行われていない。

航空機においても、機体燃料システムに設置されるブースト・ポンプや、機体タンク間の燃料移送を行うトランスファー・ポンプなどにおいてはすでに電動化が実施されている。しかしエンジン用の燃料ポンプは、機体ブースト・ポンプやトランスファー・ポンプと比べて燃料温度範囲が広く、また燃焼器に燃料を加圧供給するために高い吐出圧力を必要とするのでポンプ負荷が高い。さらに MEE システムにおいては、電動燃料ポンプはエンジン・システムの信頼性や性能に直接影響を与えることから、高い性能と信頼性を有する必要がある。すなわち、航空エンジン用燃料ポンプは性能、信頼性および耐久性の点で、すでに電動化が行われている一般産業用、車両・船舶用ならびに機体燃料ポンプに比べてはるかに要求が厳しく、MEE の実現においてはこれらの電動ポンプにはない技術課題の克服が必要である。

第3節 従来の研究の課題と本研究の目的

前節に述べたように、MEEはそのシステム概念が比較的早い段階から検討され、エンジン効率向上による燃料消費削減、エンジン・システムの信頼性・安全性向上、そして整備性向上にも貢献可能なシステム・アプローチであることが示唆されながらも、実際の航空機への適用が顕著に進展するに至っていない。本研究においては、この要因を考察し課題を明確にしたうえで、課題解決へのアプローチを見出すことによって、航空機用エンジンの電動化システム（MEE）実現に目途を付けることを主な目的とする。

第1項 MEEシステム研究における課題

・MEEシステムの導入がエンジンにもたらす効果の明確化

MEEシステム研究における第一番目の課題は、MEEがエンジンあるいは航空機にもたらす効果に関して定性的な議論はあるものの、未だ定量化が行われていないことである。まず、従来のAGB駆動・油圧機械式による制御システムを電動化することによって、システムの無駄を排除し燃料消費を削減する効果を定量化する必要がある。つぎに、利点だけではなく電動化という新たな駆動方式を取り入れることによる質量等への影響を考察する必要がある。MEEシステム構想を定めたうえで、エンジン・航空機に対するメリット・デメリットを明らかにすることが、MEEシステム研究の第一歩として重要な課題である。

・MEEシステム実現に伴う課題解決へのアプローチ

第二番目の課題は、航空機用エンジンにおける電動化特有の課題が整理されていないことである。従来の油圧機械式を中心としたエンジン制御システムは、長年にわたる使用実績のもとで民間航空機用エンジンとして信頼を得るに足りる安全性を提供している。これに対してMEEにおけるシステムおよび機器の使用法や使用条件は今まで検討されたことさえなく、例えば燃料ポンプの駆動方式が従来のAGB駆動から電動モータ駆動に代わることは、新たな使用条件や運用条件を考察し、未開の適用範囲について実現性を検討する必要性を生ずる。当然ながら、定常のみならず過渡状態においてもエンジンが正常作動するように、燃料流量の制御精度や制御応答性が確保されなくてはならない。すなわち、制御コンセプトのみならず、電動化部分と油圧機械部分に関しても従来技術の適用範囲を超えて新しい技術革新を導入し、更にMEEにおいてシステ

ムとしての安全性・信頼性を確保することが航空機技術の前提として必要な課題である。

第2項 本研究の目的

本研究においては、第1項に述べた課題を解決し MEE システムの実現に向けた道筋を示すことを目的とし、以下の研究項目を設定する。

最初の研究項目である「航空機用エンジン電動化システム構想」は、従来の機械あるいは油空圧駆動を中心としたシステムの無駄を省いてエンジンの効率を改善し、燃料消費およびエミッションの削減を実現可能なシステム構想を明確にすることを目的とする。航空機内外の産業において発展がめざましい電子・電気技術を従来のエンジン制御システムや補機駆動方式と融合させ、信頼性や安全性にも配慮した、新たな電動化システム構想をまとめる。

二番目の研究項目である「MEE 電動燃料システム導入によるシステム改善効果の検討」は、電動燃料システムの基本構想を研究し、第1項に述べた課題の一つ目である、MEE システムの導入がエンジンにもたらす効果を明確にすることを目的とする。電動化によるエンジン・システムの効率改善効果と、それによるエンジンの燃料消費削減の算出方法を研究し、さらにその方法に基づいて MEE システムを導入した場合の航空機の燃料消費削減効果を算出する。加えて、システム信頼性・安全性向上の効果および、新たな電動化機器や部品の導入がシステム質量にあたる影響についても明確にする。

三番目の研究項目である「MEE 電動燃料システムの機構設計と評価」においては、本システム実現に際しての技術課題を明確にしたのち、これらの課題を克服するためのシステム設計あるいは機構設計における検討過程を明示しながら実現に向けたアプローチを明確にすることを目的とする。さらに、これらの検討結果に基づいて小型ターボファン・エンジンを想定した電動燃料システムの設計・試作を行い、リグ試験にて本システムの成立性評価を実施する。

第4節 本論文の構成

本論文では第2章にて航空用エンジン電動化システム構想、第3章では MEE 電動燃料システム導入によるシステム改善効果の検討結果を記述し、第4章には MEE 電動燃料システムの機構設計と評価について記述する。第5章では、今後に向けた提案として、将来航空機システムにおける MEE の貢献に関する提案について記述する。以下に第2章以降の概要を記す。

第2章では、航空機用エンジンの制御システムに、従来の機械あるいは油圧による駆動源に電動モータを用いた電動化コンセプトを導入する新たなシステムとして、MEE を定義する。さらに、電動モータの回転数制御によってギア・ポンプの吐出流量をエンジン必要燃料流量に制御する、MEE 電動燃料システムの構想を定め、このシステムが目標とするエンジンの燃費改善と信頼性・安全性の向上に対するアプローチを明らかにする。

第3章においては、MEE 電動燃料システムの導入が、航空機あるいはエンジンにもたらす効果を明らかにする。リージョナル・クラスの航空機に搭載される小型ターボファン・エンジンを想定してエンジン効率改善効果を明らかにし、さらに中型・大型航空機に搭載するターボファン・エンジンを想定した場合の改善効果への影響を検討する。また、電動化システム導入によって可能となる、システム信頼性・安全性の向上についても明らかにする。

第4章においては、電動燃料システムの基本構成を定めたうえで、システムの具体化・実用化に際して課題となる事項について洗い出す。さらに、これらの課題を克服するための検討を行ったうえで新たなシステムおよび構成要素の基本設計を行い、それに基づいて試作した電動燃料システムをリグにて試験し、システムの成立性評価を行う。

第5章においては、将来の航空機のより効率的・安全な運用に対する、MEEシステムの貢献に関する提案について記述する。

第2章 航空機用エンジン電動化システム 構想

第1節 MEEシステムのコンセプト

第1項 MEE開発ステップ

従来のエンジン・システムにおける補機駆動方式を図 2-1 に示す。エンジン燃料ポンプ、エンジン潤滑油ポンプおよびエンジン専用発電機などのエンジン補機は、AGB によって駆動される。これら AGB 駆動補機のほかに、圧縮機の変静翼などの可変機構を動かすアクチュエータ、およびエンジンに供給する燃料を計量する燃料制御部などがあるが、いずれも AGB 駆動の燃料ポンプで発生させた燃料圧力を動力源としている。また、機体油圧系統に用いる油圧ポンプや、機体用発電機など、機体補機も AGB を介してエンジン出力によって駆動される。

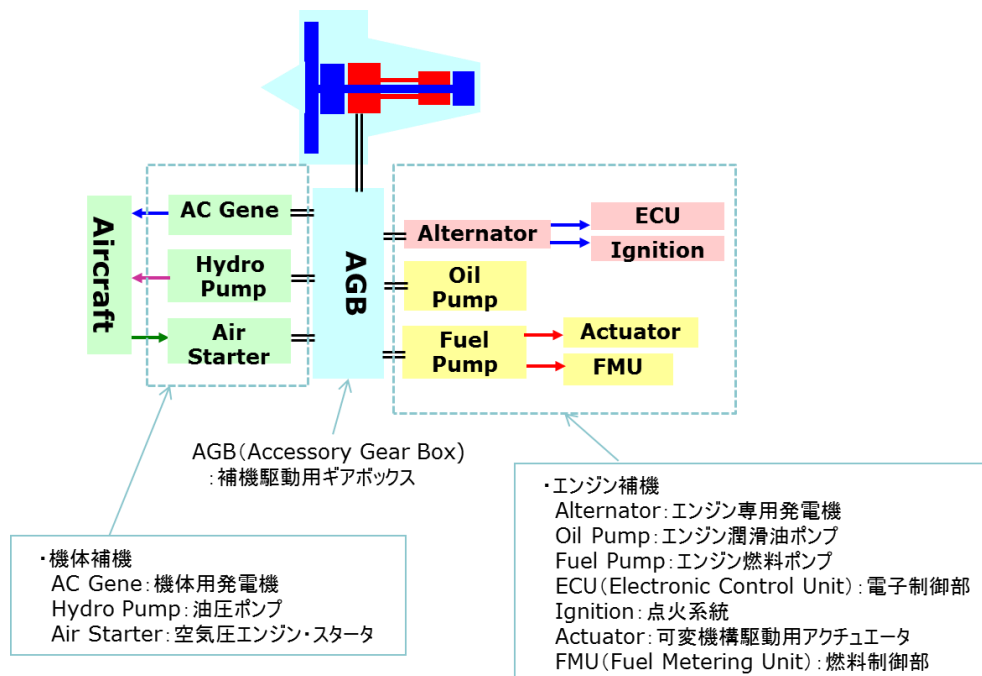


図 2-1 従来エンジンにおける補機駆動方式

MEE のもっとも重要なコンセプトのひとつは、これらのエンジンおよび機体補機の動力源を AGB から電動モータに変更することにある。本研究において MEE のシステム構想を定めるにあたり、最終的には全ての補機が電動化されエンジン形態として最適化されることを想定するが、最終段階に至るまでに段階的に電動化を進めることを仮定して以下に示す3つのステップを MEE の開発ステップとして設定する。

<ステップ1> 燃料システムの電動化 (図 2-2 参照)

従来の AGB 駆動の燃料ポンプを、電動モータ駆動のポンプに置き換える。AGB の燃料ポンプ取付けパッドには、燃料ポンプに代えて発電機を搭載し、この発電機からの電力により電動燃料ポンプを駆動する。電動燃料ポンプの回転数制御によってエンジンの燃料流量制御を行うことにより、余剰燃料を循環する無駄をなくして燃料システムの効率を向上する。さらに可変静翼などを駆動する燃料アクチュエータも電動化して発電機から供給する電力で駆動する。燃料ポンプおよびアクチュエータの電動化によって、燃料制御部は不要となる。ステップ1は、エンジン効率改善に最も大きく貢献する燃料システムの電動化を MEE 開発における最重要アイテムとして位置付け、その実現を目指す。

なお、本研究はステップ1の電動燃料システムを研究対象としている。このシステムの実現性を見出すことが、燃料消費削減やエミッション削減といった世界的な要請に合致するという点において最も重要であり、MEE 開発の最初に行うべきことである。

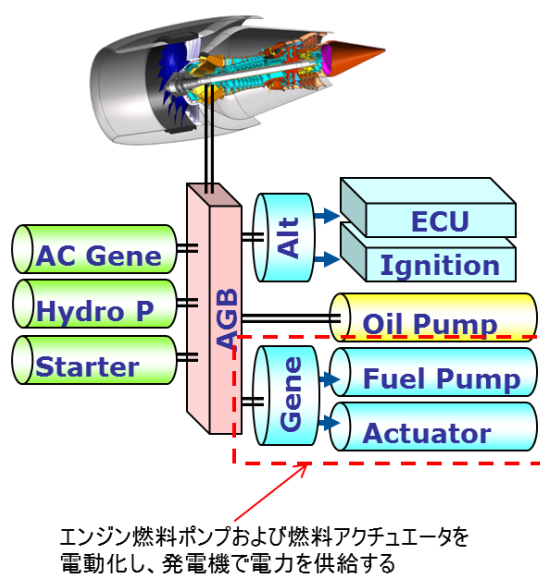


図 2-2 MEE ステップ1：燃料システムの電動化

＜ステップ2＞補機システムの全電動化（図 2-3 参照）

エンジン潤滑油ポンプを電動モータ駆動のポンプに置き換える。ステップ2においては機体システムも電動化される前提であり、油圧アクチュエーション系統が電動アクチュエータに置き替わることによって油圧ポンプは不要になり、空気圧によってエンジンを始動させるエア・スタータは、電動モータで始動トルクを与えるスタータ・ジェネレータに置き換えられる。スタータ・ジェネレータは、機体およびエンジンに供給する電気を発電する発電機としての機能も担う。機体およびエンジンの補機システムが全て電動化されることによって、補機を駆動するための AGB は不要となり、スタータ・ジェネレータはエンジン軸出力を取り出す軸によって直接駆動される。エンジン搭載機器として最も質量が大きい AGB を削除することはエンジン質量低減に効果があり、これによって燃料消費量も削減可能である。また、ステップ2においてはスタータ・ジェネレータで発電した電力を機体およびエンジン・システムで無駄なく適切に使用するための電力マネジメントが重要であり、電力を分配制御するためのディストリビューション・コントロール・ユニットが必要となる。

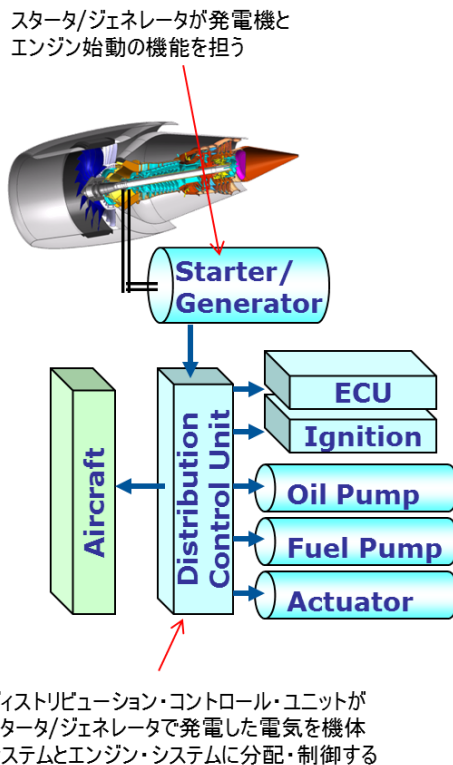


図 2-3 ME Eステップ2：補機システムの全電動化

<ステップ3>MEE 形態の最適化 (図 2-4 参照)

ステップ2でエンジン外周に設置していたスタータ・ジェネレータをエンジンの内部に組み込み、エンジン軸直結駆動とすることによって、構造的にシンプルな発電機駆動形態を実現する。また、電動化されて艙装配置および搭載の自由度が増したエンジン補機を適切な位置に分散配置することによってエンジン前面投影面積を小さくすることを狙う。MEE 導入によるシステム効率向上に加え、搭載自由度を最大限に生かした補機配置によって機体全体のドラッグ低減にも貢献することが可能な、エンジンとして最適化したMEE の形態としてステップ3を位置付ける。

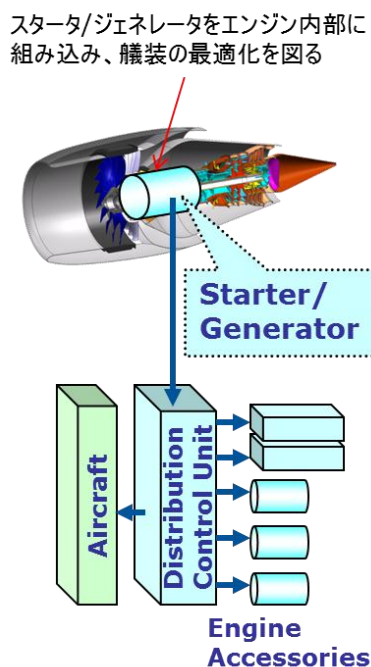


図 2-4 MEEステップ3 : MEE形態の最適化

第2項 MEEシステムの基本構成

MEE ステップ1のシステム基本構成を図 2-5のとおり定める。本システムは電動モータ駆動の燃料ポンプ、電動アクチュエータ (EMA)、発電機 (Generator)、発電機制御装置 (GCU)、燃料遮断弁 (SOV) および燃料加圧バルブ (FPV) 等から構成する。エンジン制御装置 (FADEC)、過回転防止機構 (OSL)、オーバースピード・バルブ (OSV) および燃料ノズルは、従来システムと同等とする。

電動燃料ポンプはモータ・コントローラとインバータを含む。エンジン燃焼燃料流量の要求は FADEC からデータ・バスを介してモータ・コントローラに入力され、コントローラにおいてモータ回転数に変換される。モータ回転数のフィードバック制御が電動燃料ポンプにおいて実施され、モータ回転数に比例する燃料流量がエンジンに供給される。アクチュエータのストローク要求も、FADEC から電動アクチュエータのコントローラに入力され、モータ回転数に変換される。モータ回転数のフィードバック制御によって、アクチュエータ・ストロークが所定の位置に制御される。FADEC は燃料供給およびアクチュエータ・ストローク制御の開始・停止の権限を有し、これらの指令をコントローラに入力する。

発電機はポンプおよびアクチュエータに電力を供給する。発電機制御装置は、発電機の電力マネジメントを行う。電力マネジメントには、発電機から各機器への電力供給開始・停止の制御、発電機の故障検出なども含まれる。FADEC、発電機制御装置と各コンポーネント間のコミュニケーションのため、大容量通信が可能なデータ・バスを使用する。

MEE システムにおいては、燃料流量の制御は電動燃料ポンプの回転数制御によって行うため、燃料制御部は削除される。コックピットからの燃料遮断の指令は燃料遮断弁に入力されるが、MEE システムにおいては電動燃料ポンプのモータ回転を止めることによって燃料を遮断する方法も可能である。また、過回転防止機構がエンジン過回転を検知した場合に燃料を遮断するためにオーバースピード・バルブを作動させる機能も従来通りであるが、この場合の燃料遮断も電動燃料ポンプのモータ回転停止によって実現可能である。

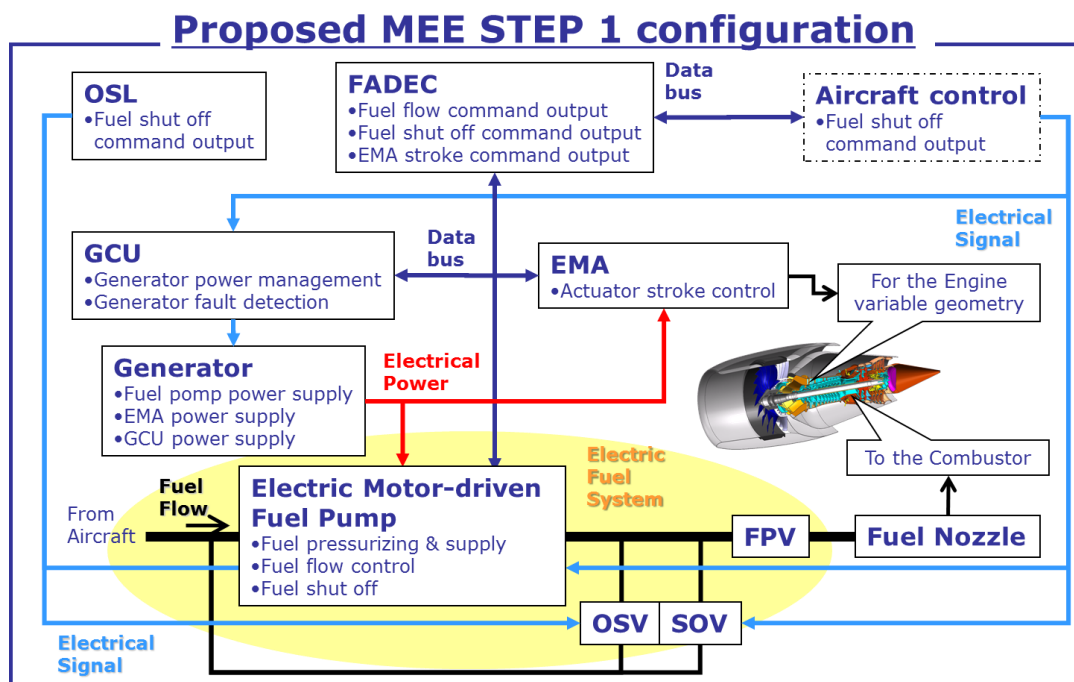


図 2-5 MEEステップ1基本構成

第3項 電動燃料ポンプの基本構想

本項では、MEE ステップ1の主要構成要素となる電動燃料システムの構成について検討を行う。エンジン燃料ポンプとして一般的に用いられるポンプには種々の形式があり、またポンプ形式によってエンジンに供給する燃料を計量する機構も異なる。ポンプ形式あるいは計量機構の選択は、システムの複雑さや効率のみならず、質量や信頼性等も左右することから燃料システム設計においては重要な課題である。システム電動化においてポンプ形式や計量機構を決定する際には、以下の点を重視してシステム構成の最適化を行う。

- ・システム全体の効率が低いこと。
- ・機器構造およびシステム構成がシンプルで信頼性が高いこと。

上記を踏まえた検討の最初のアプローチとして、AGB 駆動の燃料ポンプを用いた従来システムの評価を行う。従来システムにおいて、燃料ポンプ形式と燃料計量方式がシステ

ム効率を決定する重要なファクタである。航空機用エンジンに用いられる燃料ポンプ形式は、一般的に定容積ポンプ、可変容積ポンプおよび定圧ポンプがある。燃料計量方式については、燃料システム設計の段階で燃料ポンプ形式に応じて最適な方法が選定される。

定容積ポンプ・システムでは、ポンプがエンジン回転数に比例して、エンジンが必要とする燃焼燃料流量 (W_f) を上回る燃料を吐出するため、余剰な燃料をポンプ入口にバイパスする必要がある。要求される W_f に応じて開口面積を変える計量バルブと、開口面積の前後差圧を一定に保持する差圧制御バルブの組み合わせによって W_f 計量が行われると同時に、余剰燃料のバイパスが行われる。一方、定圧ポンプ・システムではポンプは回転数に応じた圧力で必要なだけ W_f を吐出する。余剰燃料のバイパスは不要であるが、計量バルブおよび、ポンプ出口圧力に応じて計量バルブ出口圧力を調節するためのスロットリング・バルブが必要となる。定圧ポンプ・システムは、定容積ポンプ・システムと比べてバイパス流路が不要なことから効率が良い。しかし、エンジン始動時などポンプ回転数がごく低い条件では吐出圧力が極端に低下して燃料を供給することができないため、低流量の始動用ギア・ポンプを別に設置する必要がある。

燃料ポンプ形式と燃料計量方式の組み合わせに対して、燃料システムの効率・質量および容積の比較を試みる。以下に示す代表的な6種類のポンプを用いたシステムを検討の対象とする。

- ・定容積ポンプ・システム：ギア・ポンプ、ベーン・ポンプ
- ・定圧ポンプ・システム：遠心ポンプと始動用ギア・ポンプの組合せ
- ・可変容積ポンプ・システム：3連式ギア・ポンプ（ダブルギア・ポンプ）、
2個のギア・ポンプを用いる複数ギア・ポンプ、可変容量ベーン・ポンプ（VDVP）

それぞれのシステム構成を想定し、システム効率、質量および容積、信頼性の観点で比較を行った結果を表 2-1 に示す。定容積のギア・ポンプ・システムを基準とした場合の定性的比較において、システム効率の観点ではバイパス不要の VDVP および遠心ポンプ・システムが効率が高く、質量・容積の観点では3連式ギア・ポンプ・システムが最も小型軽量になると推定される。この評価を横軸にシステム効率、縦軸に質量・体積をとって

ロットすると図 2-6 のようになる。また、ベーン・ポンプは楕円形のライナの内径部を、ポンプ軸で駆動するロータに組みつけられた複数のベーンが摺動する形式であるが、VDVP は容積を可変とするためにライナ内径を油圧シリンダなどを用いて変化させる機構が必要となる。この可変機構の複雑さなどの点で、VDVP は遠心ポンプに比べて信頼性が劣ると予想される。以上の検討より、AGB 駆動の従来システムにおいて効率向上と信頼性向上を図るためには、遠心ポンプ・システムあるいは3連式ギア・ポンプ・システムの採用が適切であると考えられる。

表 2-1 従来型燃料ポンプ・システムの評価

| Fuel pump | Fixed displacement pump system | | Velocity pump system | Variable displacement pump system | | |
|------------------------|-------------------------------------|-------------------------------------|---|-------------------------------------|-------------------------------------|-------------------------------------|
| | Gear Pump | Vane pump | Centrifugal pump (Low flow start gear pump is included) | Double Gear Pump | Two Gear pumps | Variable displacement vane pump |
| Pump speed range | Lower range - 10,000rpm | Middle range 10,000 – 20,000 rpm | Higher range 20,000 – 30,000 rpm | Lower range - 10,000rpm | Lower range - 10,000rpm | Middle range 10,000 – 20,000 rpm |
| Fuel Metering system | Metering valve ΔP - control | Metering valve ΔP - control | Throttling Valve Control | Metering valve ΔP - control | Metering valve ΔP - control | Metering valve ΔP - control |
| Fuel system efficiency | Standard | Standard | Higher No bypass flow | Higher Reduced bypass flow | Higher Reduced bypass flow | Highest No bypass flow |
| Weight, Volume | Standard | Lighter Compact pump | Lighter Compact pump | Lightest Compact pump | Heavier Multiple components | Heavier Need Variable mechanism |
| Reliability | Standard | Lower Complex Mechanism | Standard | Standard | Standard | Lower Complex Mechanism |
| Evaluations | Standard | Unsuitable | Suitable | Suitable | Unsuitable | Unsuitable |

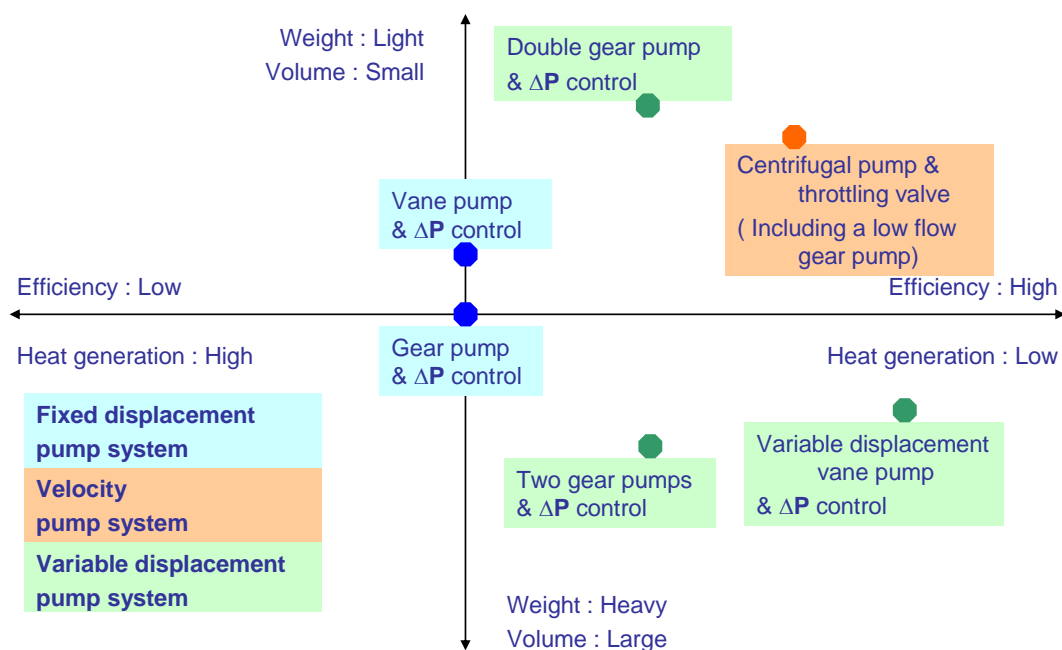


図 2-6 従来型燃料ポンプ・システムの評価

次に、燃料システムを電動化する場合のシステム構成を同様な観点で検討する。電動モータ駆動の燃料ポンプは、そのポンプ回転数をモータ回転数制御によって自由に変えることができるため、定容積ポンプであっても複雑な可変機構なしに可変容量ポンプとして使うことが可能である。また、AGB 駆動の遠心ポンプ・システムでは必須の始動用ギア・ポンプも、モータ駆動であれば遠心ポンプ回転数を調節することができるため設置不要となる。従って、電動化を行うポンプ形式を定容積型のギア・ポンプおよびベーン・ポンプ、遠心ポンプに絞り込み、そのうえで、ギア・ポンプとベーン・ポンプの電動化システムにおいては、従来の計量バルブを用いる方式と、従来の計量バルブに代えてポンプ回転数制御で燃料流量計量を行う方式の両方を検討の対象とする。ちなみに遠心ポンプは、回転数によって吐出流量を調節できないため、電動化しても計量バルブやスロットリング・バルブを削除することができない。

計量バルブ付きのギア・ポンプ電動化を基準とした場合のシステム効率、質量および容積、信頼性の定性的評価を表 2-2 に示す。いずれの方式においてもバイパス燃料がなくなるため、システム効率はほぼポンプ単体の効率に等しいと考えることができる。ポンプ単体の効率は定圧型の遠心ポンプに比べて定容積型ポンプのほうが高いことから、システ

ム効率を考慮して、定容積型ポンプを電動化の対象として選択する。次に、ギア・ポンプとベーン・ポンプの比較においては、ギア・ポンプのほうがポンプ自体の構造が簡単で部品点数が少なく信頼性が高いことから、ギア・ポンプを選択する。

表 2-2 MEE燃料ポンプ・システムの評価

| | Fixed displacement pump system | | | | Velocity pump system | |
|--|--------------------------------|---|-------------------------------|---|--------------------------------|------------------------|
| | Gear Pump | | Vane pump | | Centrifugal pump | |
| Pump speed range | Variable Speed - 10,000rpm | | Variable Speed - 20,000rpm | | Variable Speed - 30,000rpm | |
| With/Without metering device | With Metering Valve | Without Metering Valve | With Metering Valve | Without Metering Valve | With Throttling Valve | Without Metering Valve |
| Fuel system efficiency | Standard | Standard | Standard | Standard | Worse Lower pump efficiency | Not Applicable |
| Weight, Volume | Standard | Lighter Eliminating MV | Lighter Compact pump | Lighter Compact pump | Lighter Compact pump | |
| Fuel metering accuracy and time response | Standard | Pending Accuracy and time response need to be considered | Standard | Pending Accuracy and time response need to be considered | Standard | |
| Reliability | Standard | Higher Eliminating MV | Lower Complex Mechanism | Lower Complex Mechanism | Standard | |
| Evaluations | Standard | Suitable Better efficiency and reliability than centrifugal pump | Unsuitable | Unsuitable | Standard | |

システム効率の比較をより定量的に行うため、電動ギアポンプ・システムと従来の AGB 駆動燃料ポンプ・システムにおけるシステム効率の推定を行った。AGB 駆動燃料システムは、ギア・ポンプ、遠心ポンプ、VDVP、3連式ギア・ポンプを用いたシステムを代表例とする。

システム効率 η_{sys} は以下の式によって求める。

$$\eta_{sys} = \frac{Wf}{Wfpump/\eta_{pump}} \quad \text{数式 2-1}$$

$$Wfpump = Wf + Wf_{leak} + Wf_{bypass} \quad \text{数式 2-2}$$

η_{sys} : システム効率

Wf : エンジン燃焼燃料流量

$Wfpump$: 燃料ポンプ吐出流量

η_{pump} : ポンプ部効率

Wfleak：燃料システム内部リーク量

Wfbypass：燃料システム内バイパス流量

Wfはエンジン燃焼燃料流量、Wfpumpは燃料ポンプ吐出流量、 η_{pump} はポンプ部の効率である。Wfleakは燃料制御部のバルブなどで発生し燃料システム内を循環する内部リーク量であり、従来のAGB駆動燃料システムの場合はエンジン・サイズと運用条件から経験的に定めた値とし、MEE電動燃料システムでは燃料制御部等が削除されるためゼロとする。Wfbypassはポンプ出口から入口にバイパスする余剰燃料流量であり、AGB駆動のギア・ポンプ、VDVPおよび3連式ギア・ポンプではエンジン・サイズとWf範囲から経験的に定めた値とし、遠心ポンプおよびMEE電動燃料システムではバイパス燃料が不要なためゼロとする。ポンプ部効率 η_{pump} はポンプ形式に応じた標準的な数値を用い、MEE電動ギア・ポンプについてはギア・ポンプ効率に加え発電機やモータ部の効率も考慮に入れる。

小型ターボファン・エンジンを想定し、それぞれのポンプを用いてシステムを構成した場合のシステム効率の比較を、代表的な運用条件として離陸時(T/O)と高空巡航時(Cruise)に対して実施した結果を表2-3に示す。いずれの条件においても、ギア・ポンプを用いたMEE電動燃料システムの効率をもっとも高くなると予想される。

表 2-3 燃料ポンプ・システムの効率比較

| 離陸時 | ポンプ吐出流量 | 燃焼燃料流量 | 内部リーク量 | バイパス流量 | ポンプ部単体効率 | システム効率 |
|-----------------------|-------------------|---------------|-------------------|---------------------|-----------------------------|----------------------------|
| | Wfpump [kg/hr] | Wf [kg/hr] | Wfleak [kg/hr] | Wfbypass [kg/hr] | η_{pump} [%] | η_{sys} [%] |
| AGB駆動ギアポンプ・システム | 5443 | 1996 | 454 | 2994 | 65% | 24% |
| 遠心ポンプ・システム | 2449 | 1996 | 454 | 0 | 32% | 26% |
| 可変容量ベーン・ポンプ(VDVP)システム | 3184 | 1996 | 454 | 735 | 60% | 38% |
| 3連式ギアポンプ・システム(並列使用) | 5443 | 1996 | 454 | 2994 | 65% | 24% |
| MEE電動燃料システム | 1996 | 1996 | 0 | 0 | 44% | 44% |
| 高空巡航時 | ポンプ吐出流量 | 燃焼燃料流量 | 内部リーク量 | バイパス流量 | ポンプ部単体効率 | システム効率 |
| | Wfpump [kg/hr] | Wf [kg/hr] | Wfleak [kg/hr] | Wfbypass [kg/hr] | η_{pump} [%] | η_{sys} [%] |
| AGB駆動ギアポンプ・システム | 4899 | 408 | 204 | 4287 | 65% | 5% |
| 遠心ポンプ・システム | 612 | 408 | 204 | 0 | 15% | 10% |
| 可変容量ベーン・ポンプ(VDVP)システム | 796 | 408 | 204 | 184 | 60% | 31% |
| 3連式ギアポンプ・システム(直列使用) | 2449 | 408 | 204 | 1837 | 65% | 11% |
| MEE電動燃料システム | 408 | 408 | 0 | 0 | 53% | 53% |

以上の検討に基づき、MEE電動燃料システムは、電動モータ駆動のギア・ポンプを用いたシステムを基本構成とする。さらに、燃料計量機能を電動ポンプに持たせて燃料計量バルブや差圧制御バルブを含む燃料計量機構を削除することによって、シンプルで信頼性が高く、効率のよい電動燃料システムを実現する燃料流量制御方式を次項にて検討する。

第4項 燃料流量制御方式の基本構想

MEE 電動燃料システムによって燃料制御を行う場合に重要なことは、従来の燃料制御システムと同等の燃料計量機能・性能を保証することである。本項において、電動燃料システム実現に際して特に留意しなければならない点として計量流量精度と燃料計量応答性に焦点をあて、これらの課題に対応する燃料流量制御方式を検討し、電動燃料システムの基本構想に追加する。

一般的に、エンジンのシステム要求として与えられる燃料計量流量精度は、ポイント流量の±5%（もしくは±9.1kg/hr（±20PPH）のいずれか大きい方）である。従来の AGB 駆動のギアポンプ・システムはこの要求を満足する高い計量流量精度を有する。計量バルブが FADEC によって指示された位置に制御されて計量面積が決まり、同時に計量バルブの前後差圧は差圧制御弁によって一定に保持される。計量面積と前後差圧が精度良く与えられることによって、高い計量精度が実現されている。一方で、電動燃料システムにおいては、モータ回転数が計量流量を制御する。計量バルブや差圧制御バルブのような精密なバルブが削除されることによってシステムがシンプルになるが、逆にこれらの機構を用いないで計量精度を確保することが課題となる。FADEC が電動燃料ポンプのモータ・コントローラに対して燃料流量要求を指示し、モータ・コントローラはポンプ回転数と吐出流量の変換テーブルに基づきモータ回転数を制御する。モータ回転数の制御精度は大変に高く、±0.5%以内に制御可能である。しかしながら、ギア・ポンプの劣化あるいは、燃料温度上昇に伴う内部リークの増加等の要因によって、ポンプ回転数と吐出流量の変換テーブルに差異が生じ、これによって計量精度が低下する可能性がある。計量精度の低下は、エンジン始動時には不着火やハング・スタートなどの問題を引き起こす恐れがある。エンジン加減速時に Ndot 制御が用いられている場合には、必要なエンジンの加減速率が得られるように FADEC が出した燃料流量指令に応じてモータ・コントローラがモータ回転数を制御するため、計量精度低下は問題にならない可能性が高い。一方で、エンジン加減速時に加減速スケジュール制御が用いられている場合には、計量精度が低下すると正しい空燃比が得られず、加減速時にサージやストールが発生する恐れがある。これらの問題を解決するために、流量フィードバック・システムの採用を検討する。このシステムでは流量計が必要となるが、従来から機体燃料システムで用いられているタービン流量計やギア流

