

# More Electric Engine 制御技術の実用化研究

## Practical Development of Control Technology for the More Electric Engine

森 岡 典 子	航空宇宙事業本部技術開発センター制御技術部 課長
垣 内 大 紀	航空宇宙事業本部技術開発センター制御技術部
小 沢 寛 二	航空宇宙事業本部技術開発センターエンジン技術部
関 直 喜	航空宇宙事業本部技術開発センターエンジン技術部
大 依 仁	株式会社 IHI エアロスペース 基盤技術部電子技術室 主幹

More Electric Engine (MEE: 電動化エンジンの促進) は、次世代航空機用のターボファンエンジンへの適用を目指した制御コンセプトである。現在、当社においても特に中小型向けの高バイパス比ファンエンジンにおいて、研究、技術開発が開始され、世界一、人と地球に優しいジェットエンジンを目標にしている。本稿では、IHI MEE の技術的特長、高い市場価値および先進技術の概要について述べる。

The More Electric Engine (MEE) is a next generation turbofan engine that will lead engine control for MEA (More Electric Aircraft) in the 21st century. Recently, IHI has started investigations and studies in order to meet the challenge of creating "an ECO-friendly engine for the future." This paper overviews the IHI MEE and reveals details of IHI's "Green Innovations."

## 1. 緒 言

航空産業界における航空機およびエンジンの効率向上は、地球温暖化防止に対する取組みとして重要になっている。電動化エンジンの促進 (MEE: More Electric Engine) は、航空機の電動化の促進 (MEA: More Electric Aircraft) の一環で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連携し、エンジンの軽量化や効率の改善を担う技術である。

IHI MEE の研究は、燃料システムの効率化を図るための制御システムを開発するとともに、高電圧の電動化技術によって機器の小型・軽量化を実現する。エンジン制御システムの電動化によって地球環境負荷低減や燃費改善が図られ、客先の要求である運航コストの低減にもこたえることが可能になる。

## 2. MEE 開発概要

### 2.1 開発経緯

本研究では燃料消費率の向上や CO<sub>2</sub> 削減のため、燃料システム、電力システム、そのほかのエンジン制御システム全体に焦点を当てた、MEE 制御技術の実用化に向け研究を進めている。すでに航空機メーカーでは MEA 実用化のために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、電動アクチュエータ、電動 ECS (環境制御装置: Environment Control System) を Boeing787 (アメリカ: ボーイング社) や AirbusA380 (フランス: エアバス社) で実現している。

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抽気レスに特長づけられ、① 燃料消費率の向上 ② 定時出発率の改善 ③ 客室空気の清浄化による乗客満足度の向上 ④ 保守・点検の利便化、を提供している<sup>(1)</sup>。MEE は MEA と連携し、エンジンの軽量化や効率の改善を担う技術である。

### 2.2 MEE の効果

#### (1) エンジン効率向上

電動モータで駆動する燃料ポンプの回転数を直接制御し、燃料流量を制御することによって、余剰燃料を削減する。これによってエンジン抽出馬力を削減しエンジン効率を向上させる。

#### (2) 補機用ギヤボックスレス、油圧レス、空気圧レス

ポンプ、発電機などは補機用ギヤボックスを介してエンジン抽出力によって駆動されている。また、エンジン始動は補機用ギヤボックスに搭載された空気スタータによって行われている。これらの機器の電動化によって補機用ギヤボックスによる機械伝達

機構，油圧ライン，空気圧ラインを削減する。

(3) 機体空気抵抗の低減

補機用ギヤボックスに併せてスタータジェネレータをエンジン内部に設置することによって，エンジンの前面投影面積が減少し，機体の空気抵抗を低減させる。

(4) 地上におけるアイドル回転数の最適化

地上におけるエンジンテストや地上走行時は，エンジン出力の大部分が機体システムで消費される。この負荷変動を吸収するため，エンジン回転数は高めに設定しなければならない。電力マネジメントで負荷変動を補えば，エンジン回転数をより低く設定できる。

(5) 補機整備作業の容易化

電動化によって油圧配管の取付け・取外し作業が減少し，補機交換時間が短縮できる。また，電動化によって油圧機器・油圧配管の削減およびドレイン油の廃棄が減り，環境に優しいクリーンな整備作業が実現できる。

2.3 IHI MEE の開発ステップ (第1図) (2)

(1) ステップ1：電動燃料システム

燃料ポンプの電動化は，従来は燃料ポンプを駆動していた補機用ギヤボックスに発電機を搭載し，発電機からの電力によって電動式燃料ポンプを駆動する。さらに燃料を使用した，可変静翼などを駆動する油圧アクチュエータも電動化する (第1図-(a))。

(2) ステップ2：スタータジェネレータと全電動化

全電動化によって補機用ギヤボックスは不要にな

り，エンジン抽出力は直接発電機に接続される。発電機はスタータジェネレータとして，① エンジン始動 ② 機体電力の発電 ③ エンジン補機電力の発電，の三つの機能を担う (第1図-(b))。

(3) ステップ3：組み込みスタータジェネレータ

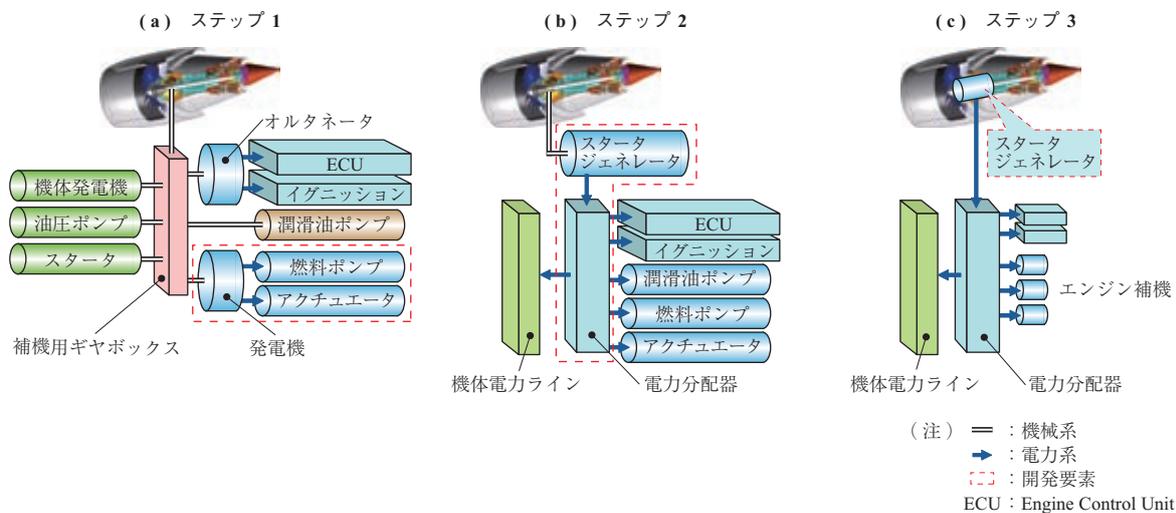
スタータジェネレータは，エンジンの内部に組み込まれる。エンジン補機類の機装も分散され，エンジン投影面積が小さく最も効率を高めたエンジンになる (第1図-(c))。

