- 伴う翼の特性推算, 日本航空宇宙学会誌, Vol. 20, No. 226 (1972), pp. 43-49.
- 19) HOEIJMAKERS, H. W. M. and BENNEKERS, B.: A Computational Model for the Calculation of the Flow about Wings with Leading-Edge Vortices, AGARD CP-247 (1979).
 - 20) JOHNSON, F. T., TINOCO, E. N., LU, P. and EPTON, M. A.: Three-Dimensional Flow over Wings with Leading-Edge Vortex Separation, AIAA J., Vol. 18, No. 4 (April, 1980).
 - 21) POLHAMUS, E. C.: Predictions of Vortex Lift characteristics by a Leading-Edge Suction Analogy, J. of Aircraft, Vol. 8, No. 4 (1971), pp. 193-199.
 - 22) LAMAR, J. E.: Some Recent Applications of the Suction Analogy to Vortex Lift Estimates, NASA SP-347, Part II (1975).
 - 23) POISSON-QUINTON, Ph.: Slender Wings for Civil and Military Aircraft, Israel J. of Tech., Vol. 16 (1978), pp. 97-131.
 - 24) LAMAR, J. E. and Luckring, J. M.: Recent Theoretical Developments and Experimental Studies Pertinent to Vortex Flow Aerodynamics with a View towards Design, AGARD CP-247 (1979).
 - 25) ERICSSON, L. E.: A Summary of AGARD FDP Meeting on Dynamic Stability Parameters, AGARD CP-247 (1979).
 - 26) ORLIK-RÜCKEMANN, K. J.: Effect of High Angles of Attack on Dynamic Stability Parameters, AGARD CP-247 (1979).
 - 27) SKOW, A. M.: A Survey of Analytical and Experimental Techniques to Predict Aircraft Dynamic Characteristics at High Angles of Attack, AGARD CP-235 (1978).
 - 28) ORLIK-RÜCKEMANN and HANFF, E. S.: Experiments on Cross-Coupling and Translational Acceleration Derivatives, AGARD CP-235 (1978).
 - 29) CHAMBERS, J. R., GILBERT, W. P. and NGUYEN, L. T.: Results of Piloted Simulator Studies of Fighter Aircraft at High Angles of Attack, AGARD CP-235 (1978).
 - 30) COE, P. L., Jr. and NEWSOM, W. A., Jr.: Wind-Tunnel Investigation to Determine the Low-Speed Yawing Stability Derivatives of a Twin-Jet Fighter Model at High Angles of Attack, NASA TN D-7721 (1974).

—特 集—

最近の飛行制御システム*

——CCV の現状とその動向——

金 井 喜 美 雄**

1. ま え が き

1974年に初飛行した米国の YF-16 はアナログ計算機使用による3重の冗長性 (のちの F-16 A では4重) から構成されるフライ・バイ・ワイヤ (FBW) 方式を採用し, 機械的バックアップ・システム*** をまったくもたない最初の実用化された航空機として注目を集めた. FBW の導入によってパイロットと操舵面の間の機械的結合がまったく断たれたフライト・システムが出現したのであるが, 1977年には YF-16 CCV によって, 6自由度を独立にコントロールし, 姿勢制御と飛行経路制御とが完全に分離した飛行ができるという“a new way to fly”概念が実証され, 従来の航空機では行えなかった運動が実現可能になった^{1), 2)}. FBW

方式ではパイロットの操縦意志が直接舵面を動かすのではなくて計算機の出力信号によって操舵面が駆動される. この方式によると従来のリンク機構にくらべて応答性・整備性あるいは価格の面からも優れた長所をもっているが, 一方において電気-電子システムの信頼性には難点があった³⁾. たとえば, 飛行中に雷などの影響を受けて計算機の電源が切れてしまっはいくパイロットが操縦しようとしてもパイロットの意志は舵面に伝わらないし, 電源が切れないまでも静電気等によって計算機のオペレーションに狂いが生じただけでも飛行に重大な影響を与えてしまう. しかるに, 近年, 大型集積回路などの出現によって電気機器のソリッド・ステート化と回路の集約化が著しく進歩し, 高速で信頼性が高くしかも小型の機上搭載コンピュータ技術の進展とか各種センサーの性能向上とによって FBW 方式による飛行制御システムが現実のものとなったのである. 第1図は代表的なオートパイロットについてソリッドステート・エレクトロニクスの変革の様子を示しているが, 過去20年間で計算機の大きさ, パワーおよび費用がそれぞれ約100分の1に減少して

* 昭和55年11月6日, 第18回飛行機シンポジウムにて講演. 昭和56年3月23日原稿受理 Advanced Flight Control System—Status and Trends in CCV