量計は流量が多いときに圧力損失が高く、システムの高圧化を招くため使用することを避け、それに代わる流量計測方法として、燃料加圧バルブ (FPV: Fuel Pressurizing Valve) と差圧センサを用いて流量を推定する方法、あるいは超音波流量計のような非接触型の流量計を考える。図 2-7 に、FPV を用いた燃料計量システムを示す。FPV においてバルブ位置、すなわちバルブ開口面積はバルブの前後差圧で決まる。すなわち、前後差圧を差圧センサで計測すれば、その計測結果と推定した開口面積から、バルブを流れる流量を推定することができる。ポンプ・コントローラは差圧計の計測結果をフィードバック信号として流量を推定し、ポンプ回転数に対して流量低下が発生した場合はフィードバックに基づいてポンプ回転数を増加することで流量を補償する。FPV や差圧センサは単独の部品として従来の燃料システムでも一般的に用いられている機構であり、実績のある機構の組み合わせによって電動燃料システムにおける燃料計量精度の課題をクリアできる見込みがある。一方で、非接触流量計は一般産業用では種々の方式が存在するものの、航空機の燃料システムに用いるためには、使用条件を満足し、かつ航空機に搭載可能な流量計の開発が必要となる。従って、より早い段階でシステム成立性に目途をつけることを目的とし、本研究においては MEE 電動燃料システムの燃料流量制御方式として、FPV および差圧センサを用いた流量フィードバック方式の適用を基本構想として定める。

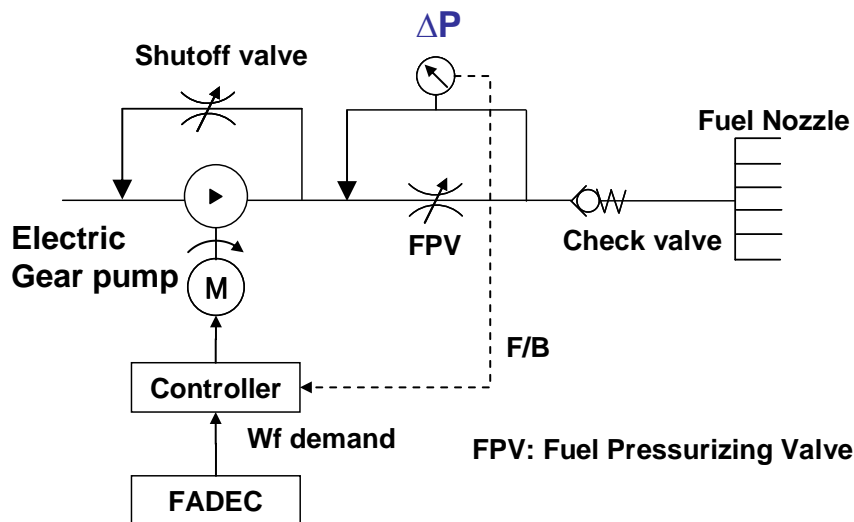


図 2-7 FPV と差圧計による流量フィードバック

計量流量応答性に関しては、ふたつの異なる要求が適用される。ひとつは、微小流量変化に対する周波数応答であり、もうひとつは、アイドルから最大レーティングというようなエンジンのレーティング変化に対応する時定数である。これらの要求を満足するために、本研究において構想する MEE システムにおいては、もっとも高いパワー密度が得られるとされる永久磁石モータを用いる。モータ部分の概略構成を図 2-8 に示す。モータ発生トルクと、モータ・ロータのイナーシャがモータ回転数の加速度を決めるため、モータ制御の応答性は発生トルクによって決まる。近年では、高エネルギー磁石と高電力を制御する電子デバイスの進歩により、電動モータのサイズは、同じトルクを発生させる場合でも従来の永久磁石モータに比べて著しく小さくなっている。ネオジウム鉄やサマリウム・コバルトに代表される希土類磁石は、高エネルギー磁石として広く知られている。希土類磁石を用いたロータは、従来のロータに比べて高い磁場密度を構成できるので、ロータ径すなわちイナーシャが大幅に削減できる。同時に、高出力モータの制御性能も IGBT のようなパワー素子の進化にともなって増大している。燃料ポンプの電動モータに関しては、これらの先端技術を採用することによってコンパクトで高トルクを発生する電動モータを実現し、電動燃料システムとして要求される燃料流量応答性を満足させるものとする。

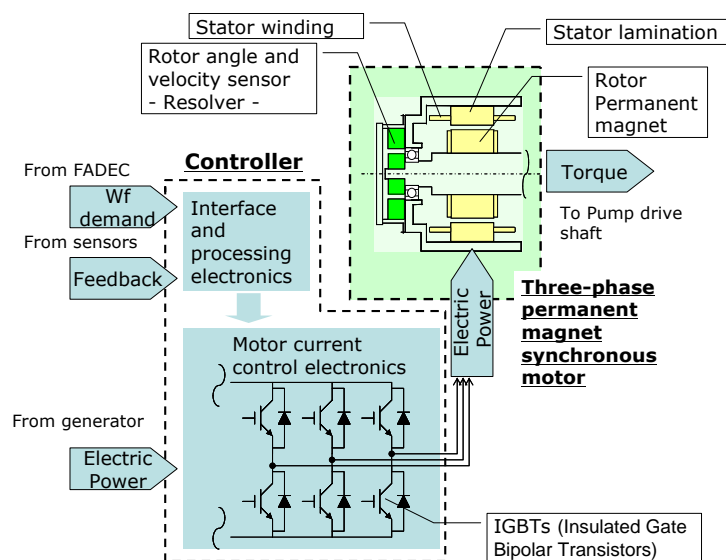


図 2-8 MEE 燃料ポンプのモータ部構成

第5項 本研究における電動燃料システム構想の特長

前項までの検討に基づき、本研究においては、ギア・ポンプを電動モータ駆動とし、モータ回転数制御と流量フィードバック・システムで Wf 制御を行うことによって、従来の計量バルブなどを用いた燃料制御機構を削除するシステムを基本的な電動燃料システム構成として定める。

このシステム構成は、従来研究されてきた航空エンジン用の電動燃料システム構成と比べて以下の点で技術的な独自性を有する。

(1) 電動モータで駆動する1台のギア・ポンプの回転数制御のみで、エンジン着火時の最小燃料流量から離陸時の最大燃料流量までの全流量域の Wf を制御・供給する。

(2) FPV と差圧センサを用いた流量フィードバック・システムを用いて高精度な燃料流量計量を実現する。

これらの導入によってシステムのシンプル化を究極まで追求し、従来の燃料システムより機構が簡単で信頼性の高いシステムとすることが、本研究の電動燃料システムの大きな特長である。

本研究で提案する電動燃料システム構成と、第1章、第2節で述べた従来の研究において提案されている他の電動燃料システム構成の比較を実施した結果を表 2-4 に示す。

表 2-4 電動燃料システム構成の比較

| 要素 | 特徴 | | 従来の提案例 (ポンプ形式) | | | | 従来の提案例 (ACT駆動源) | 本論文に おける提案 |
|--------------|---------------------|---------------------------------|--------------------------------------|--------------------------|-----------------------|-----------------------------|--------------------|---------------|
| | 利点 | 不利点 | ギア・ ポンプ [46][47] | ピストン・ ポンプ [45][48] | 遠心 ポンプ [62][63] | ベーン・ ポンプ(参考) [33][34] | [49][50] | 主著論文1.2 |
| ポンプ形式 | 遠心+ギア (ポンプ複数台構成) | 効率が低い。ポンプ構造が単純で耐久性に優れる | ギア・ポンプは大流量の場合は他の形式に比べ質量大。全体システム構成が複雑 | ○ | | | | |
| | 遠心+ギア (ポンプ1台) | 効率が低い。ポンプ構造、システム構成ともに単純で耐久性に優れる | ギア・ポンプは大流量の場合は他の形式に比べ質量大 | | | | | ○ |
| | 遠心+ベーン | 定容積・可変容積いずれも可能 | ポンプ構造が複雑で部品点数が多い | | | | ○ | |
| | 遠心+ピストン | 効率が低い | ポンプ構造が複雑で部品点数が多い | | ○ | | | |
| | 遠心のみ | ポンプ構造が単純で耐久性に優れる | 効率が低い。燃料計量機構必須でシステムが複雑化 | | | ○ | | |
| ポンプ駆動方式 | AGB駆動(参考) | 従来システムで高い実績 | ポンプ回転数がエンジン回転数で固定 | | | | ○ | |
| | 電動モータ駆動 | ポンプ可変速制御が可能 | 信頼性と質量が課題 | | | ○ | | ○ |
| | AGB駆動と電動モータ駆動の併用 | モータ駆動ポンプは可変速制御が可能 | ポンプ・システムが複雑 | ○ | ○ | | | |
| 燃料計量方式 | 燃料計量機構 | 燃料計量精度が高い | 機構が複雑で部品点数が多い。コンタミに脆弱 | | | ○ | ○ | |
| | モータ回転数制御 | 燃料計量機構が不要でシステムがシンプル | 燃料計量精度に課題 | ○ | ○ | | | |
| | モータ回転数制御+流量フィードバック | 燃料計量機構が不要でシンプルかつ燃料計量精度が高い | 流量計量機構が必要 | | | | | ○ |
| 可変機構用アクチュエータ | 燃料アクチュエータ | 従来システムで高い実績 | 燃料サーボ機構が必須でシステムが複雑化 | | | | | ○ |
| | 電動アクチュエータ(EMA) | 燃料サーボが不要でシステムがシンプル | 信頼性と質量が課題 | | | | | ○ |

表 2-4 において、燃料システムの基本機能を成す重要な構成要素としてポンプ形式、ポンプ駆動方式、燃料計量方式を選択し、従来のシステム提案および本研究におけるシステム提案の特徴を要素毎に利点・不利点で整理した。ポンプ形式およびポンプ駆動方式に関しては、ポンプ単体の効率が高く、かつ機構が単純で耐久性にも優れたギア・ポンプを電動モータ駆動とし、このポンプのみで Wf の全領域をカバーすることを本研究において提案する。ギア・ポンプの電動化研究は他にも例があるが AGB 駆動ポンプとの併用や複数台のポンプを組み合わせた構成となっており、単独の電動ギア・ポンプで全領域の Wf を供給するシステム提案は他に例を見ない。また、燃料計量方式については、他研究においては電動ポンプの回転数制御による燃料流量計量において懸念される計量精度の課題が解決されておらず、従来の複雑な燃料制御部を用いた燃料計量方式を併用して精度を確保するシステム構成も見られる。これに対し、

本研究のシステム構成ではFPVと差圧センサを用いた簡易な方法で流量推定を行い、その結果を用いて流量フィードバック制御を行うことによって高い燃料流量計量精度を確保する方式を独自に考案した。

さらに、本研究における電動化燃料システム構想では、可変静翼用アクチュエータも電動化することを提案する。これによってエンジン燃料システム内に燃料サーボによって駆動される機器が存在しなくなるため、燃料制御部の削除が可能となる。従来の研究においては、燃料ポンプが電動化された場合でも可変静翼駆動方式としては燃料アクチュエータを用いており、本研究において、アクチュエータ電動化と燃料制御部削除を含めて全体の電動燃料システム構想とする方向性を新たに示した。

第2節 MEEシステムに期待される効果

前節において基本構成を定めたMEE電動燃料システムは、他のポンプ・システムに比べてもっともシステム効率が良く、将来の航空機用エンジンの燃料システムとして、エンジンの燃費改善に貢献すると考えられる。また、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と考えられる。本節において、従来のAGB駆動燃料システムをMEE電動燃料システムに置き換えることによって想定されるシステムへの影響について、以下の項目について整理する。なお、具体的な効果の把握については次章において述べる。

- (1) エンジンの燃費改善
- (2) エンジンの安全性・信頼性の向上

第1項 エンジンの燃費改善

エンジンの燃費改善、すなわちエンジンの燃料消費を削減し、それによってエンジンから排出されるCO₂を削減することは、MEEシステムの最大の効果である。電動燃料システムは次の方法によってエンジン効率を改善する。

- (1) 余剰燃料の循環をなくすことによる、燃料システムの効率改善
 - (2) エンジンのヒート・マネジメント改善によるACOC (Air-Cooled Oil Cooler) 削除
- 従来のAGB駆動燃料システムのスケマチックを図2-9に、MEE電動燃料システムの

スキマチックを図 2-10 に示す。

Conventional AGB-driven fuel pump system

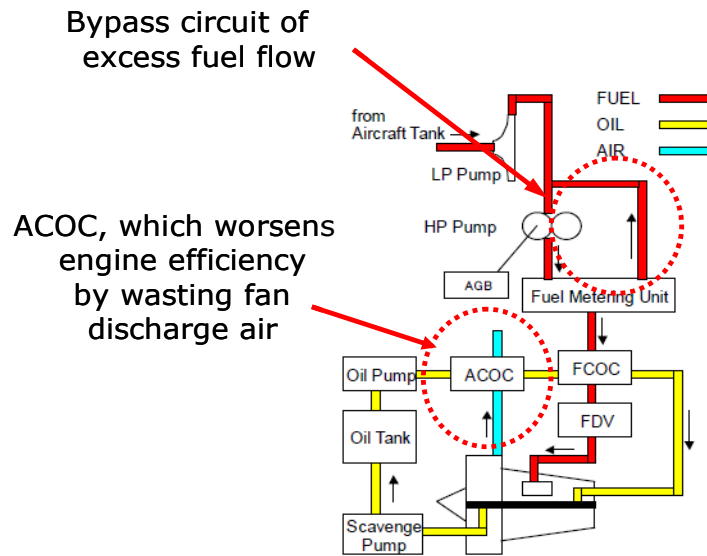


図 2-9 従来型AGB駆動燃料システム

The proposed MEE STEP 1 Electrical motor-driven fuel pump system

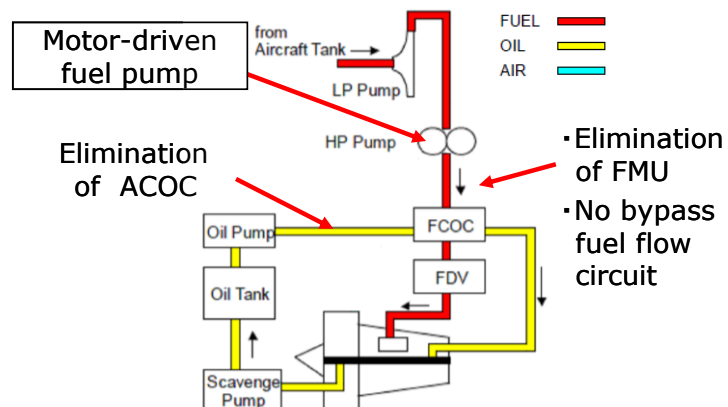


図 2-10 MEE電動燃料システム

(1) 余剰燃料の循環をなくすことによる、燃料ポンプ・システムの効率改善

現在、ほとんどの民間航空機用エンジンにおいてギア・ポンプあるいはベーン・ポンプのような定容積型の燃料ポンプを使用している。燃料ポンプは AGB を介してエンジン動力で駆動され、ポンプ回転数はエンジン高圧軸回転数に比例する。ポンプの吐出性能は、始動時やアイドルなどエンジンが低回転のときにもエンジン燃焼器が必要とする燃料流量に対して十分な余裕をもって吐出流量を確保するように決められる。従って、ポンプ吐出流量は常にエンジン燃焼燃料流量よりも多く、とくに高空巡航時などエンジン回転数が高く燃焼燃料流量が少ない条件では余剰燃料が増加することになる。現状の燃料システムはこの余剰燃料をポンプ入口にバイパスさせており、ときにはバイパス流量はエンジン燃焼流量の数倍にも上る。この燃料循環は燃料システムの効率を下げ、燃料温度の上昇を招く要因になっている。

MEE 電動燃料システムは、定容積型ポンプを電動モータによって駆動する電動燃料ポンプを用いて余剰燃料の循環をなくすことで燃料システムの効率を改善する。エンジン運用中は、FADEC がエンジンの必要とする燃料流量を計算し、その要求をモータ・コントローラに入力する。モータ・コントローラは、要求された燃料流量を吐出するようにモータ回転数、すなわちポンプ回転数を制御する。従来型の AGB 駆動燃料システムでは、エンジン燃焼器に供給する燃料流量の制御は FMU によって行われる。FMU には、FADEC の指令に応じて計量ポート面積を調節する計量バルブ、計量バルブのポート前後差圧を一定に保持するための差圧制御バルブ、余剰燃料をポンプ入口にバイパスするためのバイパス・バルブがあり、これらのバルブの作動によって燃焼燃料流量が制御される。これに対して、MEE 電動燃料システムはモータ回転数の制御で燃料流量を制御するため、複雑な油圧バルブで構成される従来型の FMU は不要となる。

電動燃料ポンプを駆動するための電力は、AGB で駆動するジェネレータが供給する。従来の AGB 駆動の燃料ポンプと、電動モータ駆動の燃料ポンプを、それらの駆動のために必要なエンジン抽出力の点で比較すると、同じ運用条件において電動燃料ポンプのほうがより少ないエンジン抽出力で済む。電動燃料ポンプは無駄な燃料循環を行わないため、その分、ポンプ駆動に必要なエンジン抽出力を減らすことができるからである。

(2) エンジンのヒート・マネジメント改善による、ACOC の削除

MEE 電動燃料システムのもう一つの効果は、エンジンのヒート・マネジメント改善である。エンジンのヒート・マネジメントの基本的な考え方は、エンジン本体のベアリング、シール、AGB や補機類で発生した熱をエンジン・オイルで吸収し、吸収した熱をエンジン・オイルと燃料や空気との熱交換で逃がすことで熱収支を成立させることである。しかしながら、この熱収支を成立させることが、最近の高バイパス・ターボファン・エンジンにおいて重要な課題となっている。高バイパス化が進むほど、低バイパスのエンジンに比べて燃焼燃料流量が少なくて済む。エンジン・オイルの冷却は燃焼燃料を冷媒とする FCOC (Fuel-Cooled Oil Cooler) で行うことがもっとも効率が良いが、燃焼燃料流量が少ない場合は FCOC だけでは冷却能力が足りず、ACOC を併用する必要がある。ACOC はエンジンのファン出口空気をオイルの冷却に用いるため、ACOC の圧損によってファン出口圧力が低下しファン効率を悪化させる要因となる。最近の高バイパス・ターボファン・エンジンは燃焼燃料流量がより少なくなり FCOC の冷却能力不足が拡大する傾向にあるため、ACOC の冷却能力を増加するためにより大きな圧損が生じ、その結果ファン効率をさらに悪化させている。

MEE 電動燃料システムは、燃料の循環を不要とするため、燃料システム内での燃料温度上昇が最小限に抑えられる。すなわち、燃料循環によって高温となった燃料を FCOC で熱交換に使用する従来システムに比べて、より低い温度の燃料を冷媒として使用できるため FCOC のオイル冷却能力が増加する。高バイパス・ターボファン・エンジンで従来の AGB 駆動燃料ポンプ・システムを使用する場合は、エンジン入口から FMU 出口までの燃料温度上昇が約 100K にも上ることがあるが、MEE 電動燃料ポンプ・システムの場合はこの 1/10 程度の燃料温度上昇に抑えることが可能である。その結果、FCOC のみで熱収支を成立させることができ、ACOC の削除によるエンジン効率の改善が可能となる。

第2項 エンジンの安全性・信頼性の向上

MEE システムは、システムのシンプル化および複雑な油圧機械機構の削減等を可能とするシステム電動化の導入、さらに電動化システムには独自の冗長制御方式を取り入れることによって、従来システムよりもさらに安全性・信頼性を向上することが可能である。

ここで MEE 電動燃料システムにおいては、以下の信頼性・安全性概念を実現することを目標とし、各項目に対する指標を表 2-5 のとおり設定する。

- (1) 1 フェール・オペレーショナル: 電動モータ部分に 1 つの故障が発生した場合でも、エンジン推力の変化がない
- (2) 2 フェール・セーフ: 電動モータ部分に 2 つの故障が発生した場合でも、エンジンを停止せずに運転しつづけることができる
- (3) システム・セーフティ: エンジンを起因とする機体の致命的故障の発生率を下げられる

ここで、双発エンジンの航空機を想定した場合のエンジンを起因とする機体の致命的故障は、いずれかのエンジンが過回転する場合すなわち、回転系のバーストによって機体構造に損傷が生じる可能性がある場合、もしくは両エンジンが空中停止した場合に発生するものとする。

表 2-5 MEE システムの信頼性・安全性指標

| | 項目 | 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。 | 燃料流量や可変静翼角度 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、エンジンをより 安全な状態へ移行するよ うに制御できること。 |
| (3) | エンジン過回転 Engine Over Speed | 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： 1×10^{-9} 件/EFH 以下 |
| | 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： 1×10^{-5} 件/EFH 以下 |
| | 機体の致命的故障 Fatal Accident | エンジン起因による機体の 致命的故障の発生確率は、 従来システムより少ないこ と。 | エンジン起因による機体 の致命的故障発生確率： 5×10^{-11} 件/EFH 以下 |

(1) 1フェール・オペレーショナル [B1,B3]

冗長モータ・システムに独自のアクティブ・アクティブ制御を導入することにより、一故障発生時のエンジン推力変化をなくすことができる。航空宇宙用途に電動のアクチュエータあるいは機器を用いる場合、ほとんどのアプリケーションにおいてアクティブ・スタンバイ制御が行われる。アクティブ・スタンバイ冗長モータ・システムは、二重系のモータおよび二重系のコントローラ/インバータにより構成され、二重系のうちいずれかのシステムがアクティブ・チャンネル、他方のシステムがスタンバイ・チャンネルにアサインされる。アクティブ・チャンネルとしてアサインされたシステムが制御を行うが、もしアクティブ・チャンネルに一つの故障が発生した場合には、制御のオーソリティが他方のシステムに移り、それまでスタンバイ・チャンネルであったシステムがアクティブ・チャンネルとして制御を行う。この制御方式は冗長電動化システムでは標準的なものであるが、MEE 電動燃料ポンプ・システムに適用すると問題が発生する可能性が高い。一故障発生時にアクティブ・チャンネルからスタンバイ・チャンネルに制御権が移って制御を開始するまでにはわずかな時間遅れが生じるが、この時間遅れによってモータ回転数が瞬時に低下することが考えられる。電動燃料ポンプのモータ回転数の瞬時低下は、燃料流量の急激な低下によるエンジン吹き消えや、エンジン推力の瞬間的な変動を引き起こす可能性がある。すなわち飛行安全に影響する可能性があるということであり、MEE 電動燃料システムはこのような状況に陥ることを避けるためにアクティブ・アクティブ冗長制御を用いる。冗長システムのうち片方のモータ・システムの巻線のどこか一か所で断線故障が生じても、チャンネル切り替えを行うことなくモータ電流が自動的に補償されるため、モータ回転数の変動をなくすことができる。機械的あるいは電氣的なスイッチング機構が不要なため、アクティブ・アクティブ冗長制御は極めて信頼性、耐久性が高く、シンプルな制御方式である。

電動燃料システムに用いる冗長モータ・システムのブロック・ダイアグラムを図 2-1 1 に示す。図 2-1 2 に示すように三相のブラシレス・モータを用い、モータは“A”システムと“B”システムからなる2系統の巻線で構成され、ふたつのシステムは各々のコントローラおよびインバータに接続される。“A”システムおよび“B”システムの各々のスター結線の中立点どおしは、中立線で結合される。仮に、どちらかのチャンネルの三

相のうち一相、例えば“**A**”システムに組み込まれたインバータの **U** 相に短絡故障が発生すると、短絡電流は中立線を通して流れる。同じ“**A**”システムの他の相、すなわち **V** 相と **W** 相には流れないため、**U** 相の単一故障が他の相に影響を及ぼすことを防止することができる。これと同時に、“**B**”システムの **U** 相の入力電流は自動的に調整される。三相二重巻線のモータ・システムにおいて、各相 (**U**、**V**、**W** 相) の電流は各々の電流センサによって検出され、検出された電流信号は、インターフェース回路を通してコントローラにフィードバックされる。“**A**”システムと“**B**”システムのフィードバック電流信号はインターフェース回路で足しあわされて平均値が算出され、この平均値と電流指令値との差がコントローラに入力される。その結果、“**A**”システムと“**B**”システムの電流値は、その平均値が指令値に合致するように調整される。仮に“**A**”システム内に単一故障が発生してフィードバック信号がゼロになった場合は、“**B**”システムの入力電流が自動的に2倍されて同じ平均値を維持する。すなわち、モータは単一故障発生前と同じトルクを発生できるので、燃料ポンプは同じ回転数で回り続けて一定の燃料流量を途切れることなく供給できる。このように、**MEE** 電動燃料ポンプ・システムはアクティブ・アクティブ冗長制御方式を用いることにより、単一故障が発生してもエンジン回転数や推力を変化させることなく、1フェール・オペレーショナルを達成できる。

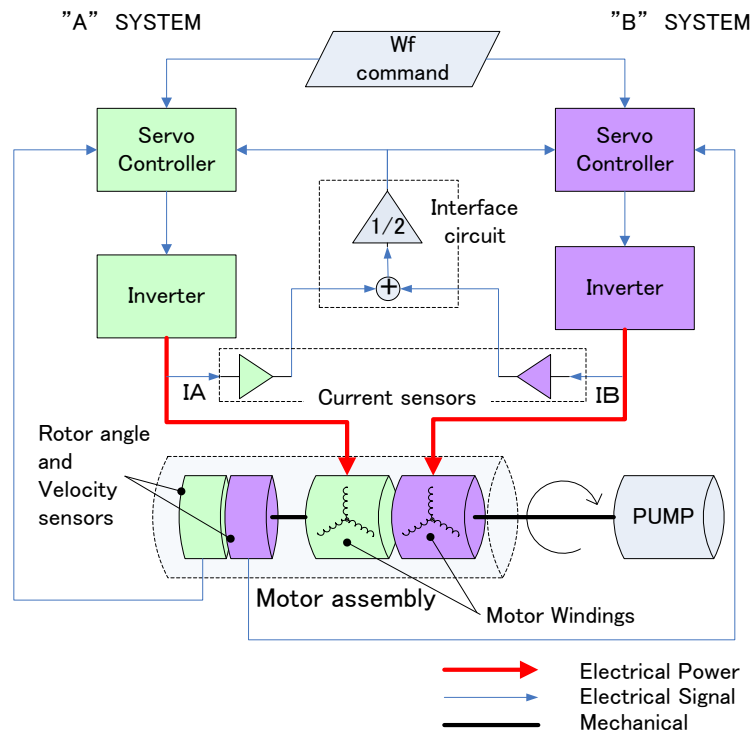


図 2-11 冗長モータシステムのブロック・ダイアグラム

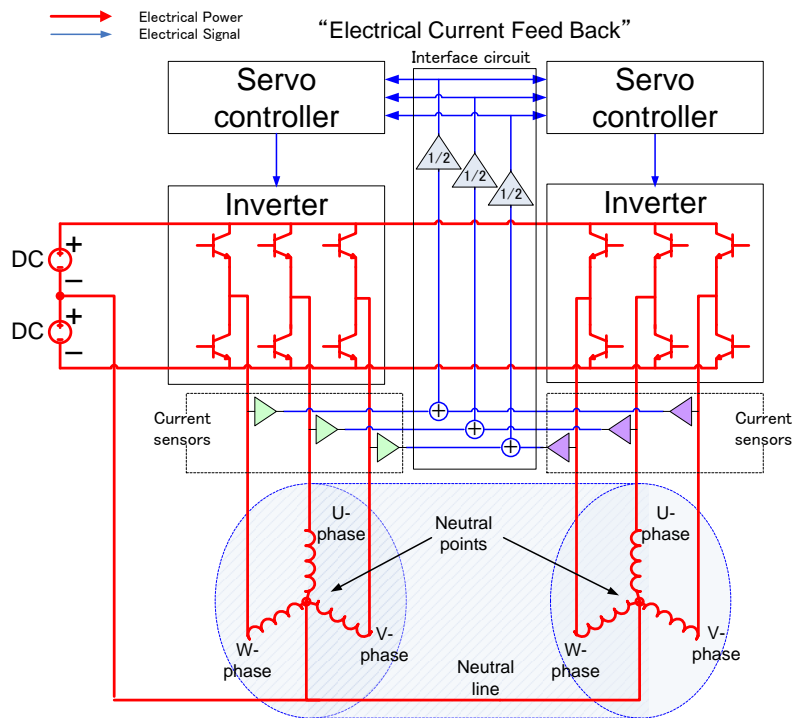


図 2-12 3相2重巻線モータのアクティブ・アクティブ制御 [B1]

(2) 2フェール・セーフ

故障発生時に可能な限りエンジンを停止せず、エンジン運転を継続することができれば、安全性・信頼性をより高めることが可能である。二重故障が発生した場合にもエンジンを安全に運転できることを2フェール・セーフとし、MEE 電動燃料システムはこの実現を目指す。冗長の三相ブラシレス・モータ・システムにおいて二重故障が発生した場合でも、電動燃料ポンプを止めずに燃料を供給できるようなシステムを構築するために、MEE システムには独自の故障補償設計を導入する。(1) 項に示すアクティブ・アクティブ制御は、三相のうち一相に単一故障が起き、さらに別の相に二つ目の故障が起きてもモータ回転を維持することができる。すなわち異なる相で発生する二重故障には対応できるが、“A” システムと “B” システムの同じ相に故障が発生すると対応できず、モータ回転が停止もしくは不安定となる。この状況を改善するためには、故障補償制御を追加する必要がある。二重冗長ではなく三重冗長システムにする方法、モータ相数を5相に増やす方法など、いくつかの案が考えられるが、よりシンプルでコンパクトなシステムで2フェール・セーフを実現するために、二重冗長の三相モータ・システムで1相が故障した場合にも回転を継続する方式を採用するものとする。

(3) システム・セーフティ

現状よりもさらに航空機およびエンジンの安全性を向上するための技術革新のひとつとして、システム電動化は重要な役割を果たす。航空機の致命的損傷につながりうるエンジンを起因とする不適合は、エンジン過回転 (Over Speed) によるエンジン暴走、エンジン空中停止 (IFSD) およびエンジン火災であるが、MEE 電動燃料システムは、これらのエンジン不適合の発生確率の減少に貢献する。

・エンジン過回転発生確率の低減

エンジン過回転は、過回転によって部品が破損・飛散したときに航空機に致命的損傷を与える可能性があるため、その発生を回避しなければならない。このため、FADEC システムにおいては通常、エンジンの通常制御とは切り離された別系統の過回転防止システムが設置されている。MEE システムにおいては、エンジン過回転発生確率をさらに下げる

ために独自の方式を採用する。従来システムと MEE における、エンジン制御と OSL システムを図 2-1 3 および図 2-1 4 に示す。二重系 FADEC システムの典型的な過回転防止システムは、図 2-1 3 に示すように、電気的な OSL と油圧の OSV から構成される。エンジン回転数センサが、エンジン本体の要因あるいは制御システムの故障などによってエンジン過回転が発生したことを検知すると、OSL が OSV に対して燃焼器に供給する燃料を遮断または流量を絞る指令を出す。MEE 電動燃料システムは、このシステムに加えて、燃料ポンプのモータ電源を遮断して燃料供給を遮断する手段を用いることが可能である。図 2-1 4 に示すように、OSV 作動とモータ電源遮断による冗長化が可能となり、その結果、過回転発生確率を低減することができる。

・エンジン空中停止確率の低減

電動化されたシステムは、冗長化や故障補償のコンセプトを用いることによって、システムの致命的故障が発生する確率を下げるのが比較的、容易である。MEE 電動燃料システムは、1 フェール・オペレーショナル / 2 フェール・セーフを可能とするシステムであり、電動燃料ポンプにおいてモータの一重あるいは二重故障が発生した場合にもモータ回転を継続、すなわち燃料供給を可能とするシステムを採用することによって、エンジン IFSD の確率を下げるができる。加えて、MEE 電動燃料システムは FMU をなくすることができる。FMU の構成部品である燃料計量バルブ、差圧制御弁および計量バルブ制御用のサーボ・バルブといった、燃料計量機能の中核を担う重要なバルブは、ピストンとスリーブのクリアランスや円筒度などの加工精度がとくに厳しく要求される精密なバルブである。燃料中のコンタミネーションにも敏感で、運用中に発生する燃料流量制御にかかわる不適合はこれらのバルブの作動不良に起因することが多い。これらのバルブ故障率は、燃料システム内の他の部品に比べて高く、従来のエンジン・システムにおける IFSD 発生確率を支配する要因となっている。MEE 電動燃料システムは、アクティブ・アクティブ冗長制御や故障補償制御の導入といったシステム・アプローチと同時に、油圧機構部品の脆弱性を減らす機器としての信頼性向上のアプローチを追及することで、エンジンの空中停止確率低減を可能とする。

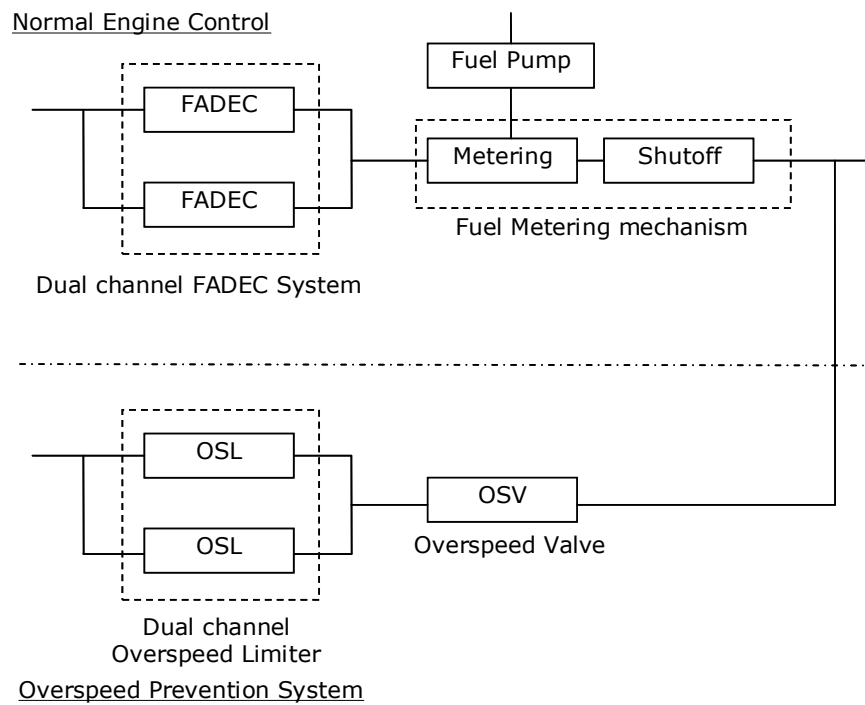


図 2-13 従来のエンジン制御とOSLシステム

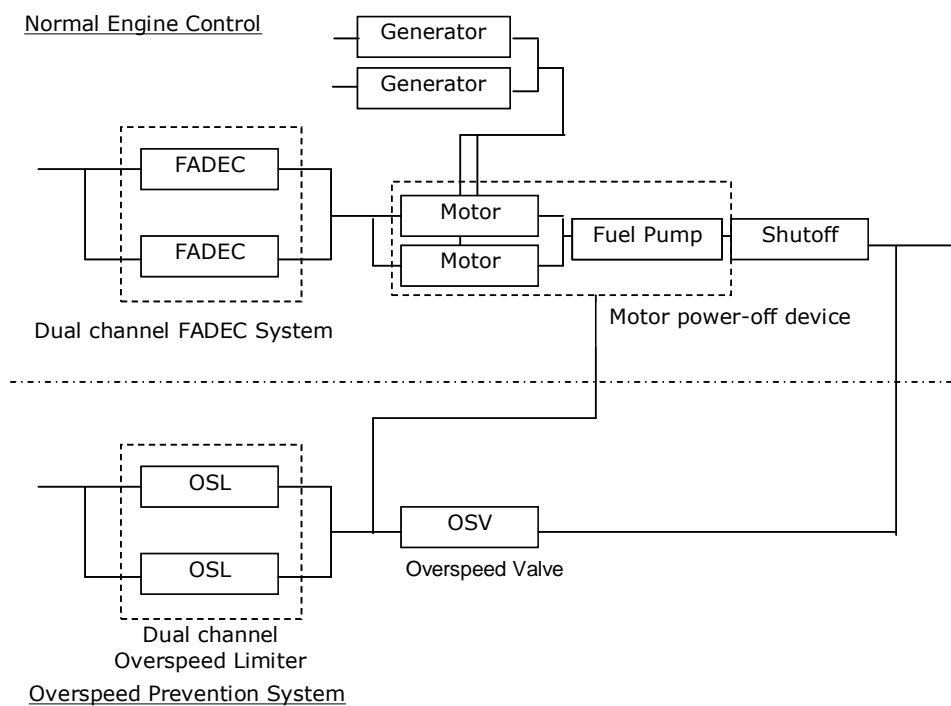


図 2-14 MEEによるエンジン制御とOSLシステム

・エンジン起因による機体の致命的故障の発生確率低減

エンジン起因による機体の致命的故障の発生確率は、エンジン IFSD およびエンジン過回転の発生確率より求めることができる。今まで述べたように、MEE 電動燃料システムはこれらの発生確率を低減することが可能であることから、航空機の致命的故障の発生確率の低減にも貢献することができると考えられる。

