ities requirement as related to controll system complexity. (AIAA Paper No 65-794).

- 5) K.C. KNAME: A-7A AFCS. A flight-prosed high gain system. (J. of Aircraft vol 3. No 5).
- 6) R.H. HOWARD: Automatic flight Controls in fixed wing aircraft the first 100 years. (Aeronautical Journal Nov '73).
- 7) J.P. SUTHERLAND: Fly-by-Wire Flight Control System. (AD 679158).
- 8) J.P. SUTHERLAND and R.C. HENDRICH: Electronic flight control is getting set to take off (Electron-

ics No 5. '70).

- 9) G. E. AMIES et al: Survivable flight Control system interim report studies, analysis and approach. (AFFDL-TR-71-20).
- 10) VICKERS/SPERRY: 2nd Aerospace Fluid Power Conference.
- 11) R. Hood: Active controls changing the rules of structural design. (astronautics & Aeronautics).
- 12) G. THOMPSON & J. I. ARNOLD: B-52 Control Configured vehicles system design (AIAA paper No 72-869).

航空機における電気制御のすう勢*

—— パワーの制御 ——

川 野 武 義**

1. はじめに

航空機においては、多くのシステムにおいて、電氣的な制御が行われているが、これらの電氣制御のうち、パワーに関係する部分の電氣制御、いわばパワー制御とともいうべき部分について、最近の特に目立つ傾向のいくつかについて述べたい。

ここでとりあげるパワーに関係する主要なシステムの相互関係を第1図に示した。

第1図 主要システムの相互関連

2. 最近の主な傾向

2.1 トータル・システムとしての考慮 最近の著しい傾向の一つとして、トータル・システムとして考慮される範囲が拡大されつつある点があげられる。

技術の進展あるいは経験の蓄積にともない、視野が拡大され、トータル・システムとして考慮される範囲が広がってくるのは当然であるが、最近では単に機上のシステムのみでなく、地上施設をも包含した飛行システム全体を一つのトータル・システムとして有効に管理しようという考え方が出て来ている。既に最近の商業機等においては、地上と航空機とを一体化したオートマチック・フライト・マネジメント・システムが提案され、機体内の各制御システムは、これらの大きなシステムの一部として組入れられようとしてつつある。

過去に一つのサブ・システムとして検討されれば充分であったものが、現在ではより大きなトータル・システムの中で検討され、そのトータル・システムの中に占める位置、トータル・システムとしての機能からそれぞれのサブ・システムの設計がなされなければならない時期にきている。

以下に述べる主要な傾向のいずれもがこのような傾向と何らかの関連をもっている。

2.2 パワーの移送形態についての再検討 航空機

におけるパワーは、いうまでもなく一次動力源としてのエンジンによって、そのほとんどが供給されるが、推力または揚力発生用として利用される部分を除くと、機体内で利用されるパワーのほとんどは油圧または電気の形で機体内の各所へ送られている。

すなわち機体内における主要なパワーの流れは

* 昭和49年4月5日, 日本航空宇宙学会第5回年会において講演昭和49年12月19日原稿受理
Trend of the Aircraft Electrical Control System of the Power

** 神鋼電機株式会社 Takeyoshi KAWANO

という形をとっている。

そして油圧と電気の関係は

油圧 → (油圧モータ) → 機械力 → (発電機) → 電気、あるいは 電気 → (電気モータ) → 機械力 → (油圧ポンプ) → 油圧

という形で、たがいに変換可能であり、この変換は原理的には機体内のどこで行われなければならないという制約はなく、機体内のどこで行われてもよいわけである。

一次動力源としてのエンジンで発生したパワーを、機体内の各部へどのような形態で、またどのようなルートで、どこまで送り、どのような変換を行えば、最もよいのか、重量、効率、信頼性、経済性の点で最もよいシステムはどのようなものであるか、ということが再検討されようとしているのが最近の一つの傾向である。

このような例は、後に述べるフライング・コントロール・システムにおけるFBW/PBWシステム (Fly-by-Wire/Power-by-Wire System) や電源系統におけるSOSTELシステム (Solid state Electric Logic System) がその代表的なものであるが、これらのほかにも、例えば除氷システムにおける電磁インパルス方式 (Electromagnetic Impulse Method) のごとく、エネルギー変換形態にもメスを入れ、ある機能を発揮させるのに、どのようなエネルギー形態が最も有効であるかを再検討している例もある。

