4. 結 び

FBW は ACT/CCV を実現する手段として機体設計者は大いに期待を寄せている。しかし我国と諸外国との現状を比較すると、英国で Viscount 機による研究が開始されたのは我国で F-86F のライセンス生産が始まった時期、米国での B-52 による CCV の研究開始は XC-1 の試作が始まったところとその格差は非常に大きい。

この格差を埋め、将来世界の市場で太刀打できる航空機を開発するため、我国においても FBW システム、コンポーネントの開発はもちろん CCV を初めとするシステム・インテグレイション技術の研究開発による習得が必須である。そしてこの技術は開発機にかぎらず外国機導入の場合でも、導入機の評価、的確な故障処理による稼働率の確保、国情に適した改良等になくはならぬ技術と言える。

研究開発は設計、製作、試験、飛行による評価のサイクルを経て問題点を発見し、解決し、技術が身に付いて行くものである。したがって一日も早い研究の着手と、実験機等による確認を含む幅広い研究が望まれる。道具になりつつある FBW に我国の多くの技術者がなれて使いこなせる日が早く来るよう各界の努力を

期待してやまない。

参考文献

- 1) 柴田：フライト・コントロール・システムのすう勢、日本航空宇宙学会誌、第23巻、第256号 (1975) pp. 276~283.
- 2) PLUMER, J. A., FISHER, F. A., and WALKO, L. C.: Lightning Effects on the NASA F-8 Digital-Fly-By-Wire Airplane, NASA CR-2524 (1975).
- 3) DELOUBET, R. P., Jr: YF-16 Active-Control-System/Structural Dynamics Interaction Instability, AIAA Paper 75-823 (1975).
- 4) ARTHURS, T. D. and GALLAGHER, J. T.: Interaction Between Control Augmentation System and Airplane Dynamics, AIAA paper 75-824 (1975).
- 5) REDIESS, H. A. and SZALAI, K. J.: Studies and Trends in Active Control Technology, NASA CR-142559 (1974) pp. 271~320.
- 6) BENNETT, D. H.: F-4/CCV-Flight Tests of Advanced Technology, SAE 740861 (1974).
- 7) BLACK, R. E. and STERN, J. A.: Advanced Subsonic Transports-A Challenge for The 1990's, AIAA paper 75-304 (1975).
- 8) HAAS, R. L., O'CONNOR, W. M. and FRAGA, D. E.: AFTI TI-1 Program, SAE 740860 (1974).
- 9) BELLMAN, D. R. and KIER, D. A.: HiMAT-A New Approach to the Design of Highly Maneuverable Aircraft, SAE 740859 (1974).
- 10) Ross, G. E.: Fly-By-Wire, what Does it Weigh? SAWE paper 1018 (1974).

大型 STOL 機への FBW の適用に関する一考察*

宮 村 元 博**

1. ま え が き

飛行機の設計にフライ・バイ・ワイヤ (FBW) 飛行制御システムの技法を適用するとき、一般には周知のように2つの主要なテーマがある。1つは飛行機設計全体の改善に関するものであり、次には飛行制御システムそのものの改善に関するものである。飛行機と制御システムの組合せについては、数多くの兼ね合いが考えられるが、以下われわれの若干の経験と考察からみた大型 STOL 機への FBW の適用に関するものを述べることにする。これにてもすべてを論じているものではない。

2. 飛行制御システムの改善検討

本格的な STOL 機といわれる国産飛行艇 (PS-1,

US-1) においては、設計の当初から CCV (Control Configured Vehicle) 的要素があって、ASE (自動安定装置) を組込んで機体の諸元等を決めていた。なお FBW の構想もあって検討の対象にはなったが、ハードウェアの未完、整備性の問題等から採用には至らなかった経緯がある。

ASE は、STOL 状態において機体固有の空力安定性の不足を補うために用いられるもので、パイロットは ASE によって安定化された機体に、あたかも ASE の無い場合と同様な操縦を行なうのであるから、ASE による舵面の動きが操縦系統を逆に戻って、操縦桿、ペダル等が動いたりまたはパイロットの保舵力が変わったりしては操縦がしにくくなる。このような操縦上の不具合がないように操縦系統を完全機力方式にしていわれる Irreversible とし、パイロットの操作と ASE の操作とがたがいに干渉なく重量されて舵面を動かす仕組みにする必要があった。完全機力方式は ASE のために開発されたともいえる。以上の点では、CCV 的である。

*昭和51年4月5日 日本航空宇宙学会第7回年會にて講演、昭和51年10月15日 原稿受理 Application of Fly-by-Wire System for Large STOL Aircraft

**新明和工業株式会社航空機製作所 Motohiro MIYAMURA

しかし、ASE は 1 系統であり、故障等で ASE が使えない場合でも、または万一オーソリティまで暴走という事態に立至っても、一応飛行可能な程度の安定性とパイロットによる操縦性の回復は確保されており、かつ巡航時は ASE を使用しない通常の操縦方式としているので、これらの点では CCV とはいえない。