・エンジン火災に対する安全性向上

従来の AGB 駆動補機システムは、ほとんどの補機が燃料あるいは潤滑油といった可燃性流体で満たされており、さらにそれらをつなぐ多数の配管類が必要となる。MEE システムの導入によって燃料システムを電動化すると、燃料ラインは燃焼器に燃料を供給するメイン流路を除いて不要となる。FMU だけではなく、FMU から燃料ポンプ入口に燃料をバイパスするライン、可変機構用のアクチュエータ駆動用の供給およびリターン・ラインもなくすることができる。さらに MEE 電動燃料システムにおいては、燃料リークから火災の発生・拡大につながりやすい非金属のシール類も大幅に削減できるため、エンジン火災に対する安全性を向上することが可能となる。

第3節 まとめ

第2章においては、MEE ステップ1として最初に実現する、電動燃料システムの基本構成を定めた。電動ギア・ポンプの回転数制御で Wf 制御を行い、FPV と差圧計を用いた流量フィードバック・システムで計測精度を保証するシステムがその基本構成である。従来の AGB 駆動燃料ポンプで余剰燃料を循環させる無駄を省いてシステム効率を改善し、燃費向上を可能とする。2重巻線モータのアクティブ・アクティブ冗長制御の導入、燃料制御部の削除などにより、システムの信頼性・安全性向上を図り、航空機のさらなる飛行安全性向上にも寄与する。

次章において、本章で定めた MEE 電動燃料システムの基本構想の導入によって達成することのできるシステム改善効果の評価方法を研究し、それに基づいて改善効果の定量的把握を行う。

第3章 MEE 電動燃料システム導入によるシステム改善効果の検討

第2章にて、電動ギア・ポンプおよび、FPV と差圧センサを用いた流量フィードバック・システムにより構成されるシステムを MEE 電動燃料システム構想として定めた。また、従来の AGB 駆動燃料システムを MEE 電動燃料システムに置き換えた場合に想定されるシステムへの影響について検討し、エンジンの燃費改善および、エンジンの安全性・信頼性の向上が期待されることを示した。

本章では、MEE 電動燃料システムの導入が、航空機あるいはエンジンにもたらす効果を明らかにする。エンジンの燃費改善については、具体例としてリージョナル・クラスの航空機に搭載される小型ターボファン・エンジンを想定してエンジン効率改善の評価方法を検討し、その評価方法に基づいて改善効果の定量的把握を行う。なお、エンジン効率の改善効果はエンジン・サイズによって異なることが想定されるため、より大型の航空機に対しても、それぞれに搭載するエンジンの推力レベルを想定し、MEE システムの導入がもたらす効果の影響について検討する。エンジンの安全性・信頼性の向上についても、具体的な信頼性の数値での評価を実施する。

第1節 MEE 電動燃料システムによるエンジン効率改善

従来の AGB 駆動燃料システムに代えて、電動燃料システムがエンジンに搭載される場合、エンジン抽出力の削減およびエンジンのヒート・マネジメント改善によってエンジンの効率が改善されることが期待される。

第1項 エンジン効率の評価方法

(1) SFC 改善効果の算出方法

エンジン効率改善を評価する指標として燃料消費率 (SFC : Specific Fuel Consumption) を用いる。SFC は、消費した燃料がどれだけ効率よくエンジンの正味推力に変換できるかをあらわすものであり、消費燃料流量 W_f と正味推力 F_n によって以下の式で表される。

$$SFC = \frac{W_f}{F_n} \quad \text{数式 3-1}$$

正味推力 (Net Thrust) F_n は、総推力 (Gross Thrust) F_g とラム・ドラッグ F_r によって以下の式で表される。

$$F_n = F_g - F_r \quad \text{数式 3-2}$$

総推力 F_g は、コア総推力 F_{gcore} とファン総推力 F_{gfan} の合計として以下の式で表される。

$$F_g = F_{gcore} + F_{gfan} \quad \text{数式 3-3}$$

ここで、MEE 電動燃料システムの導入によって得られるエンジン効率改善の算出方法を検討する。エンジンが燃料を燃やして生み出す出力は、エンジン推力のほかに、補機を駆動するための抽出力、機体の空調や防氷に使用される抽出空気 (ブリード・エア)、機械的損失などの形で消費される。燃料ポンプが従来の AGB 駆動からモータ駆動に代わるこの影響は、燃料ポンプ駆動のために消費されるエンジン抽出力の変化としてあらわされる。AGB 駆動の燃料ポンプでは、エンジンの高圧軸からラジアル・シャフトを介して AGB に入力された軸出力は、AGB の取り付けパッドに装着された燃料ポンプのシャフトに伝達されたのち、燃料ポンプを駆動することによって消費される。電動燃料ポンプの場合は、AGB に装着された発電機が発電した電力が燃料ポンプのモータに入力されモータの軸出力に変換されたのち、燃料ポンプのシャフトに伝達され、燃料ポンプを駆動することによって消費される。いずれの駆動方式においても、燃料ポンプを駆動する動力源は、コア・エンジン出力から分岐して取り出された抽出力である。

コア総推力 F_{gcore} を、コア・エンジン出力 F_{gj} と補機駆動やブリードによって抽出される力 F_{ex} で表すと以下のようなになる。

$$Fg_{core} = Fg_j - Fex \quad \text{数式 3-4}$$

これに対し、燃料ポンプが電動化されたことによる燃料ポンプ駆動力の削減量を ΔFex とすると、MEE 電動燃料システムにおけるコア総推力は以下ようになる。

$$Fg_{core_{MEE}} = Fg_j - Fex + \Delta Fex \quad \text{数式 3-5}$$

上の式は、燃料ポンプを駆動するための抽出力が少なく済めば、その分エンジン推力として使用することができ、結果としてエンジンの効率向上につながることを示す。

次に、エンジンのヒート・マネジメント改善によって得られるエンジン効率改善の算出方法を検討する。ヒート・マネジメント改善は、電動燃料システムによって燃料温度上昇が少なく抑えられることから FCOC におけるオイル冷却能力が増加し、ACOC によるオイル冷却が不要となることによって得られる効果である。ACOC は冷媒としてファン出口空気を使用するため、ACOC における圧損がファン出口圧力の低下を招き、結果としてエンジン効率を下げる要因となっている。

ファン総推力 Fg_{fan} はファン出口質量空気流量 W_{fan} と、ファン出口空気流速 V_{fan} により以下の式で表される。

$$Fg_{fan} = W_{fan} \times V_{fan} \quad \text{数式 3-6}$$

ファン出口空気流速 V_{fan} は、以下の式によって求められる。

$$V_{fan} = \sqrt{2 \cdot \frac{\gamma}{\gamma - 1} \cdot \frac{P_{fan}}{\rho_{fan}} \times \left[1 - \left(\frac{P_{amb}}{P_{fan}} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \right]} \quad \text{数式 3-7}$$

γ : 空気の比熱比

P_{fan} : ファン出口全圧

ρ_{fan} : ファン出口空気密度

P_{amb} : 大気圧

従来システムにおいて、ACOC の圧損によって生じているファン出口圧力の低下を ΔP_{fan} とすると、MEE 電動燃料システム導入によりヒート・マネジメントが改善され ACOC が削除された場合のファン出口空気流速は以下ようになる。

$$Vfan_{MEE} = \sqrt{2 \cdot \frac{\gamma}{\gamma-1} \cdot \frac{Pfan + \Delta Pfan}{\rho fan} \times \left[1 - \left(\frac{Pamb}{Pfan + \Delta Pfan} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad \text{数式 3-8}$$

上の式は、ACOC が削除されることによりファン出口空気圧力が高くなると、ファン出口空気流速が増してファン総推力が増加し、結果としてエンジンの効率向上につながることを示す。

MEE 電動燃料システムを導入した場合のコア総推力 Fg_{MEE} および総推力 Fn_{MEE} は以下の式で表される。

$$Fg_{MEE} = Fgcore_{MEE} + Wfan \times Vfan_{MEE} \quad \text{数式 3-9}$$

$$Fn_{MEE} = Fg_{MEE} - Fr \quad \text{数式 3-10}$$

$$Fn_{MEE} = Fgcore_{MEE} + Wfan \times Vfan_{MEE} - Fr \quad \text{数式 3-11}$$

$$Fn_{MEE} = (Fgj - Fex + \Delta Fex) + Wfan \times \sqrt{2 \cdot \frac{\gamma}{\gamma-1} \cdot \frac{Pfan + \Delta Pfan}{\rho fan} \times \left[1 - \left(\frac{Pamb}{Pfan + \Delta Pfan} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} - Fr$$

数式 3-12

燃料ポンプが電動化されたことによる燃料ポンプ駆動力の削減量 ΔFex および、ACOC 削除によるファン出口圧力の増加 $\Delta Pfan$ を求め、数式 3-12 に代入すると Fn_{MEE} が求まる。

次に、従来の AGB 駆動燃料システムおよび電動燃料システムを用いた場合の SFC をエンジン性能計算プログラムを用いて算出し、SFC 改善効果を推定する。SFC 計算においては総推力セット、すなわち Fn_{MEE} が Fn に等しくなるようセットして、AGB 駆動燃料システムの場合の燃料流量 Wf および電動燃料システムの場合の燃料流量 Wf_{MEE} を求める。さらに、 Fn と Wf 、 Wf_{MEE} から以下の式によって SFC を計算する。

$$SFC = \frac{Wf}{Fn} \quad \text{数式 3-13}$$

$$SFC_{MEE} = \frac{Wf_{MEE}}{Fn} \quad \text{数式 3-14}$$

以下の式を用いて、SFC 改善効果の割合 ΔSFC を算出する。

$$\Delta SFC = 1 - \frac{Wf_{MEE}}{Wf} \quad \text{数式 3-15}$$

(2) エンジン抽出力削減量の算出方法

SFC 改善効果を算出するにあたって、燃料システム電動化によるエンジン抽出力の削減量 ΔF_{ex} を以下の手順で求める。

従来の AGB 駆動システムにおいて補機を駆動するためにエンジンから抽出するパワーの算出手順を図 3-1 のフローチャートに示す。前提として、AGB 駆動燃料ポンプのサイジング、すなわちポンプの定格吐出流量は、エンジンの全運用条件において必要とされる燃焼燃料流量と、そのときのポンプ回転数で決まる吐出流量料流量を比較したときに、十分な余裕を持って必要流量を供給できるように決定する。通常、吐出流量の余裕が最も厳しくなるのはエンジン着火付近、すなわちエンジン回転数が低いのが着火に必要な流量を供給しなければならない条件であるため、この条件を満足するようにポンプのサイジングを設定する。

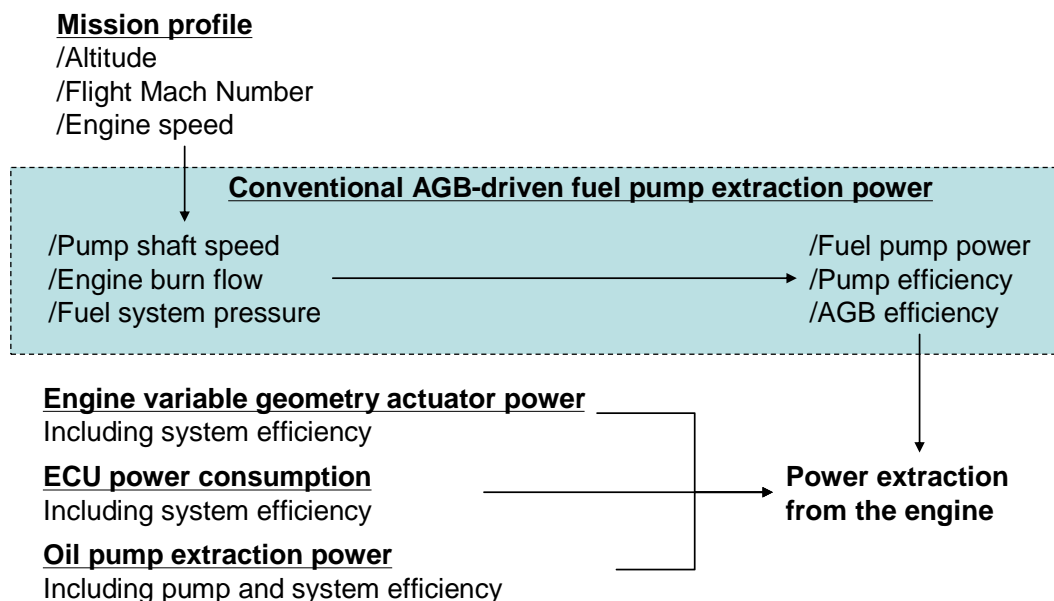


図 3-1 AGB 駆動システムにおけるエンジン抽出馬力の算出方法

図 3-1 において、AGB 駆動燃料ポンプ用のエンジン抽出馬力算出のためのインプットは、高度、機速とエンジン回転数である。これらのインプット条件によって、燃料流量 W_f 、ポンプ回転数と燃料システム圧力が決まる。ポンプ回転数はエンジン回転数で決まる値、燃料システム圧力は、燃焼器圧力に燃料ノズル圧損、燃料システム内のアクチュエータなどの機器が正常作動するために必要な圧力、配管圧損などを積み上げた値である。AGB 駆動燃料ポンプの駆動馬力は以下の式によってあらわされる。

$$HP_{fp_con} = P_{pumpcon} \times Q_{pumpcon} \times \frac{1}{\eta_{pump}} \quad \text{数式 3-16}$$

HP_{fp_con} : 燃料ポンプ駆動馬力

$P_{pumpcon}$: 燃料ポンプ吐出圧力

$Q_{pumpcon}$: 燃料ポンプ吐出流量

η_{pump} : ポンプ効率

ここで、燃料ポンプ吐出圧力 $P_{pumpcon}$ は燃料システム圧に等しく、燃料ポンプ吐出流量 $Q_{pumpcon}$ は定格吐出流量とポンプ回転数によって決まる。ポンプ効率 η_{pump} は、ギア・ポンプの標準的な効率を使用する。AGB 駆動燃料ポンプ駆動に必要なエンジン抽出馬力は、AGB の機械伝達効率 η_{AGB} を考慮して以下の式によって求める。

$$EHP_{ext\ fp_con} = HP_{fp_con} \times \frac{1}{\eta_{AGB}} \quad \text{数式 3-17}$$

$EHP_{ext\ fp_con}$: ポンプ駆動に必要なエンジン抽出馬力

η_{AGB} : AGB 機械伝達効率

さらに、AGB 駆動のオイルポンプ、可変機構用アクチュエータおよび電子制御部の作動に必要なパワーを代表的なエンジンの実績をもとに推定し、燃料ポンプ駆動に必要なエンジン抽出馬力にこれらを足し合わせて、補機駆動のためにエンジンから抽出する抽出馬力を算出する。

一方、MEE システムにおいて補機を駆動するためにエンジンから抽出するパワーの算出手順を図 3-2 のフローチャートに示す。前提として、電動燃料ポンプの定格吐出流量は、エンジンの最大燃料流量要求値に合わせて設定する。

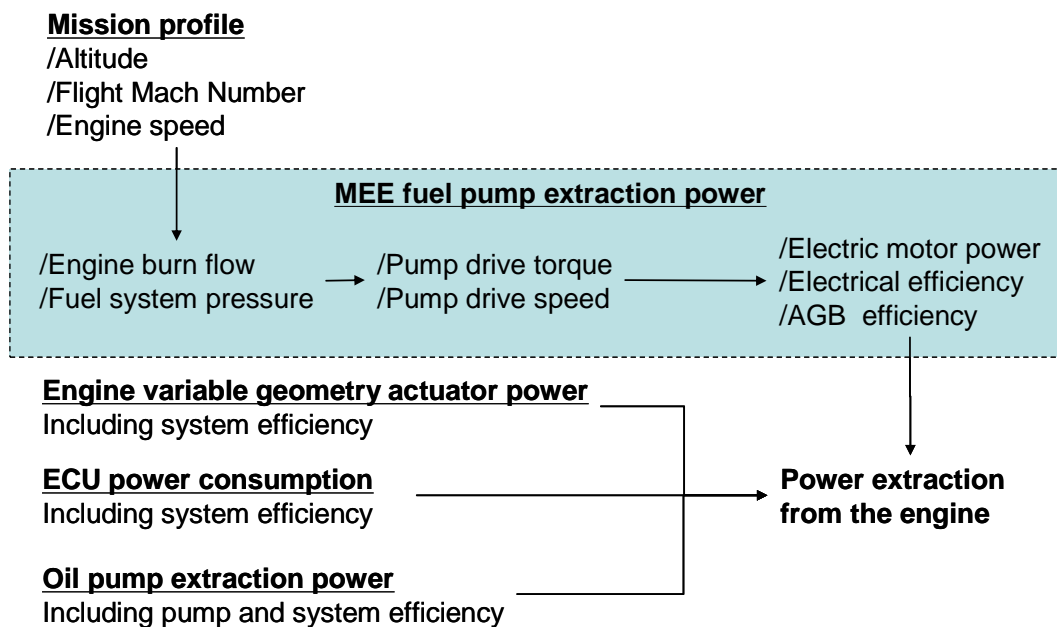


図 3-2 MEEシステムにおけるエンジン抽出馬力の算出方法

図 3-2 において、電動燃料ポンプ用のエンジン抽出馬力算出のためのインプットは、高度、機速とエンジン回転数である。これらのインプット条件によって、燃料流量 W_f と燃料システム圧力が決まる。燃料システム圧力は、燃焼器圧力に燃料ノズル圧損、配管圧損などを積み上げた値である。電動燃料ポンプの駆動馬力は以下の式によってあらわされる。

$$HP_{fp_mee} = P_{pumpmee} \times Q_{pumpmee} \times \frac{1}{\eta_{pump}} \quad \text{数式 3-18}$$

HP_{fp_mee} : 電動燃料ポンプ駆動馬力

$P_{pumpmee}$: 電動燃料ポンプ吐出圧力

$Q_{pumpmee}$: 電動燃料ポンプ吐出流量

η_{pump} : ポンプ効率

ここで、電動燃料ポンプ吐出圧力 P_{pumpmee} は燃料システム圧に等しく、電動燃料ポンプ吐出流量 Q_{pumpmee} はエンジン燃焼燃料流量に等しい。ポンプ効率 η_{pump} は、ギア・ポンプの標準的な効率を使用する。ポンプを駆動するモータの軸トルクは、以下の式によってあらわされる。

$$MT_{fp_mee} = \frac{HP_{fp_mee}}{N_{fp_mee}} \quad \text{数式 3-19}$$

MT_{fp_mee} : モータ軸トルク

N_{fp_mee} : モータ回転数

ここで、モータ回転数 N_{fp_mee} は、電動燃料ポンプの定格吐出流量と、吐出流量 Q_{pumpmee} から決まる。さらに、モータ出力は以下の式によってあらわされる。

$$MP_{fp_mee} = MT_{fp_mee} \times N_{fp_mee} \quad \text{数式 3-20}$$

MP_{fp_mee} : モータ出力

電動燃料ポンプ駆動に必要なエンジン抽出馬力は、モータ出力にモータおよびモータ・コントローラ部の効率 η_{motor} を考慮して以下の式によって求める。

$$EHPext_{fp_mee} = MP_{fp_mee} \times \frac{1}{\eta_{\text{motor}}} \quad \text{数式 3-21}$$

$EHPext_{fp_mee}$: 電動燃料ポンプ駆動に必要なエンジン抽出馬力

η_{motor} : モータ、モータ・コントローラ部効率

さらに、電動オイルポンプ、可変機構用の電動アクチュエータおよび電子制御部の必要パワーを想定し、これらを合わせて MEE システムの補機駆動に必要なエンジン抽出馬力を求める。数式 3-17 および 3-21 より、燃料システム電動化によるエンジン抽出力の削減量 ΔFex を以下のように表す。ここで c は、エンジン高圧軸の出力馬力をコア推力相当に変換するための係数であり、エンジン毎、またエンジンのレーティングによっても異なる数値である。

$$\Delta Fex = c \times (EHPext_{fp_con} - EHPext_{fp_mee}) \quad \text{数式 3-22}$$

(3) ヒート・マネジメントの改善によるファン出口圧力増加

エンジンのヒート・マネジメントは、エンジンのベアリングやギアでの発熱と、オイル・クーラでの排熱をバランスさせ、エンジン・オイルの温度を最大許容温度以下に抑える働きをする。エンジン・ヒートマネジメントにおける熱交換モデルを図 3-3 に示す。

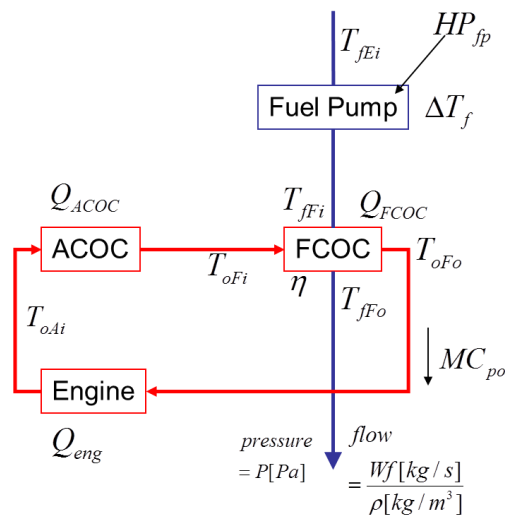


図 3-3 エンジン・ヒートマネジメント熱交換モデル

現在、民間航空機に搭載されているターボファン・エンジンにおいてはほとんどの場合、オイルを冷却する冷媒として燃料を用いる FCOC と、空気を用いる ACOC を併用している。FCOC と ACOC を併用するヒート・マネジメントシステムにおいて、発熱量と熱交換量のバランスは以下の式によってあらわされる。

$$Q_{ENG} + Q_{ACOC} + Q_{FCOC} = 0 \quad \text{数式 3-2 3}$$

Q_{ENG} : エンジンのベアリング、ギアなどによるオイル発熱量

Q_{ACOC} : ACOC による熱交換量

Q_{FCOC} : FCOC による熱発熱量

FCOC による熱交換量 Q_{fcoc} は以下の式であらわされる。

$$Q_{FCOC} = \eta \cdot MC_{p_o} \cdot (T_{oFi} - T_{fFi}) \quad \text{数式 3-2 4}$$

η : FCOC の熱交換効率

MC_{p_o} : オイルの熱容量流量

T_{ffi} : FCOC 入口燃料温度

T_{ofi} : FCOC 入口オイル温度

上の式に示すように、FCOC 入口燃料温度 T_{ffi} が低いほうが FCOC で排出できる熱量 Q_{fcoc} が多くなる。一般的に FCOC は、オイルと熱交換して温度が上がった燃料をエンジン燃焼器に供給して燃焼させるために燃料システムの最後流部に設置する。すなわち、FCOC 入口燃料温度 T_{ffi} は、エンジン入口に供給される燃料温度 T_{fbi} に燃料システム内の温度上昇幅 ΔT_f を足し合わせた温度として以下の式であらわされる。

$$T_{ffi} = T_{fbi} + \Delta T_f \quad \text{数式 3-25}$$

T_{fbi} : エンジン入口燃料温度

ΔT_f : エンジン入口～FCOC 入口までの燃料温度上昇

燃料システム内での温度上昇幅 ΔT_f は、燃料ポンプ馬力 HP_{fp} 、燃料流量 W_f および燃料ポンプ出口圧力 P から以下の式によって求められる。

$$\Delta T_f = \frac{HP_{fp} - \frac{W_f}{\rho} \cdot P}{C_{pf} \cdot \frac{W_f}{\rho}} \quad \text{数式 3-26}$$

HP_{fp} : 燃料ポンプ馬力

W_f : エンジン燃焼燃料流量

ρ : 燃料の比重

P : 燃料ポンプ出口圧力

C_{pf} : 燃料の比熱

バイパス比が高い最近のターボファン・エンジンでは、AGB 駆動の燃料ポンプの吐出流量をバイパスして循環する量が多い。すなわち、ポンプ馬力に比して W_f が少ないために燃料温度が上昇し、エンジン入口から FCOC 入口までの温度上昇幅 ΔT_f が最大で 100K 程度に達することもある。冷媒となる燃料の温度が高いために FCOC 熱交換量が少

なくなり、オイルを冷やしきれないという状況が発生する。これを補って、オイル温度が制限値を超えないようにするために、ファン出口空気を冷媒として使用する ACOC が用いられる。しかしながら上述したように、ACOC はエンジン効率を悪化させる要因となる。

MEE 電動燃料ポンプ・システムにおいては、燃料バイパスを削除することによって燃料温度上昇を従来システムに比べて 1/10 程度に抑えることができ、それに伴って FCOC におけるオイル冷却能力も増加させることができる。燃料システム内の燃料温度上昇幅を AGB 駆動燃料ポンプと電動燃料ポンプで比較すると、その差は燃料ポンプの駆動馬力を用いて以下の式で表される。なお、電動モータの冷却はモータのケーシングにポンプ入口から吸引される燃料の一部を導いて行うが、モータの熱を奪うことによる入口燃料温度の上昇幅はわずかでありエンジン・ヒートマネジメントに影響を与えないものとする。

$$\Delta T_{f_MEE} - \Delta T_{f_con} = \frac{HP_{fp_MEE} - HP_{fp_con}}{Cp_f \cdot \frac{Wf}{\rho}} \quad \text{数式 3-27}$$

また、FCOC 熱交換量を比較すると、その差は燃料ポンプの駆動馬力を用いて以下の式で表され、燃料ポンプ駆動馬力がより少ない MEE システムでは、FCOC 熱交換量が増加することがわかる。

$$\begin{aligned} & Q_{FCOC_MEE} - Q_{FCOC_con} \\ &= \eta \cdot MCp_o \cdot (-(\Delta T_{f_MEE} - \Delta T_{f_con})) \quad \text{数式 3-28} \\ &= const \cdot (- (HP_{fp_MEE} - HP_{fp_con})) \end{aligned}$$

エンジン・ヒートマネジメントにおける燃料とオイル温度の上昇・低下のイメージを従来システムと MEE システムで比較すると、図 3-4 および図 3-5 のようになる。MEE システムにおいて燃料ポンプ駆動馬力が減少することによって FCOC 熱交換量が増加し、その増加量が従来システムにおける ACOC の熱交換量を上回ることができれば、ACOC の削除が可能である。

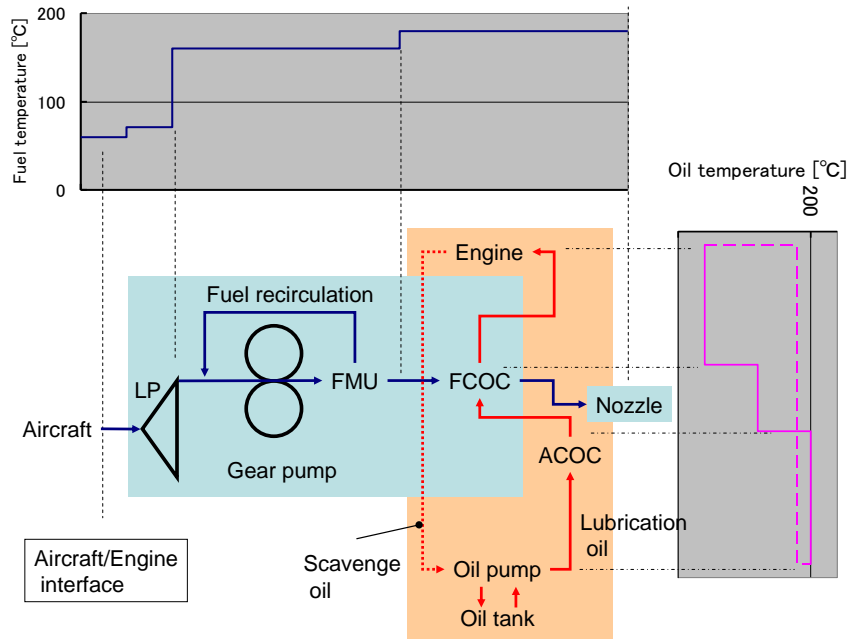


図 3-4 従来システムのヒート・マネジメント

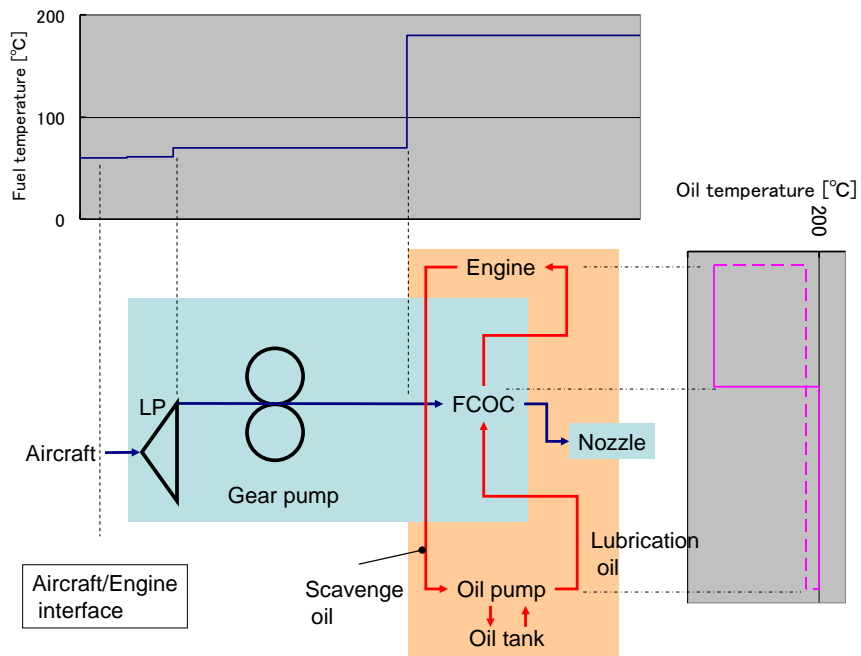


図 3-5 MEEシステムのヒート・マネジメント

第2節 小型ターボファン・エンジンにおける改善効果の定量的評価

第1項 SFC改善効果

リージョナル・クラスの航空機に搭載する小型ターボファン・エンジンを想定して、MEEシステム導入によってもたらされる、エンジンの燃料消費改善効果を明確にする。

リージョナル・クラスの航空機の標準的な運航パターンを想定し、最大離陸（MTO：Max Take Off）、上昇（Climb）、巡航（Cruise）、下降（Descent）のそれぞれのミッションにおける高度・機速とエンジン回転数、そのときのエンジン燃焼燃料流量を、想定する小型エンジンの性能テーブルより設定する。前節に述べた方法に基づき、ミッションごとに、従来システムおよびMEEシステムにおいて補機駆動のためにエンジン高圧軸から抽出される抽出馬力を算出した結果を、表3-1および表3-2に示す。

表3-1 従来システムにおける補機駆動のためのエンジン抽出馬力

| Mission | 高度 (m) | 機速 (Mn) | エンジン回転数 % | 従来補機 | | | | | | 合計 | |
|---------|--------|---------|-----------|-----------------------------|---------------------------|--------------------------|----------------------------------|------------------|--------------|--------------|-----------------------------|
| | | | | 燃料ポンプ | | | オイルポンプ | 電子制御部 | アクチュエータ | | |
| | | | | 吐出流量 Qpumpcon (kg/hr) | 吐出圧力 Ppumpcon (MPa) | 駆動馬力 HPfp_con (kW) | エンジン抽出馬力 EHPextfp_con (kW) | エンジン抽出馬力 (kW) | 必要電力 (kW) | 必要馬力 (kW) | 従来補機による エンジン 抽出馬力(kW) |
| MTO | 0 | 0 | 100% | 5443 | 4.1 | 16.3 | 17.1 | 3.5 | 0.2 | 0.5 | 21.4 |
| Climb | 6096 | 0.6 | 95% | 5171 | 3.0 | 11.2 | 11.8 | 3.4 | 0.2 | 0.5 | 15.8 |
| Cruise | 12192 | 0.8 | 90% | 4899 | 2.6 | 9.2 | 9.7 | 3.2 | 0.2 | 0.5 | 13.6 |
| Descent | 9144 | 0.8 | 70% | 3810 | 2.4 | 6.6 | 6.9 | 2.5 | 0.2 | 0.5 | 10.1 |

表3-2 MEEシステムにおける補機駆動のためのエンジン抽出馬力

| Mission | 高度 (m) | 機速 (Mn) | エンジン回転数 % | MEE補機 | | | | | | 合計 | | | |
|---------|--------|---------|-----------|-----------------------------|---------------------------|--------------------------|----------------------------|------------------------------|----------------------------------|--------------|--------------|--------------|------------------------------|
| | | | | 燃料ポンプ | | | 電子制御部 | オイルポンプ | アクチュエータ | | | | |
| | | | | 吐出流量 Qpumpmee (kg/hr) | 吐出圧力 Ppumpmee (MPa) | 駆動馬力 HPfp_mee (kW) | モータ回転数 Nfp_mee (rpm) | モータ軸トルク MTfp_mee (N・m) | エンジン抽出馬力 EHPextfp_mee (kW) | 必要電力 (kW) | 必要電力 (kW) | 必要電力 (kW) | MEE補機による エンジン 抽出馬力(kW) |
| MTO | 0 | 0 | 100% | 1984 | 4.1 | 6.571 | 10124 | 6.2 | 8.6 | 0.2 | 4.4 | 0.5 | 13.8 |
| Climb | 6096 | 0.6 | 95% | 1329 | 3.0 | 2.829 | 6781 | 4.0 | 3.7 | 0.2 | 4.2 | 0.5 | 8.6 |
| Cruise | 12192 | 0.8 | 90% | 411 | 2.6 | 0.782 | 2095 | 3.6 | 1.0 | 0.2 | 4.0 | 0.5 | 5.7 |
| Descent | 9144 | 0.8 | 70% | 122 | 2.4 | 0.267 | 625 | 4.1 | 0.4 | 0.2 | 3.1 | 0.5 | 4.1 |

表3-1および表3-2に示すエンジン抽出馬力の合計値を、従来システムのMTOの数値を100%としたときの割合でミッションごとに比較した結果を図3-6に、従来システムからMEEシステムに変更した場合の抽出馬力の削減割合をミッションごとに計算した結果を図3-7に示す。図3-7に示すように、MEEシステムはAGB駆動の従来システムに比べて約半分のエンジン抽出馬力で済むことがわかる。

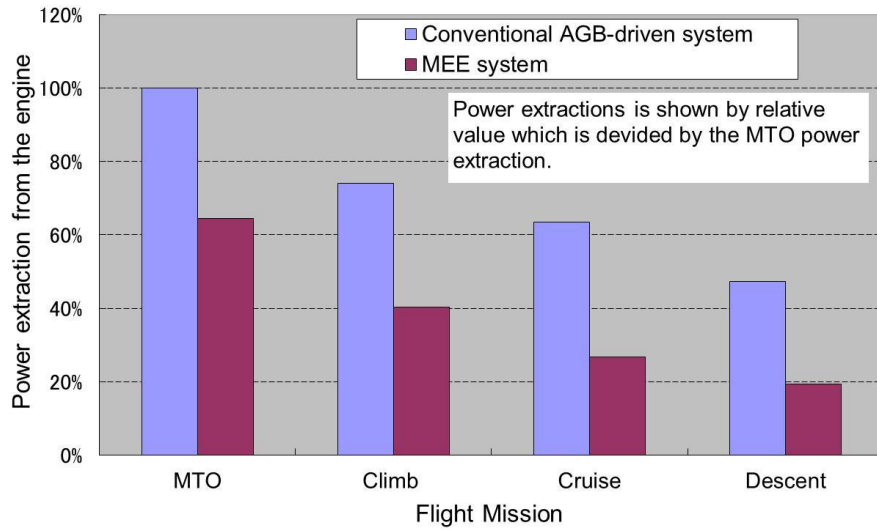


図 3-6 エンジン抽出馬力の比較

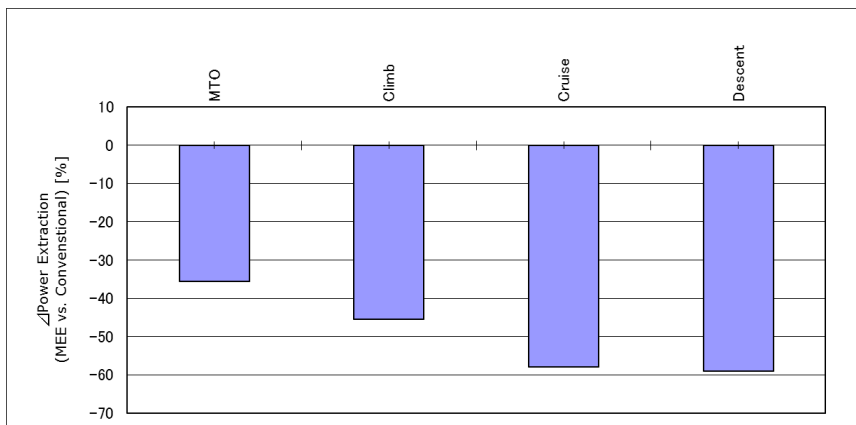


図 3-7 エンジン抽出馬力の削減割合

ヒート・マネジメント改善については、電動燃料システムにおいて ACOC を削除した場合に燃料およびオイルが最大温度制限内でエンジンが運用できることを、数式 3-23 ~ 3-28 を用いて確認した。燃料およびオイル温度がシステム内で最も高くなるポイントは FCOC の出口である。ヒート・マネジメント上最も厳しい条件となる高空アイドル条件において、エンジン入口燃料温度を 60°C (入口温度条件として最も高い温度) としたときの FCOC 出口温度は、燃料が 200°C 以下、オイルが 180°C 以下になると推算され、いずれもシステム設計・機器設計上許容される最大温度制限内に収まると見込まれる。こ