** 防衛大学校航空工学教室 Kimio KANAI

*** 電子系統が故障して使用できなくなったとき, 従来の機械的操縦システムで飛行を可能ならしめる補助システムをいう.

第1図 Miniaturization of AFCS computers

第2図 Evolution of computer system reliability

いる。これに対応して計算機システム信頼性の向上の様子を示したのが第2図であるが10時間飛行での計算機システム故障率は20倍も改善されたことになる¹²⁾。

このように信頼性の高いFBWシステムが可能になったことで航空機の設計にも大きな自由度を与えることになってControl Configured Vehicle (CCV)の実用化への関心がたかまってきた。これらに用いられる基本的な制御手法はActive Control Technology

(ACT)と呼ばれるものであるが、この概念自体は新しいものではなくて蒸気エンジンのガバナーに使用されて以来、多くの工学分野で利用されている。いま、航空工学の分野に限ってACTの定義を考えてみると、航空機性能を向上させて全体のコストを減少するようにトータル・システムとして効率の高い機体特性が得られるような制御手法であると解釈され、この考えを拡張して設計された航空機がCCVであるといえる。これらの新しい概念、ACT、FBWあるいはCCV

第3図 Classification of ACT

ES: Electrical signalling (with mechanical feed-back), ACT: Active control technology, CCV: Control configured vehicle, FBW: Fly-by-wire

等を図式で表わしてみると第3図のような関係になる⁶⁾。この図から明かなように、すべてのCCVはACTを採用しており、FBWはESシステムを意味し、たいていのACTはESを含んではいるが、だからといってすべてのES-ACT機能がFBWとは限らない。たとえば、機械的なフィードバック装置から構成される手動の直接揚力制御(DLC)方式はACT機能をもってはいるがFBWではない。しかし、多くのACTの適用、とくに高性能機をとりあげてみると完全に電気信号によるコントロール装置が備えられてはじめてその効果を発揮するのが現状なのでACTとFBWとを混同してしまうことが多い。

本稿ではACTによる最近の飛行制御システムの設計問題をとりあげ、CCVの現状とその動向について解説する。第2章はACTによる航空機設計サイクルを説明し、コントロール用新自由度の導入による6自由度制御の根本概念を述べる。第3章ではCCV制御モードとして基本的な6個の開ループ運動モードを定義し、基本的な働きと性質についてYF-16 CCVを例にとりながら述べる。第4章ではACTの適用として静安定緩和(RSS)、マニユーバ荷重制御(MLC)、直接力制御(DFC)およびフラッタ・モード制御(FMC)をとりあげ、それぞれの項目の定義とその効用あるいは具体的な適用例を示し、現在までの研究開発状況を検討する。第5章では著者が2回にわたって訪れた米空軍のライトパターソン基地で得た体験に基づいて、YF-16 CCVとAFTI/F-16計画の概要を述べる⁴⁾。これらの計画は将来戦闘機への開発を目的とした研究テーマであり、とくに現在進行中のAFTI計画の中でIFFC*項目のように火器管制システムに

* IFFC=integrated flight/fire control

関する内容等は公開がはばかれるものも少なくないので本稿ではその概要を述べるだけにする。

2. ACTによる設計サイクルと6自由度制御

現用の航空機、とくに軍用機の設計手順としては、機体のコンフィギュレーション(大きさ、エンジン、翼面荷重、重心位置等)は空力(aerodynamics)、構造(structures)および推進装置(propulsion)設計のトレード・オフによって要求を満たすように決定され、そのあとで定められた操縦性要求(handling quality requirements)に合致するように飛行制御システムがサブ・システムとして構成される。ここでは、飛行制御システムが設計の最初からは考慮されていないので出来上がった航空機をパイロットが操縦する際に操縦性の立場からは必ずしも最適なものにはなっていない。たとえば、ダッチ・ロール特性が良好でないときには、ヨー・ダンパを付加して振動を減少させるといように剛体の安定問題を修正するという程度で、トータル・システムとしての航空機性能に対してはわき役であった。

しかるに、エレクトロニクス技術の向上によって航空機設計の初期段階、すなわち、ミッション要求に基づいて機体のコンフィギュレーションを決める段階において、従来のように基本的な安定性・操縦性を空力的に規定するのではなくて信頼性の高いフライト・コントロール機能を付加し、これによってミッション要求を満足する最も効率のよい航空機を設計しようとする概念がACTによる設計サイクルである(第4図)。図において飛行制御ブロックは空力・構造・推進装置の分野と密接に関連づけられ、最初から操縦システムの能力・機能を考慮しながらミッション要求を満たすようにトレード・オフを検討しながらコンフィギュレーションがきめられる。最近の高性能機に要求される運動性・機動性を向上させるためにはある程度の空力的な安定性を減らすように、場合によっては空気力学的な安定を否定するようなコンフィギュレーションにしておき、これによって操縦操作に迅速に反応できる速応性のよい機体特性を得ようとする思想がACTといえる。計算機能力の飛躍的向上によって、従来の航空機が主翼や尾翼に働く空気力から得られた機体固有の安定はFBWによって計算機から人為的に作りだしてやるようにフライト・コントローラを設計することが可能になった。これが実現されれば、当然のことながら従来の機体にくらべて主翼や尾翼の面積を減らすことができ、操縦量も少なくてすむのでトリム抵抗が減少し、余剰推力が増大することになるし、高性能特性を得ることが可能になり、さらには操縦の仕方

