

# 航空機用ジェットエンジンデジタル制御システム

安田友芝 宮城裕幸

石川島播磨重工業株式会社 空技開事部 制御技術部

航空機用ジェットエンジンのデジタル制御システムについて述べる。まず、航空機用ジェットエンジンデジタル制御システムの概要を紹介し、次に、異常診断という立場から、エンジン制御システム、エンジンそれぞれの異常診断の概要について述べる。制御システムの概要においては、現在主流となってきた2重系について紹介し、信頼性の高い制御システムを達成するには異常(故障)診断は重要な要素であることを述べている。エンジン異常診断の概要においては、エンジン異常診断システムの歴史的な流れと機能概要を述べる。最後に、最近研究開発を行なった異常診断システムについて、その基本的考え方と概要を述べる。

DIGITAL CONTROL SYSTEM FOR AIRCRAFT JET ENGINE

Tomoshige Yasuda Hiroyuki Miyagi

Ishikawajima-Harima Heavy Industries Co., Ltd

229, Tonogaya, Mizuho-machi, Nishitama-gun, Tokyo 190-12, Japan

Digital engine control system for aircraft jet engine is discussed. First the introduction of the control system is given, and then the outlines of diagnostic for the control systems and engines are given. In control system outline, dual redundant control system which has become the main current system architecture is discussed, and (fault) diagnostic is discussed as the essential technology for this highly reliable control system. In engine diagnostic outline, overview of engine monitoring systems is given. Finally, the fundamental idea and summary of a new diagnostic system which has been researched and developed is discussed.

## 1. はじめに

航空機用ジェットエンジンの制御システムは、ジェットエンジンの性能向上に伴う制御パラメータの増加、制御精度要求の高度化、マイクロコンピュータの高集積化、高速化、信頼性向上、価格の低下、及び自己診断機能によるメンテナンス性の改善というメリット等により、従来主流であったハイドロメカニカル（油圧機械）方式から、マイクロコンピュータを組み込んだデジタル電子制御方式へと急速に移行してきている。

このコントロール電子化の動きと並行して常にエンジンの状態をモニターしエンジン異常の早期診断、あるいはトラブルシュートを行おうという動きがある。一般にこれらのシステムをエンジン（ヘルス）モニタリングシステム、このシステムによるエンジンの劣化、異常診断をエンジンダイアグノスティックと呼んでいる。

コントロールシステムとモニタリングシステムは電子化にともない互いにデータベース等により統合化される傾向にあり、一体化された例も見受けられる<sup>1)</sup>。また機体の故障検出システムとモニタリングシステムとが統合化される動きもあり<sup>1)</sup>、民間機においては機体のシステムと結合されコックピットでのインフライトなデータモニターがすでに実用化されている。<sup>2)</sup>

本文では航空機用デジタル電子制御システムの概要と制御システムならびにエンジンの診断技術の概要について述べ、最近研究開発された異常診断システムについて紹介する。

## 2. エンジンデジタル制御システム

再熱式（アフターバーナ式）2軸ターボファンエンジンのデジタル制御システムの基本的な例を図1に示す。システムは電子制御部、油圧制御部、アクチュエータ、位置センサ、エンジンセンサより構成されている。

制御部は操作変数として主燃料流量WF、ファン可変静翼角度VSVF、コンプレッサ可変静翼角度

VSVC、コンプレッサ抽気BLD、アフターバーナ燃料流量WFAB、排気ノズル面積AEXHを制御する。（エンジンにより操作変数は異なる。）

エンジンからの制御部へ入力されるの制御変数はファン回転数NL、コンプレッサ回転数NH、コンプレッサ入口温度T2、タービン出口温度TGT、コンプレッサ出口圧力CDP、エンジン排気圧力P6などがある。

制御部はパワーレバーアングルPLAに応じたエンジン推力を計算し、計算された推力に一致するように、操作変数を制御する。エンジン制御の制御モードとしては推力制御の他、加速減速制御、およびTGT等の最高値を抑える最高値制御等がある。これらの制御においては主要操作変数としてWF及びWFABが用いられ、他の操作変数はエンジンの状態を最適化するように制御される。