のことから、想定する小型ターボファン・エンジンでは電動燃料システムの導入によって ACOC が削除できる前提とし、これによって得られるファン出口圧力の増加 ΔP_{fan} は、小型ターボファン・エンジンにおける経験値を用いるものとする。

以上に述べた、電動燃料システム導入によるエンジン抽出力削減およびヒート・マネジメント改善によって可能となる、エンジン燃料消費改善効果を算出した。改善効果算出においては、既存の小型ターボファン・エンジンの性能計算プログラムを用いた。このなかで数式 3-22 の係数 c 、すなわちエンジン高圧軸出力馬力をコア総推力相当に変換するための係数はエンジンに応じた経験値を使用している。ちなみに表 3-1 および表 3-2 の巡航条件で比較すると、エンジン高圧軸からの抽出馬力の削減量は約 8kW であり、この削減量はエンジン高圧軸出力馬力の約 0.3% に相当する。

最初に、AGB 駆動燃料ポンプを使用した現状のシステムにおける燃料流量 W_f を各ミッションについて計算した。次に、電動燃料システム導入に伴うエンジン抽出力削減によるコア総推力の増加および、ACOC 削除に伴うファン出口圧力増加によるファン総推力の増加を反映したうえで、同じエンジン総推力を得るときの燃料流量 W_{fMEE} を計算した。算出した W_f と W_{fMEE} より、数式 3-15 を用いて SFC 改善効果の割合 ΔSFC を算出した結果を図 3-8 に示す。最もミッション時間が長く、トータルの燃料消費削減に貢献する巡航条件において、MEE システムは従来システムに比べてエンジン抽出力削減によって SFC が約 0.4% 改善し、さらに ACOC 削除によって約 0.6% 改善するという結果が得られた。すなわち巡航条件において、合わせて約 1% の SFC 改善効果が得られることを定量的に把握することができた。

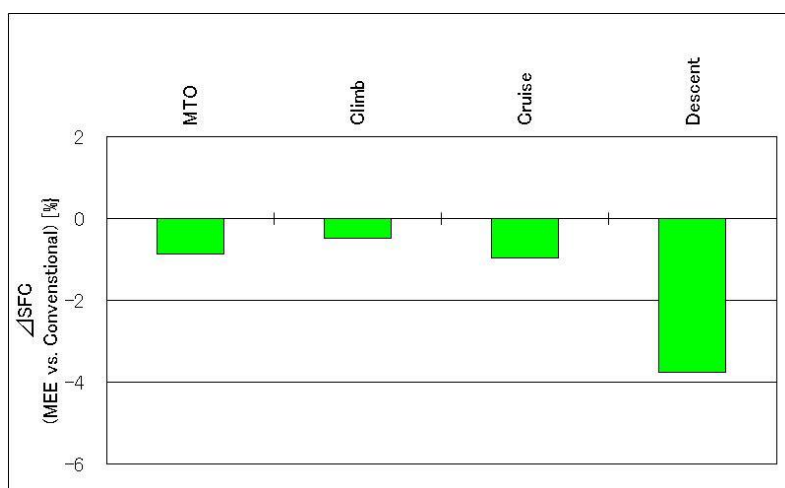


図 3-8 MEEシステム導入によるSFC改善効果

第2項 エンジン質量への影響

前項において、MEEシステム導入によるエンジン効率改善が、燃料消費量にもたらす効果の定量的評価を行った。一方で、新しいシステムや機器の導入によってエンジン質量が変化すると、エンジン質量増減すなわち機体質量の増減が燃費にも影響を及ぼす。エンジン質量の増加を極力抑えることを目標とし、MEEシステムにおいては従来の機体・エンジンの電気システムより高電圧のシステムを用いることを前提とする。従来の機体はほぼすべて、電力系統ラインに115Vacバスを用いており、Boeing787のような最新のMEAでは、それより高い±270Vdcを採用している。電圧をより高くすることによって、より少ない電流で回路や機器を動作させられるため、細い電線の使用すなわち電線の軽量化や、機器の小型・軽量化が可能となる。MEEシステムにおいては、少なくとも最新のMEAと同じ±270Vdcを採用することを前提とする。

±270Vdcを用いたMEEシステム導入を想定し、小型ターボファン・エンジンにおける従来システムとMEEシステムのエンジン質量比較を行った。対象とするMEEシステムはMEEステップ1、すなわち電動燃料システムとした。このシステムにおいては、ACOCおよびFMU削除、燃料ポンプやフィルタの小型化などが質量削減に寄与する。一方で、発電機、電動モータ、モータ・コントローラの追加等により質量が増加する。小型ターボファン・エンジンの従来システムにおける主要機器の質量を、他機種を参考に見積

もった結果を表 3-3 に示す。一方、MEE システムにおいて機器仕様を想定して質量見積りを実施した結果を表 3-4 に示す。

表 3-3 従来システムにおける質量見積

| 従来システム | | |
|--------------------|----------|---------------------------|
| 構成 | 質量見積(kg) | 備考 |
| AGB 駆動燃料ポンプ | 10.5 | 定格5443kg/hr (12000PPH)相当 |
| 燃料制御部 | 11.0 | 最大流量2268kg/hr (5000PPH)相当 |
| 可変静翼用アクチュエータ(マスタ) | 1.5 | |
| 可変静翼用アクチュエータ(スレーブ) | 0.9 | |
| 燃料フィルタ | 7.0 | 定格5443kg/hr (12000PPH)相当 |
| ACOC | 3.0 | |
| ACOCダクト等 | 10.0 | |
| 合計 | 44 | |

表 3-4 MEE システムにおける質量見積

| MEEシステム | | |
|--------------------|----------|-------------------------|
| 構成 | 質量見積(kg) | 備考 |
| 燃料ポンプ | 3.5 | 定格2268kg/hr (5000PPH)相当 |
| 駆動用電動モータ | 11.2 | 冗長二重巻線、約7kW相当 |
| モータ・コントローラ | 2.7 | 冗長対応 |
| 燃料制御部 | 0 | 削除 |
| 可変静翼用アクチュエータ(マスタ) | 2.6 | 2モータ冗長、速度サミング型 |
| 電動アクチュエータ・コントローラ | 2.5 | 冗長対応 |
| 可変静翼用アクチュエータ(スレーブ) | 2.6 | 2モータ冗長、速度サミング型 |
| 電動アクチュエータ・コントローラ | 2.5 | 冗長対応 |
| 燃料フィルタ | 2.0 | 定格2268kg/hr (5000PPH)相当 |
| 燃料システム用発電機 | 19.0 | 2系統対応 |
| 発電機コントローラ | 2.0 | |
| ACOC | 0 | 削除 |
| ACOCダクト等 | 0 | 削除 |
| 合計 | 51 | |

表 3-3 および表 3-4 に示す質量見積り結果に基づき、MEE 電動燃料システムの導入によるエンジン質量への影響を構成機器ごとに整理すると表 3-5 のようになる。エンジン質量増加は SFC を悪化させる方向に働くが、小型ターボファン・エンジンの標準的な指標において、約 7kg の質量増加は約 0.2% の SFC 悪化に相当する。第 1 項に示すとおり、MEE システム導入によってたとえば巡航条件で約 1% の SFC 改善効果が見込まれるが、このうち一部が質量増加によって相殺されるもののなお、SFC 改善効果を得ることができる。MEE システム導入による SFC 改善効果をより高めるためには、電動化に伴う質量増加を極力抑えることが必要である。このための手段としては、民生の電子部品の使用、さらなる高電圧化などの案が考えられる。

表 3-5 MEEによるエンジン質量への影響

| 機器 | 質量削減(kg) | 質量増加(kg) |
|--------------------|----------|----------|
| 電動燃料ポンプ・システム | | |
| 電動モータ、コントローラ追加 | | 14 |
| ポンプ定格流量削減 | 7 | |
| フィルタ定格流量削減 | 5 | |
| 燃料制御部削除 | 11 | |
| ACOCおよびダクトの削除 | 13 | |
| 可変静翼用電動アクチュエータ | | |
| 電動モータ、コントローラ、ギア部追加 | | 8 |
| MEE用発電機 | | |
| MEE電動システム用に追加 | | 21 |
| 合計 | 36 | 43 |
| 機体質量への影響 | 7kgの増加 | |

第3節 中型・大型ターボファン・エンジンにおける改善効果の検討

前節において、MEEシステムの導入による燃料消費率改善およびエンジン質量への影響評価を、リージョナル・クラスの航空機に搭載する小型ターボファン・エンジンを想定して行った。小型エンジンと同様、より大きなサイズのエンジンに対しても、MEEシステムの導入は燃料消費率改善の効果を得られることが期待される。これはエンジン・サイズによらず、燃料システムの効率改善によって燃料ポンプなどの駆動に使われるエンジン抽出力が削減できることによる。しかしながら、エンジン・サイズが大きくなるにつれ燃焼燃料流量が増加し、電動燃料ポンプのモータが必要とするトルクも大きくなる。出力トルクの大きなモータは発生する熱も増加するため、これを逃がすためにモータの容積や質量が、トルク増加割合に比べて余分に大きくなる傾向にある。すなわち、エンジン・サイズが大きくなるにつれ、電動化に伴う機器質量や容積の増加の影響が、実際のエンジン搭載を想定した場合に許容できるかどうかが問題となる。最近のパワー素子の進化は、大電力を扱うモータや周辺機器を現実的な大きさで設計することを可能とするようになってきた。より大きなサイズのエンジンにMEEシステムを適用する場合には、これらの最新技術の適用に加え、質量と容積をより小さくするようにシステムを最適化することが重要である。モータ・システムの設計においては、エンジン上での搭載空間とエンジン質量への影響を考慮しながら、システムの質量・容積と排熱のトレードオフが必要である。それ以外にも、さらなる高電圧化、モータの高回転化、ポンプ・システムの分散など、種々の設計的なアプローチを考慮しなければならない。

本節においては、中型あるいは大型ターボファン・エンジンへの MEE システム導入の実現性検討の資とするために、以下の観点からその影響を検討する。

- ・エンジン抽出力への影響

小型エンジンと同様、中大型エンジンにおいても燃料ポンプの電動化によって、ポンプを駆動するために必要なエンジン抽出力が削減可能である。中大型エンジンにおける、抽出力削減と改善効果への影響を検討する。

- ・エンジン質量への影響

より大きな流量を供給する燃料ポンプは、必要なモータ出力も増加するため、電動化による容積・質量増加の影響がとくにモータやモータ・コントローラにおいて大きくなることが予想される。この影響を把握するため、中大型エンジン用の電動燃料ポンプの質量を推定する。

- ・燃料計量の周波数応答

航空機の運用において必要とされるエンジン推力の応答性は、エンジン・サイズの大小によらずほぼ一定である。エンジン推力応答性を決めるシステム的な要因のひとつは燃焼器への燃料供給の応答性、すなわち燃料計量の応答性であるが、燃料計量の応答性はエンジン・サイズによらずほぼ一定の要求である。これに対して、エンジン・サイズが大きくなり燃料ポンプのサイズ自体が大きくなると、ポンプ・ギアおよびモータ・ロータが大きくなるため、同等の周波数応答要求を満足しようとするところを回転させるモータの発生トルクも増加しなければならない。中大型エンジンの電動燃料ポンプにおける、周波数応答を満足するためのトルク増加の影響についても検討する。

第 1 項 エンジン抽出力削減による効率向上

燃料ポンプ電動化によるエンジン抽出力削減の検討を中大型エンジンに対して行う。AGB 駆動燃料ポンプおよび MEE 電動燃料ポンプの駆動に必要なエンジン抽出力は、小型エンジンと同様、第 1 節に述べた方法で算出する。このためにまず、それぞれのポンプの定格流量（100%回転数における吐出流量）を定める。AGB 駆動燃料ポンプは、エンジン燃焼燃料流量、燃料アクチュエータの駆動流量、燃料制御部内のバルブ類を作動させるためのサーボ流量、および燃料システム内の内部リーク量などを考慮し、かつ、あらゆる

運用条件で余裕をもって燃焼燃料流量が供給できるように、定格流量を設定する。高バイパス比エンジンの他機種例を参考とし、横軸をエンジンの地上推力、縦軸を燃料流量としてエンジン最大燃焼燃料流量と AGB 駆動燃料ポンプの定格流量を整理した結果を図 3-9 に示す。小型 (Small)、中型 (Medium)、大型 (Large) のターボファン・エンジンの標準的な性能から設定した地上推力に対し、図 3-9 のグラフから AGB 駆動ポンプの定格流量を設定する。

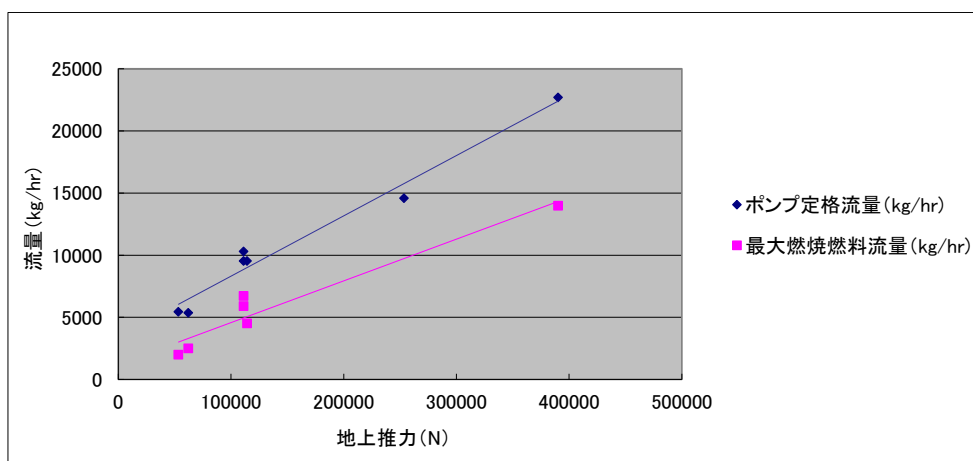


図 3-9 AGB 駆動燃料ポンプのサイジング

一方、MEE 電動燃料システムにおいては、ポンプ吐出流量がエンジン燃焼燃料流量となるため、ポンプ 100%回転数においてエンジン最大燃焼燃料流量を供給できるように、ポンプ定格流量を設定する。

以上のように設定した AGB 駆動燃料ポンプと MEE 電動燃料ポンプの定格流量を表 3-6 にまとめる。なお、第 2 節で実施した小型エンジンにおける評価においては、表 3-6 の“Small”で示す定格流量を用いた。

表 3-6 燃料ポンプ定格流量

| エンジン・サイズ | | Small | Medium | Large |
|-----------------|---------|-------|--------|--------|
| エンジン地上推力 | (N) | 53400 | 114300 | 389400 |
| AGB 駆動燃料ポンプ定格流量 | (kg/hr) | 5443 | 9525 | 22680 |
| MEE 電動燃料ポンプ定格流量 | (kg/hr) | 2268 | 5443 | 16783 |

高空巡航条件において、燃料ポンプ電動化によるエンジン抽出馬力の削減量を小型エンジンと同様に式3-16～3-21を用いて算出した結果を表3-7、表3-8に示す。図3-10は小型・中型・大型エンジンにおける、エンジン抽出馬力の削減量を高圧軸出力馬力に対する割合で比較したものであるが、エンジン・サイズが大きくなるほど燃料ポンプ電動化に伴う削減割合は減少する傾向にある。しかしながら、この抽出馬力削減割合はエンジン効率改善割合にほぼ等しいと考えられ、SFCの改善割合も同程度の数値になると想定される。また、燃料バイパスの削除によるエンジン・ヒートマネジメントの改善もエンジン・サイズによらず可能であることから、MEE電動燃料システムの導入によって、いずれのエンジン・サイズにおいてもSFC改善が可能であると考えられる。

表 3-7 中型エンジンにおけるエンジン抽出馬力削減量

| Medium Size Engine @ 高空巡航条件 | | | | | | | |
|------------------------------------|-----------------------------|---------------------------|--------------------------|------------------------------|----------------------------------|-------------------------|------------------------------------|
| AGB駆動燃料ポンプ: 定格9525kg/hr (21000PPH) | | | | | | | |
| ポンプ 回転数 (rpm) | 吐出流量 Qpumpcon (kg/hr) | 吐出圧力 Ppumpcon (MPa) | 駆動馬力 HPfp_con (kW) | | エンジン抽出馬力 EHPextfp_con (kW) | | |
| 6302 | 8576 | 3.0 | 18.4 | | 19.4 | | |
| MEE電動燃料ポンプ: 定格5443kg/hr (12000PPH) | | | | | | | |
| モータ 回転数 Nfp_mee (rpm) | 吐出流量 Qpumpmee (kg/hr) | 吐出圧力 Ppumpmee (Mpa) | 駆動馬力 HPfp_mee (kW) | モータ軸トルク MTfp_mee (N・m) | エンジン抽出馬力 EHPextfp_mee (kW) | エンジン抽出馬力 削減量 (kW) | エンジン抽出馬力削減 量(高圧軸出力 馬力に対する割合) |
| 1244 | 967 | 2.6 | 1.8 | 13.7 | 2.4 | -17.0 | 0.23% |

表 3-8 大型エンジンにおけるエンジン抽出馬力削減量

| Large Size Engine @ 高空巡航条件 | | | | | | | |
|-------------------------------------|-----------------------------|---------------------------|--------------------------|------------------------------|----------------------------------|-------------------------|------------------------------------|
| AGB駆動燃料ポンプ: 定格22680kg/hr (50000PPH) | | | | | | | |
| ポンプ 回転数 (rpm) | 吐出流量 Qpumpcon (kg/hr) | 吐出圧力 Ppumpcon (MPa) | 駆動馬力 HPfp_con (kW) | 軸トルク (N・m) | エンジン抽出馬力 EHPextfp_con (kW) | | |
| 6304 | 20425 | 3.5 | 50.8 | 77.0 | 53.5 | | |
| MEE電動燃料ポンプ: 定格16783kg/hr (37000PPH) | | | | | | | |
| モータ 回転数 Nfp_mee (rpm) | 吐出流量 Qpumpmee (kg/hr) | 吐出圧力 Ppumpmee (MPa) | 駆動馬力 HPfp_mee (kW) | モータ軸トルク MTfp_mee (N・m) | エンジン抽出馬力 EHPextfp_mee (kW) | エンジン抽出馬力 削減量 (kW) | エンジン抽出馬力削減 量(高圧軸出力 馬力に対する割合) |
| 1323 | 3171 | 3.0 | 6.9 | 50.2 | 9.1 | -44.4 | 0.18% |

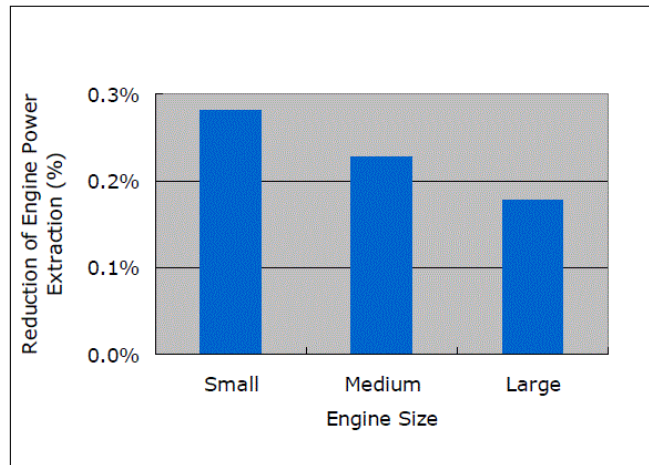


図 3-10 燃料システム電動化による抽出馬力削減量の高圧軸出力馬力に対する割合

第2項 エンジン質量への影響

中大型エンジンに MEE システムを適用する場合の質量インパクトを評価するため、システム質量増加の最大の要因となりうる電動燃料ポンプの質量推定を実施する。前項においてサイジングした電動燃料ポンプに対して、ギア・ポンプ部、モータおよびモータ・コントローラの質量を検討する。

表 3-6 に示すように、中型、大型エンジン用の電動燃料ポンプの定格流量はそれぞれ 5443kg/hr (12000PPH) と 16784kg/hr (37000PPH) に設定した。ギア・ポンプ部の質量は、他機種エンジン燃料ポンプとして用いられているギア・ポンプの定格吐出流量と質量の相関を図 3-11 のように整理したうえで、中型および大型エンジン用燃料ポンプの定格流量に対して図中の点線、すなわち質量増加の評価に対して最も厳しい側となるように定めたラインを用いて推定する。

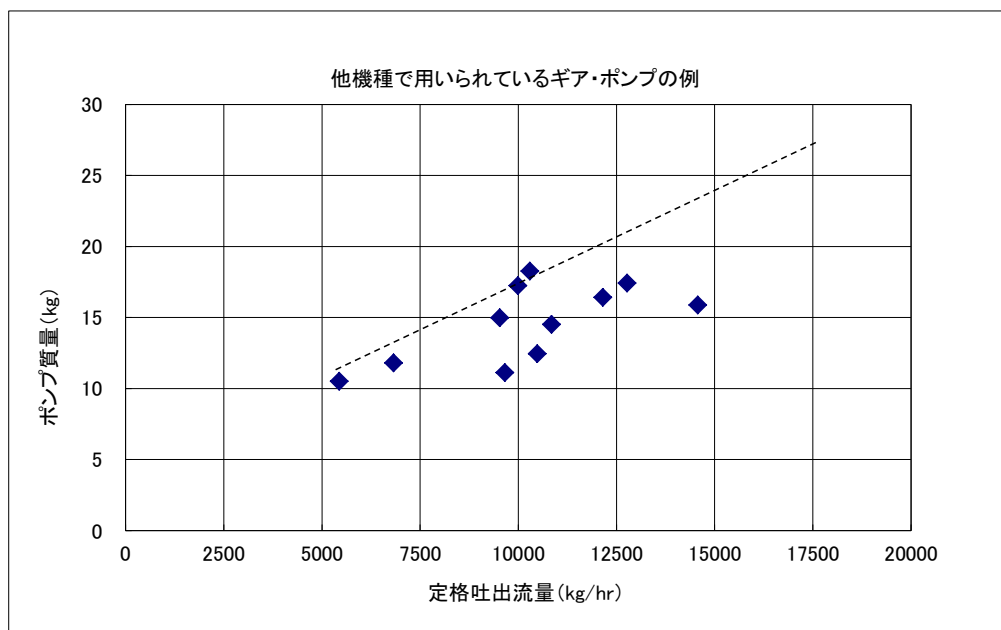


図 3-1 1 ギア・ポンプ質量(他機種例)

モータに関しては、モータの出力トルクと回転数を設定したうえで、航空機用途で実績のある設計に基づいて質量・容積の見積りを実施する。電動モータの定格出力は、燃料吐出流量および吐出圧力ともに最大となる離陸条件において、数式 3-18~3-21 を用いて設定する。基本的に電動モータのサイズは回転数と出力トルクによって決まるが、回転数が速いほど同じ出力を出すために必要なトルクは少なくてよい。より低い出力トルクのモータは、高出力トルクのモータより少ない電流で同じ出力を出すことができるので、モータ巻線における損失や発熱が少ない。すなわち、モータ回転数を高くすることによってモータ効率を向上し、モータ部の小型・軽量化を図ることが可能である。しかしながら、ギア・ポンプは強度や吸い込み性能などの要因によって適切な回転数範囲が限られるためエンジン燃料ポンプで一般的な使用領域である 7000rpm と、より高回転領域で使用実績のある 15000rpm のふたつの回転数を定格回転数として想定し、それぞれにモータの概略設計を行って求めた質量と大きさを表 3-9 に示す。

表 3-9 電動燃料ポンプ用モータのサイズ

| | 定格出力 | 定格回転数 | モータ質量 | モータの大きさ |
|-------------------|------|----------|-------|------------|
| Large pump motor | 75kW | 7000rpm | 80kg | φ220×460mm |
| | | 15000rpm | 55kg | φ200×400mm |
| Medium pump motor | 20kW | 7000rpm | 37kg | φ160×410mm |
| | | 15000rpm | 27kg | φ150×350mm |

モータ・コントローラの質量は±270Vdc で駆動する場合の必要電流と出力レベルから他機種例を参考に推定する。燃料ポンプ、モータおよびモータ・コントローラの質量を足し合わせて、電動燃料ポンプの質量推算値とする。

電動燃料ポンプと AGB 駆動燃料ポンプの質量比較を図 3-1 2 および図 3-1 3 に示す。電動燃料ポンプは AGB 駆動燃料ポンプに比べて、大型エンジン用で 100～130kg、中型エンジン用で 40～60kg 重くなると予想される。大型エンジンの標準的な指標において、エンジン質量の 1000kg 増加が SFC1%悪化に相当する。仮に電動燃料ポンプを導入して 100kg エンジン質量が増えた場合、SFC が 0.1%悪化することになる。すなわち、前項に述べた電動燃料ポンプ・システム導入に伴うエンジン抽出力削減によるエンジン効率改善効果の約半分が、燃料ポンプの電動化による質量増加で相殺されることになる。図 3-1 2 および図 3-1 3 に示す質量比較は、燃料ポンプ単体のみの質量推定に基づくものであり、電動燃料システム導入により可能となる計量機構の削除や燃料配管類の削除などによるエンジン全体としてのシステム簡素化を考慮に入れていない。すなわち、ここで実施した質量増加影響検討は厳しい側の評価と考えられるが、より大きなサイズのエンジンにおいて MEE システム導入によるエンジン効率改善効果をより高めるためには、モータおよびモータ・コントローラの質量・容積を小さくするアプローチが必須であるといえる。

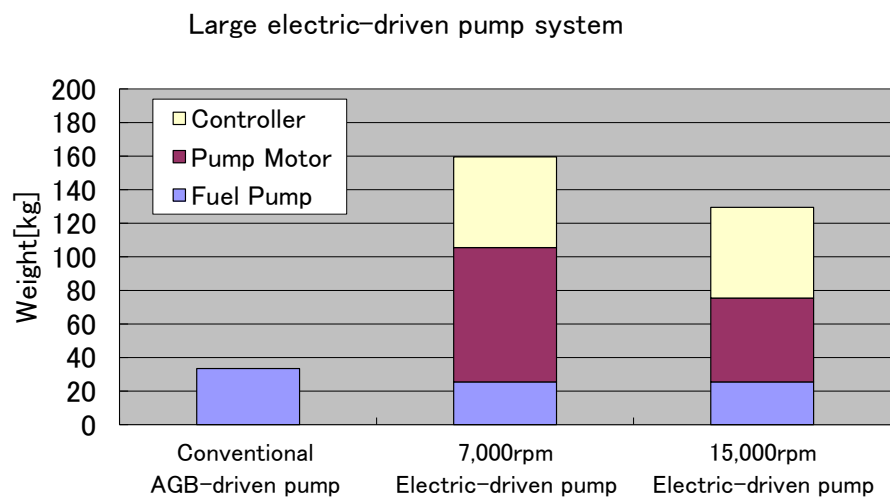


図 3-1 2 大型エンジン用電動燃料ポンプの質量推算

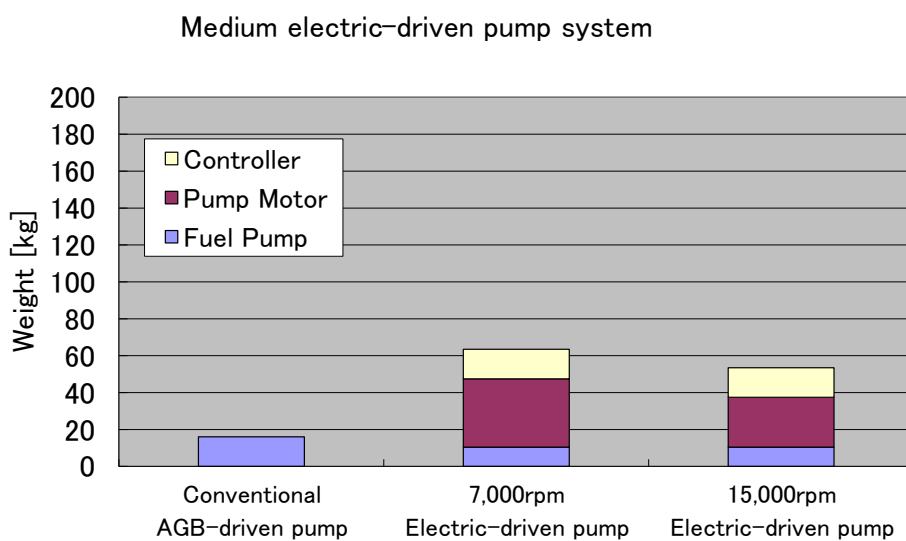


図 3-1 3 中型エンジン用電動燃料ポンプの質量推算

第3項 燃料計量応答性

MEE システムは、燃料流量の計量方式を、FMU 内のバルブ類を用いた油圧機械式から、モータの回転数制御に変更する。モータ回転数制御による計量方式においても、従来システムと同等の周波数応答が確保できることが重要である。燃料計量システムに対して一般的に要求される計量流量の応答性は、エンジン・サイズによらず、 $\pm 10\%$ の流量変化

に対して 5Hz である。従来の油圧機械式制御においては、燃料計量弁の開度に応じてバイパス流量を変化させることによって燃料計量を行うが、この機能を実現するための計量弁あるいは差圧制御弁などの応答性は極めて高く、結果としてエンジン性能からの要求に対して十分な周波数応答を有する。これに対して電動モータの回転数制御で燃料計量を行う MEE システムの場合は、モータ・ロータのイナーシャが燃料計量の周波数応答に影響する可能性がある。エンジン・サイズが大きくなり電動燃料ポンプ用のモータ・サイズが大きくなるほどロータのイナーシャも増加するため、その影響が顕著になると考えられ、モータの周波数特性評価が重要となってくる。

電動燃料ポンプ・システムの場合には、±10%流量変化はポンプ・モータの回転数変化 ±10%に相当する。モータの概略検討から、モータ・ロータのイナーシャを計算し、5Hz の周波数応答を満足するために必要な最大加速トルクと、定常時の最大トルクを求めた結果を表 3-10 に示す。

表 3-10 燃料ポンプ・モータのトルク推定

| | モータ出力 | モータ・ロータ のイナーシャ | 最大加速トルク *注 | 最大定常トルク |
|----------------------|--------|--------------------------|---------------|---------|
| Large pump motor | 75 kW | 0.025 kgm ² | 123 Nm | 50 Nm |
| Medium pump motor | 20 kW | 0.0072 kgm ² | 36 Nm | 13 Nm |
| Small pump motor | 6.5 kW | 0.00036 kgm ² | 1.2 Nm | 6.2 Nm |

*注： 5Hz の周波数応答@ ±10%流量変化

小型エンジン用の燃料ポンプ・モータにおいては、周波数応答要求を満足するために必要なトルクは、定常運転時の最大トルクよりも少ない。すなわち、定格最大運転が可能な設計であれば、周波数応答を満足可能と考えられる。しかしながら中型および大型エンジン用のポンプ・モータでは、周波数応答要求を満足するために必要なトルクは、定常運転時の最大トルクに比べて 2~3 倍程度に増加する。この結果から、中型および大型エンジン

用の電動燃料ポンプ・システムで計量燃料応答性を従来システムと同等にするためには、モータの質量およびイナーシャを低減するか、あるいはモータのサイズを小さくするためにポンプを複数台に分割したシステムにするなどのアプローチの考慮が必要であることがわかる。

第4項 質量削減へのアプローチ

以上に述べたように、電動モータおよびモータ・コントローラの質量低減は、MEE 電動燃料システムを中型・大型エンジンに適用しようとする場合にキーとなる技術課題のひとつである。

モータのサイズと質量を小さくするためには、回転数を増加するのが最も効果的なアプローチである。15000rpm まで回転数を上げたときのモータ質量を見積もったが、さらに高速回転にできればサイズ低減効果は顕著になる。より高い回転数のモータを使うために、ギア・ポンプではなく遠心ポンプを用いる方法も考えられる。遠心ポンプは、30000～40000rpm という、ギア・ポンプより高い回転数領域で運転することが可能である。ただし遠心ポンプを用いたシステムでは従来システムと同様、燃料計量機構が必要であるため、全体システム構成の簡素化などの面では電動化のメリットが生かしきれない可能性がある。

一方でモータ・コントローラの質量を低減するために効果的なアプローチのひとつは、インバータ電流を小さくすることである。小電流化は、高電圧化あるいは電力制御システムの分散化によって実現できる。高電圧化すると、流れる電流がより小さくなるため、電力のロスが少なく、より効率のよいシステムが実現できるため、低電圧システムに比べて機器を小さくすることができる。また、分散化されたインバータは、大型のインバータに比べて電流が少ないため発熱量が小さく、かつパワー・デバイスからの放熱がより簡単に行えるため、集中型のインバータ・システムより小型・軽量化が可能である。小電流システムであれば、小型の電子デバイスも使用できる。たとえば、EMI フィルタのリアクターは高電流に比べてより、薄いワイヤを使用することが可能であり、質量と体積を削減できる。大型エンジン用電動ポンプで回転数を 7000rpm から 15000rpm に上げ、さらにインバータを分散化したとき質量推定を図 3-14 に示す。ひとつのインバータ・システム

に比べて質量を 30%程度削減できると推測される。しかしながら、電力制御システムの分散化は、システムの複雑化を増長する可能性が高く、信頼性やコストの面で考慮が必要となる。

最近の研究によれば、最新のパワー・デバイスは質低削減に貢献できる可能性が示唆されている。たとえばシリコン・カーバイドやガリウム・ナイトライドを使用したワイド・バンド・ギャップ半導体は、定常電流でのロスが少なく、高温環境下でも高い性能を発揮する。このようなデバイスの使用は、モータ・コントローラの冷却機構を簡素化でき、コンパクトなパッケージ設計を可能とする。

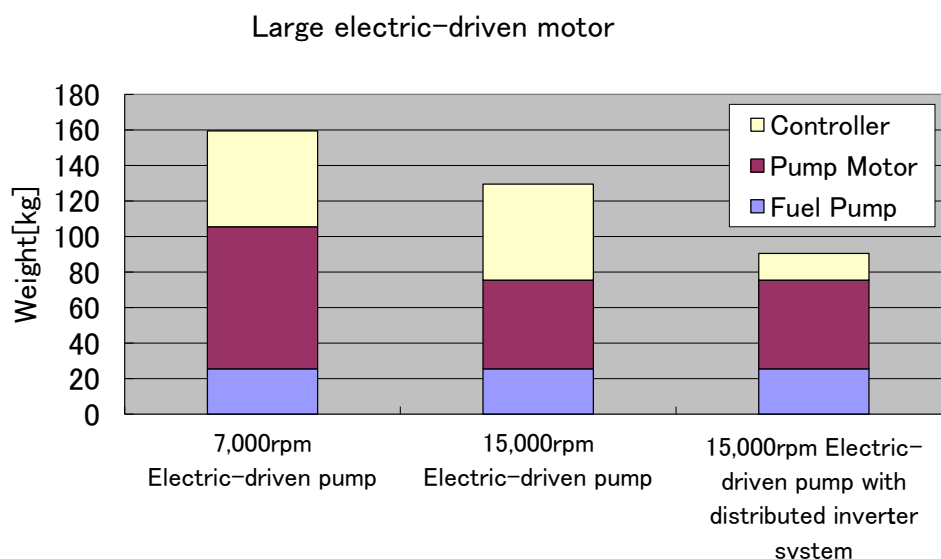


図 3-14 分散インバータ・システムの効果

第4節 燃料システム電動化による信頼性向上の評価

本節においては、第2章で定めた電動化システムの信頼性・安全性指標のうち、システム・セーフティに対して、評価方法を検討したうえでその改善効果を確認する。

電動化システムのシステム・セーフティは、航空機の致命的損傷につながりうるエンジンを起因とする不適合として、エンジン過回転 (Over Speed) およびエンジン空中停止 (IFSD) の発生確率を低減することを目的とする。