3. IHI MEE の特長

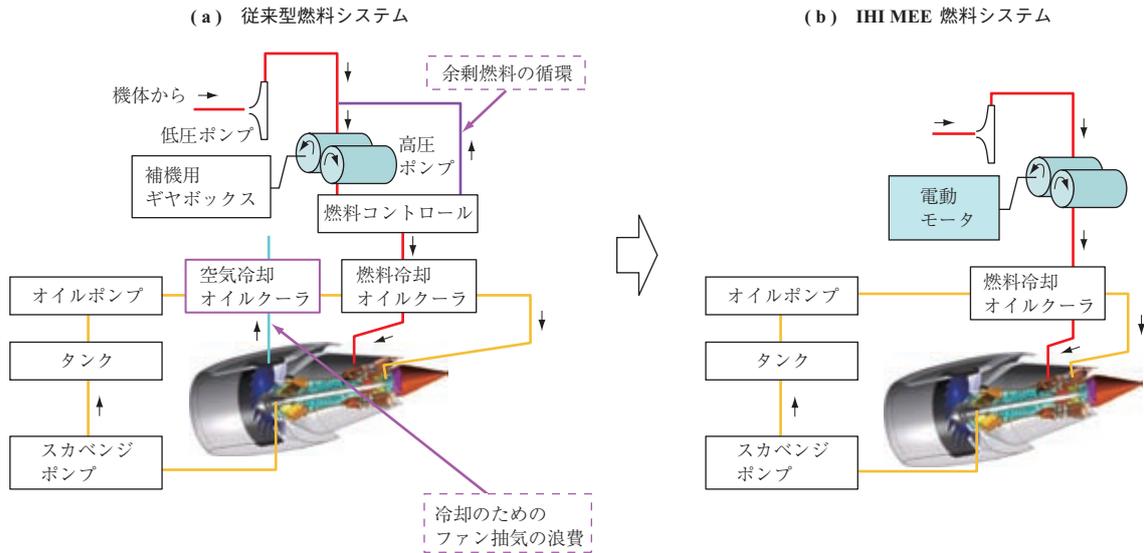
3.1 燃料システム

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

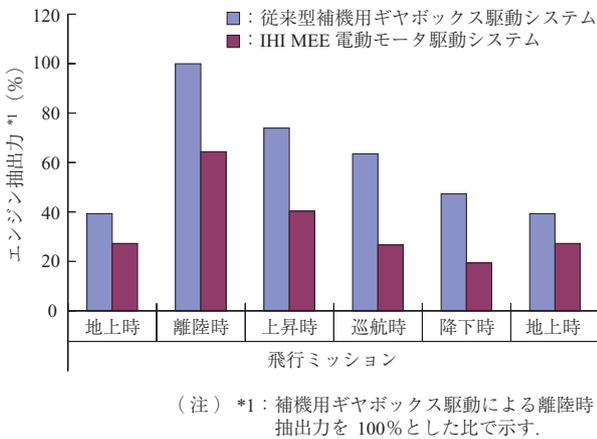
IHI MEE の燃料システムはギヤポンプ方式の燃料ポンプを電動モータで駆動し，燃料流量をモータ回転数で制御する。余剰な燃料流量がなくなり，第3図に示すと



第1図 IHI MEE の開発ステップ  
Fig. 1 Steps in development of IHI MEE



第 2 図 IHI MEE 燃料システム  
Fig. 2 Schematic of the proposed IHI MEE system



第 3 図 IHI MEE によるエンジン抽出力の削減効果  
Fig. 3 Reduction in power extracted from engine

りエンジン抽出力を削減することができる<sup>(3)</sup>。さらに、燃料温度の上昇が抑えられ、燃料冷却オイルクーラの冷却能力が向上することから、空気冷却オイルクーラによるファン空気抽出が不要になる。第 4 図にヒートマネジメントの解析モデルを示す。以上の結果、高効率なエンジンシステムを提供することが可能になる<sup>(3)</sup>。これらの IHI MEE による燃料システムの改善効果を、同様に効率改善を目指すほかのポンプシステムと比較すると、ポンプ効率において第 5 図に示すとおり可変容量ポンプ<sup>(4)</sup>や遠心ポンプなどの方式に比べても高い効率が得られる<sup>(5)</sup>。すなわち、IHI MEE は最も効率が良く、ヒートマネジメントを最適化できる燃料システムである。また、IHI MEE の燃料システムは、従来の燃料計量機構による計量弁、圧力制御弁などを用いた複雑な機構を必要としないため、燃料システムがシンプルになり、機器や配管などの削減によ

る信頼性・整備性の向上にも貢献する。

燃料システム効率向上による燃料消費率改善効果の試算を小型エンジンで行った結果<sup>(5)</sup>、燃料ポンプ駆動の最適化によるエンジン抽出力の削減で約 0.4%、燃料冷却オイルクーラ削除によるファン空気損失の削減で約 0.6%低減され、合わせて燃料消費率は約 1%改善した<sup>(3)</sup>。第 6 図に IHI MEE ステップ 1 における SFC 改善効果を示す。