エンジンの操作変数をすべて電子制御部で制御する方式を全電子制御（Full Authority Digital Engine Control:FADEC）と呼ぶ。この方式では油圧制御部は電子制御部からの指令を受けアクチュエータを制御する。これに対し、油圧制御部が主要な制御を行い、電子制御部が油圧制御部の制御を補正（トリム）および残りの部分の制御を受け持つ方式をスーパーバイザリ・コントロール（Supervisory Control）と呼んでいる。新しく開発されているエンジン制御システムはほとんどが全電子制御方式となっている。

デジタル方式の電子制御部ではARINC429、MIL-STD-1553B等のデータベースにより、機体機器やその他の機器とのデータ通信が可能となっている。

## 3. 異常診断

異常診断は制御システムの異常診断と制御対象であるエンジンの異常診断とに大別される。

### 3.1 制御システムの異常診断

航空機用エンジン制御システムに対する信頼性

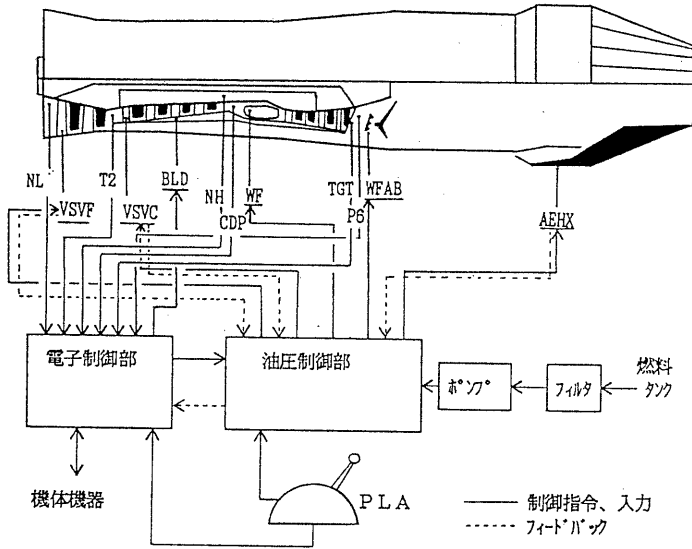


図1 再熱式2軸ターボファンエンジンのデジタル制御システム

指標としては、飛行中のエンジン停止確率、およびエンジン暴走に至る確率等が用いられ、最新の民間用エンジンに対しては、

- ・飛行中のエンジン停止確率： $3 \times 10^{-6}$ 以下
- ・エンジン暴走に至る確率： $1 \times 10^{-9}$ 以下
- ・単一故障が起きた場合でも、エンジン作動が可能なこと。

等が要求されている。これらの信頼性要求を満たすために、冗長化、故障診断（異常診断）等の耐故障技術が重要となっている。

航空機用エンジン制御システムの冗長化レベルは、信頼性要求の他に、軽量小型化に対する要求、ライフサイクルコスト等から決められている。

現在実用化されている民間用エンジン電子制御システムの全てに、2重系が採用されている。また、2重系とは独立なオーバースピードリミッタを設け、エンジン暴走に至る確率に対する安全性要求を満たしている。

代表的な2重系のシステム図を図2に示す。2重系システムは、センサ、入出力処理回路、演算回路等を全2重化したものが用いられており、アクティブスタンバイ方式が一般的である。