双発エンジンの機体における、エンジン起因による致命的故障の発生確率算出ブロック

図を図 3-15 に示す。

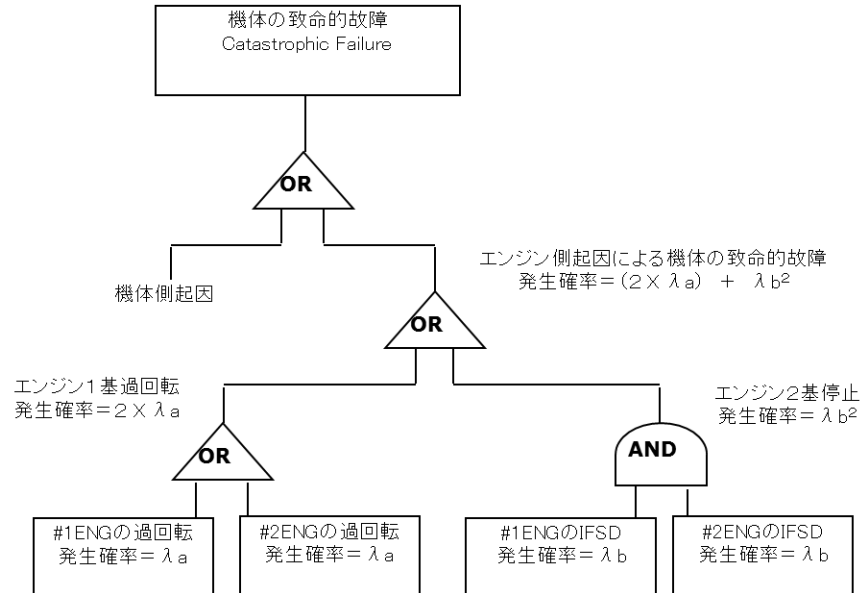


図 3-15 機体の致命的故障発生確率

双発機が飛行中に、エンジン起因で機体の致命的故障が発生するケースは、いずれか一方のエンジンが過回転して機体に損傷を与えた場合もしくは、両方のエンジンが空中停止 (IFSD) した場合である。従って、エンジン起因による機体の致命的故障の発生確率は数式 3-29 により求めることができる。

$$\lambda = (2 \times \lambda_a) + \lambda_b^2 \quad \text{数式 3-29}$$

λ_a : エンジンの過回転発生確率

λ_b : エンジンの IFSD 発生確率

ここで、従来システムである AGB 駆動燃料システムの各要素の故障率を図 3-16 に示す。なお、図 3-16 に示す故障率のうち、二重系 FADEC システム、二重系 OSL システムおよび OSV の故障率は一般的に用いられる要求値、燃料ポンプおよび燃料計量機構の故障率は類似機器における参考値とした。

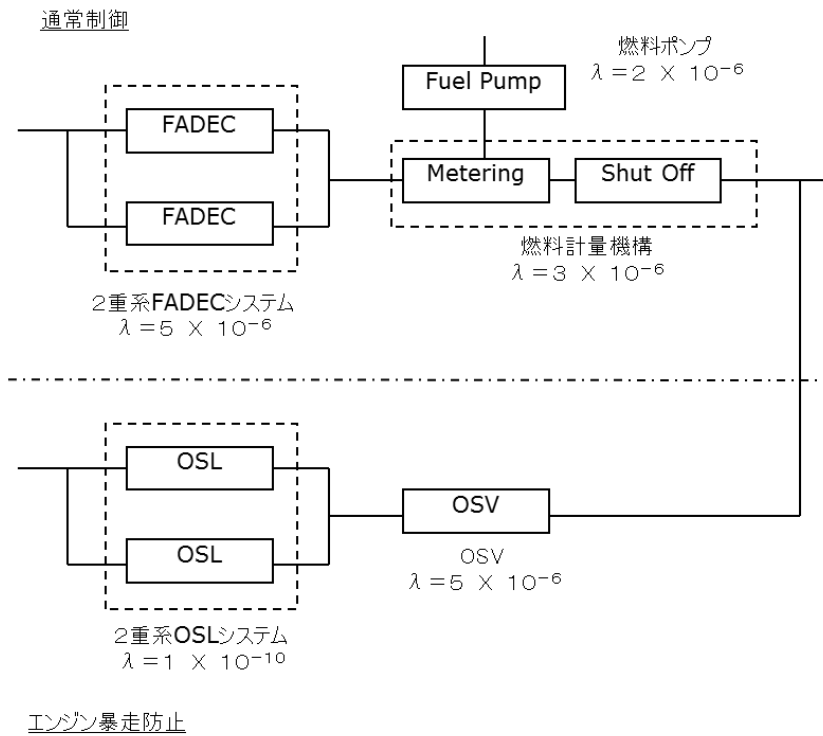


図 3-16 従来のエンジン制御とOSLシステム

以下の式を用いて従来の二重系 FADEC+AGB 駆動補機のエンジン制御システムにおける λ を求める。

$$\lambda_{b_con} = \lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_3 \quad \text{数式 3-30}$$

λ_1 : 二重系 FADEC の故障率

λ_2 : 燃料ポンプの故障率

λ_3 : 燃料計量機構の故障率

$$Pf_{a_con} = ((\lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_3) \times 10) \times ((\lambda_4 + \lambda_5) \times 10) \quad \text{数式 3-31}$$

$$\lambda_{a_con} = Pf_{a_con} \div 10 \quad \text{数式 3-32}$$

Pf_{a_con} : 1Flight(10 時間)あたりのエンジン過回転発生確率

λ_4 : 二重系 OSL の故障率

λ_5 : OSV の故障率

図 3-16 に示す故障率を用いて、エンジン起因による機体の致命的故障の発生確率 λ を

算出すると以下のとおりとなる。

$$\lambda_{con} = 1.1 \times 10^{-9} \quad [\text{件}/\text{EFH}]$$

つぎに、電動燃料システムの各要素の故障率を図 3-17 に示す。なお、図 3-17 に示す故障率のうち、二重系 FADEC システム、二重系 OSL システムおよび OSV の故障率は一般的に用いられる要求値、燃料ポンプ、シャットオフ・バルブ、ジェネレータ、冗長モータおよびモータ電源遮断の故障率は類似機器における参考値とした。

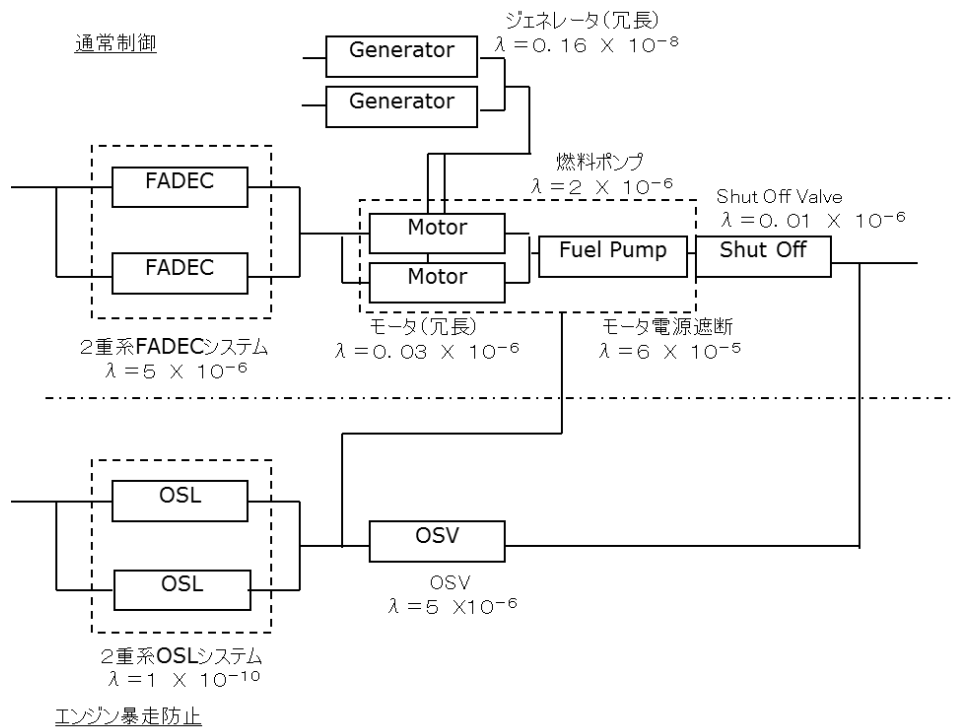


図 3-17 MEEによるエンジン制御とOSLシステム

以下の式を用いて、MEE 電動燃料システムにおける λ を求める。通常のエンジン制御に用いられる冗長のジェネレータおよびモータは故障率が極めて低く、油圧バルブであるシャットオフ・バルブもバルブ単体の故障率が低いため、これらの故障率は無視するものとする。

$$\lambda_{b_mee} = \lambda_1 + \lambda_2 \quad \text{数式 3-33}$$

$$Pf_{a_mee} = ((\lambda_1 + \lambda_2) \times 10) \times ((\lambda_4 + \lambda_5) \times 10) \times ((\lambda_4 + \lambda_6) \times 10) \quad \text{数式 3-34}$$

$$\lambda_{a_mee} = Pf_{a_mee} \div 10 \quad \text{数式 3-35}$$

λ_6 : モータ電源遮断の故障率

図 3-17 に示す故障率を用いて、エンジン起因による機体の致命的故障の発生確率 λ を算出すると以下のとおりとなる。

$$\lambda_{mee} = 5 \times 10^{-11} \quad \text{[件/EFH]}$$

以上の結果から、従来システムと MEE 電動燃料システムにおいて予想される不適合発生確率を比較すると表 3-11 のようになる。

表 3-11 従来システムと MEE システムにおける故障率の推定

| | | 従来システム 2重系FADEC+ AGB駆動補機 | MEE 2重系FADEC+燃料システム電動化 | |
|-------------------------------|--|--------------------------------|-----------------------------------|---|
| エンジン 過回転 Over Speed | エンジン1基が暴走する確率 = λa | 5×10^{-10} 件/EFH | $\sim 2 \times 10^{-13}$ 件/EFH | ・従来のオーバー・スピード 防止機構に加えて、燃料ポンプ・モータ電源を遮断することでオーバー・スピード発生確率をほぼゼロに近づける |
| | いずれかのエンジンが暴走する確率 = $2 \times \lambda a$ | 1×10^{-9} 件/EFH | $\sim 4 \times 10^{-13}$ 件/EFH | |
| エンジン 空中停止 IFSD | エンジン1基が停止する確率 = λb | 1×10^{-5} 件/EFH | $\sim 7 \times 10^{-6}$ 件/EFH | ・ジェネレータ、モータ系統は冗長化により故障確率を低くし、従来の2重系FADECと同等以上の信頼性を得る ・複雑な燃料計量機構の削除により、システム全体の故障率を下げる |
| | エンジン2基が停止する確率 = λb^2 | 1×10^{-10} 件/EFH | $\sim 5 \times 10^{-11}$ 件/EFH | |
| 機体の致命的故障 Fatal Accident | エンジン起因の機体致命的故障発生確率 = $(2 \times \lambda a) + \lambda b^2$ | 1.1×10^{-9} 件/EFH | $\sim 5 \times 10^{-11}$ 件/EFH | ・ほぼエンジン2基停止の場合のみとなる ・その結果、致命的故障発生確率を現在よりも2オーダー低下できる |

従来システムにおいては、1台のエンジンの過回転発生確率がほぼ、機体の致命的故障発生確率を決めている。一方、MEE 電動燃料システムにおいては、従来の過回転防止機構に加えて、ポンプ駆動用のモータ電源遮断によって燃料供給を停止しエンジン過回転を防止することが可能となる。これによって過回転発生確率は従来システムに比べて大幅に低下し、エンジン起因で機体の致命的故障に至る可能性があるのはほぼ、2基同時に IFSD が発生した場合のみとなる。さらに、燃料制御部の削除によってシステム全体の信頼性が

向上し IFSD 発生確率も低減できることから、エンジンを起因とする機体の致命的故障の発生確率を従来の二重系 FADEC+AGB 駆動補機システムに比べて 2 オーダー減少することができる。

以上の検討結果より、本研究で提案する MEE 電動燃料システムは表 2-5 に定めたエンジン・システムの安全性・信頼性指標を満足することが可能であり、従来の二重系 FADEC システム+AGB 駆動補機システムよりもさらにエンジンの安全性・信頼性を向上することができると言える。

第 5 節 まとめ

第 3 章において、MEE システム研究課題の一つ目である、MEE システムの導入がエンジンにもたらす効果を明確にした。MEE 電動燃料システム導入によるエンジンの燃料消費改善効果の算出方法を研究し、この方法に基づいて改善効果の定量的評価を行った。

小型ターボファン・エンジンにおける評価では、燃料システム電動化によるエンジン抽出力低減とエンジンのヒート・マネジメント改善による ACOC 削除によって、巡航条件で約 1%の SFC 改善が見込まれることを明らかにした。システム質量は 7kg 程度の増加が見積もられるが、この質量増加による SFC 悪化のペナルティを考慮しても、約 0.8%の SFC 改善効果が得られることを確認した。より大きなサイズのエンジンについても、燃料システム電動化に伴うエンジン抽出力削減による SFC 改善効果が小型エンジンと同様に見込まれることを明らかにした。ただし、中大型エンジンの場合は、システム質量増加の影響が小型エンジンに比べて大きくなる傾向にあり、電動化に伴う質量増加の抑制が課題である。

また、システム信頼性の評価として、エンジンを起因とする機体の致命的故障の発生確率の算出を行い、電動化システムは従来システムに比べて信頼性・安全性向上が可能であることを明らかにした。

第4章 MEE 電動燃料システムの機構設計と評価

第1節 概要

本章では、MEE 電動燃料システム実現における課題を明確にしたうえで、MEE 電動燃料システムのシステム設計および機構設計においてこれらの課題を解決するアプローチを明確にし、さらに具体的な設計と試作・試験によってシステム実現性を評価する。今まで述べたように、本研究における MEE 電動システムは、以下を実現することによってシステムのシンプル化を究極まで追求し、従来の燃料システムより機構が簡単で信頼性の高いシステムとすることを特長とする。

(1) FPV と差圧センサを用いた流量フィードバック・システムを用いて、高精度な燃料流量計量を実現する。

(2) 電動モータで駆動する1台のギア・ポンプの回転数制御のみで、エンジン着火時の最小燃料流量から離陸時の最大燃料流量までの全流量域の W_f を制御・供給する。

本章において、第2章で設定した MEE システムの基本構想に基づき、電動燃料システムの基本構成を定め、上記の具体化・実用化に際して課題となる事項について洗い出し、これらの課題を克服するための検討を行ったうえで新たな実用化手法を提案する。なお、本検討は小型ターボファン・エンジンに搭載する電動燃料システムを対象とする。

第2節 システム実現における主要課題と解決へのアプローチ

(1) 高精度燃料流量計量

MEE 電動燃料システム実現における課題の一点目は、第1節に述べた本システムの特長(1)を実現するための、高精度の燃料流量計量である。MEE 電動燃料システムは、電動モータにより燃料ポンプを駆動し、回転速度を変化させることにより燃料計量を行う。従来のシステムでは計量弁を用いた油圧回路により燃料流量の制御がおこなわれ、高応答・高精度を実現しているが、MEE システムにおいては、これらはモータの応答特性と燃料流量フィードバックの精度に各々機能を担う構成となる。モータの応答性を高めるた

め、燃料ポンプ駆動用モータはダイレクト・ドライブ方式とし併せて機構部品の信頼性を高めるものとする。

電動化された定容積型燃料ポンプによって燃料を高精度に計量するためには、燃料温度変化や長時間使用に伴うポンプ容積効率の変化を補償する必要がある。もっとも確実な方法は、燃料流量をモータ回転数制御にフィードバックする方法である。高精度な流量センサを用いて流量を直接計量する方法も考えられるが、この場合は流量センサを燃料流路内に設置することで発生する圧力損失を避ける必要があり、非接触の流量センサが必要となる。しかしながら現状では、非接触流量センサは計測精度や搭載性において課題が多い。

このため、本研究における電動燃料システムの機構設計においては、燃料システム構成を最大限簡素化することも考慮し、ポンプ後流に並列配置の加圧バルブとオリフィスを設置し、その差圧を計測して燃料流量のフィードバックに用いるシステムを新たに提案する。この計量システムにおいて、低流量から高流量までの全領域で高精度の差圧計測ができるようにバルブ機構の特性を定める。低流量域では差圧を確保して計測精度を確保しつつ、高流量域では差圧が高くなり過ぎないように調節することでポンプ出口圧を下げ、燃料システムの効率を下げることなく高精度の燃料計量を達成することを課題とする。

(2) シングル・シャフト・ポンプ

MEE 電動燃料システム実現における課題の二点目は、第1節に述べた本システムの特長(2)を実現する、広範囲の燃料供給に対応する燃料ポンプ・システムの構築である。MEE 電動燃料システムは、FMU などの複雑な機構を排除したシンプルな構成であることを特徴とするが、さらに電動燃料ポンプ自体の構造もシンプルにして信頼性を高めることを考慮し、高圧ポンプと低圧ポンプの組み合わせからなる燃料ポンプをモータに直結した1本のシャフトで同軸駆動するシングル・シャフト・ポンプにて、全流量範囲の燃料供給を行うシステムの実現を課題とする。

第3節 高精度燃料計量システム

第1項 燃料計量精度確保における課題

MEE 燃料システムのもっとも魅力的な特徴のひとつは、FMU レスである。しかしながら FMU レスを実現しようとする、従来の燃料システムとは全く異なる燃料計量方式で燃料計量精度を確保することが課題となる。

図 4-1 は、AGB 駆動の燃料ポンプを用いた従来の燃料システムと、MEE 電動システムのシステム構成の比較を示す。従来の燃料システムでは FMU のなかの計量バルブや差圧制御バルブのような精密なバルブ類が燃料を精度よく計量し、バイパス流量を調節することによって燃料流量の精度を保持している。MEE 電動燃料システムにおいては FMU を削除したうえで燃料計量精度を確保するために、燃料流量フィードバックを用いたシステムとすることを検討する。

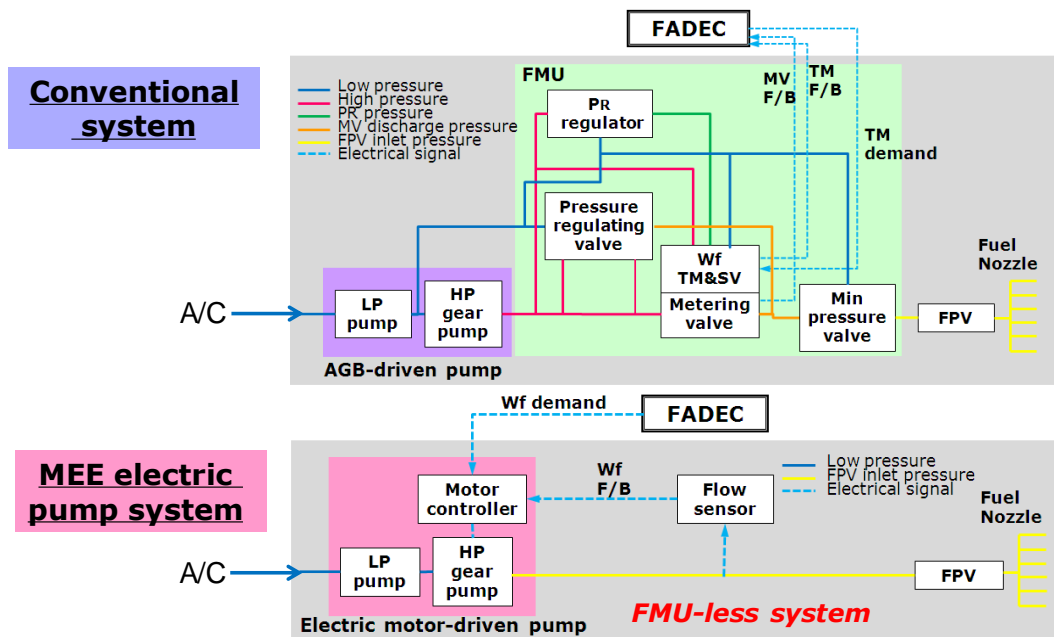


図 4-1 燃料システム構成の比較

従来の燃料システムはFMUのなかに計量バルブおよび差圧制御バルブが内蔵されており、FADECの指示によって決められる計量バルブの位置によって計量面積が精密に設定され、さらに計量バルブの前後差圧が一定に保持されるように、差圧制御バルブによって計量バルブ入口からポンプ入口までのバイパス燃料が調節される。このようにして精密に与えられた計量面積と差圧によって、ポイント流量の±5%という高い精度の燃料流量が実現されている。一方、電動燃料ポンプ・システムにおいては、ポンプの回転数制御によってエンジン燃焼器に供給する燃料流量を決定するため、ギア・ポンプの性能変化によってポンプ吐出流量が変わると、燃料流量の計量精度に影響を及ぼすことになる。バイパス流路をなくし、計量バルブや差圧制御バルブを用いない簡素化したシステムにおいて、エンジンが必要とする燃料計量精度を確保することが電動燃料システムの課題となる。

ギア・ポンプは、容積効率の変化によって流量吐出性能が変化する。容積効率変化につながる根本的な要因としてもっとも重要な要因は内部リークの増加である。内部リーク量は、主として摺動する部品のクリアランスとそこに印可される圧力、作動流体の粘度に影響される。ポンプの運用時間が長くなるにつれ、摺動している部品の接触面の摩耗が進行し、クリアランスが増加することによってリーク量が増加する。ポンプのシャフト外径とベアリング内径、ギアの歯先とハウジングの内径がその代表例である。また、燃料温度が高くなるにつれて燃料の粘度が低下するため、クリアランスを通過するリーク量が増加する。このようにして発生した容積効率の変化は、ポンプの吐出流量に影響する。一般的に、あるポンプ回転数におけるポンプ吐出流量は使用時間の増加に伴って低下するが、従来のAGB駆動燃料システムにおいては、燃料ポンプの性能低下が発生してもその分バイパス流量を少なくすることで計量精度への影響をなくすことができる。

一方、MEE電動燃料システムにおいては、FADECがモータ・コントローラに流量要求を指令し、モータ・コントローラは、ポンプ回転数と吐出流量の変換テーブルを基に決定された値にモータ回転数を制御する。モータ回転数の制御精度は±0.5%程度と非常に高いが、ポンプの容積効率が低下し吐出流量が減少すると、回転数と吐出流量の変換がずれるために燃料計量精度が悪化する。仮にエンジンが加減速スケジュール制御、すなわち定められたスケジュールどおりに燃空比 $Wf/Ps3$ を保持する方式を用いるとすると、燃料計量精度の悪化はエンジン加速・減速中の $Wf/Ps3$ のずれを引き起こし、サージやストー

ルにつながる恐れがある。これに対し、エンジンが \dot{N} 制御を用いている場合はあまり心配がないが、これは \dot{N} 制御がエンジン回転数の加減速率が適切になるように燃料流量を制御するからである。すなわち、MEE 電動燃料システムにおいてポンプの性能劣化による燃料計量流量精度低下があったとしても、必要なエンジン加減速率が得られるようにポンプ回転数が調節される。しかしながら、すべてのエンジンにおいて \dot{N} 制御が採用されるとは限らず、また \dot{N} 制御が採用されたとしても、エンジン始動時は計量精度の確保が不可欠である。なぜなら、燃空比 $Wf/Ps3$ が決められた値になったときのみ着火が可能であり、ポンプ性能劣化によって着火時の燃料流量が低下すると、エンジン不着火やハング・スタートなどの不適合につながる可能性があるためである。

本研究における MEE 電動燃料システム設計においては、上記のような問題を解決する手段として流量フィードバックの採用を検討する。

第2項 流量フィードバック・システムの基本設計

流量フィードバックを用いた電動燃料システムとして、図 4-2 に示す燃料計量システムを検討した。電動燃料ポンプ後流にオリフィスおよび FPV を並列配置し、これらの差圧を差圧計を用いて計測する。計測された差圧に基づき、基礎的な流量の計算式を用いて燃料計量流量を算出しモータ・コントローラにフィードバックする。このシステムにおいては流量を直接計量するセンサは不要であり、シンプルで信頼性が高く、かつ航空機用エンジンでの使用実績も豊富なオリフィスおよびバルブ、差圧計によって流量フィードバック・システムを構成することができる。

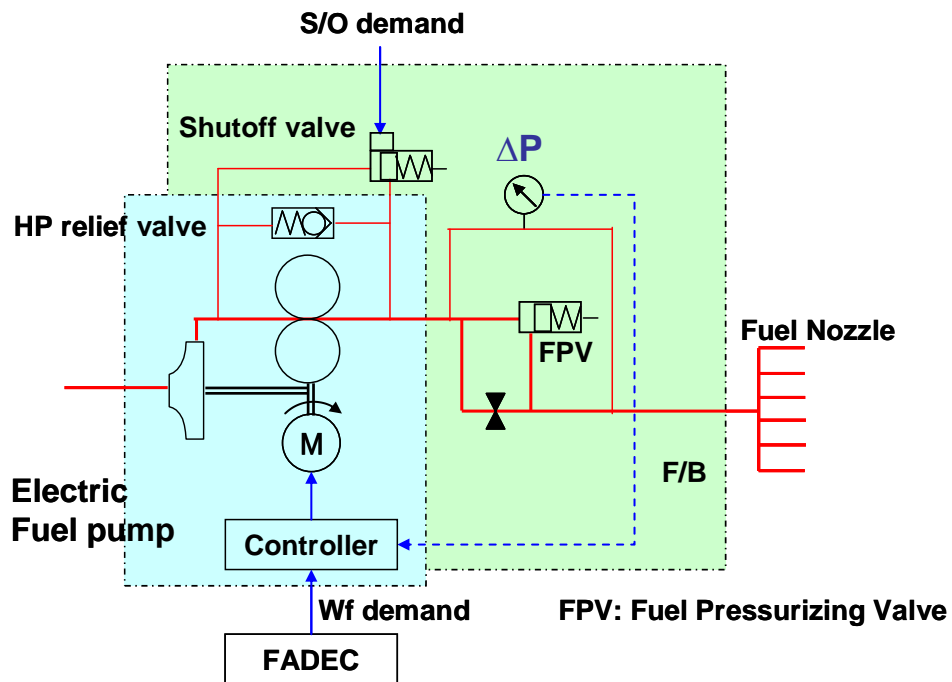


図 4-2 ME E燃料計量システム基本構成

燃料計量流量の算出には、ポート面積とその前後差圧から、体積流量を求める基礎式(数式4-1)を用いる。図4-2のシステムにおいて、バルブのストローク、すなわちポート面積は、バルブの前後差圧だけで決まる。すなわち、ポンプ・コントローラは、差圧計で計測した差圧のみ入力信号として得ることによって、流量を推定することができる。ギア・ポンプの性能劣化が発生しても、ポンプ・コントローラが推定した燃料流量に基づいてポンプ回転数を調節することによって、燃料流量計量精度を確保することが可能である。

$$W_f = C A_0 \sqrt{\Delta p \cdot 2\rho}$$

数式 4-1

C : 流量係数

A_0 : オリフィス開口面積

Δp : オリフィス前後差圧

ρ : 燃料比重

図 4-2 の機構において計量流量を推定する場合の推定精度は、オリフィス製造公差、オリフィス前後差圧の計測精度および電気信号誤差の積み上げで決まる。オリフィス前後差圧の計測誤差を少なくするために差圧計を用いるが、差圧計の計測精度は計測レンジのフルスケールに対する割合で決まる。航空宇宙用途に用いられる差圧計の計測精度として、フルスケールの±1%を想定する。また、ポンプの負荷を少なくして効率を良くするために、オリフィスで発生する圧力損失はできる限り少なくすることが好ましいが、逆に差圧が低すぎると差圧計の計測精度の影響が大きくなるために計量燃料流量精度を満足できなくなる恐れがある。そこで、計測レンジ 0.345MPa(50psid)の差圧計を選定し、差圧計測範囲 0.103~0.345MPa (15~50psid)、すなわち最も差圧が低いエンジン始動時は約 0.103Mpa(15psid)、通常運転時は 0.345Mpa(50psid)を超えないようにオリフィスを決定する。

ただし、単独のオリフィスで上に示す差圧範囲を満足することは不可能であるため、固定オリフィスと加圧バルブを電動燃料ポンプ出口に並列に配置する構成とする。エンジン始動時、すなわち計量燃料流量が小さいときには、加圧バルブは閉位置にあり、このときの計量精度は固定オリフィスの製造公差と、固定オリフィス差圧の計測精度で決まる。エンジンが着火し、エンジン回転数の上昇とともに計量燃料流量が増加すると加圧バルブが開口し、固定オリフィスと加圧バルブの前後差圧を 0.345Mpa(50psid)以下に保持する設計とする。

固定オリフィスと加圧バルブの圧力-流量特性は、固定オリフィスのみ開口している場合は数式 4-2 に示す連立方程式によって、加圧バルブ開口後は数式 4-3 に示す連立方程式によって簡易的に求めることができる。

$$\begin{aligned}
 Q_{orifice} &= cd \times A_{orifice} \times \sqrt{(P_{hpo} - P_n) \times \frac{2}{\rho}} \\
 Q_{fdv} &= cd \times A_{fdv} \times \sqrt{(P_{hpo} - P_n) \times \frac{2}{\rho}} \\
 A_{fdv} &= 0 \\
 Q &= Q_{orifice} + Q_{fpv}
 \end{aligned}
 \quad \left. \vphantom{\begin{aligned} Q_{orifice} \\ Q_{fdv} \\ A_{fdv} \\ Q \end{aligned}} \right\} \text{数式 4-2}$$

- cd : オリフィス流量係数
 $Q_{orifice}$: オリフィス通過体積流量
 $A_{orifice}$: オリフィス面積
 P_{hpo} : ポンプ出口圧力
 P_n : 燃料ノズル入口圧力
 Q_{fdv} : 加圧バルブ通過体積流量
 A_{fdv} : 加圧バルブ開口面積
 Q : 計量燃料体積流量

$$\begin{aligned}
 Q_{orifice} &= cd \times A_{orifice} \times \sqrt{(P_{hpo} - P_n) \times \frac{2}{\rho}} \\
 Q_{fdv} &= cd \times A_{fdv} \times \sqrt{(P_{hpo} - P_n) \times \frac{2}{\rho}} \\
 A_{fdv} &= 2 \times 4 \times YS \times (S_{fpv} - X4) \\
 S_{fpv} \times k &= (P_{hpo} - P_{set}) \times A_{vlv} \\
 Q &= Q_{orifice} + Q_{fpv}
 \end{aligned}
 \tag{数式 4-3}$$

- YS : 矩形部のポート幅 (1 か所あたり、片側)
 S_{fpv} : 加圧バルブのストローク
 k : 加圧バルブのばね定数
 P_{set} : 加圧バルブのスプリング・セット圧力
 A_{vlv} : 加圧バルブの受圧面積
 $X4$: 指数・矩形切り替え点のバルブ・ストローク

想定する小型ターボファン・エンジンに対して、飛行ミッションに基づくエンジン運転条件を考慮して固定オリフィスおよび加圧バルブの検討を実施した。固定オリフィス直径 2.17mm、加圧バルブの直径 17.44mm、ストローク 6.339mm、ばね定数 13.248kgf/mm として設計した結果、得られる圧力-流量特性を図 4-3 に示す。図 4-3 において、横軸をエンジンに供給する燃焼燃料流量 W_f とし、赤実線・赤点線がオリフィス通過流量、

青実線が FPV 通過流量を示す。想定する小型エンジンの地上アイドル流量である約 227kg/hr(500PPH)の近辺で、FPV が開口開始するようにバルブ特性を設計し、FPV 開口後はオリフィス通過流量と FPV 通過流量を足し合わせた流量が Wf として計量される。FPV のバルブ・ストロークを桃色点線、FPV の開口面積を桃色実線で示す。FPV の差圧は、FPV が開口するまではオリフィス前後差圧に等しく、FPV 開口後は一定の差圧以下に収まるように開口面積を設定する。開口前の FPV 差圧を緑実線、開口後の FPV 差圧を緑点線であらわす。

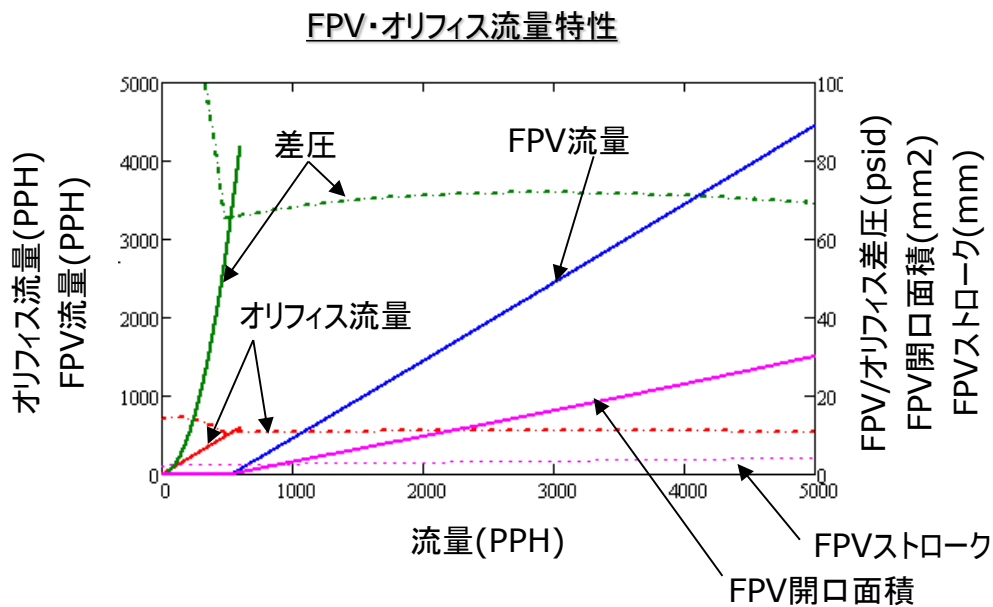


図 4-3 オリフィスおよび加圧バルブの圧力-流量特性

このような圧力-流量特性を有するオリフィスおよび FPV を使用した場合に達成できる燃料流量計量精度を確認する。差圧計の計測レンジを 0.345Mpa(50psid)として、電気信号誤差と差圧計測誤差およびオリフィス面積誤差からトータルの流量計量精度を求める。

電気信号誤差は、以下の式によって求める。

$$\mathcal{E}_{signal} = \mathcal{E}_v + \mathcal{E}_t + \mathcal{E}_{bias} \quad \text{数式 4-4}$$

$$\mathcal{E}_v = \sqrt{\mathcal{E}_{dP}^2 + \mathcal{E}_a^2 + \mathcal{E}_d^2} \quad \text{数式 4-5}$$

\mathcal{E}_v : 変動誤差

\mathcal{E}_t : Electronics 温度誤差 $\pm 0.19\%$ (FS)

\mathcal{E}_{bias} : DC バイアス誤差 $\pm 0.09\%$ (FS)

\mathcal{E}_{dP} : 圧力センサ誤差 $\pm 0.75\%$ (FS)

\mathcal{E}_a : 入力アンプ誤差 $\pm 0.15\%$ (FS)

\mathcal{E}_d : A/D 変換誤差 $\pm 0.09\%$ (FS)

$$\mathcal{E}_v = 0.77\%$$

$$\mathcal{E}_{signal} \approx 1\%$$

計測レンジ 0.345Mpa(50psid)の差圧計の計測精度は、フルスケールの 1%、すなわち 0.0345MPa(0.5psid)に相当する。ポイント流量に対して、最も計測精度が厳しくなるのはエンジン始動燃料計測時である。図 4-3 に示すように、エンジン始動燃料流量を供給するときの差圧は約 0.103Mpa(15psid)であり、0.0345MPa(0.5psid)の計測誤差はこれに対して約 3.3%に相当する。このときの差圧の計測誤差は以下の式によって求める。

$$\mathcal{E}_{dPmeasure} = \sqrt{\mathcal{E}_{dPsens}} \quad \text{数式 4-6}$$

$$\mathcal{E}_{orifice} = \mathcal{E}_r^2 \quad \text{数式 4-7}$$

$$\mathcal{E}_{measurement} = \sqrt{\mathcal{E}_{dPmeasure}^2 + \mathcal{E}_{orifice}^2} \quad \text{数式 4-8}$$

\mathcal{E}_{dPsens} : 差圧計計測誤差 $\pm 3.3\%$

\mathcal{E}_r : オリフィス径加工精度 $\pm 1\%$

$$\mathcal{E}_{measurement} = 2.1\%$$

トータルの流量計測誤差は数式 4-9 により求める。

$$\mathcal{E}_{total} = \mathcal{E}_{signal} + \mathcal{E}_{measurement} \quad \text{数式 4-9}$$

$$\mathcal{E}_{total} \approx 3.1\%$$

流量計量精度は約 3.1%と推定され、エンジンが要求する計量精度 $\pm 5\%$ を満足することが可能と考えられる。流量計量精度が最も厳しくなるエンジン始動燃料供給において必要な計量精度が確保できれば、エンジンの全ての運用条件で計量精度の確保が可能である。

以上より、固定オリフィス、FPV と差圧計を用いて構成した流量フィードバック・システムを構築することによって、高精度の燃料流量計量を実現する。

なお、上記に提案した流量フィードバック・システムは体積流量を推算するが、モータ・コントローラにおいて燃料の比重を考慮することによって質量流量に変換することも可能である。比重は燃料種類によっても変化するため、質量流量算出時は燃料種類も考慮しなければならないが、モータ・コントローラに燃料種類を入力して適切な比重テーブルを選択し、燃料温度計測結果から比重を求めることによって、質量流量の推算も容易にできる。