第4図 Design cycle utilizing active control technology

第5図 Control in six degrees of freedom

よっては従来の航空機とはまったく異なった運動 “a new way to fly”，が実現可能となる。

従来の航空機の操縦は3舵(昇降舵, 方向舵, 補助翼)による x, y, z 軸まわりの回転運動が主コントロールであり, これにエンジンの推力調整と抵抗の増減(抵抗板・抵抗傘)などによる機軸方向の加減速との4自由度によって必要な運動を行うもので, 上下および左右方向の遷移運動は回転によって間接的にコントロールされていた。上下方向に変位させるには機体をピッチングさせることによって迎角を変化させ, これによって機体に作用する揚力を変化させて上下の移動が実現される。同じことは横方向に遷移させる場合にも起こり, 機体をバンクさせて旋回させることが必要である。しかるに, ACT によって新たに x 軸および y 軸方向の運動が追加され, 6自由度の運動が独立にコントロール可能となり, 従来の航空機の基本的な

第6図 F-16 cockpit

動きとは異なった新しい運動が実現でき, ここに, “advanced flight control technology” が現実のものとなった(第5図)。図において y 軸および z 軸方向の運動を与える力はそれぞれ直接揚力(direct lift)と直接横力(direct side force)と呼ばれ, これらのコントロール用新自由度が多重モード・プロセッサと結合されて新モードのオペレーションを可能にし, いわゆる CCV モードが実現される。もちろん, これらの新しい力を発生させるには従来の舵面に加えて新たに制御入力(新しい舵面や揚力発生機構)を工夫しなければならない。後述するように YF-16 CCV ではカナードを取り付けたり, フラッペロン*を効果的に用いる試みがなされている。さらに, 操縦桿を操縦席の中央部から右方部に固定(いわゆるサイド・スティック(side stick))した配置にしているが, これによってボタン操作による電気信号で操舵できることからパイロットの意志が遅れなしでただちに操縦信号となる。この信号に基づいて計算機によって最適な操舵量が自動的に算出されるので遅れの無い操舵ができ, しかも応答の速さや大きさも自由に決定できる飛行制御システムが構成される(第6図)。

* flaperon=flap+aileron

第7図 Direct force control modes

3. CCV 制御モード

前章で述べたように ACT によってコントロール用新自由度を y 軸および z 軸方向に新たに発生させることができ、従来の機体とはまったくちがった新しい運動が実現できるようになったが、FBW 方式によってパイロットと操舵面間の機械的結合を計算機がとってかわったことによって姿勢制御 (attitude control) と飛行経路制御 (flight path control) とが分離して作動できるシステムが構成され、従来の回転運動を中心としてコントロールされていた航空機は ACT の適用によって首振り (fuselage pointing)、直接力 (direct force) および遷移運動 (translation) の3大機能が別個に実現できるという decoupled flight path control modes として CCV 概念が具体化される。以下ではこれらのモードの基本的な性質と働きについて後述する YF-16 CCV プロジェクトを例にとりながら説明する。

3.1 直接力制御モード (direct force control modes)

3.1.1 direct lift (A_N) モード このモードは引き起こしモードともいわれ、迎角一定の条件で直接揚力制御を行い、垂直方向の飛行経路をコントロールするものである (第7図)。これによって迎角を変えないで垂直加速度を増加させることができ、正確なフライト・パス制御が可能となる。この結果、少ない高度損失で素早い急降下からの回復ができるという利点が生まれる。YF-16 CCV では水平尾翼にフラッペロン

第8図 Direct lift implementation (YF-16 CCV)

を連動させて迎角変化を最小にするようにゲイン調整を行っている (第8図)。

3.1.2 direct sideforce (A_Y) モード このモードでは主翼を水平の姿勢に保ったままで旋回ができる

第9図 Direct sideforce implementation (YF-16 CCV)

ので平面旋回モードといわれ、横滑り角が零で横方向飛行経路コントロールが実現できる(第7図)。迅速にしかも正確に機首変更ができるので地上目標に対してライン・アップが早くでき、さらには地上の移動目標のトラッキングも容易になる。YF-16 CCV では垂直カナード(vertical canard)を取り付け、方向舵とロール操舵面との組み合わせで第9図のように構成される。

3.2 首振り制御モード (airplane pointing control modes)