パワーの移送形態の再検討にともなって、これらの

システムを制御するコントロール・システムも大幅に変わりつつある。

2.3 デジタル化 技術上の最近の最も本質的な変革は、アナログ制御技術からデジタル制御技術への移行である。

この傾向は半導体デジタル技術の進展とともにますます顕著となって来ており、エンジン・コントロール、フライング・コントロール、電源系統等、パワー制御分野においても、デジタル制御技術が本流となりつつある。

第2図にパワー制御分野における主要演算素子の変遷を示した。F-104が開発された当時は、パワー・コントロール関係における演算素子は磁気増幅器であったが、その後半導体技術が急速に進歩し、演算素子は、トランジスタからIC化された演算増幅器 (Operational Amplifier) に変わり、さらにデジタル MSI (Middle Scale Integration) から LSI (Large Scale Integration) に発展、現在ではワン・チップ・マイクロ・プロセッサが容易に入手可能である。

パワー制御技術がデジタル化されて来ている背景には、単にデジタル素子が入手容易となって来たということ以外に下記のようなものがある。

(1) 航空機が高速・高性能化されてくると、各システムに要求される性能は高度となり、それぞれのシステムは、多くのパラメータを、複雑なプログラムに従って精度よく、処理することが要求される。

(2) 航空機自体が大型化されてくるとともに、多様化したシステムのシステム相互の連繋が必要となり、セントラル・コンピュータと各システムとのつながりも重要となってくる。

(3) システムの信頼性に対する要求が強まり、システムは一般的に、多重化される傾向にある。

第2図 パワー制御分野における主要演算素子の消長

(4) 航空機の開発費が高騰してくるにつれ、ある機体で開発された技術ないしは製品が、多くの開発費を追加することなく、他の機体にも共通に使えることが求められてきている。

デジタル・プロセッサを中心としたデジタル・システムは、アナログ・システムに比べ、1) 多入力・多変数の処理能力、演算精度の高さ、2) 他のシステムまたは、セントラル・コンピュータとの両立性、3) ソフトウェアの柔軟性等の点で、これらの要求により適している。

2.4 マルチプレキシング技術の適用 これはデジタル化に付随して採用されてきたもので、いわばデジタル化のさらに進展した形といえる。情報量の増大とともに伝送ラインの数が増え、システム重量が増加するが、マルチプレキシング技術を適用することによって、これらの増加を抑えるとともに、情報の伝送量を増加させようとするものである。今後は Airborne Integrated Data System (AIDS), Status Identification System (STAID) 等機体内の各監視システムを中心に、パワー制御ラインにおいても大幅に採用されて行

くものと考えられる。

将来の機体においては、機体内の各システムはそれ自体が、デジタル・コンピュータに非常に類似した構成となり、中央のプロセシング・ユニットを中心に入出力装置を介して、センサー、コントロール・パネル、ソレノイド・バルブ等の端末機器がつながる形となろう。この場合、データ・バスには当然何らかの形のマルチプレキシング技術が適用されよう。第3図は現在考えられている機体内の各サブ・システムを包含する総合的なマルチプレックス・システムの構成例である¹⁾。

2.5 フェイル・オペラティブなシステム 信頼性に対する要求はいつの時代でも厳然として存在して来たが、そこにはシステムの重要度によって若干のニュアンスの違いがあると同時に、時代によっても力点のおき方に若干の違いが見られる。過去の流れを見た場合、信頼性よりもむしろ機能が重視された時代、単に部品の信頼性が云々された時代、フェイル・セーフであることが要請された時代をへて、今やフェイル・オペラティブ (Fail Operative) であることが必要である

第3図 総合的な機体内マルチプレックス・システムの構想

時代となって来ている。これは社会的要請という面から見た場合にも、今後ますます重要視されてくるものと考えられる。

このような要請に関連して、メインテナンス、運用性の向上を計るための BITE (Built-in Test Equipment) やステータス・アナリシエータ等に対する要望もふえて行くと考えられる。

3. 主要システムのすう勢

3.1 エンジン・コントロール 現用のものでは、ハイドロ・メカニカル方式が最も多いが、新しく開発される高速・高性能機では、フレキシビリティに富む電子式の採用がふえている。

3.1.1 アナログ・エンジン・コントロール 数年前迄はエンジン・コントロールを完全に電子化することはまだ信頼性の点で疑問視され、もっぱら一部のパラメータ (例えば、エンジン排気温度) の制御や制限のために使用される程度であった。しかしこの時期 (1960年代後半) に、マイクロ・サーキットの技術が発展するとともに、エンジン・コントロールにも、これが入入れられ、従来とは様相の異なった信頼度の高い Full Authority の電子式エンジン・コントロールが製造されるようになった。コンコルドに搭載されている電子式エンジン・コントロールはその代表的なものである。