第3項 燃料ポンプ校正方法

図 4-2 に示す燃料計量システムにおいて、閉ループ・システムを採用すると常に精度のよい燃料流量計量が可能となるが、制御システムの制御演算における負荷は大きくなる。また、フィードバック制御は流量制御の不安定さを招く恐れがある。これらの課題に対応するため、開ループ・システムで流量制御を行うアプローチもオプションとして考えらる。

モータ回転数と吐出流量のマッピングに基づいて、回転数の開ループ制御を実施する。ポンプ性能劣化を補償するため、このマッピングはあらかじめ決められた時間間隔で定期的にキャリブレーションを行う。キャリブレーション間隔は、例えば機体やエンジンの整備間隔に合わせたり、機体あるいはエンジンの運用時間で決めたりすることができる。また、前回の運転で記録したモータ回転数と流量フィードバック値に基づいて、常に開ループ制御のゲインを自動調節する方法も可能である。一般的に、ポンプの摺動部品の摩耗による性能劣化の進展は非常にゆっくりであるため、ある一定の間隔でマッピングをキャリブレーションすることによって、燃料計量精度を補償することは可能と考える。さらに、流量フィードバック信号を、機器のメンテナンスの注意喚起に用いることも可能である。たとえば、流量フィードバック信号に予期せぬ流量低下がみられた場合には、モータ・コ

ントローラがコックピットあるいは機体コンピュータなどにフォルト表示を行って、ポンプ交換タイミングを知らせるなどの使い方もできる。

第4節 シングル・シャフト・ポンプ

本節では、シングル・シャフト・ポンプを実現するためのアプローチを検討し、システムの基本設計を実施する。シングル・シャフト・ポンプは、高圧ポンプと低圧ポンプの組み合わせからなる燃料ポンプを、モータに直結した1本のシャフトで同軸駆動する。燃料ポンプの構造としてはもっともシンプルで信頼性が高い。さらに、このポンプのモータ回転数制御で着火から最大流量に至る全流量域での燃料計量を行うことによって、FMUなどの複雑な機構を排除したシンプルなシステムとすることが可能である。

このポンプの実現における技術的な課題は、従来のAGB駆動燃料ポンプでは用いられない低回転領域において、燃料を供給し、かつ連続運転することである。低回転数領域における低圧ポンプの昇圧性能確保、低回転数で連続運転する場合のポンプ軸のベアリング潤滑性能、モータ回転数の制御精度が具体的課題としてあげられる。以下にそれぞれの課題解決のためのアプローチと設計内容を示す。

なお、本検討は小型ターボファン・エンジン用の電動燃料システムを対象とする。高圧ポンプは第3章にて定めた定格性能を有するギア・ポンプとし、低圧ポンプの設計・性能は、高圧ポンプの定格性能がほぼ同じ既存機種の高圧ポンプをベースとする。

第1項 シングル・シャフト・ポンプ実現における課題

従来のエンジン燃料システムにおいて、AGB駆動のギア・ポンプはエンジン入口に供給された燃料を、エンジン燃焼器が必要とする圧力まで昇圧するための高圧ポンプとして用いられる。高圧ポンプの出口圧力は、コンプレッサ出口空気圧力に、燃料ノズル差圧、計量バルブや圧力制御バルブなど各種バルブの差圧、さらに燃料配管やパッセージなどの圧力損失の積み上げによって決まる。ポンプ吐出流量はエンジン性能から要求される最大燃焼燃料流量、バイパス流量、アクチュエータ駆動に必要な燃料流量など考慮して定め、これらの特性から高圧ギア・ポンプの設計を行う。

一方、高圧ポンプの上流には、高圧ポンプに入る燃料を加圧するために、低圧の遠心ポ

ンプを設置する。高圧ギア・ポンプが正常作動するためには、ギア歯の入口における燃料圧力がある一定の値を上回っている必要がある。この最小圧力は、ポンプ回転数、燃料温度あるいはギア形状などの条件によって決まるものであり、ギア・フィル圧力と呼ばれる。ギア・フィル圧力はすなわち、ギア歯が形成する体積を満たすのに必要な圧力のことである。仮にギア入口圧力がギア・フィル圧力よりも低い場合には、ギア・ポンプは燃料を吸い込むことができない。この状態に陥ると、ポンプ吐出流量が急激に低下し、さらにギア歯においてキャビテーションが発生する可能性がある。そこで、低圧ポンプの性能は、あらゆるエンジン運用条件下で、高圧ポンプが必要とするギア・フィル圧力を満足するように設定する。一般的に、航空機の機体燃料システムは、機体燃料システムに設置されたブースト・ポンプが停止した状態においてもエンジンが正常作動することを要求する。ブースト・ポンプ停止条件においては、エンジン入口での燃料圧力が通常より低くなるため、低圧ポンプは機体ブースト・ポンプが正常作動している場合に比べて、より多く加圧しなければならない。すなわち、機体ブースト・ポンプ停止状態が、低圧ポンプ特性における加圧能力の点で、最も過酷な条件である。従来の燃料ポンプ設計においては、機体ブースト・ポンプ停止条件で高圧ギア・ポンプのギア・フィル圧力を満足するように、低圧遠心ポンプの性能を設計する。

上に述べた基本的な考え方に基づいて、高圧ポンプと低圧ポンプの性能設計を行ったうえで機構設計を行うが、従来の AGB 駆動燃料ポンプでは、高圧ポンプと低圧ポンプを 1 本のシャフトで駆動することがほとんどである。両方が 1 本のシャフトによって同じ回転数で駆動される、このようなシングル・シャフトのポンプは、ギア等を用いた減速機構が不要なため機構がシンプルであり、質量、体積、信頼性および耐久性の面で有利であることから、現在でも航空用エンジンの燃料ポンプ機構として主流を占める。

MEE 電動燃料システムにおいても、信頼性に優れたシングル・シャフト・ポンプの実現を目指す。しかしながら、電動燃料システムと AGB 駆動燃料システムでは、ポンプの使い方に大きな違いがある。それは、電動燃料システムにおいてシングル・シャフトのポンプは、従来システムよりも広い回転数レンジで使用しなければならないことである。とくに、低回転側への使用領域の拡大は、燃料ポンプ自体の成立性に影響を与える。

AGB 駆動の従来システムでは、燃料ポンプは回転数約 10%で始動燃料流量をエンジン

に供給開始し、エンジンが着火した後アイドルまで加速する。通常、アイドルでの燃料ポンプ回転数は 60%を超えており、アイドルから最大レーティングまでのポンプ回転数域は 60~100%に相当する。一方、MEE 電動燃料システムにおいては、電動燃料ポンプの回転数はエンジン回転数によらず、エンジンが必要とする流量を吐出するように決められる。従って、エンジン始動時のポンプ回転数は約 5%、高空巡航条件で約 10%程度であり、ポンプは 5~100%回転数という、従来の燃料ポンプの連続運転領域よりもはるかに広い回転数で連続使用されることになる。燃料流量をポンプ回転数で制御する電動燃料ポンプの固有の技術課題として具体的には以下の項目があげられる。

- ・ 低圧ポンプの昇圧性能の確保
- ・ 低回転数域で連続運転する場合のポンプ軸のベアリング潤滑性能
- ・ 低回転数域でのモータ回転数の制御精度

上記課題に対して、本研究にて解決のアプローチを検討する。

第2項 低圧ポンプ昇圧性能

遠心ポンプの吐出圧力は、回転数の二乗にほぼ比例する。電動燃料ポンプでエンジン始動や高空巡航条件に相当する燃料流量を吐出する場合、燃料流量が少ないためギア・ポンプ回転数は低くてよいが、同じ回転数で回る低圧ポンプはほとんど昇圧することができない。5~10%という極低回転時に、低圧ポンプ昇圧性能が高圧ポンプの正常作動を保證できるかどうかシングル・シャフトの電動燃料ポンプ成立の鍵となることから、まず最初に、低回転領域を含めた低圧ポンプの性能予測を実施する。

想定する小型エンジンの運用ミッション・プロファイルを設定し、それぞれの運用点において、高圧ポンプ正常作動に必要な最小入口圧力を算出する。最小必要入口圧力は、燃料の真の蒸気圧 (TVP : True Vapor Pressure)、ギア・フィル圧力と、低圧ポンプ出口から高圧ポンプ入口までの圧損を加算して求める。

航空機で用いられるさまざまな燃料のうち、JP-4 が最も高い TVP を有する。民間航空機においては、JP-4 が用いられることはまれであり、通常使用される JET A、JET A-1 などの燃料は JP-4 より TVP が低い。すなわち、JP-4 で成立性確認を行うことは、低圧ポンプの昇圧性能にとって最も厳しい条件となる。TVP はまた、燃料温度によって左右

される。燃料温度が高くなるにつれて高くなるため、エンジンに供給される燃料温度が高いほど、低圧ポンプ昇圧性能にとって厳しい条件となる。そこで JP-4 を使用し、エンジン入口での最高燃料温度条件を 2 種類想定（スタディ 1 およびスタディ 2）したうえで、高圧ポンプの最小必要入口圧力と低圧ポンプ昇圧性能を比較するものとする。スタディ 1 はミリタリ用エンジンに対する典型的な要求仕様であり、スタディ 2 は民間航空機用エンジンに要求される入口燃料温度条件を代表する。スタディ 2 は、高度が上がるにつれて周囲温度が低下することにより、燃料タンク内の燃料温度も下がることを前提としている。

- ・スタディ 1：すべての条件で燃料温度 57°C 最高
- ・スタディ 2：地上において燃料温度 57°C 最高、高度に応じて低下し

12,192m(40,000ft)において 10°C 最高

図 4-4 は、小型ターボファン・エンジン用燃料ポンプの低圧ポンプに要求される必要吐出圧力と、低圧ポンプの想定性能を比較したものである。低圧ポンプは既存機種 of 遠心ポンプをベースとする。横軸を飛行ミッションとし、そのときの高度を青線で示す。左縦軸は、必要吐出圧力を想定吐出圧力性能で割った割合を示す。この値が 100% を下回っていれば、低圧ポンプの昇圧性能が要求値を満足する、すなわち高圧ポンプの正常作動が可能であるということを示す。必要吐出圧力は、それぞれのエンジン入口燃料温度における JP-4 の TVP と、ギア・ポンプ設計によって決まるギア・フィル圧力および圧損を足し合わせて求め、低圧ポンプのインペラ性能から決まる吐出性能と比較する。

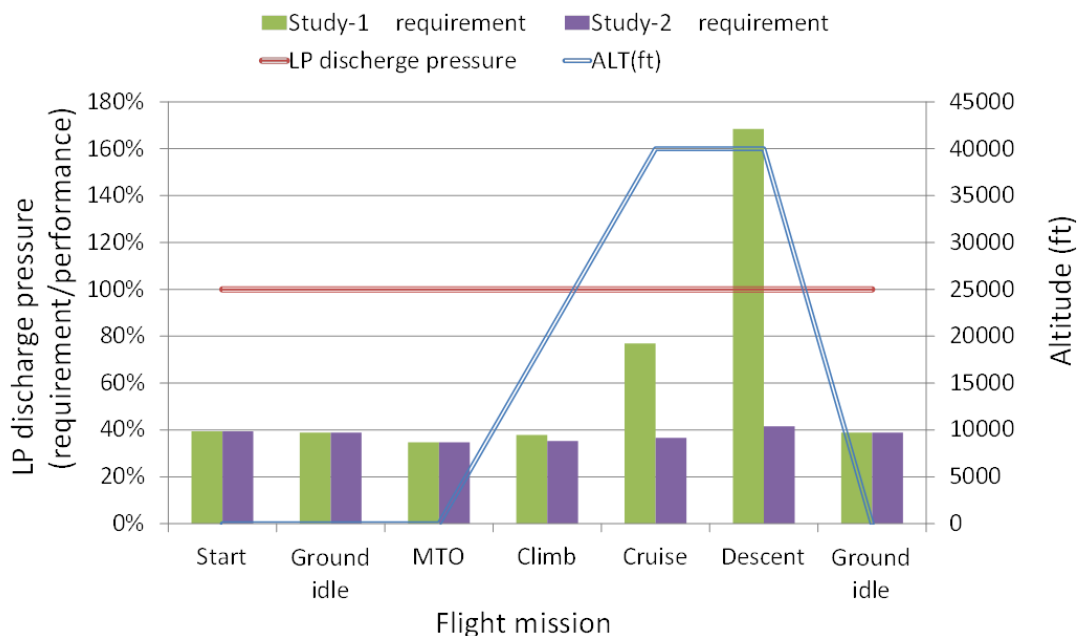


図 4-4 LP 必要昇圧性能と性能推定

図 4-4 で唯一、低圧ポンプ性能が不足するのはスタディ 1 の降下 (Descent) ミッションである。このポイントでは、電動燃料ポンプの回転数が 10% 以下と低いため遠心ポンプ昇圧能力が低下し、高圧ポンプの吸い込み性能を確保するために必要な昇圧を与えることができない。しかし、スタディ 1 よりエンジン入口燃料温度が低いスタディ 2 では、TVP がスタディ 1 に比べて低いので高圧ポンプの吸い込み性能に対しては容易な方向となり、遠心ポンプは、高圧ポンプが必要とする昇圧を与えることが可能である。すなわち、スタディ 2 の入口温度条件においては、低圧ポンプと高圧ポンプを同軸駆動する形態において、低圧ポンプはすべての飛行ミッションにおいて要求される昇圧性能を満足できることを確認した。

以上より、民間航空機を想定する場合には、シングル・シャフトの電動燃料ポンプ、すなわち低圧ポンプと高圧ポンプをモータに直結した 1 本のシャフトで同軸駆動するポンプの成立可能性は、低圧ポンプ昇圧性能の点において確認された。

第 3 項 低回転数域でのポンプ軸受潤滑成立性

MEE 電動燃料システムでは、燃料ポンプの使用回転数領域が従来の AGB 駆動ポンプに比べて広がる。前述したように、シングル・シャフトの電動燃料ポンプは、5~10%

回転数という、従来の燃料ポンプの連続運転領域よりもはるかに低い回転数で連続使用されることになる。このような低回転領域で運転するとき、ポンプ・シャフトのベアリング潤滑性が課題となる可能性がある。航空機用エンジンの燃料ポンプは、他の流体に比べて潤滑性の低い流体である燃料をベアリング潤滑に用いているという点で、他の用途で用いられるポンプとは異なる特徴を持つ。ポンプ・シャフトのジャーナル軸受には、一般的に、鉛銅に代表される特定の軸受素材が用いられる。シャフト外径とベアリング内径のクリアランス部分に、非常に薄い油膜が形成され、潤滑の役割を担うが、シャフト回転数は油膜厚さに重大な影響を与える。シャフト回転数が速い、すなわち摺動面どおしの相対速度が速いほど、厚い油膜が形成されるため潤滑性の面では良い。一方で、燃料温度上昇は燃料の粘度を低下させ、油膜厚さを減少させる要因となるため、ベアリングの潤滑にとっては厳しい側の条件となる。従って、シングル・シャフトの電動燃料ポンプにおいて、従来ポンプでは連続使用していない 5~10%回転数でのベアリングの潤滑油膜特性の評価が課題となる。

極低回転での連続使用が可能であるかを見極めるため、潤滑油膜厚さの推定を実施した。潤滑油膜厚さは、ゾンマーフェルト数を求めることによって推定することができる。ゾンマーフェルト数は回転数、ベアリング面圧、粘度、ベアリング半径隙間などによって決まる数値であり、ゾンマーフェルト数の大小関係と潤滑油膜厚さの大小関係には相関がある。ゾンマーフェルト数は次の式によって求められる。

$$SO = \frac{\mu \times n}{P_{brg}} \times \frac{R0}{Cb} \quad \text{数式 4-10}$$

SO : ゾンマーフェルト数

μ : 粘度

n : シャフト回転数

P_{brg} : ベアリング面圧

R0 : ベアリング半径

Cb : ベアリング半径隙間

ポンプ運用条件よりゾンマーフェルト数を求め、次式によって最小油膜厚さを推測することができる。

$$h_{\min} = C_b \times (1 - \varepsilon(SO, BB, D_0)) \quad \text{数式 4-11}$$

| | |
|---------------|-------------|
| h_{\min} | : 最小油膜厚さ |
| C_b | : ベアリング半径隙間 |
| SO | : ゾンマーフェルト数 |
| BB | : ベアリング幅 |
| D_0 | : ベアリング直径 |
| C_b | : ベアリング半径隙間 |
| ε | : 偏心率 |

従来の AGB 駆動燃料ポンプで運用実績があるポンプと、MEE 電動燃料ポンプの軸受使用条件において、ポンプ回転数に対する PV 値と潤滑油膜厚さを計算する。ベアリング使用条件の厳しさを表す PV 値は、ポンプ軸回転数とポンプ出口圧力から計算する。ポンプ回転数を横軸にとり、PV 値をプロットしたグラフを図 4-5 と図 4-6 の左側に、同じく潤滑油膜厚さをプロットしたグラフを図 4-5 と図 4-6 の右側に示す。MEE 電動燃料ポンプ・システムは従来の AGB 駆動のポンプに比べて、燃料ポンプ出口圧力が抑えられるとともに燃料温度上昇幅も少なくなるので、この点においては油膜潤滑に有利である。図 4-5 および図 4-6 において、従来型 AGB 駆動燃料ポンプをケース 1 に示し、電動燃料ポンプにおいて種々の条件を加味した結果をケース 2 からケース 4 に示す。電動燃料ポンプにおいて連続で使用する最小回転数は、従来型 AGB 駆動燃料ポンプの約半分となる。仮に電動燃料ポンプを、従来型と同じ出口圧力と燃料温度と仮定し、回転数のみ 1/2 に下げて運転するとすれば、油膜厚さは従来型ポンプに比べて薄くなるため、潤滑性は悪化する（ケース 2）。しかしながら、MEE 電動燃料ポンプ・システムにおいては、ポンプ出口圧力が従来型よりも低くなる。これは、FMU とそこに含まれる計量バルブ等のバルブ類の削除によって、ポンプ下流の圧力損失が少なくすむためである。このポンプ出口圧力低下を考慮すると、油膜厚さはケース 1 より大きくなり潤滑性が改善される（ケース 3）。また、燃料をポンプ入口にバイパスする流路がなくなり循環による燃料温度上

昇がなくなることから、燃料温度は従来システムに比べて低い。これらの条件、すなわち従来の AGB 駆動燃料ポンプと比べてポンプ出口圧力および燃料温度が低くなることを考慮に入れて推算すると、電動燃料ポンプの最小油膜厚さは、運用実績のある AGB 駆動燃料ポンプとほぼ同じになる。(ケース4)。すなわち、電動燃料ポンプを 5%回転数で運転した場合でも、ベアリングの油膜潤滑は維持できると考えられる。以上より、シングル・シャフトの電動燃料ポンプは、ベアリング潤滑の点からも全流量域でも連続使用可能であることが確認された。

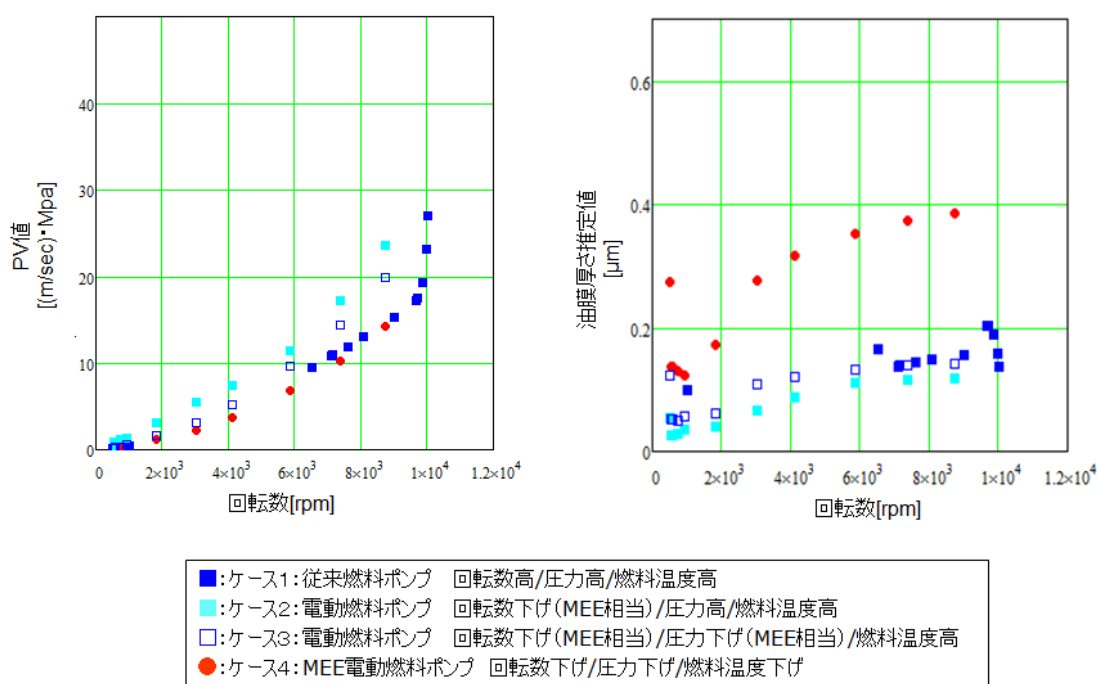


図 4-5 ギア・ポンプ軸受の PV 値と油膜厚さ推定

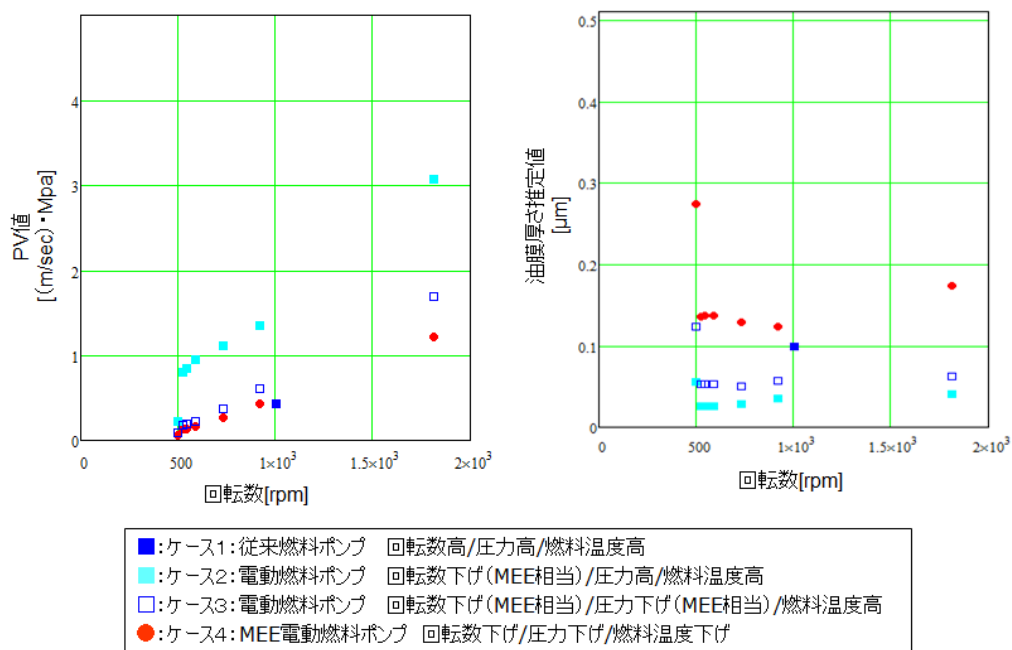


図 4-6 ギア・ポンプ軸受の PV 値と油膜厚さ推定(低回転数域)

第 4 項 低回転数域でのモータ回転数制御成立性

電動燃料ポンプを低回転域で使用するときに、モータ回転数制御の精度を維持することも重要な課題のひとつである。モータ回転数は、速度サーボによって制御される。一般的な方式では、レゾルバに代表される角度センサがモータ軸に装着される。センサがモータ・ロータの回転角度を検出して角速度を計算し、モータ速度制御のマイナー・ループにフィードバックされる。従って、角度センサの計測誤差が直接、速度サーボの制御精度に影響する。

通常モータ制御で用いられるデジタル・サーボ制御システムにおいて、角度センサのサンプリング間隔は検出角度の差が 180 度を超えないように決定される。サンプリング間隔はモータ速度によらず一定とするので、高回転において 180 度を超えないようにするためにサンプリング間隔は十分に短く設定する。結果として、低回転においてはサンプリングのタイミングで検出される角度の変化分が非常に小さいため、センサによる検出誤差の影響が高回転のときに比べて割合として大きくなる。

MEE 電動燃料ポンプにおけるモータ回転数の使用レンジは 5~100%回転数であり、

他の航空宇宙用途のモータで通常用いられるレンジに比較するとはるかに広い。仮に角度センサによる角度検出のサンプリング間隔が一定だとすると、すべての回転数において回転数制御精度を確保することは困難である。とくにエンジン燃料流量が少ないときに制御精度が低下する恐れがある。これを避けるため、可変サンプリング間隔、すなわちモータ回転数に応じてサンプリング間隔を調整することによって、制御精度を確保する方法を用いるものとする。

以上のように、第2節で洗い出したMEE電動燃料システム実現における課題に対して、第3節および第4節で課題解決のアプローチを検討し、それに基づくシステム基本設計および成立性評価を実施した。その結果に基づき、小型ターボファン・エンジン用の電動燃料ポンプ・システムとして、流量フィードバックを用いた高精度燃料計量システムと、低圧ポンプと高圧ポンプをモータ軸直結で駆動するシングル・シャフト・ポンプを基本設計形態として定めた。次節において、この基本形態に対して実施した試作試験・評価について述べ、システム実現性を示す。

第5節 電動燃料システムの試作・評価

本節では、小型ターボファン・エンジンに搭載するシステムを想定し、流量フィードバックを用いた高精度燃料計量システムとシングル・シャフトの電動燃料ポンプによって構成された電動燃料システムの試作・試験結果と評価について述べる。

第1項 電動燃料システムの仕様設定

試作を行う電動燃料システムのスキマチックを図4-7に示す。図中の水色部分の電動燃料ポンプ、緑色部分のFPV・オリフィス、黄色部分の差圧センサを試作供試品とし、モータ・コントローラは据え置き型のものを機材として使用した。

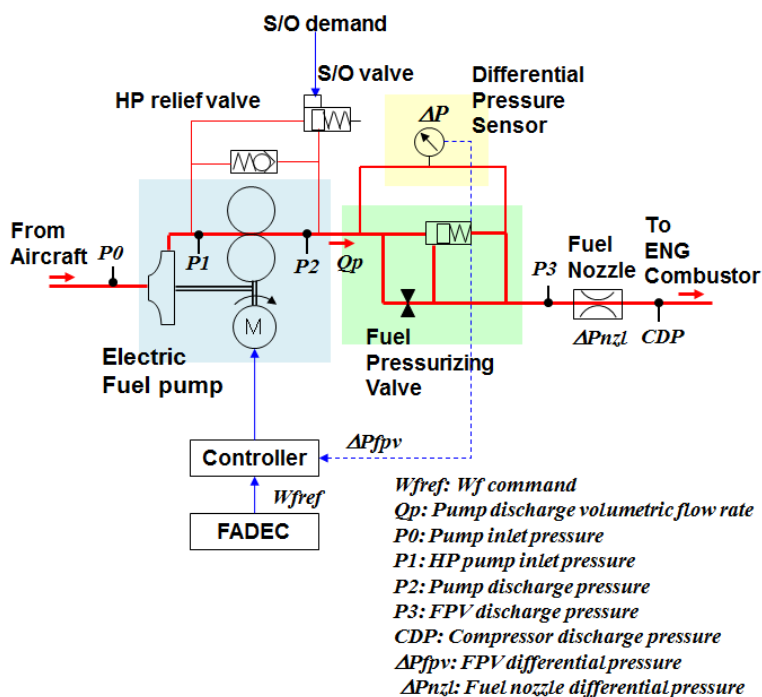


図 4-7 電動燃料システム・スケマチック

電動燃料システムの制御系ブロック図を図 4-8 に示す。燃料システムに入力された燃料流量の要求値 W_{fref} は、燃料比重 ρ を考慮して Q_{ref} に換算されたのち、燃料ポンプ性能テーブルを用いてモータ回転数要求値 Ω_{ref} に変換され、モータ・コントローラに入力される。モータ回転数のマイナー・ループでフィードバック制御が行われる。モータ出力トルクは燃料ポンプに入力され、モータ回転数と同じポンプ回転数で燃料流量が吐出される。ポンプ後流の差圧センサで計測した差圧 ΔP_{fpv} から計算した流量 Q_{fb} によって流量フィードバックが行われる。

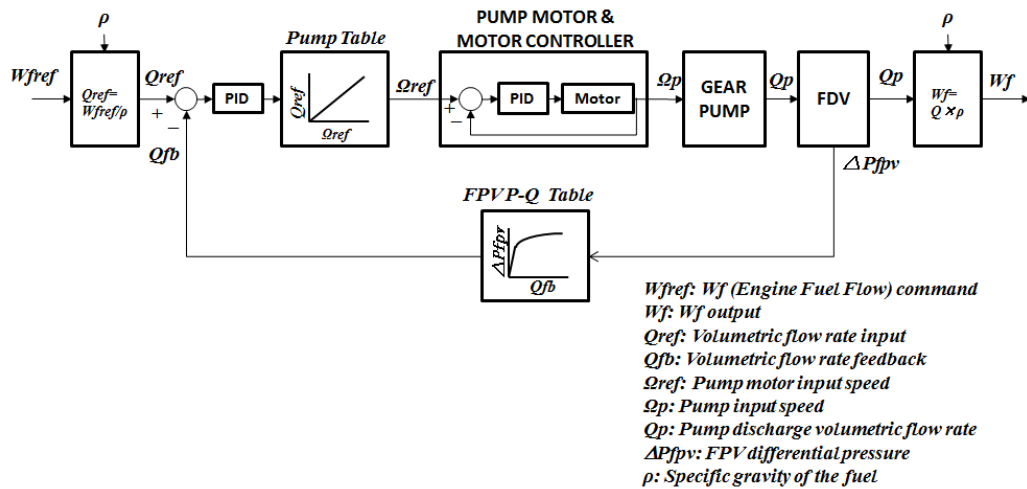


図 4-8 電動燃料システム・ブロック図

試作する燃料システムに対する要求仕様を、想定する小型ターボファン・エンジンにおける燃料制御性能に対する一般的な要求仕様から表 4-1 のとおり設定した。

表 4-1 電動燃料システム要求仕様

| 項目 | 要求仕様 |
|---------|--|
| 燃料計量範囲 | 燃料流量レンジ：113～2268kg/hr (250～5000PPH) <ul style="list-style-type: none"> ・着火流量：113kg/hr (250PPH) ・地上アイドル：227kg/hr (500PPH) ・離陸最大：2041kg/hr (4500PPH) |
| 燃料計量精度 | <ul style="list-style-type: none"> ・着火～地上アイドル：ポイント流量の±5%もしくは±9.1kg/hr (20PPH)のいずれか大きい方 ・地上アイドル～最大：ポイント流量の±5% |
| 燃料計量応答性 | <ul style="list-style-type: none"> ・周波数応答：±10%燃料流量変動に対して周波数応答は5Hz以上 ・応答性：227kg/hr (500PPH)から2041kg/hr (4500PPH)の流量変化は2秒以下 |

第2項 試験供試品および試験セットアップ

試験に供試する電動燃料ポンプおよび FPV・オリフィスの設計・製作を行った。電動燃料ポンプは燃料ポンプと電動モータで構成される。電動モータに架台の取り付けフランジを設け、燃料ポンプは電動モータにマーマン・クランプで締結する構造とした。ポンプ軸およびモータ軸にインターナル・スプラインを設け、ドライブ・カップリングにより双方のスプラインを接続した。燃料ポンプおよび電動モータの主要諸元を以下に示す。

(1) 燃料ポンプ

燃料ポンプは低圧のインペラ・ポンプと高圧のギア・ポンプを1本のポンプ軸によって駆動する。燃料ポンプの主要諸元を表 4-2に示す。

表 4-2 燃料ポンプの主要諸元

| 項目 | 諸元 |
|--------------------|--|
| 燃料ポンプ定格回転数 | 10,000rpm |
| 燃料ポンプ理論吐出流量@ 定格回転数 | 2268kg/hr (5000PPH) @57℃ 0.051m ³ /min |

電動燃料ポンプの断面図、外観写真および主要部品の外観図を図 4-9に示す。

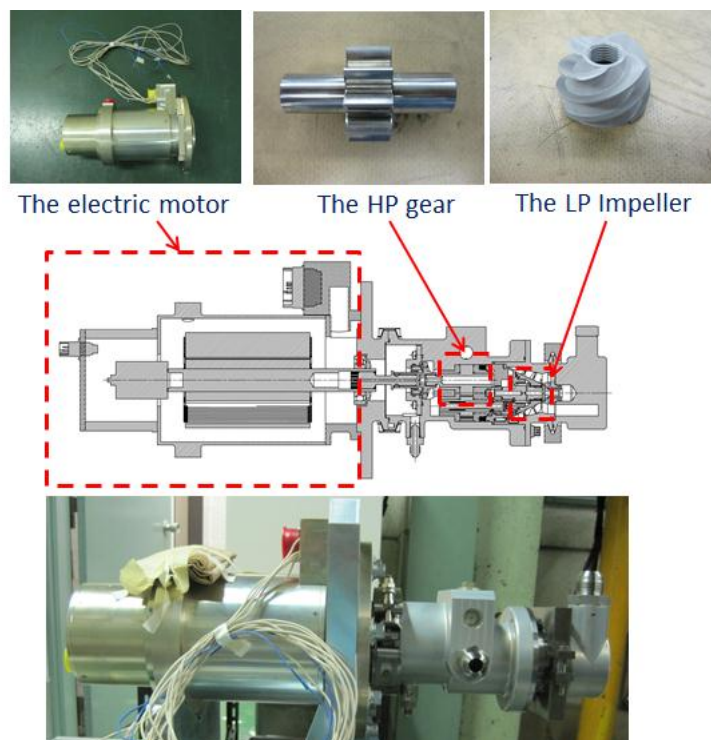


図 4-9 電動燃料ポンプ

(2) 電動モータ

電動モータは入力電圧 270Vdc の二重系冗長モータを用い、モータ・コントローラはモータと別置きのリグ試験用機材とした。モータの主要諸元を表 4-3 に、モータおよびモータ・コントローラの写真および回路図を図 4-10 に示す。モータ・コントローラは、モータ系統に 1 つの故障が発生した場合に通常どおり燃料流量を供給することによってエンジンの通常運転を可能とする 1 フェール・オペレーショナル、モータ系統に 2 つ以上の故障が発生した場合に減少させた燃料流量を供給してエンジン自立運転を可能とする 2 フェール・セーフを実現する、冗長回路構成としている。

表 4-3 電動モータの主要諸元

| 項目 | 諸元 |
|----------|-------------|
| モータ定格回転数 | 15000rpm |
| 定格トルク | 5.65 N·m |
| 定格出力 | 6.5kW |
| 入力電圧 | 270Vdc ノミナル |

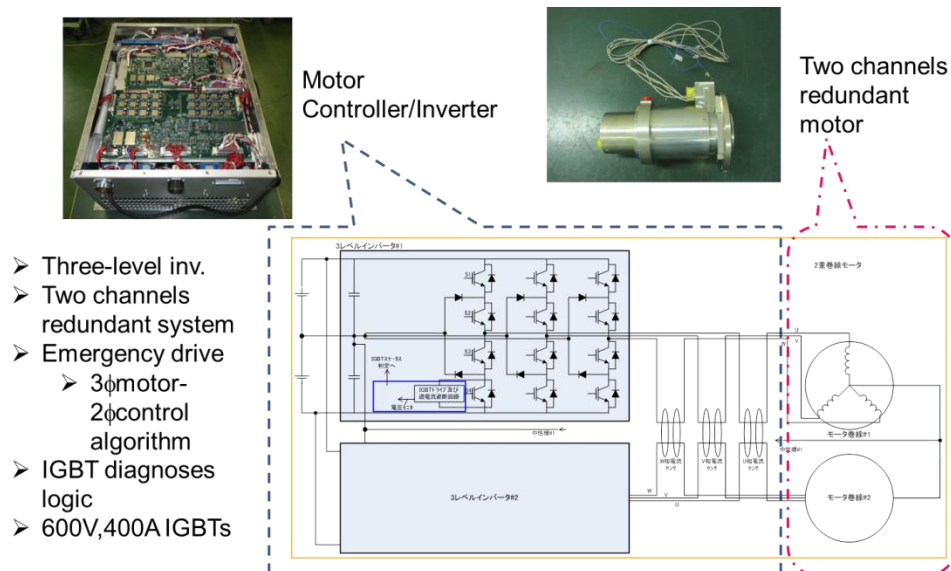


図 4-10 電動モータおよびモータ・コントローラ (外観写真および回路図)

(3) FPV、オリフィスおよび差圧センサ

試作品の詳細設計において、FPVの流量-圧力特性の見直しを実施した。試作したFPVおよび固定オリフィスの流量-圧力特性を図4-11に示す。FPVと固定オリフィスをひとつのケーシングに収める形態とした。また、流量フィードバック用に加圧バルブの前後差圧を計測する差圧計は、計測レンジ0~0.345Mpa(50psid)、測定精度±0.25%、周波数応答2000Hzの差圧計を選定した。