3.2.1 pitch pointing (α_1) モード 一定高度を保って水平飛行しながら機首だけを上または下向きに変化させるというフライト・パス角一定でピッチ姿勢制御を行う上下首振りモードであり、素早い照準が精度よく実現できたり、低高度からのターゲットへの銃撃の精度を改善できる(第10図)。上下首振りの迎角変化時に垂直加速度を一定に保つのが目的であるが、対称フラップロンを水平尾翼と連動させることによって実現できる。

3.2.2 yaw pointing (β_1) モード 左右首振りモードともいわれ、水平直線飛行を維持しながら機首方位だけを左右に変位させることができ、フライト・パス角一定で横方向姿勢制御が実現できる(第10図)。迅速な照準ができるので将来の火器管制装置と飛行制御システムとの統合化(IFFC)には欠かせないモードである。方向舵とロール操舵面と連動したカナードの働きによって横方向のフライト・パス角とロール角の変化を最小に押えながらヨー姿勢と横滑り角を変化さ

第10図 Airplane pointing control modes

第11図 Airplane translation control modes

せる。

3.3 遷移制御モード (airplane translation control modes)

3.3.1 vertical translation (α_2) モード このモードは上下遷移モードといわれ、ピッチ姿勢一定で垂直速度をコントロールするもので、機体を水平姿勢に保ったままで垂直に高度の上下移動ができる(第11図)。空中給油時のように高度変化の微少調整には理想的なモードであり、さらには編隊飛行とかグライド・パス調整にも有効な制御モードであるが、 A_N モードと同じようにフラッペロンを水平尾翼と連動することによって実現できる。

3.3.2 lateral translation (β_2) モード 機首方位を一定に保ちながら機体を左右に移動させることができることから左右遷移モードといわれ、ヨー姿勢一定で横方向の速度制御が可能である(第11図)。微小な横方向の位置修正に適しており、空対地のトラッキング修正とか横風に対するドリフト補正には有効である。 A_Y モードと同じ構造でカナードが働き、ヨー姿勢とロール角変位を最小に押えながらフライト・パス角と横滑り角とを変化させる。

4. ACT の適用

すでに述べたように active control technology (ACT) を用いて航空機の性能を向上させるのが CCV 設計の目標であり、ミッション要求に対する性能を著しく改善し、いわゆる task oriented control system

が設計できる。しかも、この手法によって航空機のコストを減らすことができることから民間機および軍用機について具体的な項目についての研究が行われている(第12図)。この図からも明かなように、多くの ACT 機能はかなり詳細に研究されてはいるものの個々の機能の具体的な適用となるとまだ不十分である。縦方向の RSS は F-16 に採用されるとともに旅客機にも適用が試みられており、主翼の燃料操作による重心位置を制御するコンコルドが就航している。乗り心地改良 (ride improvement) 機能は B-747 で実証済みだし、B-1 にも採用を予定している。横方向の安定増大機能は多くの大型旅客機が採用し、とくにヨー・ダンパーは乗客の快適な乗心地に多大の働きをしている。マニューバ荷重および突風荷重の軽減機能は B-52 CCV でテスト飛行が完了し、フラッタ防止制御も B-52 CCV で実験され、さらに直接揚力および横力制御の効用は後述する YF-16 CCV で実証されている。現在までに考えられている ACT 機能を取り入れた航空機コンフィギュレーションを要約して示したブロック図が第13図である。以下ではこれらの代表的な項目について説明する。

4.1 relaxed static stability (RSS) 通常の航空機は全飛行領域にわたって静安定がプラスになるように重心 (center of gravity, CG) は空力中心 (aerodynamic center, AC) より前方に位置するように設計されており、これによって SAS (stability augmentation system, 安定増大装置) が故障してもパイロ

第 12 図 Application of ACT functions

第 13 図 Active control system configuration

ットは安全に操縦することができる。第 14 図の (a) 図は通常の航空機の亜音速域での空力バランスを示しているが、主翼-胴体による揚力 L_{wb} によって発生する機首下げモーメントが生じたとき、定常飛行を行うには水平尾翼上に下向きの揚力 L_T を発生させて釣り合う必要があり、全体の揚力は $L_{wb} - L_T$ となる。しかるに、(b) 図では固有静安定を緩和した RSS の場合を示しているが、CG が AC より後方に位置す

るので L_{wb} は CG の前方に作用し、この揚力による機首上げのピッチング・モーメントをバランスさせるには水平尾翼に上向きの L_T を働かせ、 $L_{wb} + L_T$ が全体の揚力となる。したがって、通常の亜音速飛行にくらべて高揚力となる。第 15 図はマッハとともに AC の移動の様子を示しているが、亜音速域で固有静安定 (SM^* がプラス) になっている通常の航空機が