### 3.2 エンジン性能への影響

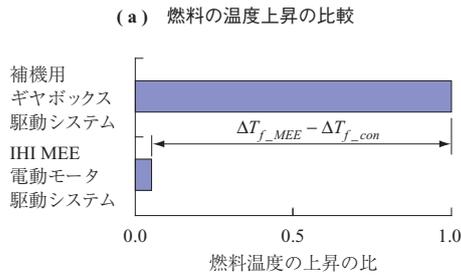
#### 3.2.1 燃料計量機構レスのエンジン応答性への影響

燃料計量機構内の計量弁、圧力制御弁などによって燃料計量を行うシステムでは、計量流量の応答性がエンジン回転数の必要応答時間に比べて極めて速い。一方、IHI MEE は流量をポンプ駆動モータの回転数で制御するため、モータの加減速応答が燃料制御の応答となる。電動モータはバルブ可動部に比べて大きな慣性率をもつため高速応答には不利と考えられる。第 7 図にこの評価のため実施した燃料流量応答性の解析結果を示す。

解析の結果からモータ制御による燃料流量の応答性は、従来の燃料計量機構による制御と比較して差異がなく、エンジン制御に対し十分な応答性をもっていることを確認した。すなわち、IHI MEE は従来と同等のエンジン制御応答を実現できると考えられる。

#### 3.2.2 電力需要増加のエンジン性能への影響

MEA/MEE 化に伴い、航空機の電力需要が増え発電のためのエンジン抽出力も極めて大きくなると推定される。電力増加による発電機の増強は第 8 図に示すように、大型の発電機の性能がスタータ仕様を包含し、従来のエアス



(注) 燃料の温度上昇は、補機用ギヤボックス駆動システムにおける温度上昇を 1.0 としたときの比を示す。

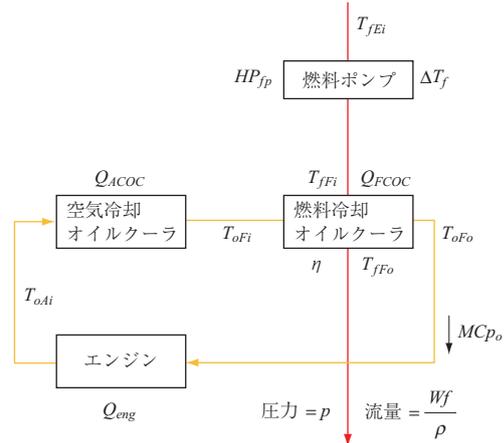
(b) 計算式

・ 熱交換量の増加  $\eta \cdot MCp_o \cdot (\Delta T_{f\_MEE} - \Delta T_{f\_con})$   
 $= Q_{FCOC\_MEE} - Q_{FCOC\_con}$

・ 燃料の温度上昇  $\Delta T_f = \frac{HP_{fp\_MEE}}{Cp_f \cdot \frac{Wf}{\rho}}$

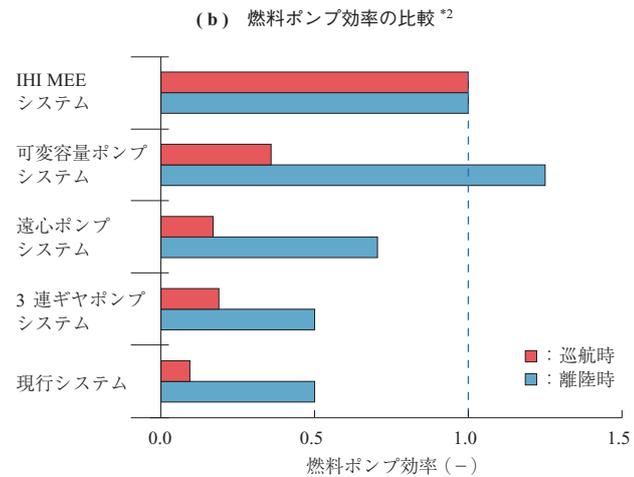
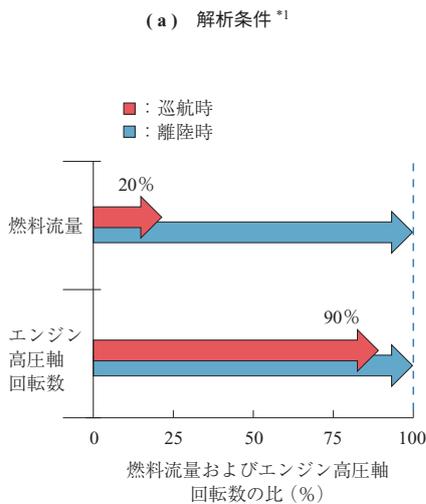
- (注)  $\Delta T_f$  : 燃料温度上昇 (K)  
 $T_f$  : 燃料温度 (K)  
 $T_{fFi}$  : 燃料冷却オイルクーラ入口燃料温度 (K)  
 $T_{fFo}$  : 燃料冷却オイルクーラ出口燃料温度 (K)  
 $T_{fEi}$  : エンジン入口燃料温度 (K)  
 $\Delta T_{f\_MEE}$  : IHI MEE 電動モータ駆動システムにおける燃料温度上昇 (K)  
 $\Delta T_{f\_con}$  : 補機用ギヤボックス駆動システムにおける燃料温度上昇 (K)  
 $T_o$  : 潤滑油温度 (K)  
 $T_{oAi}$  : 空気冷却オイルクーラ入口潤滑油温度 (K)  
 $T_{oFi}$  : 燃料冷却オイルクーラ入口潤滑油温度 (K)  
 $T_{oFo}$  : 燃料冷却オイルクーラ出口潤滑油温度 (K)  
 $HP_{fp}$  : ポンプ馬力 (W)  
 $HP_{fp\_MEE}$  : 電動モータ駆動ポンプ馬力 (W)

(c) ヒートマネジメントモデル



- $Cp$  : 質量比熱 (J/kg·K)  
 $Cp_f$  : 燃料の質量比熱 (J/kg·K)  
 $MCp_o$  : 質量比熱容量 (J/K·s)  
 $Q_{eng}$  : エンジン発熱量 (W)  
 $Q_{ACOC}$  : 空気冷却オイルクーラ熱交換量 (W)  
 $Q_{FCOC}$  : 燃料冷却オイルクーラ熱交換量 (W)  
 $Q_{FCOC\_MEE}$  : IHI MEE 電動モータ駆動システムにおける燃料オイルクーラ熱交換量 (W)  
 $Q_{FCOC\_con}$  : 補機用ギヤボックス駆動システムにおける燃料オイルクーラ熱交換量 (W)  
 $p$  : 燃料圧力 (Pa)  
 $Wf$  : エンジン燃料流量 (kg/s)  
 $\eta$  : 熱交換率 (-)  
 $\rho$  : 比重 (kg/m<sup>3</sup>)