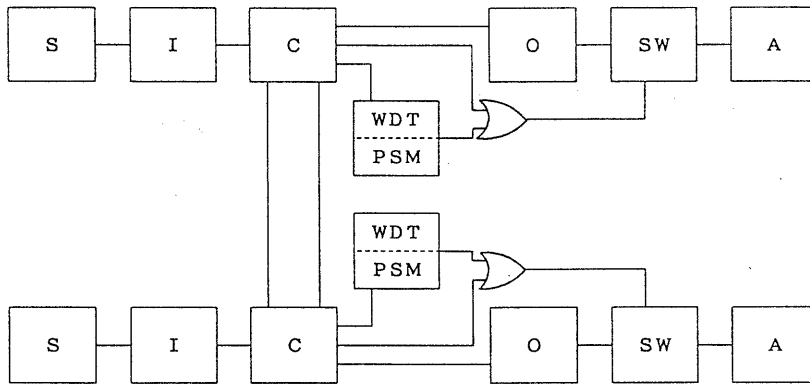
これは、制御実行中のアクティブチャンネルに

重大な故障が検出されると、制御システムをスタンバイチャンネルであった他方のシステムに移行し、制御を続行する方式である。この方式では、常時制御演算及び故障診断を実行し、さらに2つのシステム間で健全性データ及び入力信号等のクロストークを行い、信号の相互比較により各システムの評価を行っている。最終的な制御出力は、アクティブチャンネルより行われている。

故障時のシステム再構成は検出された故障により異なっている。入力系の故障に対しては、故障入力から、クロストークによる相手側の健全な入力に切り換えて制御を続行する。また入力系のうち軽度な故障については、他の健全な信号から必要な信号を計算で求める方法により、制御を続行する場合もある。演算系、出力系や電源等の重大故障に対しては、制御システムを他方の健全なシステムに切り換え、制御を続行する。

アクティブスタンバイ冗長系では、制御システム切り換え部やスタンバイ・チャンネルの潜在故障（ドーマント故障）のチェックが重要である。

このため、飛行前チェックもしくはエンジン始動時に、自動的に制御システムを一時切り換えて、その潜在故障をチェックしている。



S: センサ I: 入力インタフェース C: CPU O: 出力インタフェース SW: 切り換え部  
WDT: ウォッチドッグタイマ PSM: 電源モニタ A: アクチュエータおよびフィードバックセンサ

図2 システム基本構成

これら2重系の管理プログラムでは、単一故障が起きた場合においても、誤りなく作動するようにロジックが組まれている。また、これらの2重系システムと耐故障ロジックに対してマルコフ・モデルを用い信頼性を予測し、システム評価を行っている。

また、電子制御システムは、エンジン制御専用電源と機体電源の使用による電源の多重化や電磁干渉、落雷対策を十分にとることなどにより、コモンモード故障を避けているが、ソフトウェアについてもコモンモード故障を避けるために、Nバージョンプログラミング等を行う例も見られる。

故障を検出し動的に制御系を切り換えるような冗長系においては、故障検出率がシステムの機能的な信頼性に与える影響が大きく、故障診断が制御システムの重要な要素となっている。

前述の信頼性要求を満たすためには、故障カバレッジ（故障を検出し、システムを再構成することのできる確率）は 0.95 以上であることが要求されている。システムの故障診断は、次に示すようなBIT (Built In Test) によって行われ、現在、0.95~0.98程度の故障カバレッジが達成できている。

#### ①CPU

2重系では、演算結果の比較による故障検出は可能であるが、故障CPUの同定はできない。このため、故障診断ではウォッチドッグタイマによるCPU動作確認（ハードウェアチェック）および命令語チェック、仮想演算テスト（ソフトウェアチェック）を行っている。

#### ②メモリ

RAMについては、パリティチェックやパターンチェック、ROMについては、サムチェックによっている。

#### ③入力信号

センサ、入力系統の断線、短絡については入力信号のレンジ、レートチェックにより行う。ドリフトのような故障に対しては、2重系ではクロストークによる入力の相互チェックによる故障検出は可能であるが、故障入力の識別ができないため、ソフトウェアにより、エンジンパラメータを合成して、故障入力を識別している。

#### ④出力信号

出力ドライバ、出力モータの故障は、ラップアラウンドチェック（指令電流値と出力モータの電流値の比較）により検出する。

#### ⑤出力ループ

出力ドライバからアクチュエータフィードバ

ックセンサ等の出力ループの故障は、出力設定値とフィードバック値の比較によりチェックしている。過渡状態についても故障検出精度を上げるために、オブザーバ等の動的モデルを組み込む場合もある。

#### ⑥2重系チャンネル間通信

パリティチェック（ハードウェアによるチェック）およびリード・ライト・チェックにより故障を検出する。

#### ⑦電源

電源の電圧低下を検出する。（ハードウェアによるチェック）

これらの故障診断で検出されないアンカバー故障時において、エンジン暴走を防ぐために、前述のオーバースピードリミッタが設けられている。さらに、非常に少ない確率であるが、制御不能となった場合、出力モータの電流を遮断することにより、安全なスピードでエンジンが減速し、燃料を遮断するようなフェールセーフ機能が与えられている。