* SM =static margin: 静安定余裕

第14図 Comparisons of aerodynamic balance

第15図 Aerodynamic center variation

超音速域にはいると AC がマッハ数とともに後方に移動するので十分すぎる静安定（静安定が過大になりやすい）になる。この場合には CG と AC の間の距離が大となるので空力バランスを保つには L_T を大きくしなければならず、このことは $L_{WB} - L_T$ が小さくなって抵抗が増大する。このように静安定が強すぎるとマニューバ（高 g 運動時）に伴う抵抗増加によって飛行方向をかえるのに大きな力が必要になるなど操縦性能は良好でなくなる。しかるに、第14図の(b)図のように設計しておけば超音速域におけるRSS機は(d)図からも明らかのように(c)図にくらべて揚力 L_{WB} による機首下げピッチング・モーメントをバランスするための水平尾翼上の下方荷重は小さくてよいことになる。このように、静安定が中立あるいはマイナスになるような位置に CG を設計しておけば定常飛行時の L_T は減少あるいは零レベルでよいことになり、抵抗が減少し、さらにはマニューバに要求されるコントロール・モーメントが減少するので操縦性

が向上する。現在、水平カナード*を取り付けたりして亜音速域で SM が負になるように設計し、FBW による ACT によって人工的に安定を供給できるように制御システムを構成して操縦性改善や航法性能の向上をはかっている。RSS によって尾翼面積を縮小できることから重量が軽減されて燃料消費の節約にもなる。

4.2 direct force control (DFC) 第3章のCCV 制御モードの項でも説明したように、機体に働く揚力や横方向の力を直接制御することによって従来のように機体の回転による力ベクトルの方向を制御する方式よりも応答が迅速になり、しかもフライト・パス制御が姿勢制御から分離されるので正確な飛行経路が維持できる。とくに、最近の航空機は大型化するに伴って慣性モーメントが大きくなるのでフライト・パス応答の時間おくれが大きな障害になる傾向にあり、L-1011 や DC-10 では進入・着陸時に DLC 方式を採用し、これによって着陸時点を正確に決め、しかも進入時の降下率の変動を小さく抑える試みがなされている。DLC 方式による着陸引き起こしの場合には DLC 不使用にくらべて着陸点や進入中の降下率の変動はともに半分以下に小さくできることが報告されている。戦闘機のような高速機では機首に水平カナードを取り付けたり、フラップロンを水平尾翼と連動させて揚力を直接制御する試みがなされており、DSFC では下向きに垂直カナードを取り付けてこれと方向舵を連動させて横方向の力を発生させ、横滑りによって生ずるローリング・モーメントを補助翼で押えるようなシステム構成が検討されている。

4.3 maneuver load control (MLC) 通常の航空機の主翼上の揚力分布は第16図の(a)図の実線で示したようになっており、そのときのせん断応力および曲げモーメントはそれぞれ(b)、(c)図の実線のように分布している。いま、マニューバ時の揚力増加分を(a)図の点線のように主翼の中央部に集中させるように MLC を働かせることができれば、全体としての揚力は同じでも(b)、(c)図の点線のように AC が主翼の内側に移動して翼付根の曲げモーメントが減少するので主翼の各部のせん断応力を小さくすることができる。この結果、主翼の構造を軽くでき、B-52 CCV では 20% 台の重量軽減も不可能ではないことが示されている(第17図)。

MLC を採用することによって戦闘機ではマニューバ時の抵抗を減少させて操縦性を向上させることができ、旅客機のような大型機では構造疲労を減少させて機体寿命を延長させることが可能である。

* 重心を後退させずに、空力中心を前進させる働きをする。

第 16 図 Maneuver load control concept

第 17 図 Maneuver load control performance

4.4 flutter mode control (FMC) 機体構造に重大な影響を与える臨界フラッタ・モードを制御によって人工的に減少させてフラッタを抑えようとする方式である。具体的には主翼に取り付けられた加速度計によって主翼の振れとか曲げモーメントを検出し、この信号に基づいてインボード・エルロンのような舵面を駆動してフラッタ減少のダンピングを強くしようとするものである。B-52 CCV の飛行テストによる結果を示したのが第 18 図であり、かなりの改良になっている。制御システムによってフラッタの発生を積極的に抑止できれば機体構造重量が軽減できるし、さらには速度制限を緩和することもできる。YF-16 によ

第 18 図 Flight test flutter results on the B-52 CCV"

第 19 図 Comparison of conventional and active control design configurations

る最近の飛行テストによると FMC を採用したことによって従来のフラッタ限界速度より 20% 以上も大きな速度域で飛行できるようになったと報告されている。

以上、ACT の代表的な項目をとりあげてその概要を述べたが、機体のコンフィギュレーションから比較してもアクティブ制御による設計の長所が明白であり(第 19 図)、したがってかなりの重量軽減になる(第 20 図)。