このシステムは、パイロット・レバー位置とともにエア・インテーク温度、ジェット・パイプ温度、2つのスプール・スピード等を主要な入力パラメータとし、スロットル・バルブおよびノズル・エリア・コン

トロール・サーボ系を制御するもので、独立した2つのチャンネルから成っている (2重系)。

3.1.2 デジタル・エンジン・コントロール ワン・チップ・マイクロ・プロセサの出現 (1971年) に代表される最近のデジタル技術のめざましい進展は、必然的にデジタル方式エンジン・コントロールの開発をうながし、大規模集積回路 (LSI) によるデジタル・プロセサと半導体メモリを使用したデジタル・エンジン・コントロール装置が、既に一部の機体に搭載されている (第4図)。

この装置は16ビット並列処理能力のプロセサを中心としたもので、約10入力・10出力の処理を行っている。また入力パラメータの一部には、マルチプレキシング方式を採用している。このデジタル・エンジン・コントロール・システムは、ミッションの異なる2つの機体に搭載されているが、両者のエンジン・コントロール・システム間には95%の互換性がある。

取付けは各エンジン・システムの独立性とエンジン交換の迅速さの点で有利なエンジン直接取付け方式。冷却は燃料冷却、重量約 25 lb である。

3.2 フライイング・コントロール (Flying Control) 従来の機体では、ケーブルとメカニカル・リンクによって、ハイドロ・パワー・パッケージのコントロール・バルブを操作する方法と、同様に直接可動翼面上のトリム・タブを操作する方法がほとんどを占めている。いずれの場合も電気サーボ系によるトリミング、またはバック・アップ等が行われている場合が多い。

3.2.1 フライ・バイ・ワイヤ (Fly-by-Wire) エ

第4図 デジタル・エンジン・コントロール・システム

機 体	フライ・バイ・ワイヤシステムの冗長度 (REDUNDANCY)
CONCORDE	2重 + メカニカル・スタンバイ
MRCA	4重 + メカニカル・リバージョン
F-4 実験機	4重
BOEING HLH (HEAVY LIFT HELICOPTER)	4重
YF-16	4重

第5図 フライイング・コントロール・システムの冗長度

ルロン、エレベータ等の可動翼面操作部に対する操作信号を、ケーブルやメカニカル・リンクによらず、完全に電気配線のみによって与えようとするもの (Electrically Signalled Flying Control) で、

- (1) メカニカル機構固有のフリクション、バック・ラッシュ、ヒステリシス、重量 (Mass) 等がなく、精度を高くすることが容易で、レスポンスの良い系が構成できる。
- (2) 電気信号のみによって、Full Authority の制御を行い、他の電気制御系との連けいが容易である。

また、このシステムはメカニカル・システムよりコンパクトで軽量となしうるので、コンピュータの小型化とあいまって、多重系の採用が容易であり (第5図)、信頼度の向上と、機体損傷時のシステム機能の残存率を高めることができる。従来のハイドロ・メカニカル方式のシステムに比べ損耗率は1/3程度にへるといわれている。また、通常数十個は必要とされるメカニカル・リンクが不要となる。

フライ・バイ・ワイヤ方式は今後の CCV (Control Configured Vehicle) 開発の土台となるものと考えられる。

3.2.2 フライ・バイ・ワイヤ——パワー・バイ・ワイヤ (Power-by-Wire) 制御信号のみでなく、翼面操作部の駆動パワーも油圧配管でなく、電気配線を通じて送ろうとするもので、現在、本システムのかなめとなる操作部について開発が進められている。この操作部は IAP (Integrated Actuator Package) とよばれ、現在開発されているものは 400 Hz の交流モータで駆動される油圧サーボ・ポンプと、油圧アクチュエータおよびフライト・コントロール・システムよりの電気的な制御信号を受ける電磁サーボ・バルブを一体化したものがほとんどである。リザーバ、オイル・フィルタ等一切の油圧回路が内蔵され、外部との油の流れは全くないので、油による冷却効果が期待できず、放熱をいかにするかが開発上の一つのポイントである。4~10 HP で、35~40 lb、のものが開発されており、7 HP 程度で縦、横、長さが 130×200×460 (mm) のコンパートメントに取付けられるものがつく