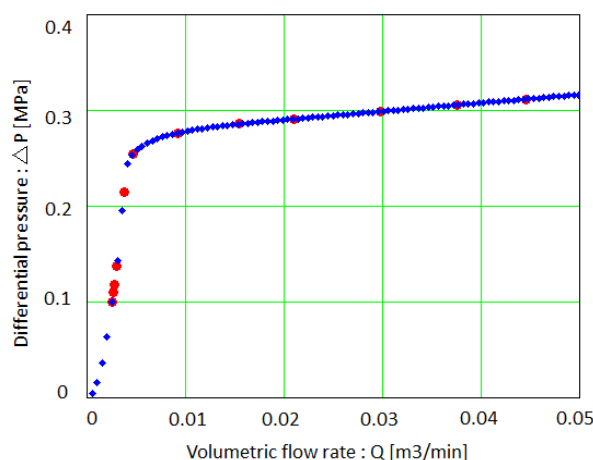


図 4-11 試作した FPV・オリフィスの流量-圧力特性

(4) 試験セットアップ

リグ試験セットアップ図を図4-12に示す。電動燃料ポンプは試験室内に設置された架台に固定し、電動燃料ポンプと加圧バルブはリジッド配管で接続した。試験装置のスタンドから供給される燃料は電動燃料ポンプの低圧ポンプ入口に供給され、高圧ポンプから吐出される計量燃料流量は加圧バルブを通過してスタンドに戻る。加圧バルブの前後差圧を計測する差圧計のほか、加圧バルブ後流に試験機材のタービン流量計を設置して計量燃料流量を計測できるようにした。また、試験中に圧力・温度パラメータを監視するため、ライン各所に圧力計および温度計を設置した。電動モータ用のモータ・コントローラ、モータ・コントローラに指令を与えるデジタル・コントローラ、信号計測装置、電源などは、スタンドに隣接した防爆エリアに設置した。図4-13および図4-14に、試験セットアップに供試品を装着した状態の外観写真を示す。

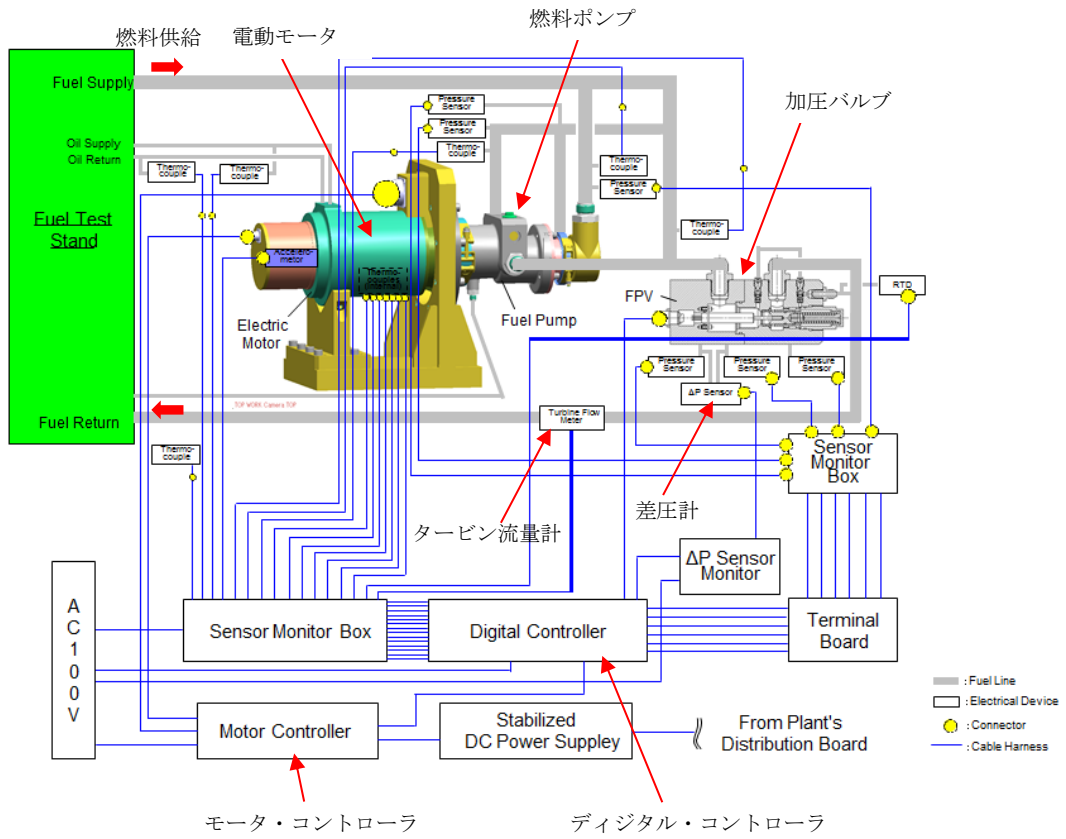


図 4-1 2 電動燃料システム リグ試験セットアップ図



図 4-13 電動燃料システム セットアップ外観写真 (1)

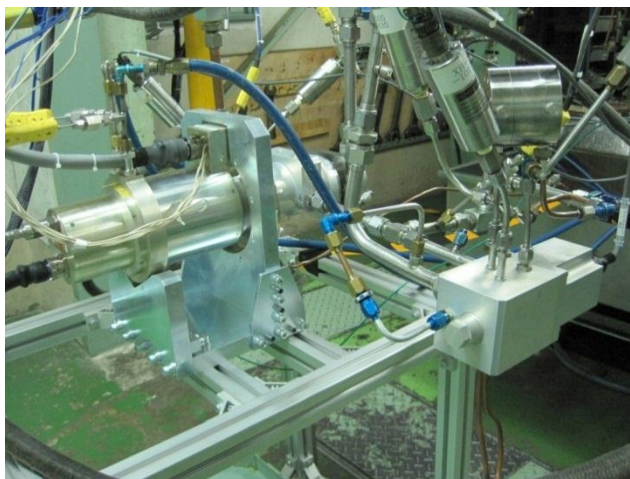


図 4-14 電動燃料システム セットアップ外観写真 (2)

第3項 試験結果

リグ試験は、図 4-15 に示す試験フローに基づいて実施した。最初に燃料ポンプ、電動モータおよびコントローラ、FPV をそれぞれ単体にて試験した。燃料ポンプ単体試験では、ポンプ部のみをポンプ試験用スタンドで駆動して回転数と吐出流量を計測し、表

4-2に示す主要諸元を満足することを確認した。電動モータ単体試験では、電動モータをモータ・コントローラで駆動して回転数と出力トルクを計測し、表4-3に示す主要諸元を満足することを確認した。FPV・オリフィスについても流量—圧力特性を計測し、図4-11の特性を満足することを確認した。

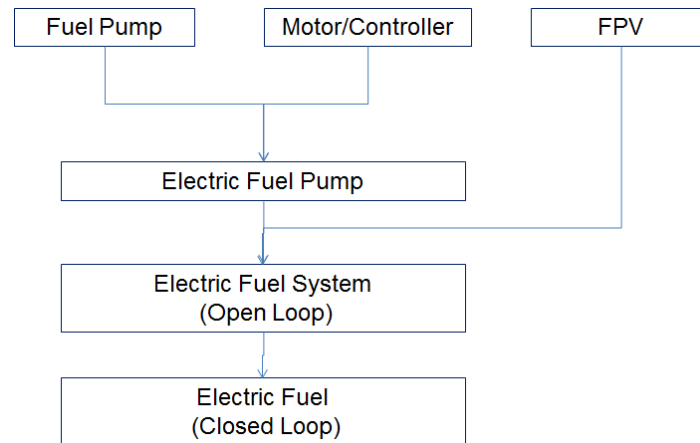


図 4-15 電動燃料システム リグ試験フロー

次に、燃料ポンプと電動モータを組み合わせた電動燃料ポンプおよび、電動燃料ポンプに加圧バルブを組み合わせた電動燃料システム（開ループ）、さらに流量フィードバックを組み込んだ電動燃料システム（閉ループ）の試験を実施した。システム電動化実現における課題である、シングル・シャフト・ポンプによる燃料流量計量および高精度の燃料計量の実現性確認を目的として行った、これらの試験結果と評価を以下に述べる。

(1) 電動燃料ポンプ

電動燃料ポンプ単体、すなわち FPV・オリフィスを含む流量計量機構がない状態で試験を実施した。デジタル・コントローラにポンプ吐出流量を指令値として入力し、それに対する出力としてポンプ吐出流量をポンプ後流に設置したタービン流量計で計測した。

試験の結果から、着火流量、地上アイドルから最大離陸流量まで、電動モータの回転数制御によって供給可能であることを確認した。さらに、流量指令値に対するポンプ吐出流量の周波数応答を取得して、流量指令値に対する吐出流量の応答性が電動燃料ポンプ単体で満足できることを確認した。図4-16に離陸最大流量 2041kg/hr (4500PPH) での 5Hz

の周波数応答結果を、赤色の線を流量指令値、青色の線を吐出流量計測値として示す。吐出流量の位相遅れは 45° 以内であり、電動燃料ポンプ単体で 5Hz の周波数応答特性を有していることが確認された。

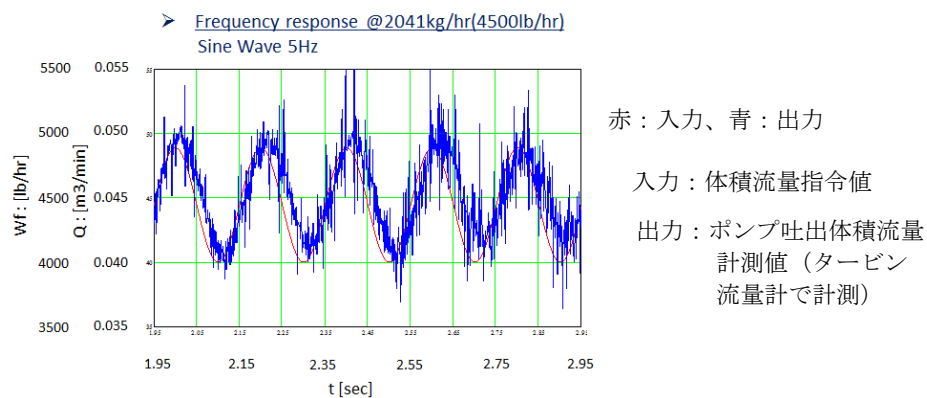


図 4-16 周波数応答($5\text{Hz}@2041\text{kg/hr}(4500\text{PPH})$)

(2) 電動燃料システム（開ループ）

電動燃料ポンプと FPV・オリフィスを含む流量計測機構を組み合わせた状態で試験を実施した。ここでは流量フィードバックは行わず、開ループでの試験である。デジタル・コントローラにポンプ計量流量を指令値として入力し、それに対する出力としてポンプ吐出流量を流量計測機構で計測、すなわち差圧計で計測した FPV・オリフィスの前後差圧から計量流量を算出した。

試験の結果から、電動燃料ポンプと流量計測機構を組み合わせた状態で、シングル・シャフト・ポンプの成立性が課題となる着火から地上アイドルまでの低流量域での燃料供給が可能であることを確認した。さらに流量指令値に対する計量流量の周波数応答を取得して、計量流量の応答性が満足できることを確認した。図 4-17 に着火流量 113kg/hr (250PPH) 近辺での 5Hz の周波数応答結果を、赤色の線を流量指令値、青色の線を計量流量計測値として示す。計量流量の位相遅れは 45° 以内であり、電動燃料システム（開ループ）で 5Hz の周波数応答特性を有していることが確認された。

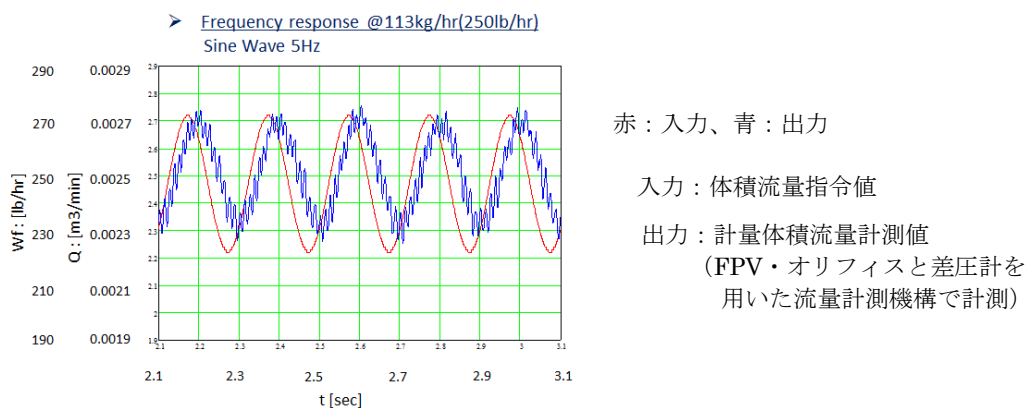


図 4-17 周波数応答(5Hz@113kg/hr(250PPH))

図 4-17に見られるように、出力値に細かな脈動がのっている。出力値は差圧計から算出した計量流量であり、ポンプ吐出圧力が脈動していることが推測される。ギア・ポンプの一般的な特性として、ギア歯数と回転数から決まる周波数で吐出圧力に脈動が発生することが知られており、試験で確認された脈動の周波数はこのギア歯数で決まる周波数と一致していることから、ギア・ポンプ特有の事象であると考えられる。

より大きな流量域では、計量流量すなわち、FPV・オリフィスの前後差圧に発振が確認された。着火流量から地上アイドル付近までの小流量範囲において FPV は全閉位置にあり、地上アイドル付近で FPV が開口したのち、バルブ開度が計量流量に応じて増加する。着火流量付近での計量精度を確保したうえで最大差圧を極力抑えるように FPV の流量—圧力特性を設定しているため、圧力変化に対する流量の感度が高く、この影響で加圧バルブが発振している可能性が考えられる。

参考データとして、電動燃料システム（開ループ）において、流量指令を着火流量 113kg/hr(250PPH)から地上アイドル 209kg/hr(460PPH)に変化させた場合のステップ応答を図 4-18に示す。計量流量は、燃料計測機構の後流に設置したタービン流量計で計測した。定常状態において、流量指令値と計量流量の計測中央値には差異があるが、後述するように流量フィードバックを用いた閉ループ・システムではこの差異が減少する。

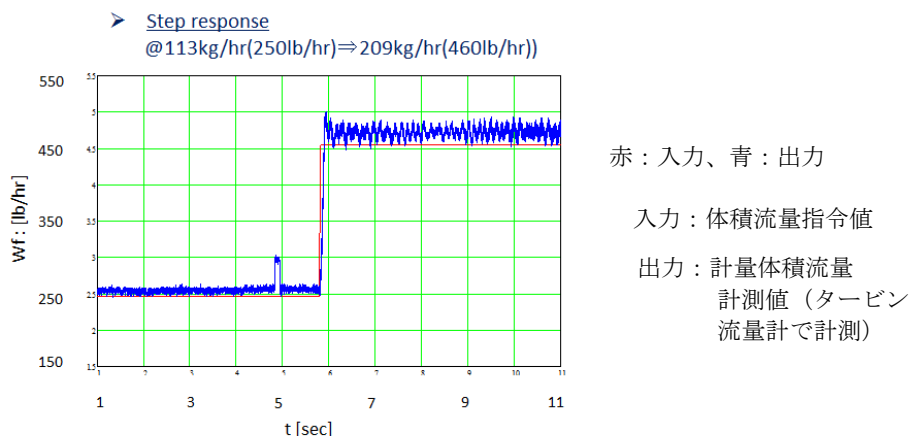


図 4-18 ステップ応答(113kg/hr(250PPH)→209kg/hr(460PPH))

(3) 電動燃料システム（閉ループ）

電動燃料ポンプと FPV・オリフィスを含む流量計測機構を組み合わせ、さらに流量フィードバック・システムを構成した状態で試験を実施した。デジタル・コントローラにポンプ計量流量を指令値として入力し、それに対する出力としてポンプ吐出流量を流量計測機構で計測、すなわち差圧計で計測した FPV・オリフィスの前後差圧から計量流量を算出した。

試験の結果から、試作した電動燃料システムはエンジンから要求される高精度の燃料計量精度を満足することを確認した。流量フィードバックを行う閉ループ・システムにおいて、流量指令を着火流量 113kg/hr(250PPH)から地上アイドル 209kg/hr(460PPH)に変化させた場合のステップ応答を図 4-19 に示す。また、流量フィードバックがない場合（開ループ）とある場合（閉ループ）の着火流量付近の定常状態における流量指令値と計測値の差異を図 4-20 に示す。図 4-20 の上の図が開ループ、下の図が閉ループである。いずれも指令値からのずれは脈動を入れても±5%以内であるが、閉ループのほうがより指令値からのずれが少ないことがわかる。閉ループでの計量精度は脈動を入れても±2%程度であり、想定される電気信号誤差などを考慮に入れても、数式 4-6~4-8 から Wf 計量精度要求（ポイント流量の±5%以内）を満足可能であることが確認された。

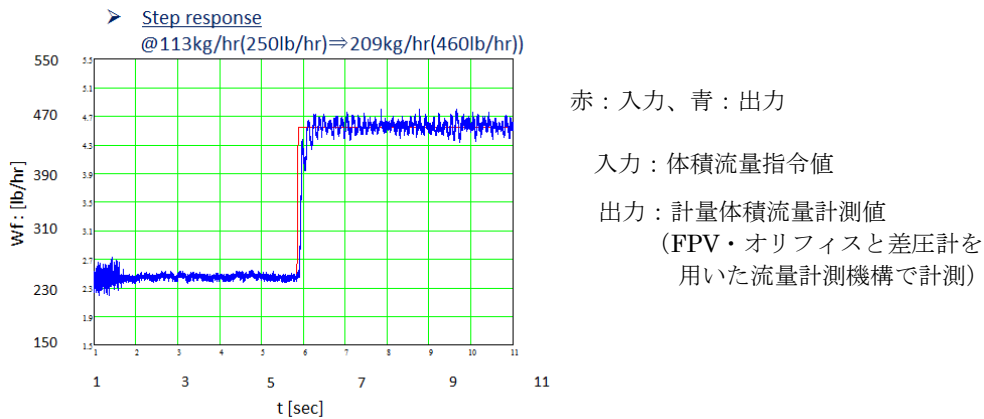


図 4-19 ステップ応答(113kg/hr(250PPH)→209kg/hr(460PPH))

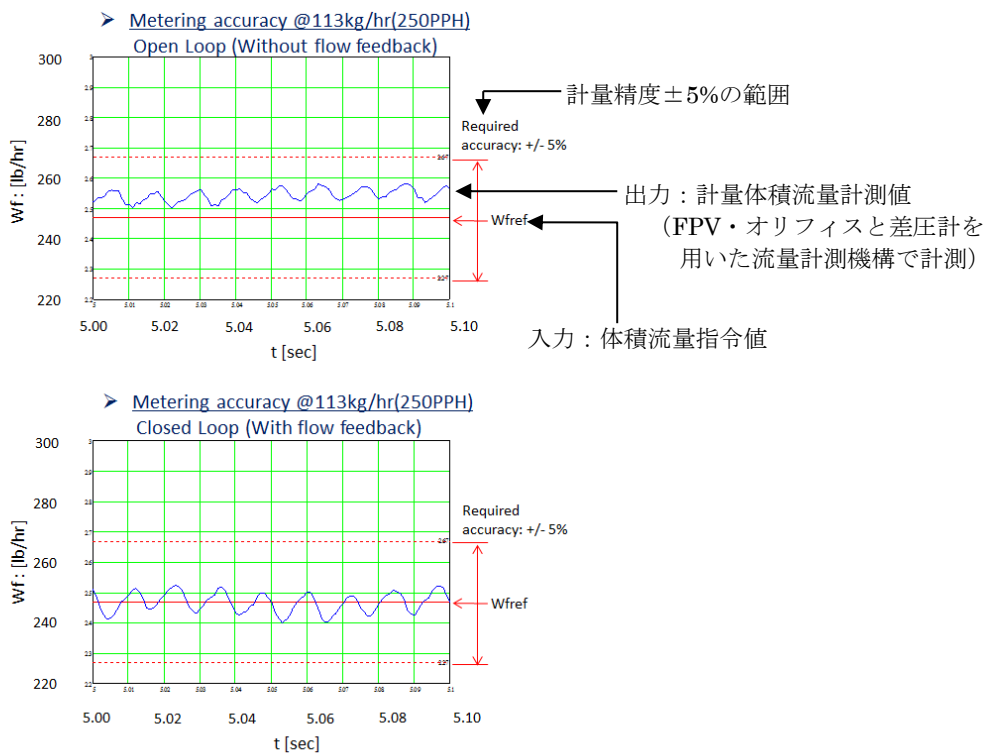


図 4-20 定常状態における Wf 計測値の比較(@113kg/hr(250PPH))

さらに、流量指令値に対する計量流量の周波数応答を取得して、計量流量の応答性が要求を満足できることを確認した。図 4-21 に着火流量 113kg/hr(250PPH)近辺での 5Hz の周波数応答結果を、赤色の線を流量指令値、青色の線を計量流量計測値として示

す。計量流量の位相遅れは 45° 以内であり、電動燃料システム（開ループ）で 5Hz の周波数応答特性を有していることが確認された。

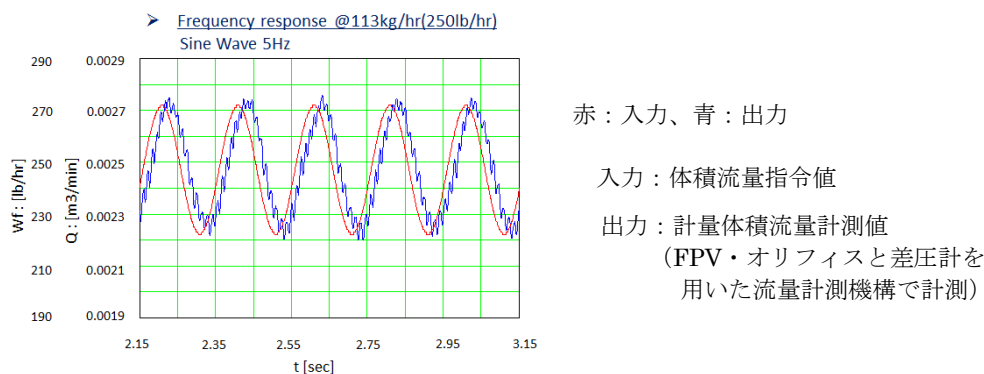


図 4-21 周波数応答($5\text{Hz}@113\text{kg/hr}(250\text{PPH})$)

第4項 試験結果のまとめ

本研究において実施した電動燃料システムのシステム設計と機構設計に基づき、小型ターボファン・エンジン用の電動燃料システムの試作および評価試験を実施した。その結果、電動燃料システム実現における主要課題である高精度の燃料計量およびシングル・シャフト・ポンプによる燃料計量の成立性がいずれも確認された。

試作した電動燃料システムにおいて、シングル・シャフト・ポンプの成立性が課題となるエンジン着火から地上アイドルまでの低流量域での燃料供給の成立性が確認された。また、燃料計量精度については、精度要求が最も厳しくなるエンジン始動から地上アイドルまでの低流量域で、ポイント流量の $\pm 5\%$ 内で規定される精度要求を満足することを確認した。さらに、燃料計量応答性については、電動燃料ポンプ単体、電動燃料ポンプ+流量計測機構（開ループ・システム）および、電動燃料システム（流量フィードバックによる閉ループ・システム）のいずれも、流量指令値を入力、計量流量計測値を出力とした場合に 5Hz の周波数応答特性を満足することを確認した。

今回の試作・試験において、電動燃料システムの実現において課題となる項目について基本的特性を取得し、本システムの成立性に見通しを得た。そのうえで、アイドルを超えた範囲を含む全流量域で安定な流量制御と過渡応答性を満足するための適切な制御設計を MEE 電動燃料システム実用化に向けた今後の課題とする。

第6節 まとめ

第4章では、MEE 電動燃料システム実現における課題として、高精度な燃料流量計量および、電動モータ駆動のギア・ポンプの回転数制御による燃料計量の実現の2点を主要課題として抽出した。これらの課題を解決する独自のアプローチとして、FPV・オリフィスと差圧センサを用いた流量フィードバック・システムによる高精度の燃料計量精度の確保、ならびに低圧ポンプと高圧ポンプを同軸でモータに直結して駆動するシングル・シャフト・ポンプによる全流量範囲の燃料計量の実現を本電動燃料システムの目標として掲げ、これらを実現するための機構設計を行った。

さらに小型ターボファン・エンジンに搭載する電動燃料システムとして、この新たな電動燃料システムのシステムおよび機器詳細設計を実施し、試作およびリグ評価試験を実施した。リグ評価試験の結果から、流量フィードバック制御による高精度燃料計量および、シングル・シャフト・ポンプによる燃料計量のいずれにおいても、本研究における電動燃料システムの成立性が確認された。

第5章 将来航空機システムにおける MEEの貢献に関する提案

第1節 概要

従来の航空機技術において、機体とエンジンの境界を越えた制御の統合は制御性、安全性や運用性の面から常に論じられている[59][60][61]が、現在までのところ統合化された制御の完全な実現には至っていない。前章までに述べた、エンジンへの電動化システムの導入は、電動化された機体システムとの連携によって、制御の統合化を現実的にすることに貢献すると考えられる。ここでは、前章までに述べた MEE 電動燃料システムの導入によって実現可能になると考えられる、機体とエンジンの燃料システム統合化についての提案を述べ、さらに、機体とエンジン相互の電動化システムの導入によって簡素化した制御システムが、機体制御と推進系制御の統合化へと進むことを仮定した場合のシステム構想について述べる。

第2節 機体とエンジンの燃料システム統合化の概念

従来の航空機における機体とエンジンの燃料供給システムの代表例を図 5-1 に示す。機体燃料システムはエンジン燃料システムと独立しており、機体とエンジンのインターフェース・ポイント、すなわちエンジン入口において、定められた燃料圧力・温度条件等を満たすようにエンジンに燃料を供給する。図 5-1 の上側に示す機体燃料システムは、燃料タンク、燃料タンクからエンジンに送る燃料を加圧するためのブースト・ポンプ、エンジンへの燃料供給を開始・停止する燃料遮断弁、クロスフィード弁などの機構を有する。双発エンジン搭載の機体において、通常は左右のエンジンは左右其々の燃料タンクから燃料を吸引するが、仮に一基のエンジンが停止した場合に左右の機体タンク内の燃料重量バランスをとるために逆側のタンクから燃料を吸引できるようにラインを切り替える働きをするバルブがクロスフィード弁である。

図 5-1 の下側に示すエンジン燃料システムは、燃料を加圧・供給する燃料ポンプ、燃料流量の制御を行う FMU (燃料制御部)、システム圧力を一定以上に保持するための FPV

(加圧バルブ) などから構成され、エンジン入口条件を満たす燃料が機体側から供給される限りにおいて正常作動することが要求される。エンジン燃料ポンプは一般的に、低圧ポンプと高圧ポンプで構成され、低圧ポンプは高圧ポンプ入口の燃料を加圧する。この低圧ポンプは、機体ブースト・ポンプが故障停止した場合でも高圧ポンプが吸い込み性能を確保できエンジンに燃料を供給できるように、その昇圧能力を設定する。すなわち、機体ブースト・ポンプと、エンジン燃料ポンプの低圧ポンプは燃料の昇圧という機能において重複した機器であるということができ、インターフェース・ポイントでの条件を満たすために各々のシステムで機器を持たねばならない。このように、機体とエンジンの燃料システムが独立しているが故に生じている機能の重複や系統の複雑さを取り除くために、電動化の導入によるシステム統合化の概念を検討した。

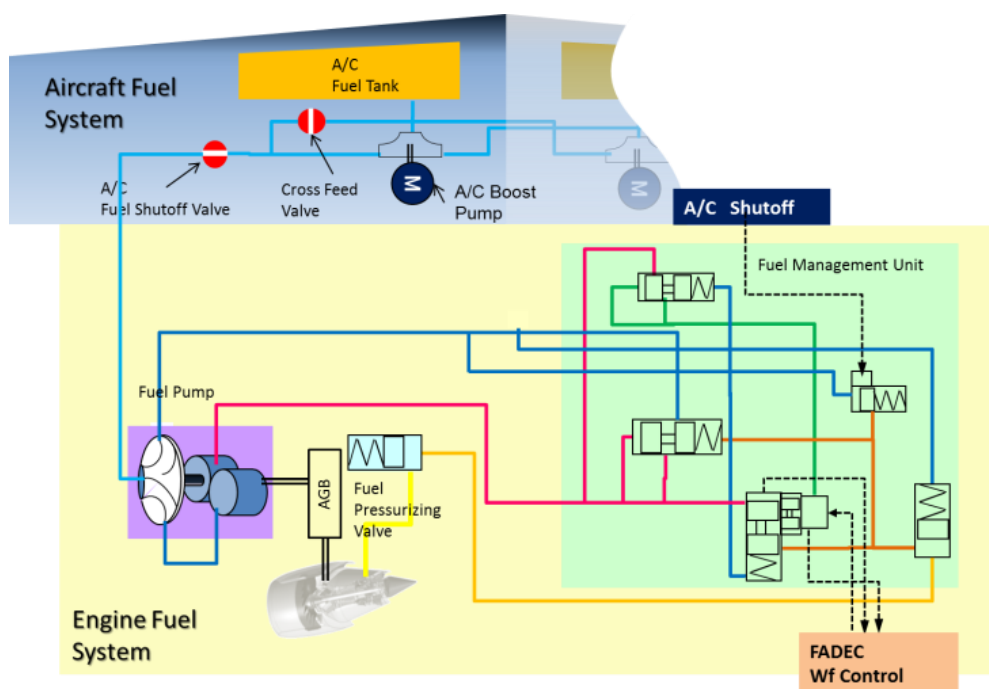


図 5-1 従来の機体およびエンジン燃料システム

MEE 電動燃料システムは、燃料ポンプを AGB 駆動からモータ駆動に変更し、燃料バイパス・ラインや FMU を削除する。これによってシステムが簡素化されることに加え、電動燃料ポンプを AGB に装着する必要性がなくなることから搭載の柔軟性が増し、機体側に搭載することも可能となる。すなわち、MEE 電動燃料ポンプを機体燃料システムの

一部分とすることにより、機体とエンジンの燃料システムを統合化して、重複した機能の整理および統廃合を行うことが可能となる。このように統合化された燃料システムは、機体全体として燃料システムの最適化および簡素化を促進し、機器・部品点数の削減とシステム信頼性の向上を図ることに貢献する。

燃料システム統合化の概念を図 5-2 に示す。MEE 電動燃料ポンプが機体タンクから燃料を吸引し、ポンプ回転数によって燃料流量を制御してエンジン燃焼器に供給する。電動燃料ポンプの低圧ポンプが機体タンクから高圧ポンプ入口までの昇圧機能を担うため、機体ブースト・ポンプを削除できる。また、エンジンへの燃料供給の遮断は、電動燃料システムの遮断弁によって行う。クロスフィード弁は MEE 電動燃料ポンプの下流側に配置する。図 5-1 と比べて図 5-2 に示す統合化燃料システムは、機器点数の削減と燃料ラインの簡素化が図られていることがわかる。

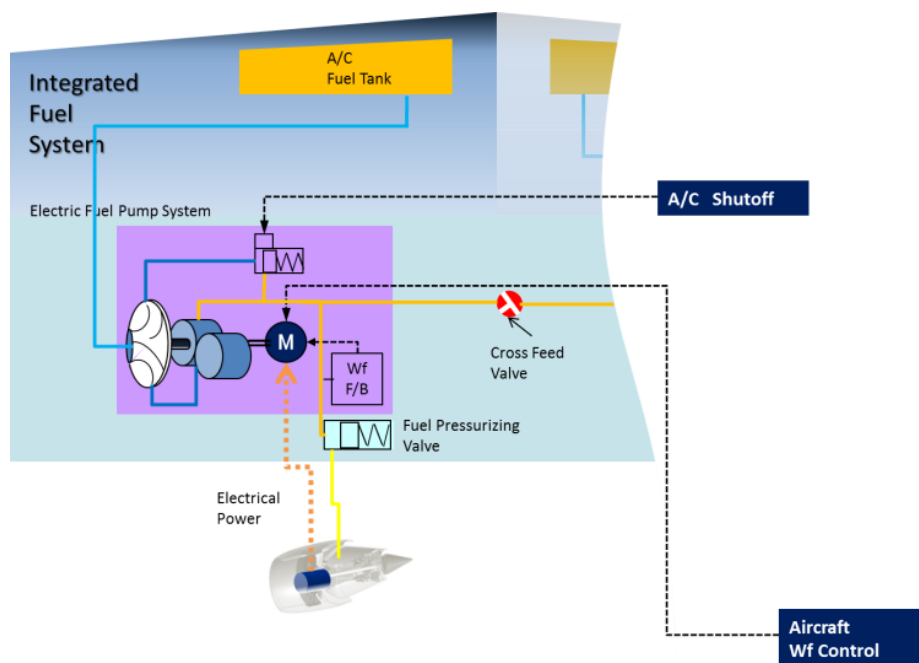


図 5-2 統合化燃料システムの概念

第3節 統合化電動燃料システムの提案

双発エンジン搭載、150～200 席クラスの単通路機を想定し、より具体的な統合化燃料システムの検討を実施した。図 5-3 に提案する統合化燃料システムのスキマチックを示

す。機体タンクは、胴体タンク (Center Tank) および左右の翼内タンク (Left/Right Wing Tank) の計3つとし、4台の電動燃料ポンプ・ユニット ; Left Main Pump Unit, Left Center Pump Unit, Right Main Pump Unit, Right Center Pump Unit を設置する。それぞれの電動燃料ポンプ・ユニットは、前章までに述べた電動燃料ポンプおよび流量フィードバック機構から構成される MEE 電動燃料システムをユニット化したものであり、機体側からの指令に基づいて燃料供給・停止および燃料流量制御を行う。

150～200 席クラスの単通路機に搭載される中型ターボファン・エンジンの最大離陸時燃料流量は約 4536kg/hr(10000PPH)であり、その後、上昇・巡航・下降・着陸・地上滑走に至る通常のミッションにおいて必要な燃料流量は最大 2268kg/hr(5000PPH)である。前章までに検討した小型ターボファン・エンジンの電動燃料ポンプの流量範囲が 2268kg/hr(5000PPH)であることから、この電動燃料ポンプ・ユニットを離陸時には2台、それ以外は1台用いると、中型エンジンが必要とする燃料流量を供給することができる。従って、図 5-3 に示す統合化燃料システムにおいては4つのポンプ・ユニットを設置し、Left Main Pump Unit と Left Center Pump Unit が左エンジンに、Right Main Pump Unit と Right Center Pump Unit が右エンジンに燃料を供給することを基本構成とする。

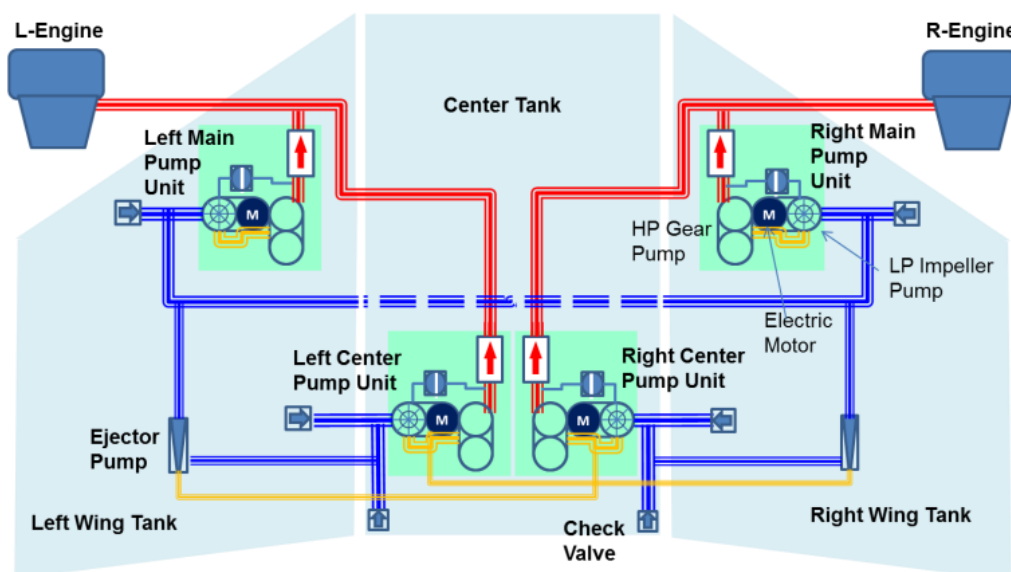


図 5-3 単通路機を想定した統合化燃料システムの提案

図 5-3 に示す統合化燃料システムにおける燃料供給ラインの接続系統図を図 5-4 に示す。離陸後の飛行ミッションにおいて、電動燃料ポンプ・ユニット 1 台でエンジンの必要燃料流量を供給可能であることから、2 台のポンプ・ユニットを設置することによって燃料システムを冗長化する点に本システム提案の大きなメリットがある。左右エンジンそれぞれに 2 台のポンプ・ユニットを接続すると同時に、3 個ある燃料タンクのそれぞれに、2 台のポンプ・ユニットが接続されるようにラインを構成する。これによって、機体タンクからエンジン燃焼器に燃料を供給するまでの全てのラインにおいて、冗長化が可能となる。燃料システムの故障によってエンジンへの燃料供給が遮断されるとエンジン IFSD に至るため、このリスクを最小限にすることが燃料システム電動化の導入に際して最も重要である。機体とエンジンのシステム統合化は、上記のようなコンセプトによって燃料システム冗長化を可能とし、機体システムの信頼性・安全性を高めることに貢献する。また、左右の翼内タンクそれぞれに左右の Main Pump Unit を接続し、左右の翼内タンクの燃料を同時に吸引するため、一基のエンジンが停止した場合にも燃料のアンバランスが生じなくなり、クロスフィード弁も削除可能である。