5. 最近のおもな研究プロジェクト

ACT を適用した CCV 試作の研究として米国では F-4 改造機、B-52 CCV および YF-16 による飛行テストがすでに行われ、現在では 1982 年夏の初飛行をめざして AFTI/F-16 計画が進行している。これは実際の戦闘機として使用可能な段階にまで CCV としての航空機を開発しようとしたものである。西ドイツでは F-104 G 改造機による CCV の研究が行われており、わが国においても 1983 年の飛行を目標に T-2 をベースとする CCV の研究が進められている。

第20図 Reduction in design gross weight due to ACT for a bomber and a fighter aircraft

第1表 Fly-By-Wire control applications

Aircraft type	Nationality	Status	FBW System	No. of axes	Back up system	Flight date	remarks
F-111	USA	Production	3-PLEX Analogue	3	Mechanical	1964	
F-8	USA	Research	1-PLEX Digital	3	3-PLEX Analogue	1972	Apollo Equipment first full time FBW
F-4	USA	Research	4-PLEX Analogue	3	None	1972	Digital follow up
Hunter	UK	Research	4-PLEX Analogue	3	Mechanical	1973	
Tornado	UK, Germany, Italy	Development	3-PLEX Analogue	3	Mechanical*	1974	*On Tailerons only
YF-16	USA	Development	3-PLEX Analogue	3	None	1974	
F-104	Germany	Research	4-PLEX Digital	3	Mechanical	1977	Initial flights to measure FCS Behaviour full system tests 1979
YC-14	USA	Prototype	3-PLEX Digital	3	Mechanical	1976	Marconi Avionics FCS
F-16A	USA	Production	4-PLEX Analogue	3	None	1978	First production aircraft with full time FBW
Mirage 2000	France	Prototypes	3-PLEX Analogue/Digital	4	None (Mechanical initially)	1978	Mechanical reversion on pitch roll on in-board elevons for early flights
F-18	USA	Production	4-PLEX Digital	3	Mechanical	1978	Mechanical reversion on tailerons for return cruise but not landing
Jaguar	UK	Research	4-PLEX Digital	3	None	1980	First digital full time FBW

筆者がのぞくことができた最近のプロジェクトを列記するとつぎのものがある。

米国

- NASA F-8 Digital Fly-By-Wire Research Program
- General Dynamics/USAF YF-16 CCV Fighter Program
- USAF-Navy-NASA AFTI/F-16 Advanced Development Program

西独

- MBB CCV-F104 G
- Dornier Alpha-Jet DSFC

第1表は FBW 方式を採用した飛行制御システム

の最近の開発状況を一覧表にしたものである⁵⁾が、各国のこの方面の研究開発進展の様子がよくわかる。以下では代表的なプロジェクトをとりあげて解説する。

5.1 YF-16 CCV⁷⁾ 米空軍の AFFDL (Air Force Flight Dynamics Laboratory) は F-16 使用による独立な6自由度運動を発生させる CCV プロジェクトを GD (General Dynamics) 社と 1973 年 12 月に契約し、1976.3~1977.6 までに 87 フライト、125 飛行時間のテスト・プログラムを実施した。このプログラムによって6自由度を独立にコントロールする新しい飛行制御方式を開発し、かつ飛行テストによって実証したのである。第3章で述べた6個の CCV 制御モードがパイロットによって評価され、各応答軸に独立な操舵面

第 21 図 Blended CCV control mode (closed loop system)

第 22 図 Maneuver enhancement implementation

を採用することで遷移運動と回転運動が分離できることを示し、現用の航空機では実現できない運動をテストしたということで注目を集めた。すなわち、直接揚力および横力、フライト・パスとは独立に上下および左右の首振り運動さらには垂直および横方向遷移運動という3大機能をデモンストレーションした。またより実用化の見地から通常のピッチ・コントロールに直接揚力を用いてピッチ・レート応答を垂直加速度から分離するように閉ループ制御システムを構成することによって迅速なピッチ応答が得られることを示し、突風軽減 (gust alleviation) 機能も十分に果たせることを裏づけた (第 21 図)。このプログラムで実験した閉ループ制御モードは ME (maneuver enhancement,

機動性増強) と呼ばれているが、パイロットによる指令加速度と航空機の実測加速度との差を零にするようにフラップロンと水平尾翼を働かせる仕組みになっている (第 22 図)。このプロジェクトの目的は直接戦闘任務に適合する航空機を開発することではなく、6 自由度制御の概念の実現化と RSS による利点を具体的に実証することであり、CCV による将来戦闘機開発の可能性を調べることにあった。第 23 図は 6 人のテスト・パイロットによる CCV 制御モードの与えられたミッションへの適合の可否を実験した結果を示している。図中の棒線はこのモードを使用して有効だったと認めた人数を表わしているが、例えば ME では空対空作戦には最も有効であると評価し、迅速な応答とか正確なコントロールには有用ではあるが逆に、編隊飛行にはあまり効果がないというコメントを示している。