第 4 図 ヒートマネジメントの解析モデル  
 Fig. 4 Heat-management analysis model



(注) \*1: 離陸時を 100%としたときの比を示す。  
 \*2: IHI MEE システムを 1.0 としたときの比を示す。

第 5 図 燃料ポンプ方式の効率比較  
 Fig. 5 Calculated efficiency of various fuel systems

区分	総推力	燃料ポンプ (抽出力)	空気冷却オイルクーラ (空気流量, ファン抽気流量)
従来システム	$F_{gcon} = f(F_{gj} - F_{ex}, W_{as}, -\Delta W_{acoc}, W_{ap})$	エンジン抽出力 : $F_{ex}$	オイルクーラ設置 $\frac{\Delta W_{acoc}}{W_{as}} \approx 1\%$
IHI MEEシステム	$F_{gMEE} = f(F_{gj} - F_{ex} + \Delta F_{fp}, W_{as}, W_{ap})$	抽出力の削減 : $\Delta F_{fp}$	空気冷却オイルクーラレス $\Delta W_{acoc} = 0$

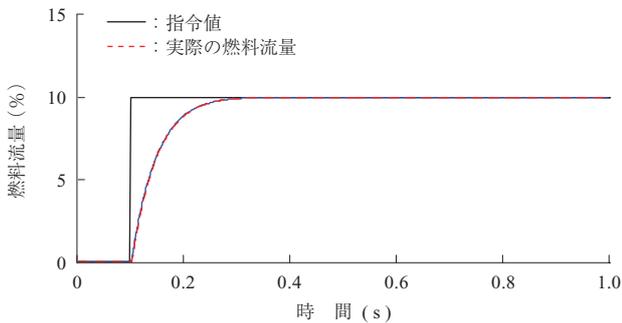
IHI MEE の SFC 改善 \*1 (%)

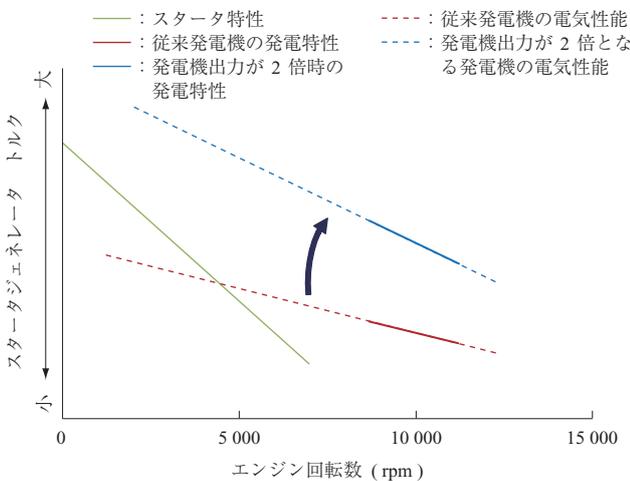
\*1 :  $\Delta SFC = \frac{F_{gcon} - D_r}{F_{gMEE} - D_r} - 1$

(注)  $F_{gcon}$  : 従来システム総推力  
 $F_{gMEE}$  : IHI MEE 総推力  
 $D_r$  : 抗力  
 $\Delta F_{fp}$  : 抽出力削減量  
 $F_{gj}$  : コア総推力  
 $W_{ap}$  : コア空気流量  
 $W_{as}$  : バイパス空気流量  
 $\Delta W_{acoc}$  : ACOC (空気冷却オイルクーラ) ファン抽気流量

第 6 図 IHI MEE ステップ 1 における SFC 改善効果  
**Fig. 6** SFC reduction accomplished by using IHI MEE STEP1

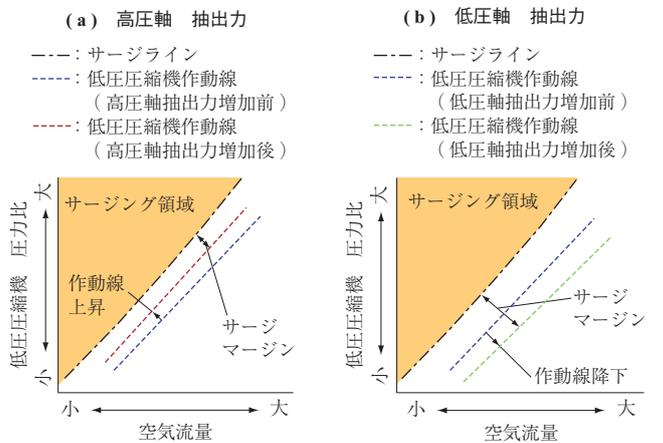


第 7 図 IHI MEE の燃料計量応答性  
**Fig. 7** Engine transient simulation of the IHI MEE metering system



第 8 図 発電機とスタータのトルク-速度特性  
**Fig. 8** Torque-speed characteristics of engine starter and aircraft generator

タータの機能を発電機が兼ねることを可能にしている。  
一方、抽出力の増加はエンジンの制御を不安定にする恐れがある。第 9 図にエンジン抽出力増加による影響を示す。第 9 図 - (a) に示す解析結果のとおり、従来のエンジンのように高圧軸から抽出力を得る場合、抽出力を大きくしていくと低圧圧縮機の作動線が上昇し、サージライン (圧縮機に流入する空気流量と、圧力比のバランスが崩れ、圧縮機が失速することによって正常に機能なくなる領域との境界線) に近づきサージマージンが低下する。



第 9 図 エンジン抽出力増加による影響  
**Fig. 9** Analysis of effect of increase in power extracted from engine

その一つの解決策として低圧軸から負荷を得る方法を検討している。

本研究で想定する小型エンジンで解析を行った結果、低圧軸から負荷を抽出する方式で低圧軸からの抽出力を増加させると、サージマージンが増加する方向に作動線が移動する特性になる(第9図-(b))。しかし、効率は逆の特性となる解析結果を得ており、低圧軸からの抽出力が最適とは限らないと考えられる。発電機用の抽出軸の選定は、今後のMEA/MEEの電力負荷増加へ対応するために重要な設計課題になる。

#### 4. IHI MEE における先進技術と今後の課題

IHI MEE における課題は高効率化、小型軽量化を進め、さらに航空機用エンジンとしての信頼性や安全性を向上させることである。これらの課題を解決するため、高電圧化や燃料計量システム、発電システムの簡素化などの技術開発に取り組んでいる。