この様に、3重、4重にわたるフェールセーフ機能により、飛行安全性が十分確保されている。

### 3.2 エンジンの異常診断

エンジン及びエンジンシステムの高性能化、複雑化に伴い、エンジンの状態が正常か否かを判定することが困難になってきた。これにつれエンジンメンテナンス、トラブルシュートを効率的、効果的に実行する方法を開発する必要が生じてきた。

これに対するアプローチとして、飛行時のエンジンのデータをモニタ記録し、このデータをもとにエンジンの異常診断を行おうという考えかたがある。

この最初の試みはフライトクルーがコックピットデータを読み取りそれを記録し、後で解析するというものであった。（ECMP: Engine Condition Monitoring Program 1976~1978<sup>11)</sup>）これはエンジン異常の早期検出、二次的なエンジンダメージの減少、インフライトシャットダウン減少等の

効果を実証したがフライトクルー（特に戦闘機のパイロット）にとつての負荷が大きいものであった。

その後、この考え方はエンジンモニタリング/診断システムとしてデータモニター、解析の電子化、自動化という方向で開発がすすめられた。

通常エンジンモニタリング/診断システムは以下のような機能を持つ。

①エンジンならびに制御システム異常の検出及び記録

②エンジントレンドデータ、ライフパラメータの記録及びその解析

③データの解析によるアラームの発行

④データの解析によるメンテナンスアクションの指示

データ解析は通常フライト後行なわれるが、機体システムと統合され、飛行中にリアルタイムに解析が行われコックピットに結果が打ち出される例もある。<sup>2)</sup> また、この様なモニタリング/診断システムにエキスパートシステムが適用されている例が見られる。<sup>3)</sup>

エンジンデータモニタリング/診断システムの導入により、

(1) 直接エンジンの故障に起因しないエンジン作動の異常（例えばフライトエンベロープを外れるなど）に対する不必要なトラブルシュート、メンテナンスアクションの低減

(2) エンジン劣化、損傷が引き起こす二次的なエンジンの損傷の低減

(3) インフライトシャットダウンの低減

(4) コントロールスケジュール等のチェックによる燃費の向上、スケジュールのメンテナンスアクションの低減

(5) トラブルシュート時間の低減等のメリットが実証されてきている。

図3にエンジンモニタリング/診断システムの1例としてF100-PW-220エンジン診断システムを示す。<sup>1)</sup> F100(-220)エンジンは全電子制御方式の制御システムを有し、そ

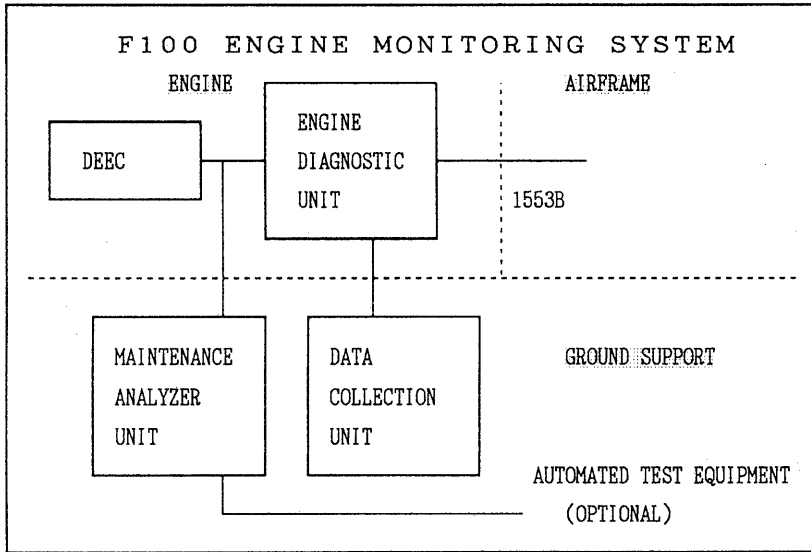


図3 F100-PW-220 エンジン診断システム

の電子制御部 (DEEC: Digital Electronic Engine Control) は F100 エンジンに対する診断機能を有している。しかし DEEC のこの診断機能は燃料、オイル、イグニッションシステムの不具合、油圧システムの異常の検出、部品寿命追跡データの収集、及び長期にわたるエンジン性能解析能力を持たないため、この機能を満たすためにエンジン診断ユニット (EDU: Engine Diagnostic Unit) を別に有している。