YF-16 CCV は YF-16 にくらべて第 24 図に示すように胴体前部に垂直カナードを付け、重心位置のコントロール用に燃料システムを改良し、主翼後縁のフラップロンの作動を機能的に改裝している。

5.2 AFTI/F-16⁴⁾ 上述の YF-16 CCV 計画では CCV 制御モードによる新しい運動機能の探求と、この機能が戦闘機のミッション達成にどれだけ役立つかを確認するのが目的であって実用戦闘機の開発に直接つなげるものではなかった。AFTI (Advanced Fighter Technology Integration) 計画はすでに YF-16 CCV プロジェクトで実証済みで実際に採り入れる見込みのある CCV 制御モードを用いて上下、左右に自由に動きまわれる行動力をもつ機体を実際に戦闘機として実用化できる段階まで進めようとするものである。1979 年 1 月に GD 社との契約が成立したこの計画は米空軍、米海軍および NASA の共同プロジェクトとして戦闘機の任務効果を向上させるテクノロ

第23図 Pilot endorsements of CCV modes

第24図 Fighter CCV configuration

ジの開発, システム統合および飛行テスト評価を目的としており, F-16 の1号機の改装機が実験機として予定されている。

AFTI 開発計画の特長につきのものがあげられる。

- Digital Flight Control System (DFCS)
- Application of Advanced Control Modes
- Integrated Flight/Fire Control (IFFC)
- Pilot-Vehicle Interface Implementation

5.2.1 DFCS YF-16 CCV ではアナログ計算機を用いたが, NASA の F-8 DFBW 計画とか米海軍の F-18 の飛行制御システムへのデジタル計算機適用の実績に基づいて AFTI 計画では BDX-930 プロセッサ使用による小型軽量で信頼性の高い3重の冗長性 (Triplex redundancy) をもつデジタル・フライト計算機を採用した。この機上搭載計算機がいかに小型軽量化されているかを示したのが第25図である。また, 信頼性の点でも故障発生率はコントロール不能が 1.0×10^{-7} 故障/時間, アバートで 1.0×10^{-5} 故障/時間を目安にし, Two-fail Operate (最初の故障では正常

第25図 Decreasing size/weight of airborne computers

作動し, 第2番目の故障で正常機能の95%を保証して安全飛行を続行)方式を用いて decoupled flight path control と task-tailored control laws を発生させる能力を付与している。

5.2.2 制御法則 AFTI/F-16 ではミッションを効果的に行うために垂直カナードで空戦フラップ (maneuvering flap) を用いて個々のミッションに適した航空機応答を生じさせる優れた飛行性, とくに攻撃時のトラッキング性と操縦性を強調した飛行制御システムが構成される。制御法則 (control law) の設計でとくに考慮された点は高性能でユニークな操縦, 急速なピッチおよびロール応答, 速度安定がニュートラル, 高迎角性能および失速防止等であり, これらを実現するために standard control と decoupled control とが構成できる構造になっている。前者をマニューバ飛行とかターゲット捕捉用とすれば後者は空戦中の正確なトラッキングとか火器発射のための正確な照準等に

第 26 図 Simplified air combat gunnery mode

第 27 図 Air combat pitch pointing mode

第28図 Simplified air-to-surface bombing mode

有効な制御であり、個々のモードについてはすでに述べた。

5.2.3 task-tailored control modes おのおののミッションに適した制御モードを選択することによって戦闘任務が有効に遂行できるように配慮されており、次の4種類のモードが検討されている。

・Normal mode: 離陸、巡航、着陸、空中給油および編隊飛行時に使われるモードでスムーズな乗心地、突風軽減およびパイロットの作業量を減少するように設計される。

・Air to Air Gunnery mode: ターゲット迎撃時の迅速なマニューバ性と正確なトラッキングが実行できるように設計される (第26図)。

・Air to surface Gunnery mode: 高精度での急激なしかも正確な首振り運動を実現し、航空機自体の帰還性を向上させる (第27図)。

・Air to Ground Bombing mode: 航空機の世界ベクトルを正確に制御し、爆撃精度を向上させるための突風軽減機能を向上させるモードである (第28図)。

6. あとがき

YF-16 CCV プロジェクトでは飛行テストによって6自由度運動が独立にコントロールできることが実証

され、“a new way to fly” が ACT の適用によって現実のものとなった。AFTI/F-16 計画は DFCS 装備による IFFC テクノロジーの開発と統合化を含めて個々の任務に最も適した多重モード制御法則の実現に向けて進行中である。ACT 機能を採用した航空機が実用化されるにはコストと性能が現用機にくらべて著しく優れており、しかも安全性・経済性の見地から十分に信頼できるものでなければならない。このためには正常な ACT オペレーションと故障モードの両方を満足する飛行性基準を確立する必要がある。MIL-F-8785-C がすでに制定され、MIL-Standard および MIL-Handbook が計画されているが、さらに ACT 機能が十分に活用できる飛行性基準の確立が望まれる。