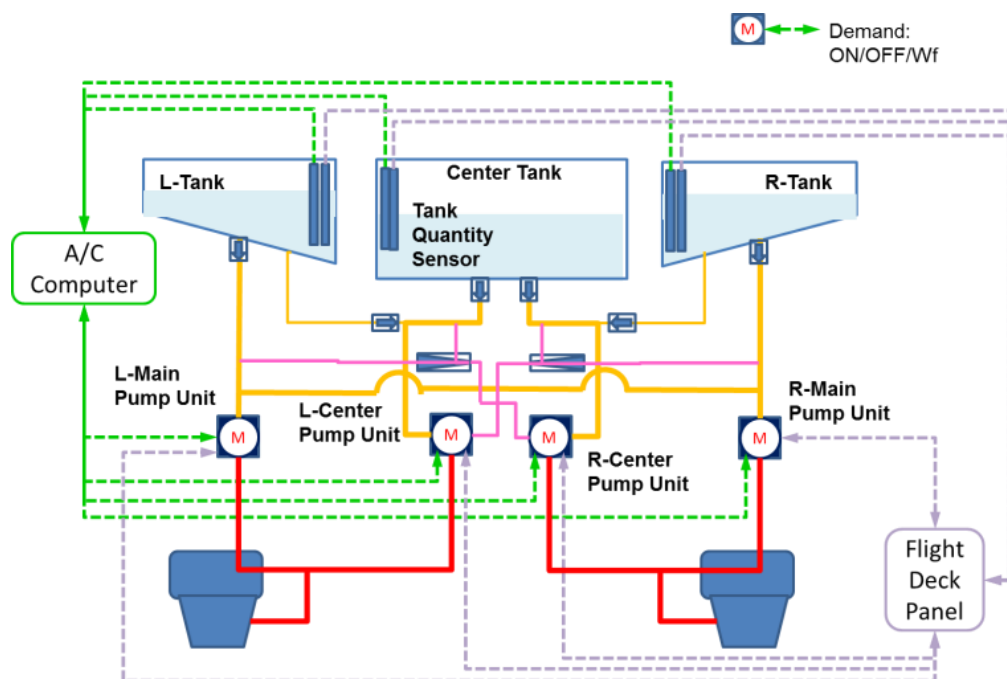


図 5-4 単通路機を想定した統合化燃料システム系統図

(1) 正常モードにおける運用

離陸時には図 5-4 に示すように、全てのポンプ・ユニットを作動させて離陸に必要な燃料流量を制御する。一般的に、胴体タンクの燃料を先に消費してから翼内タンクの燃料を消費するため、まず胴体タンクから燃料を吸引する間は図 5-5 に示すように左右の Center Pump で Wf 制御を行い、胴体タンクが空になって翼内タンクから燃料を吸引する間は図 5-6 に示すように左右の Main Pump で Wf 制御を行う。

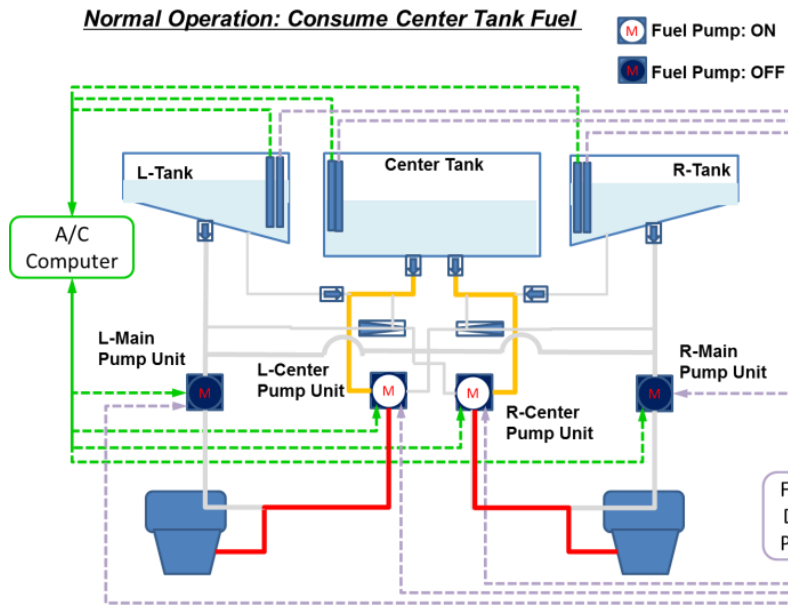


図 5-5 正常時、胴体タンクの燃料を消費

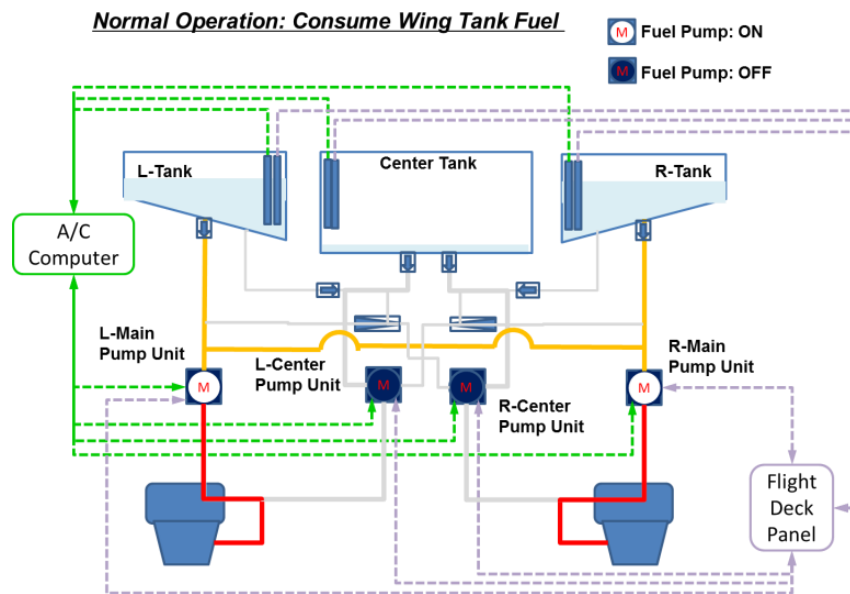


図 5-6 正常時、翼内タンクの燃料を消費

(2) 故障モードにおける運用

統合化電動燃料システムにおいては、燃料システムが冗長化されているため、仮に 1 台のポンプ・ユニットに故障が発生して停止しても、もう 1 台のポンプ・ユニットで燃料供給を続けることが可能である。故障モードにおける運用の一例を図 5-7 に示す。胴体タンクの燃料を消費している間に Left Center Pump が故障した場合を想定する。Left Center Pump を停止させ、代わりに Left Main Pump を作動させ Wf を制御する。胴体タンクから Left Center Pump が燃料を吸引できなくなるため胴体タンクの燃料の減りが遅くなるが、Right Center Pump からドライブ・フローを供給するイジェクタ・ポンプを設置して、胴体タンクから Left Main Pump に燃料を供給するラインを設けることによって胴体タンクの燃料消費率を正常時と同等にするように設計可能である。

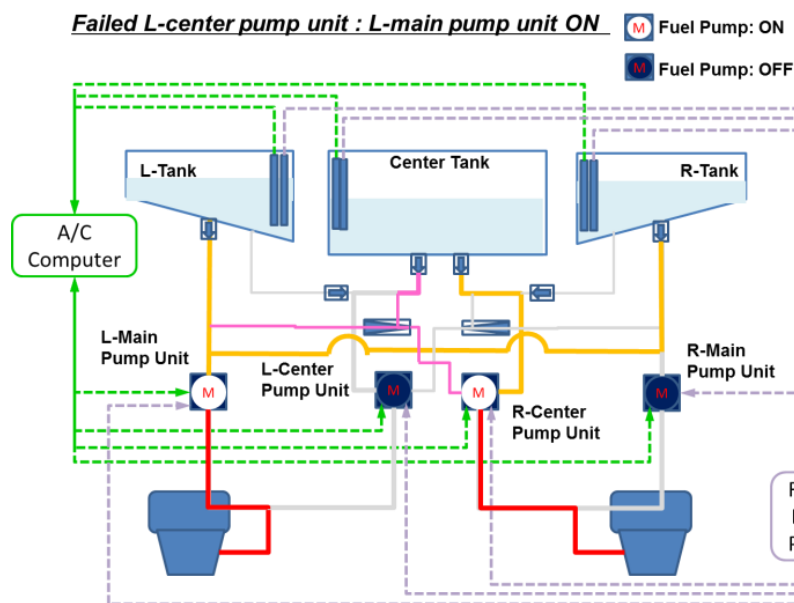


図 5-7 故障モード、Left Center Pump が故障停止

さらに、統合化電動燃料システムの問題は、システム電動化に伴い考慮が必要となる新たな、そして重大なリスクである電源バス故障にも対応することができる。冗長化された電動燃料システム、例えば Left Center Pump Unit と Left Main Pump Unit はそれぞれ独立したモータ・システムによって構成される。電源バスを含めて完全独立なシステムを構成することで仮に一系統の電気システム内に故障が発生した場合でもその故障伝播を防ぎ、他方の燃料システムが燃料供給を継続することを可能とする。

第4節 統合化電動燃料システムによって期待される効果

統合化電動燃料システムの導入によって期待される効果は以下のとおりである。

(1) 燃料システムのシンプル化および機器点数削減

電動燃料システムのユニット化、機体システムとエンジン・システムで重複した機能を有する機器の統廃合、クロスフィード弁の削除などによって、システムがシンプルとなり機器点数も削減できる。図 5-3、図 5-4 に示すシステム概念は、バルブなどの切り替え機構を極力排除した最もシンプルな形態であるが、燃料リークなどの緊急時の対応、あ

るいはより細かなタンク内残留燃料の調節などを行いたい場合には、切り替え機構などの追加も可能である。

(2) 整備性の向上

燃料システムあるいは燃料機器の整備は、燃料配管の着脱、燃料のドレインと清浄、機器交換後のリーク・チェックなどが必要である。燃料システムのシンプル化および機器点数の削減は、これらの手間を減らし整備性の向上に貢献する。また、電動化燃料ポンプ・ユニットは搭載位置の自在化を生かし、交換などの整備が比較的容易な場所に搭載することも可能である。

(3) パイロット・ワークロードの軽減

燃料システム電動化を導入し、運用ミッションやタンク残留燃料に応じた適切な電動燃料システムの制御、故障診断と故障対応による電動燃料システムの切り替えなどを統合化システムの制御コンピュータによって行うことも可能である。従来システムでパイロットが行っていたバルブ類の操作などをなくし、パイロットのワークロード軽減にも貢献する。

第5節 将来の航空機システムにおける MEE の貢献

従来の民間航空機において、エンジン制御システムはエンジン推力の制御をエンジン回転数またはエンジン圧力比の制御に置き換えて実施している。スロットル・レバー角度信号のみがコックピットから FADEC に入力され、FADEC はスロットル・レバー角度に相応な燃料流量がエンジンに供給されるように制御することによって、エンジン回転数または圧力比を制御する（図 5-8 参照）。エンジンの燃料システムは、機体の燃料システムから独立したシステムであり、エンジン入口において定められた燃料圧力・燃料温度などの条件のもとで、FADEC の指令に基づいて燃料流量制御やエンジン可変機構の駆動を行う。

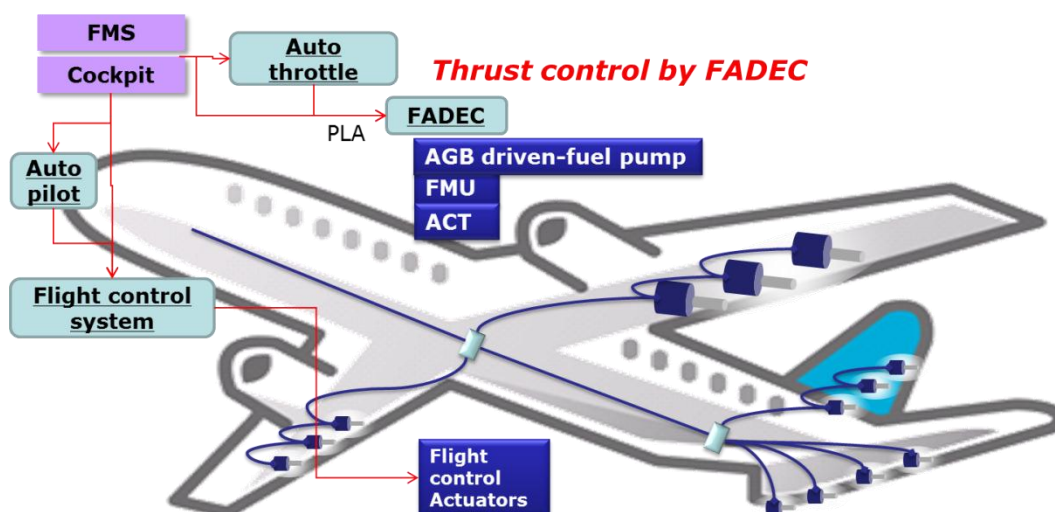


図 5-8 現在の機体およびFADECシステム

将来的に、MEE 電動燃料システム、さらには機体とエンジンの燃料システムの統合化を導入することによって、より安全でより効率のよい航空機システムの実現に貢献することを提案する。これらの導入によって、図 5-9 に示すように、機体制御とより密接に関連したかたちで機体全体の運用を最適にするように、推進系の制御を行うことが可能となる。機体の制御にエンジン推力を用いる考え方は、機体操舵面の故障などの緊急時の安全性確保の手段としても古くから検討されているが、完全な実現には至っていない。電動化によって統合化されたシステムは、機体コンピュータがエンジン推力を含めて最適に制御することに対して、より簡単に、かつ柔軟に対応することができる。電動化によるエンジン燃料制御の制御性向上はこの実現のために必須であり、さらに冗長化を含めた信頼性・安全性向上と合わせて、将来航空機における機体・推進系統統合化による最適制御の実現においてエンジン・システム電動化は重要な役割を果たすと考える。

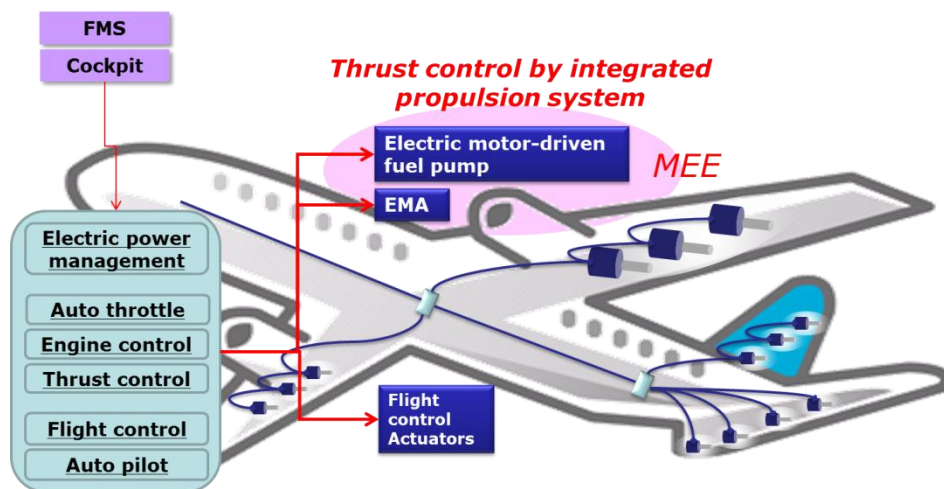


図 5-9 統合化された制御システムの提案

第6節 まとめ

第5章では、将来の航空機において MEE が導入され、機体とエンジンの双方におけるシステム電動化が進展することによって、従来の機体とエンジンの枠を超えたシステム統合化が進む可能性があることを示した。MEE システムの導入と、さらにそれによる機体・エンジンのシステム統合化は、より高い効率と信頼性・安全性を目指す将来の航空機システムの実現に貢献する技術革新であると考えられる。

第6章 結論

第1節 主要な成果

本研究の成果として、航空機用エンジンの電動化システム（MEE）導入が航空機の効率向上に寄与し、燃料消費削減とそれによる CO₂ などのエミッション削減を可能とすることを定量的に示した。さらに、システムの具体化・実用化における課題とそれらを解決する過程を明らかにし、課題克服の可能性があることを示した。本研究成果の MEE システム構想および電動燃料システムの基本形態は、安全性・信頼性を損なうことなく航空機全体の効率を向上し、整備性や運用性にも優れたエンジンを実現する。

本論文では第2章にて航空用エンジン電動化システム構想、第3章では MEE 電動燃料システム導入によるシステム改善効果の検討を記述し、第4章には MEE 電動燃料システムの機構設計と評価について記述した。第5章では、今後に向けた提案として、将来航空機システムにおける MEE の貢献に関する提案について記述した。

「航空機エンジン電動化システム構想」においては、航空機用エンジンの制御システムに、従来の機械あるいは油圧による駆動源に電動モータを用いた電動化コンセプトを導入する新たなシステムとして、MEE を定義した。MEE の中心となる電動燃料システムは、電動モータの回転数制御によって定容積型のギア・ポンプの吐出流量をエンジン燃焼器が必要とする燃料流量に制御することで実現可能であることを示した。

MEE システム導入によって実現すべき重要な目標として、エンジンの燃費向上とエンジンの信頼性・安全性向上を掲げ、それぞれに対するアプローチを明確にした。エンジンの燃費改善については、従来の AGB 駆動の燃料ポンプで生じていた余剰燃料のバイパスによる無駄をなくすことによりエンジン効率を改善し、さらにエンジンのヒート・マネジメントを改善することによって実現できることを示した。エンジンの信頼性・安全性の向上については、エンジン制御システムの信頼性・安全性指標として1フェール・オペレーショナル、2フェール・セーフ、そしてエンジン起因の航空機の致命的故障の低減という指標を掲げ、電動化によって従来システムに必須であった複雑な燃料計量機構を不要とするシンプルな燃料システムの実現、冗長電動モータの制御方式および電動燃料システムの

独自の構成方法等によって、これらの信頼性・安全性指標を達成可能であることを示した。

次に、「MEE 電動燃料システム導入による改善効果の検討」において、MEE 電動燃料システムの導入が、航空機あるいはエンジンにもたらす効果を明らかにした。システム電動化に伴うエンジン抽出力の削減およびエンジン・ヒートマネジメントの改善がもたらす、エンジン・システムの効率向上とそれによる燃料消費削減効果を定量的に算出する方法を研究し、リージョナル・クラスの航空機に搭載される小型ターボファン・エンジンを想定して改善効果の算出を実施した。この結果、小型ターボファン・エンジンにおいては巡航条件で約 1%の SFC (Specific Fuel Consumption) 改善効果が得られることを示した。このうち、電動化によるエンジン抽出力削減による改善効果が約 0.4%、ヒート・マネジメント改善によって ACOC (Air-Cooled Oil Cooler) が不要となりファン出口空気圧力低下がなくなったことによる改善効果が約 0.6%である。一方でシステムの質量は増加するが、7kg 程度の増加にとどまり、質量増による SFC 悪化を考慮に入れても、MEE 電動燃料システムの導入が SFC 改善をもたらすことを明らかにした。

さらに、より大きなサイズのターボファン・エンジンを想定して同様な検討を実施し、中型・大型エンジンにおいてもエンジン効率改善の効果が得られることを確認した。ただし、改善効果をより高めるためには、電動化に伴うシステム質量増加を少なく抑えることが今後の課題である。

「MEE 電動燃料システムの機構設計と評価」においては、電動燃料システムの基本構成を定め、システムの具体化・実用化に際して課題となる事項について洗い出した。さらに、これらの課題を克服するための検討を行ったうえで新たな機構設計を提案し、従来には存在しなかったシンプルで信頼性の高い電動燃料ポンプ・システムの構築を可能とした。

一つ目の機構設計として、高い燃料計量制御精度を実現する計量機構を検討した。従来システムでは、複雑な燃料計量機構を用いてエンジン性能から要求される高い燃料計量精度を満足させている。MEE システムは、電動燃料ポンプの回転数制御で燃料計量機能を兼ねることの効果により、複雑な燃料制御部が不要でシンプルなシステムが実現できることに大きな特徴がある。この特徴を損なうことなく、かつ高い計量精度を実現するために、並列配置の加圧バルブとオリフィス、および差圧計を用いて計量流量を計測し、流量フィ

ードバックによって計量精度を補償するシステムを提案し、その実現性を確認した。

二つ目の機構設計として、シングル・シャフト・ポンプの実現方法を検討した。シングル・シャフト・ポンプは、低圧ポンプと高圧ポンプを1本の軸でモータに直結して駆動する最もシンプルな構造であるが、この場合、従来のAGB駆動燃料ポンプに比べてはるかに低い回転数領域で燃料ポンプを連続運転することが必要となる。この回転数領域では、低圧ポンプの昇圧性能および、ポンプ軸のベアリング潤滑性などが課題になる。これらの課題に対して、低圧ポンプの性能予測、油膜厚さ推定などの定量的な検討を行ったうえで、シングル・シャフト・ポンプに成立性があることを示した。

さらに、これらの機構設計に基づく電動燃料システムの試作・評価を実施した。試験の結果から、流量フィードバック制御による高精度燃料計量および、シングル・シャフト・ポンプによる燃料計量のいずれにおいても、本研究における電動燃料システムの成立性が確認された。

第2節 今後の課題

本研究において、航空機用エンジンの電動化システム（MEE）導入がエンジンの効率改善をもたらすことを明確にしたうえで、シンプルで信頼性・安全性の高い電動燃料システムの実現が可能であることを示した。このシステム構想をより具体化してMEEシステムの実現性を高めていくことが、今後の重要な課題である。

また、今後に向けた提案として、将来の航空機のより効率的・安全な運用に対するMEEの貢献について第5章に記述した。従来のAGB駆動の配置制約を受けないMEEの電動燃料ポンプ・システムとその制御の柔軟性向上は、従来の航空機システムにおいて重複した部分の多い、機体とエンジンの燃料システムの統合化を可能とする。また、機体とエンジン相互の電動化システムの導入によって簡素化した制御システムによって、将来的に機体制御と推進系制御の統合化が進展することを仮定したうえで、統合的に推進系制御を行うシステム構築にMEEシステムが貢献する可能性も考えられる。本研究ではこれらの可能性の提案にとどめ、実現性の検討は将来的な課題とする。

将来、電動化システムの発展に伴って、航空機とエンジンが制御、システム構成、機器構成などの広い範囲で統合化されていくと考えられる。人と地球にやさしく、安全で柔軟な航空機の実現に向けてMEEがより一層、貢献できることを目指して研究を続けていく。

研究業績

本論文を構成する主著論文

[A1] N. Morioka, H. Oyori, D. Kakiuchi, K. Ozawa, "MORE ELECTRIC ENGINE ARCHITECTURE FOR AIRCRAFT ENGINE APPLICATION", GT2011-46765, in ASME Turbo Expo 2011, Vancouver, CANADA, Jun. 2011.

[A2] N. Morioka, H. Oyori, "Fuel Pump System Configuration for the More Electric Engine", SAE Technical Paper 2011-01-2563, in SAE 2011 AeroTech Congress & Exhibition, Toulouse, FRANCE, Oct. 2011.

[A3] N. Morioka, H. Oyori, "Improved Engine Efficiency via the More Electric Engine", AIAA-2012-0110, in 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Nashville, Tennessee, Jan. 2012.

[A4] N. Morioka, H. Oyori, "FUEL SYSTEM DESIGN FOR THE MORE ELECTRIC ENGINE", GT2012-68374, in ASME Turbo Expo 2012, Copenhagen, DENMARK, Jun. 2012.

[A5] N. Morioka, H. Oyori, "More Electric Architecture for Engine and Aircraft Fuel System", SAE Technical Paper 2013-01-2080, in SAE 2013 AeroTech Congress & Exhibition, Montreal, CANADA, Sep. 2013.

[A6] N. Morioka, H. Oyori, Yukinori Gonda, Kenji Takamiya, Yasuhiko Yamamoto, "DEVELOPMENT OF THE ELECTRIC FUEL SYSTEM FOR THE MORE ELECTRIC ENGINE", GT2014-26277, in ASME Turbo Expo 2014, Dusseldorf, GERMANY, Jun. 2014.

[A7] 森岡典子、垣内大紀、小沢寛二、関直喜、大依仁、“More Electric Engine 制御技術の実用化研究”、I H I 技報 第 52 巻第 1 号、平成 24 年 3 月

本論文の参考文献とした主著・共著論文

[B1] 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, in SAE 2011 AeroTech Congress & Exhibition, Toulouse, FRANCE, Oct. 2011.

[B2] N. Seki, N. Morioka, H. Oyori, "More Electric Engine Architecture for Fuel System of Aircraft Gas Turbine Engine", IGTC2011-0041, in IGTC2011 Osaka, Osaka, JAPAN, Nov. 2011.

[B3] H. Oyori, N. Morioka, "Fault-tolerant control for the More Electric Engine", AIAA-2012-0111, in 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Nashville, Tennessee, Jan. 2012.

[B4] N. Morioka, H. Oyori, "Contribution of the MEE Toward an Integrated Propulsion System", SAE Technical Paper 2012-01-2100, in SAE 2012 Aerospace Electronics and Avionics Systems Conference, Phoenix, Arizona, Oct. 2012.

[B5] 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, in SAE 2012 Power Systems Conference, Phoenix, Arizona, Oct. 2012.

[B6] H. Oyori, M. Wakita, H. Isoda, Y. Ota, N. Morioka, "Fault-tolerant and resilient electrification for the More Electric Engine", AIAA-2013-1068, in 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting, Grapevine, Texas, Jan. 2013.

特許

<日本>

- ・ガスタービンエンジン用の燃料供給システム
(特願 2013-186575 / 特開 2013-32707)
- ・ガスタービンエンジンの燃料供給装置 (出願)
(特願 2012-104568)
- ・航空機エンジンの燃料供給装置 (出願)
(特願 2012-152587)
- ・航空機エンジンの燃料供給装置 (出願)
(特願 2013-179226)

謝辞

本論文をまとめるにあたり、たくさんの方々にご指導・ご助言、そして励ましをいただきました。この場を借りて心より御礼申し上げます。

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 渡辺紀徳先生、同専攻教授 鈴木真二先生に深く感謝申し上げます。また、有益なコメントやご提案を多数いただきました、同専攻准教授 寺本進先生、同専攻准教授 姫野武洋先生、同専攻特任准教授 岡井敬一先生ならびに宇宙航空研究開発機構 航空本部推進システム研究グループ長 西澤敏雄先生に心より感謝いたします。

本研究においてご支援いただきました、シンフォニアテクノロジー株式会社および株式会社 I H I エアロスペースのみなさまに感謝申し上げます。また、勤務先である株式会社 I H I の上司・同僚には、本研究ならびに関連する技術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応援し見守ってくれた家族に感謝し、本論文の締めくくりといたします。

2014年7月

参考文献

- [1] Boeing Current Market Outlook 2012-2031
- [2] Yeshayahou Levy, "Aviation Transport & Propulsion Research", Nov.2 2011
- [3] Rhett Jefferies, "CLEEN program Technologies Development", NASA ERA N+2 Advanced Vehicle Concepts & Quick-Starts NRA Preproposal Meeting, Feb19,2010
- [4] 財団法人 日本航空機エンジン協会、“民間航空機用エンジンの動向と展望等について”、平成 22 年 3 月 18 日
- [5] 宮川浩、“航空機用ジェットエンジンの省エネルギー技術”、自動車技術 Vol66, No.10、2012
- [6] GE Aviation, "Gas Turbine Trends in a Changing World", 18 March 2011
- [7] Dr.Stephanie Langhoff,et al, NASA/CP-2009-216012 "Workshop Report on Green Aviation", Moffett Field, California on April 25-26, 2009
- [8] Andrew Bradley, Rolles-Royce, "Engine design for the environment", HAW Hamburg, 24th June 2012
- [9] Tim Nelson, "787 Systems and Performance", 2006
- [10] Kamiar J. Karimi, "Future Aircraft Power Systems- Integration Challenges", 2007
- [11] 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
- [12] L. Faleiro, "Summary of the European Power Optimized Aircraft (POA) Project", in 25th International Congress of the Aeronautical Sciences

- [13] Leon Phan, AIAA2008-8937, Parametric Modeling of an electrical test rig for power optimized aircraft architecture”, The 26th Congress of ICAS, Alaska, 14-19 Sep,2008
- [14] A. McLoughlin, “Engine Powerplant Electrical Systems,” More Electric Aircraft Forum, 2009
- [15] Catherine Buchheit, Airbus, “More Electric Propulsion System”, More Electric Aircraft Forum, 2009
- [16] MOET, “Aircraft-level Architecture & Integration,” FP6-030861, 11 Dec.2009
- [17] Xavier Le Tron, Airbus, “A380 Flight Controls overview ”, Presentation at Hamburg University of Applied Sciences, 27th Sep, 2007
- [18] P. Wheeler, "Why Aerospace Needs Power Electronics," in Power Electronics and Applications, 2009. EPE '09. 13th European Conference, Barcelona, Spain, 8-10 Sep. 2009
- [19] 松岡増二、新航空工学講座第8巻 ジェット・エンジン（構造編）1991年5月 第一版第一刷発行 P102~142
- [20] Rolls-Royce pic, “The Jet Engine”
- [21] 西尾健二、遠藤征紀、松田幸雄、航空宇宙技術研究所報告 TR-428、“フロントファンエンジンの制御”、1975年10月
- [22] 遠藤誠、“航空ジェットエンジン用コントロールの現状と今後の課題”、日本ガスタービン学会誌第32巻第2号、2004年3月
- [23] 中溪正樹、“E T O P Sに係るF A Rの改訂案／安全性の向上と信頼性管理体制の進化”、航空技術No.590~593
- [24] CFR Part25- Airworthness Standards: Transport category airplanes, Appendix K: Extended Operations(ETOPS)
- [25] CFR Part33- Airworthness Standards: Aircraft Engines

-
- [26] 遠藤誠、“高信頼性 2 重系 FADEC の開発”、石川島播磨技報第 34 巻第 3 号、平成 6 年 5 月
- [27] Y.Soga, M.Kurosaki, Y.Tsuzuki, “Control of HYPR Demonstrator Engine”
AIAA 98-3283, 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, July13-15, 1998
- [28] 田中泰太郎、根来威利、“制御／モニタ技術 a)航空用エンジンの制御技術と信頼性向上”、日本ガスタービン学会誌 Vol.26 No.101, 1998.6
- [29] 富山清彦、“制御／モニタ技術 b)航空用エンジンの二重系 FADEC について”、日本ガスタービン学会誌 Vol.26 No.101, 1998.6
- [30] Boeing,“Statistical Summury of Commercial Jet Airplane Accidents, Worldwide Operations 1959-2011”
- [31] 炭田潤一郎、“落ちない飛行機への挑戦”、平成21年6月6日、日本技術士会中部支部中部航空会
- [32] 社団法人 日本機械学会編、機械工学便覧、応用システム編、γ2 流体機械、2007年8月10日
- [33] Paul J, Paluszewski, Mihir C. Desai, Richard C. Millar, “Variable displacement vane pump for turbine engine applications" GT2009-27948, ASME Turbo Expo 2007, May 2007
- [34] Paul J. Paluszewski, Mihir C. Desai, “Transient response and thermal performance of a variable displacement vane pump -based actuation system for turbo jet and turbofan aircraft engines", GT2008-51394, ASME Turbo Expo 2008, Jun.2008
- [35] Yasushi Matsunaga, Seiei Masuda, Noriko Morioka, Masahiro Kurosaki, “Development of double gear pump for heat management improvement”, GT2006-90235, ASME Turbo Expo 2006, May 2006

- [36] Rebert C. White, Sundstrand, US Patent Number 4815278, "Electrically driven fuel pump for gas turbine engines", Filed Oct.14,1987
- [37] Helmut Streifinger, MTU, "Fuel/Oil System Thermal Management in Aircraft Turbine Engine", RTO AVT Symposium, Toulouse, France, 11-15 May 1998
- [38] R. Newman, "The More Electric Engine Concept," SAE Technical Paper 2004-01-3128, 2004
- [39] M.J Provost, RR, "The More Electric Aero-Engine: A General Overview from an Engine Manufacturer", Power Electronics, Machine and Drives, 16-18 April 2002
- [40] Field, R.J., "A Magnetic Bearing System for More Electric Engines", ASME GT2000-0409
- [41] 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", Power Electronics, Machine and Drives, 4th IET Conference, 2008
- [42] J.H.Brand, SAE 2004-01-1804, "More Electric Small Turbofan", General Aviation Technology Conference & Exhibition, Kansas, April20-22, 2004
- [43] Christian Zahringer, MTU, "Towards the Powerhouse for More Electric Aircraft- Dedicated Engine Concepts", ISABE-2009-1166
- [44] A. Pluijns, K. J. Schmidt, "Performance Comparison of More Electric Engine Configuration", ASME GT2008-50758
- [45] W. Lorents, Honeywell, US Patent Number 6996970, "High accuracy fuel metering system for Turbine engines", Filed Nov.26, 2003
- [46] Gary L. Gpldberg, Jay M. Francisco, Hamilton Sundstrand, US Patent Number 7540141, "Smart fuel control system", Filed Dec.13, 2005

-
- [47] Douglas A. Parsons, Hamilton Sundstrand, US Patent Number 7216487, "Metering demand fuel system for gas turbine engines", Filed Sep.16, 2004
- [48] Stephen M. Emo, Larry A. Portolese, Honeywell, "Direct metering fuel system with an integral redundant motor pump", US Patent Number 7841164, Filed Sep.19, 2007
- [49] Timothy D. Mahoney, Jay R. Sims, Richard Ling, Honeywell, "Actuator flow compensated direct metering fuel control system and method", US Patent Application Publication Number US2010/0064657, Filed Feb.12, 2007
- [50] Timothy D. Mahoney, Larry A. Portolese, Honeywell, "Direct metering fuel control with integral electrical metering pump and acutuator servo pump", US Patent Application Publication Number US2009/0199823 Filed Feb.11, 2008
- [51] Richard A. Poisson, Ronald D. Poisson, Hamilton Sundstrand, "Dual-Pump fuel system and method for starting gas turbine engine", US Patent Application Publication Number US2010/0293919, Filed May22, 2009
- [52] Honeywell, "Power Optimized More Electrical Aircraft", European conference, towards eEnvironmant, Plague, March 25-27,2009
- [53] Thomas R. Ensign, AIAA2008-147, "Sensitivity Studies of Electric Systems on Business Range", 46th AIAA ASM, 7-10 Jan.2008, Reno, Nevada
- [54] J.-J. Charrier, A. Kulshreshtha, "Electric Actuation For Flight & Engine Control System: Evolution, Current Trends & Future Challenges", 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 8-11 Jan.2007
- [55] Benjamin Legrand, "EMA technology development", More Electric Aircraft Forum
- [56] A. Boglietti, "the Safety Critical Electric Machines and Drives in the More Electric Aircraft: a Survey, IEEE, 2009

- [57] ロバート・ボッシュ、 “ボッシュ自動車ハンドブック”
- [58] 依田稔之、デンソー、 “ディーゼルコモンレールシステム”
- [59] Sanjay Garg, “Propulsion Controls and Diagnostics Research at NASA Glenn,” in 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Jul.2007
- [60] Guo, T.H., Litt, J.S., “Resilient Propulsion Control Research for NASA Integrated Resilient Aircraft Project (IRAC)”, AIAA-2007-2802, AIAA Infotech@Aerospace Conference, May2007
- [61] Litt, J.S., Sowers, T.S., Garg, S., “A Retro-fit Control Architecture to Maintain Engine Pwerformance with Usage,” XVIII ISABE Conference, Sep.2007
- [62] 中島卓郎ほか、 “特集：先進材料利用ガスジェネレータ技術開発、先進制御・計測技術の研究”、日本ガスタービン学会誌 Vol.30 No.3, 2002.5
- [63] 特許第 3661242 号 ”モーター一体型ポンプにおける電動モータの冷却および潤滑装置”、登録日 平成 17 年 4 月 1 日
- [64] Rainer Walther, MTU Aero Engines GmbH, “Advanced Engine Technology: Precondition for Economy, Profitability and Environmental Compatibility in Future Civil Air Transportation”, 10/04/2006