#### 4. 最近の研究開発例

最近の研究開発を行なったイベントデータ記録システムについて紹介する。

エンジンの不具合が発生した場合、飛行後パイロットの報告にもとづきトラブルシュートが行われる。しかし、原因を特定できず、さらに再現試験を行っても、様々な条件の違いから不具合が再現できない場合が多い。このような場合、不具合発生時のデータがもし記録できておれば、原因の特定、不具合原因の探求時間の短縮がはかられ、整備性向上に大いに役立つことになる。このような考え方から次の様な要求を満たすシステムを開発した

- ① 不具合時の定量的なトレンドデータを飛行中、地上にかかわらず得ることができる。
- ② 特別のシステムを追加する必要がない。
- ③ トラブルシュートに十分なサンプリング間隔、時間間隔のデータが得られる。

このシステムはデジタル制御システムの電子制御部に内蔵され、制御変数、操作変数をそのまま用いるシステムであり、要求①、②を満足している。またデータ記録用に専用の不揮発性 RAM を持っているが、無制限にデータを記録することができないため、イベント検出時のみデータを記録するようにし、かつ5つのイベントのデータをできるだけ長い時間、できるだけ細かく取れるよう工夫して③を満足するようにしている。一部の制御変数についてはソフトウェアのサイクルタイムで記録できるようにした。システムの概要図を図4に示す。

本システムは、

- ① イベント (エンジンの不具合事象) の検出
- ② イベント時のデータの記録
- ③ イベント検出の表示
- ④ データの外部機器によるだし、消去

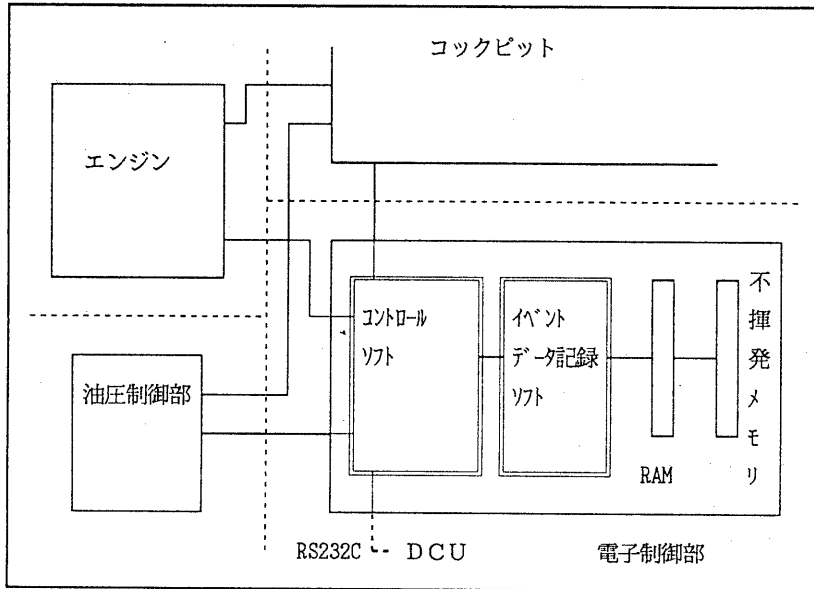


図4 イベントデータ記録システムの概要図

の4つの機能を有する。  
以下、これらの機能について説明する。

#### 4.1 イベント検出機能

エンジン制御ロジックより引き渡される制御変をモニターし、エンジンの不具合を示すと考えられる事象（以後イベントと呼ぶ）を判定し検出する。

本システムでは、各制御変数のリミットオーバー、主要制御変数の振れ、主要制御変数の急激な減少、燃料遮断のためのソレノイドの作動等をイベントとして検出する。

この他、希望のタイミングにイベントデータと同様なやり方でデータを記録することができるよう、外部接続機器DCU (Data Collection unit) を接続し、疑似的なイベント（マニュアルリクエスト）を発生させる機能もある。