##### 4.1 高電圧アクティブ-アクティブ制御の導入

MEA で高効率化のために適用された DC270V への高電圧化は、IHI MEE においても必須の技術である。IHI グループでは 1990 年代には ELV (使い捨ての衛星打上げロケット: Expendable Launch Vehicle) 向けの高電

圧 DC270V 電動制御システムを開発し実用化した(6)。IHI MEE では、航空機エンジンへ適用するため、さらに安全性を高める冗長システム設計が必要である。

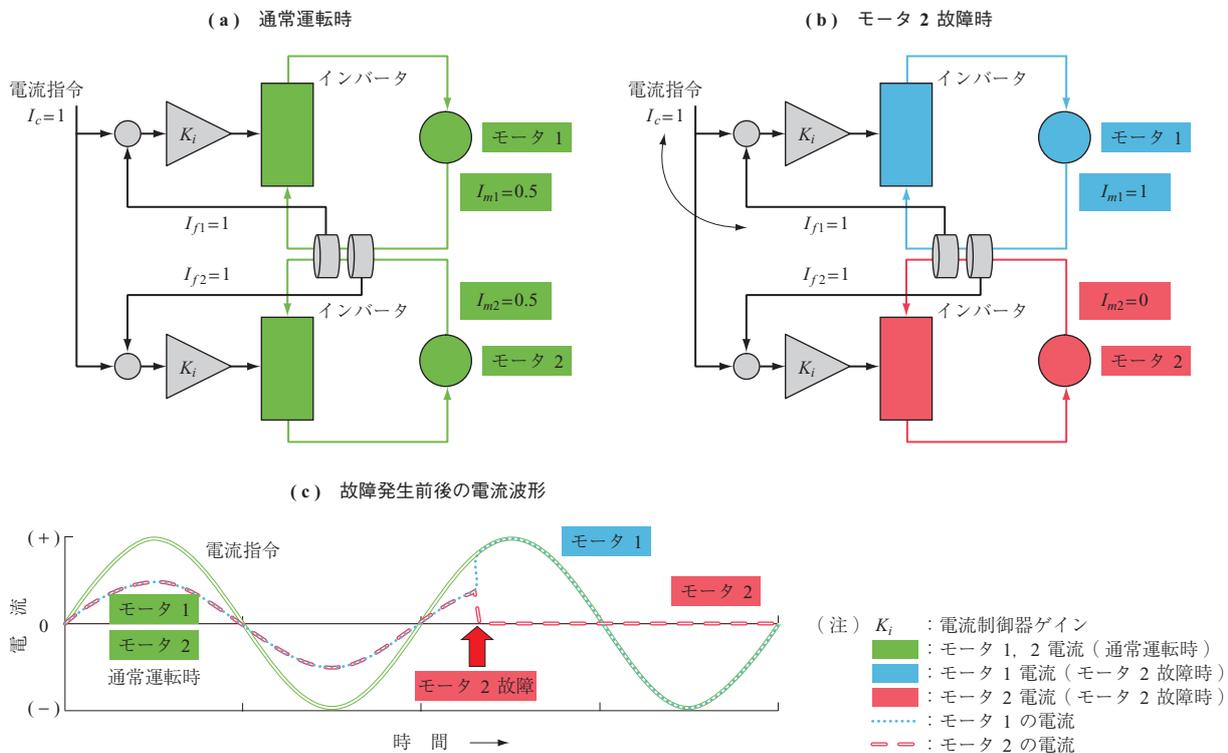
IHI MEE は安全性を高めながら質量増を抑えるため、アクティブ-アクティブ制御を取り入れる(2)。アクティブ-アクティブ制御はアクティブ-スタンバイ制御と比較し、故障時に発生する制御できない状態を瞬時に回避するとともに、正常時には冗長システムがすべて作動することで負荷分散を図り、電流損失を低減し、システム全体の効率改善と質量低減に寄与する技術である。以下に、実用化に向け研究中の要素技術について述べる。

##### (1) 多重巻線モータの電流制御(7)

サーボ理論を用いた方式で、冗長構成の二つの巻線の、片側が故障すると瞬時に正常な巻線の電流を2倍に増やすことができるアクティブ-アクティブ制御方式による電流制御技術である。二つの巻線の電流を加算して電流サーボにフィードバックすることで、電流低下を瞬時に補完し制御できない時間を短くする(第10図)。

##### (2) 故障モータの電流位相制御(7)

IHI MEE では3相モータの電流位相制御にデジタル技術を適用し、さらにモータの安全性を高めるた



第 10 図 多重巻線モータの電流制御  
 Fig. 10 Schematics of redundant motor current control system

め1相が故障しても残りの2相で制御するフェールセーフシステムを実現する。3相モータは、1相故障時にだ円状の電流ベクトルになるが、円形の電流ベクトルになるようデジタル制御を行い、スムーズな回転数制御を可能にしている（第11図）。

(3) 速度サミングアクチュエータ<sup>(8)</sup>

電気機械式アクチュエータは油圧を排除したシンプルな機構であるが、ギヤの固着故障に対処する必要がある。通例ではクラッチによる切り離しを行うがクラッチ機構自体の信頼性や質量増が課題になる。さらに、アクティブ-アクティブ制御を構成する場合、モータ出力軸を直接突き合わせると、サーボシステムの誤差が互いのサーボ系で発生する結果、互いの出力トルクの演算結果が相反することによって力がぶつかり合い、振動状態が発生する。