終りに、最近では RPV* を含めて無人戦闘機の研究も見られるが、これからのパイロットはサブ・システムのオペレータとしてよりはむしろミッション遂行のマネージャーとしてその役割はますます重要になってくるものと思われる。

参考文献

- 1) AGARD Conference Proceedings, Stability and Control, No. 260 (1979).
- 2) REDIES, H. A. and SZALAI, K. J.: Status and Trends in Active Control Technology, Kansas Univer-

* RPV=remotely piloted vehicle

- sity, Lawrence, Kansas (1974).
- 3) 金井喜美雄: 近代制御理論とその飛行制御系設計への適用 (解説), 日本航空宇宙学会誌, Vol. 27, No. 308 (1979. 9), pp. 439-451.
 - 4) RAMAGE, J. K. and WATSON, J. H.: AFTI/F-16 Digital Flight Control System Preliminary Development, Proc. of NAECON (1980. 5).
 - 5) NELSON, W. E. and DOBOS-BUBNO, A.: A Low Cost FBW Flight Control System, AIAA-80-1723-CP (1980. 8).
 - 6) OSTGARD, M. A. and SWORTZEL, F. R.: CCVs Astronautics and Aeronautics (1977. 2), pp. 42-51.
 - 7) RAMAGE, J. K. and SWORTZEL, F. R.: Design Considerations for Implementing Integrated Mission-Tailored Flight Control Modes Preprint of 26th AGARD Conference (1978. 5).

—特 集—

防衛庁技術研究本部第3研究所における大迎角風洞試験について*

阿 部 豊**・杉 田 親 美***

1. ま え が き

近年、航空機の離着陸時における空力特性の改善、戦闘機の運動性に対する要求の向上や失速からスピンのかけての運動の問題等から、大迎角における空気力学の研究が盛んとなってきている。この研究を推進していく上で当然、大迎角における風洞試験も活用されている。ここでは、防衛庁技術研究本部第3研究所における大迎角風洞試験について、試験装置等のご紹介およびスピンに関する風洞試験の一例について、その概要を述べる。

2. 試 験 装 置 等

2.1 垂直兼用風洞 最大風速: 70 m/s (通常風洞として使用する場合)、吹出し口: 3.3 m 四角 (通常風洞) 対辺間距離 4 m 八角 (垂直風洞)

2.2 低速風洞 最大風速: 70 m/s, 吹出し口: 2.5 m 丸

2.3 回転式荷重測定装置 本装置は、垂直兼用風洞のスピン計測部に設置され、スピン状態にある風洞模型に作用する荷重を測定する。

2.4 スピン模型慣性能率測定装置 スピン模型の慣性能率等を測定するため、真空槽内で模型を振動させたり、回転させたりすることにより、模型の慣性能率あるいは直接に慣性力を測定する。

2.5 その他 スティング式六分力天秤等。

3. スピン特性に関する風洞試験

3.1 全般 近年、米国においても、失速、スピンに起因すると考えられる戦闘機の事故が相当数発生しており、設計の初期段階において、失速からスピンまでの領域の運動特性を適切に予測し、設計の修正ができるような方法を見つけることの必要性が強調されている。本節においては、防衛庁技術研究本部第3研究所で取得した回転式荷重測定装置の性能チェックのため実施した T-33 A 型ジェット練習機に対する風洞試験について概要を述べる。

航空機のスピン特性を推定する方法としては

- (1) 過去の統計的資料に基づく各種判定法によって推定する方法
- (2) 動的相似模型を用い、スピン風洞でのフリースピン試験により推定する方法
- (3) 動的相似模型を空中投下し、遠隔操縦によるスピン飛行からのデータにより推定する方法
- (4) 風洞試験等から得られた空力データを用い、航空機の運動方程式を解くことにより推定する方法

等が上げられるが、これらの推定方法もそれぞれ長所、短所がある。(1)の方法については、設計の初期段階から利用できるため便利であろうが、統計処理に用いられたデータが古い機種のもが多く、最近の戦闘機のように機体形状や質量分布特性が、古い機種に比べ著しく変化しているものに対しては、これまでの判定法のみでスピン特性を推定することは困難であろう。(2)の方法については、スピン状態を直接観察しながら繰り返し試験を実施でき、定性的にスピン特性を把握する参考とはなるが、風洞計測部の大きさ、風洞風速変更に対する応答性等の制限から、試験でき

* 昭和55年11月6日、第18回飛行機シンポジウムにて講演。昭和56年4月6日原稿受理 Wind Tunnel Testing at High Angle of Attack at Third Research Center, Technical Research and Development Institute, Japan Defence Agency

** 防衛庁技術研究本部第3研究所 Yutaka Abe

*** 防衛庁技術研究本部 Chikayoshi Sugita