#### 4.2 イベント時のデータの記録機能

1つのイベントに対して以下の2つのモードで

データを記録することができ、最高5回までのイベント時のデータを記録する。（5回以上イベントが起きた場合は古いものが上書きされる。）

##### a. ノーマルモード

イベントの前5秒間、後15秒間のトータル20秒間のデータを不揮発性メモリに記録する。サンプリング間隔は0.2秒（応答のはやいものは0.1秒）である。

##### b. ファインモード

イベントの前1秒間、後2秒間のトータル3秒間のデータを不揮発性メモリに記録する。サンプリング間隔はソフトウェアのサイクルタイムである。

通常、不揮発性RAMに1対1に対応したRAMバッファにリングバッファを構成し絶えずデータを記録している。イベントを検出したとき、古いデータから順にRAMバッファから不揮発性RAMにストアされていく。

#### 4. 3 イベント検出の表示

イベントが検出されデータが記録されると、エンジンシャットダウン後機体コックピットのメータに表示される。このメータは電子制御部が検出した制御システムの異常表示にも使用される。

但し、誤検出によるイベント検出の表示はインパクトが大きいため、次のような対策を講じている。

- ① イベント検出の表示をしたいが、誤検出が予想されるものについては、誤検出を防止するため検出条件を厳しくする。
- ② 誤検出が予想されるが、検出条件を厳しくすると検出できないものについては、イベント検出時の表示を行わない。

#### 4. 4 データの外部機器による読み出し、消去

RS232Cを介して電子制御部にDCUを接続し、記録されたイベント発生時のデータを読み出すことができる。読み出されたデータはDCU内にファイルとして保存される。

ストアされたデータは、

- ① 各データの時系列プロット
- ② プリントアウト
- ③ RS232Cを介して他のパソコン、支援システムへの転送

を行なうことができる。

またDEC内のイベント発生時のデータはDCUが読み出した後、DCU側から消去することができる。

#### 5. おわりに

航空機用ジェットエンジンの複雑化、高性能化に伴い、エンジン制御のデジタル制御化、特に全電子制御化は必要不可欠なものとなってきている。すでに高い信頼性をもつ全電子制御が実用化されてきている。本文ではこのような高信頼性を実

現するための基礎技術となる制御システムの異常診断、2重系技術を紹介した。

またこの様なエンジン、制御システムの複雑化、電子化に伴い、メンテナンス、トラブルシュートを行うための異常診断システムが必要になってきている。この異常診断システムはフライト時のエンジンデータのモニタ、異常検出を行うものであり、様々な形で開発が進められてきている。本文では異常診断システムの開発の流れと最近研究開発が行われたシステム例について紹介した。今後、エンジンのみならず機体の異常診断を含めた統合化されたシステムの開発に進んでいくものと考えられる。

#### 参考文献

- 1] S.Thornton:"An Overview of Engine Diagnostic System",AIAA-86-1679 (June-1986)
- 2] R.J.E. Dyson and D.L.Doel:"CF6-80 Condition Monitoring - The Engine Manufacturer's Involvement in Data Acquisition and Analysis",AIAA-84-1412 (June-1984)
- 3] David.L.Doel, Lee.R.Lapierre:"Diagnostic Expert Systems for GAS Turbine Engine - STATUS & PROSPECTS",AIAA-89-2585 (July-1989)
- 4] McGlone,M.E.:"Full Authority Fault Tolerant Engine Control for Variable Cycle Engine",AFWAL-TR-81-2121
- 5] Timothy J.Lewis:"High Reliable microprocessor-based Engine Control",AIAA-87-1927
- 6] 石川島播磨重工業株式会社、株式会社東芝："マイクロプロセッサ利用の燃料制御装置の研究"、日本航空宇宙工業会昭和58年度依託研究、ISSN 0287-2498