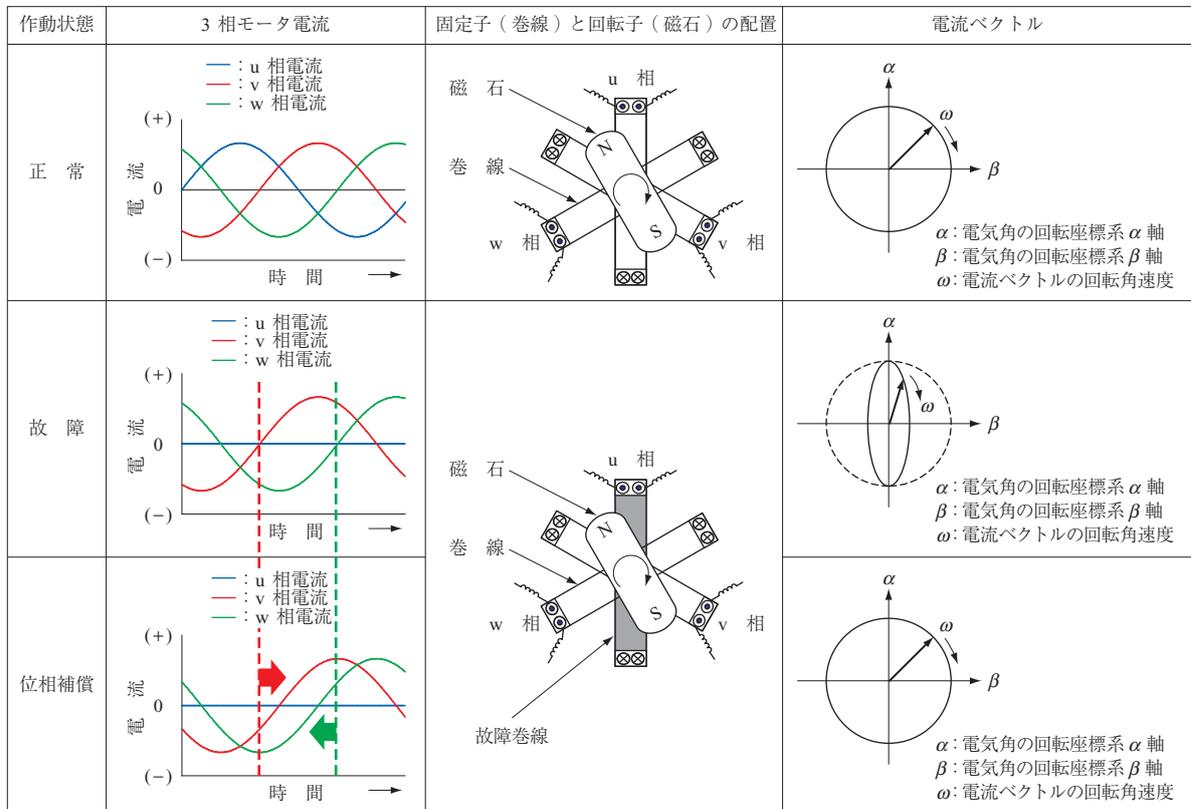
IHI MEE では力の突き合わせではなく、速度で突き合わせる技術を採用しこの問題を解決した。出力軸の速度が二つの入力軸の加算となるようにボールスクリューで構成した機構で速度サミング機構（入力速度の和を出力速度とする方式）を構成し軽量化を図る（第12図）。

4.2 新型燃料計量システムの開発<sup>(3)</sup>

IHI MEE は、電動モータによって燃料ポンプを駆動し、回転速度を変化させることによって燃料計量を行う。従来のシステムでは計量弁を用いた油圧回路によってその制御が行われ、高応答・高精度を実現している。IHI MEE の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が各々機能を担う構成になる（第13図）。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設計にしている。

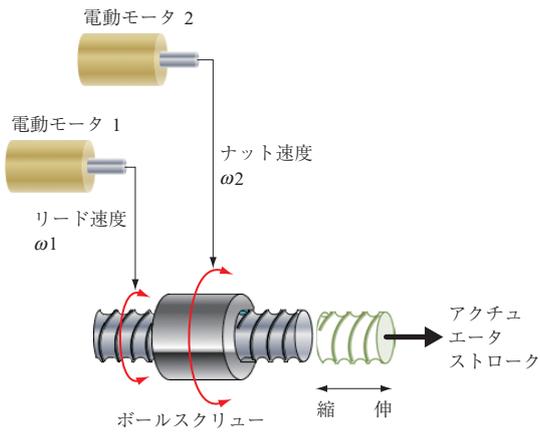
電動化された定容積型燃料ポンプによって燃料を高精度に計量するためには、燃料温度変化や長時間使用に伴うポンプ容積効率の変化を補償する必要がある。最も確実な方法は、燃料流量をモータ回転数制御にフィードバックする方法である。高精度な流量センサを用いて流量を直接計量する方法も考えられるが、この場合は流量センサを燃料流路内に設置することで発生する圧力損失を避ける必要があり、非接触の流量センサが必要になる。ただし現状では、計測精度や搭載性において課題が多い。