られている。

パワー・バイ・ワイヤ方式によると、アクチュエータ・パッケージと他の系との結合 (パワー、信号とも) が、電気的なコネクションのみで行われるため、操作部全体を動きの大きな可動翼面——例えばフラペロン——等の上にのせることが容易で、V/STOL 機におけるジェット・フラップ等への適用が期待される。

3.2.3 デジタル・フライ・バイ・ワイヤ デジタル化の流れからは当然のことと云えるが、制御系をデジタル的に処理するもので、フライト・コントロール・システムと直結しう。航空機システムの今後の開発の方向を暗示するものである。NASA において、LTV A-7 を使用して開発が行われている。NASA においてはさらに、伝送ラインを光学ファイバーで置きかえたシステムについても研究がなされており、米国コーニング社においては減衰度 20 db/km のファイバーも開発されている。このファイバー・オプティックス (Fiber Optics) による方法は、電磁障害を受けないというメリットがある。

3.3 防水・除氷 抽気式・ブーツ式とならんで電熱式が、かなりの機体で使用されている。最近開発された電磁衝撃式は、大型機の主翼に特に有効なものとして、注目すべきものである。

3.3.1 電熱式 最近のものでは、コンコルドの主翼およびエンジン・エア・インテークに採用されている。制御部分が IC 化されるとともに、各ヒーター・マットに電力を分配するパワー・スイッチも半導体化される傾向にあり、トータル・システムとしての寿命はさらに延びつつある。

3.3.2 電磁衝撃式 (Electromagnetic Impulse 方式) 除氷部外板に近接して設けた電磁コイルに、キャパシタ等に蓄えられた電気エネルギーを急激に放出することによって、機体外板を周期的に変形させ除氷を行うものである (第6図および第7図)

第6図 電磁衝撃式除氷方式

第7図 電磁衝撃式除水方式の構成

- (1) 電力消費量が極度に小さい。(25~50 w/m²).
- (2) 軽量。(ホット・エア方式の1/9 前後)
- (3) 氷は機械的に破砕されるため、溶けた水が再氷結することがない。
- (4) 機体の外板表面に追加エレメントがないため、機体の空力特性に影響を与えない。また、エロージョンに対する配慮がいらす長寿命。

電磁コイルは、翼面下に約400 mm 前後の間隔で配置され、2 Hz 前後の周期で翼面を振動させる。また電磁コイル、電磁コイルへパルス電流を印加する半導体スイッチ等は2組のものを使用し、リダンダンシーをもたせてある。

3.4 発電・配電 (1)電線重量の軽減、(2)搭乗員のワーク・ロード、人的ミスの低減、(3)フライト・モードに即した電力の有効利用、(4)事故時のシステム切換えの自動化と速応化、等を目的として、SOSTEL System が提案されている。

3.4.1 SOSTEL System (Solid State Electric Logic) リモート・コントロール、サーキット・ブレーカ、デジタル・コンピュータおよびマルチプレキシング技術を綜合したもので、第8図はその構成例である²⁾。

今後デジタル・プロセッサが一般的になるにつれ、このような技術が機体の各部に適用されるようになる

第8図 SOSTEL システムの構成例

第9図 従来方式と SOSTEL システムの機体配線

う。

第9図は、機体内の電源ラインの長さが、従来方式とリモート・コントロール・サーキット・ブレーカを使用した場合とで、どのように違うかを示したものである。

SOSTEL 方式については各社で検討が行われているが、基本的にはいずれも同一のものである。

4. おわりに

パワー制御の分野に限らず、航空機に関連する技術の進展を考えると、その動向を左右する要因としては次のようなものが考えられる。

- (1) 航空機本来の機能に対する要求
- (2) 航空機をとりまく周囲条件から来る社会的要請

(3) 技術そのものの本来の流れ、ないしは進展
これらの3つはたがいにからみ合っているが、今日ほど、社会的要請が航空機技術の方向に影響を与えている時期はないといえる。経済性、安全性、短距離離着陸性能、無公害等の問題は何らかの形でサブ・システムのあり方にも影響を与えており、今後パワー制御技術の方向を見極める上で、技術そのものの流れのほかに、忘れてはならないことのひとつであると考えられる。

参考文献

- 1) ISO/TC 20/WG 1: A Primer of Aircraft Multiplexing" Draft Copy of Air 1207.
- 2) Naval Air Development Center: "Proceedings of Symposium on Advanced Aircraft Electric Systems (SOSTEL) AD-731077.