IHI MEE では、燃料システム構成を最大限簡素化することも考慮し、ポンプ後流にバルブ機構を設置し、その前

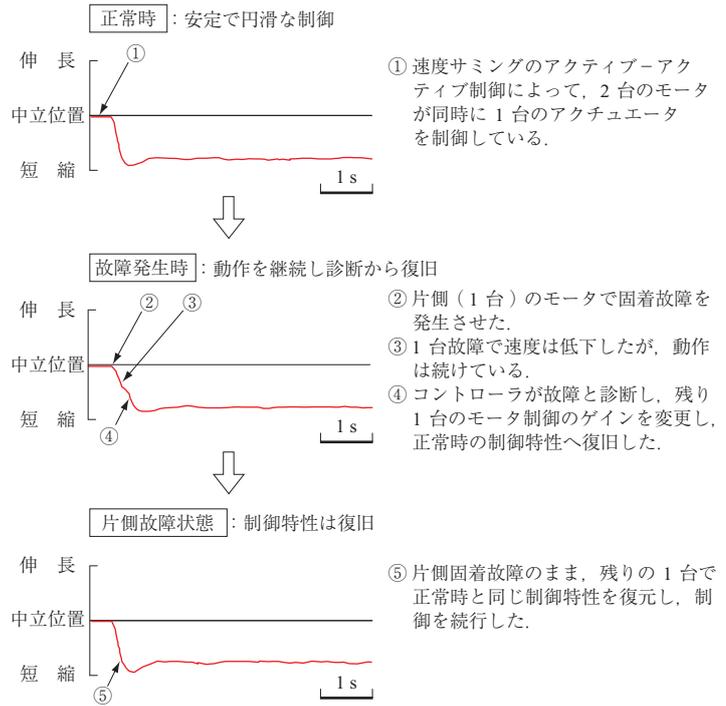


第11図 故障モータの電流位相制御  
Fig. 11 Phase control for faulty motors

(a) 速度サミングアクティブ-アクティブ制御の機構原理

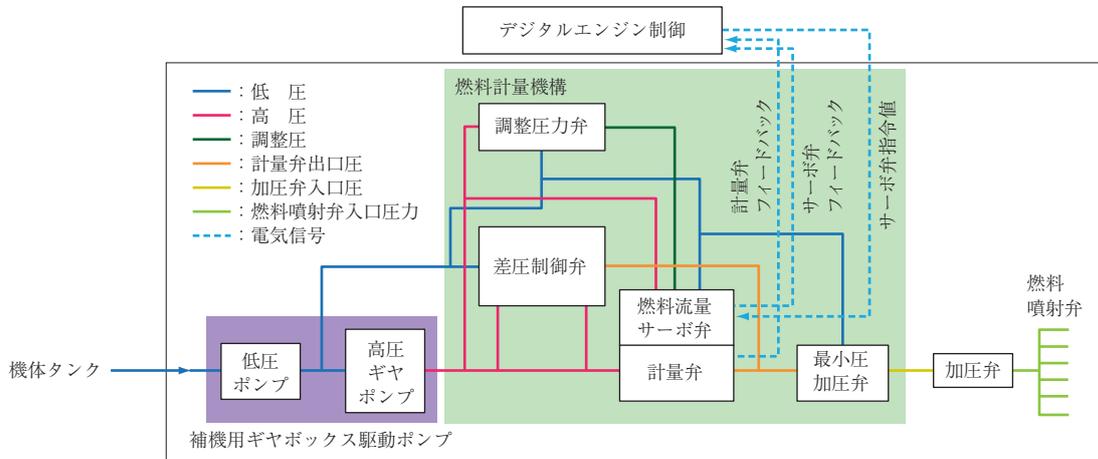


(b) 速度サミングアクティブ-アクティブ制御の動作試験結果

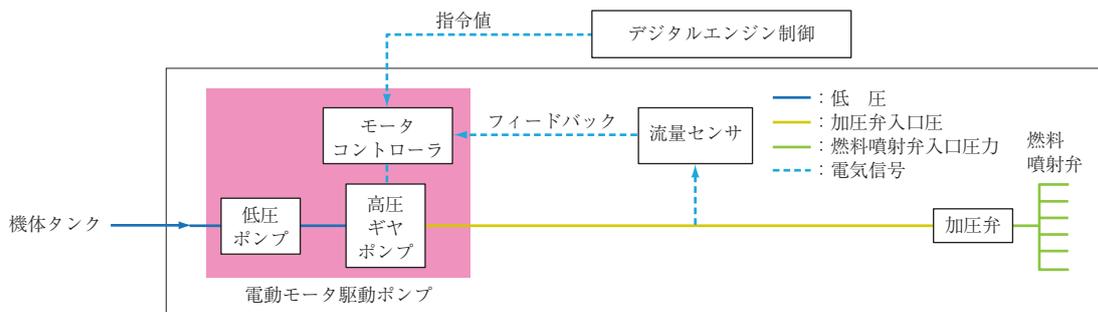


第 12 図 速度サミングアクチュエータ  
Fig. 12 Speed summing actuator

(a) 従来システム



(b) IHI MEE システム



第 13 図 IHI MEE 燃料計量システム  
Fig. 13 Schematics of IHI MEE fuel metering system

後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にしている。この計量システムにおいては、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を設計する。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。本計量システムは、IHI MEE の特長の一つである燃料計量機構レス、すなわちシンプルで信頼性の高い燃料システムを実現可能にする新型燃料計量システムである。

### 4.3 永久磁石発電機技術の適用<sup>(7)</sup>

IHI MEE では電力の大容量化に対応した小型軽量発電機を実現するため、20%の質量低減が見込まれる永久磁石発電機の研究を進めている。

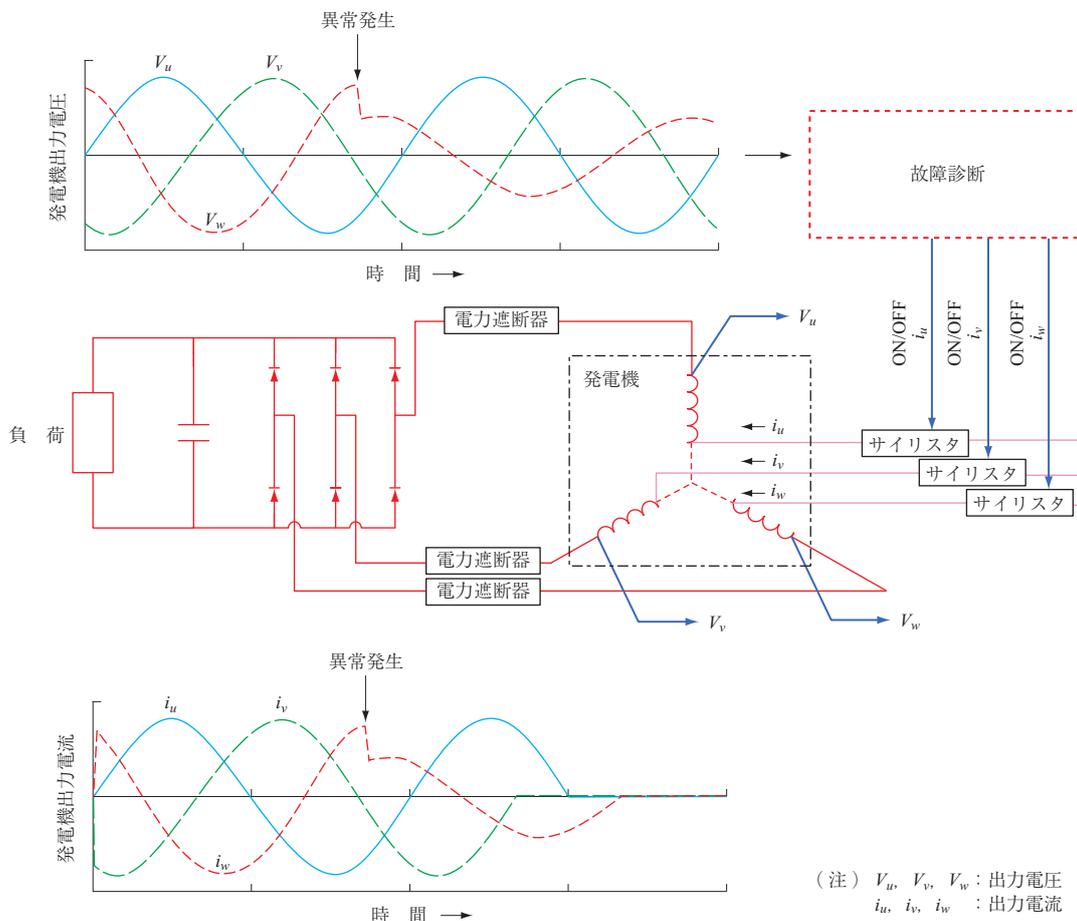
従来の航空機用発電機は、①界磁電力用発電機②発電機制御装置を経由した界磁電力を固定子から回転子へ伝達する発電機③界磁電力を使った主発電機、の三つで構成され、負荷側および発電機内での短絡故障などが発生した

場合には電力遮断を行う機能をもっている。発電機制御装置によって発電機の出力電流を監視し、異常時には界磁電力を遮断することで発電を停止するものであり、永久磁石発電機の場合は、この遮断機能の代替が課題であった。

IHI MEE では永久磁石発電機に遮断機能をもたせるため、発電停止と同等の機能をもつ中性点遮断方式を研究している。第14図に示す構成によって従来の永久磁石発電機では不可能であった、発電機内部での短絡故障においても電流を遮断することが可能になる<sup>(7)</sup>。

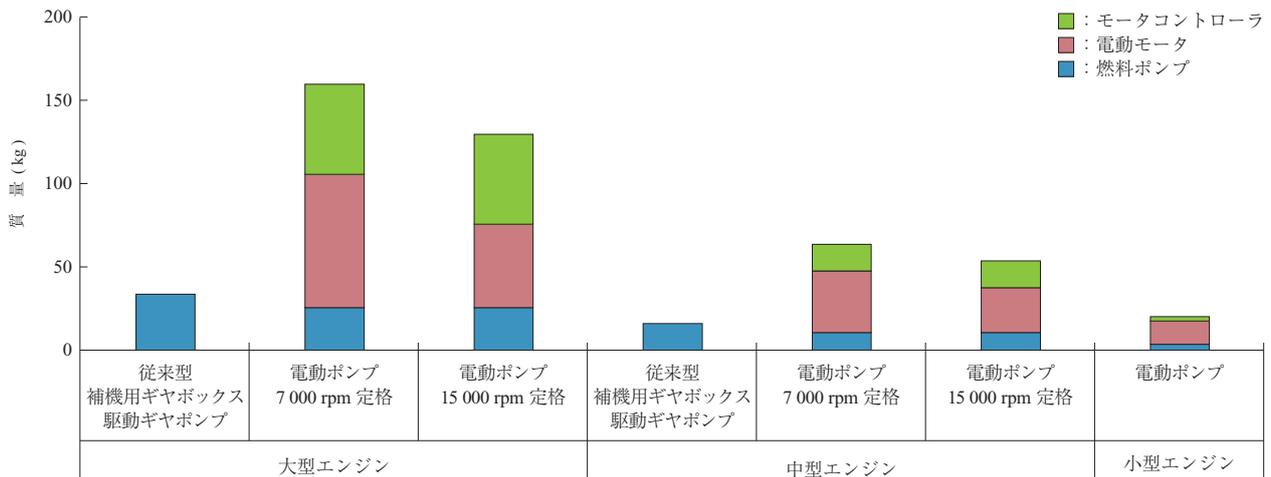
### 4.4 システム大型化の課題<sup>(9)</sup>

小型エンジンへのIHI MEE 適用は、削減される機器などを含めるとトータルで大きな質量増にならないと試算している<sup>(1)</sup>が、中大型のエンジンへの適用を進めるためには、軽量化をさらに進める必要がある。現状技術では、大型エンジン用に試算した電動燃料ポンプ単体の質量は第15図に示すとおり従来補機と比較して重い。モータ高回転化による質量低減やコントローラの小型化を進めつつ、さらに電力デバイスの動向を踏まえた適用研究を進める<sup>(9)</sup>。



第14図 永久磁石発電機の遮断方式

Fig. 14 Schematic of generator shutdown mechanism using permanent magnets



第 15 図 中大型エンジン燃料ポンプの質量比較  
Fig. 15 Weight of fuel pump for medium-sized and large size engines

## 5. 結 言

IHI MEE に関する開発の概要、その技術的特長、当社の先進技術の取組みについて紹介した。IHI MEE は、社会的要求である環境性・経済性という客先の要求にこたえる、次世代を代表するエンジン・システムと期待される。IHI MEE は燃料システムを中心に、独自技術によって世界に貢献する。

### — 謝 辞 —

本稿に情報提供をいただいたシンフォニアテクノロジー株式会社、本 IHI MEE の研究に当たって、多大なご支援をいただいている多くの関係各位のご厚誼に対し、ここに記し、深く感謝の意を表します。

### 参 考 文 献

- (1) A. Boglietti et al. : The Safety Critical Electric Machines and Drives in the More Electric Aircraft : A Survey Industrial Electronics 2009 IECON '09. 35th Annual Conference of IEEE 3-5 ( 2009. 11 ) pp. 2 587 - 2 594
- (2) N. Morioka et al. : More Electric Engine Architecture for Aircraft Engine Application ASME Turbo Expo

- 2011 Vancouver, CANADA, GT2011-46765 ( 2011. 6 )
- (3) N. Morioka et al. : Fuel Pump System Configuration for the More Electric Engine SAE 2011 AeroTech Congress & Exhibition 2011-01-2563
- (4) Y. Matsunaga et al. : Development of Double Gear Fuel Pump for Heat Management Improvement J. Eng. Gas Turbines Power Vol. 132 No. 8 ( 2010. 8 ) GT2006-90235
- (5) N. Seki et al. : More Electric Engine Architecture for Fuel System of Aircraft Gas Turbine Engine IGTC2011-0041
- (6) H. Oyori et al. : H-IIA Solid Rocket Booster Thrust Vector Control System 23rd ISTS Matsue Japan 2002-d-29
- (7) H. Oyori et al. : A Motor Control Design for the More Electric Aero Engine Fuel System SAE 2011 AeroTech Congress & Exhibition 2011-01-2619
- (8) H. Oyori et al. : Fault-tolerant Control for the More Electric Engine 50th AIAA ASM Nashville Tennessee AIAA-2012-0111
- (9) N. Morioka et al. : Improved Engine Efficiency via the More Electric Engine 50th AIAA ASM Nashville Tennessee AIAA-2012-0110