上記の操縦系統は操縦索、ロッド、ベル・クランク、セクタ等から成る一連の在来型の機械的機構であって、舵面は油圧サーボアクチュエータによって操作されている。なお、このアクチュエータには ASE の電気信号を受けるための電気・油圧サーボ機構が付加されている。第 1 図に系統ブロック図を示す。

完全機力操縦方式においては、フィーリング (人工操舵力付与機構) を別にして考えれば、パイロットは舵面の油圧サーボアクチュエータの中のサーボバルブのスプールを数 mm 動かすだけの小さい力 (約 1lb) でよいのであるから、操縦索は細かい絹糸のようなものでも十分間にあうわけである。しかし実際には、索、ロッド等の 1 部にひっかかり等の不具合を生じたようなときには、パイロットは出し得る最大の力で操作するであろうことを想定して、これに十分耐え得るように強固にしている。このような配慮は安全上必要ではあろうが、万一の場合に備えて通常の何十倍、何百倍もの力に耐え得るように、系統各部も機体側支基部も補強されており、そのために生ずる摩擦やガタの不必要な増大は、操縦の精度や安定を要求される高速機や、理想的なパイロット・フィーリングを要求される STOL 機においては、致命的とまではいかなくとも何とか改善の方法はないものかと思われる。

例えば、V/STOL 機用のパイロット操作装置のブレイクアウト・フォース (起動力) には、NASA TN D-331 に以下のような提案がある。

第 1 表において、D-331 によれば、例えば補助翼系

統のブレイクアウト・フォースは、2lb 以下となっている。つまり、これは系統全摩擦が 1lb 以下ということを示しているが、通常的手段では実現しにくい。(第 2 図) 系統摩擦が大きいと、ブレイクアウト・フォースのみならず、フィールの勾配、フィールの値やセンタリング等にも悪い影響をおよぼし、パイロットの操縦性に害を与えるので、大型機の機械的操縦系統の悩みの 1 つには違いあるまい。

3. CCV と Active Control

STOL 機では、高揚力化にともなう機体固有の空力安定性の不足を補うために、最小限度の、または止むを得ずオーソリティ付きの ASE を採用してきたといっている差支えあるまい。しかし最近の制御技術の急速な発展、特に信頼性の高い小型、軽量の電子部品の開発

第 1 表 ブレイクアウト・フォースに関する規格等と数値 (昭和 40 年当時)

規格等 系統	NASA TN D-331 (V/STOL 機用)	MIL-F-8785 Class II-L
昇 降 舵	0.5~3.0 lb	0.5~ 5.0 lb
方 向 舵	1.0~7.0	1.0~14.0
補 助 翼	0.5~2.0	0.5~ 3.0

第 2 図 フィール・ダイアグラム

第 1 図 従来の機械的操縦系統 (升降舵) の 1 例

は、CCV 化と full time active control 化の気運をじょう成させている。この CCV と active control については数多くの論文や解説が見受けられるが、その中の数例をもとに若干の考察を加えて、CCV-FBW 化の検討を行なうこととする。

CCV 化においてまずわれわれの関心をひくのは、やはり縦静安定軽減 (relaxed static stability, RSS) の概念であろう。従来の亜音速機では、正の安定化のために水平尾翼には通常は下向きの揚力を出させているので、主翼に余分な揚力を受持たせることになりかつ空気抵抗を増加させている。RSS においては、より小さい水平尾翼にするためにピッチのコントロールとトリムの量を最小限に抑える必要がある。この場合、理想的には中立安定であって静的にはトリムは要らない。しかし、重心移動とフラップ操作、脚の出し入れによる形態変化をトリムする必要から複雑化し、一般には不安定化している。このような不安定な機体に、常時 active control を行なって人工安定の飛行機にし、さらに操縦性の改善も行なうためには、従来の ASE の設計概念を越えた制御技法と複雑、高度な要求を満し得る電子技術とが必須の条件であって、いわゆる FBW が必要となるゆえんであろう。このような技術上のリスクを冒してでも CCV 化に挑戦しようとするのは、やはり重量が減り、性能が向上すると考えられるからである。

一方、active control によってではなく水平尾翼を小さくし得る別の方法として、水平尾翼の高揚力化による方法がある。この計算例を第3図に示す²⁾。ここで注意をひくのは、CCV 化 (active control) によるよりも水平尾翼を2倍に高揚力化の方が効果大きいということである。われわれの飛行艇では、すでに水平尾翼を昇降舵 BLC によってほぼ2倍に高揚力化

しており、これと ASE による水平尾翼の小型化等の状況を概念的に示せば第4図の如くである。

次に、大型輸送機の RSS 化に関する計算結果 (Airbus A300 B2 および STOL-Transport CON 30)²⁾によると、15% までのペイロードの増加が見込まれている。その機体条件は、高翼、T-tail、大型 extending trailing edge flap である。

RSS に対する active control の基本的な機能は、もちろん安定増大であって ASE に類似しているが、要求される安定ゲインはどの程度のものであろうか (第5図)。

RSS による水平尾翼面積の変化率を $k(k < 1)$ 、ゲインを $\partial \delta_e / \partial \alpha$ とし、希望の静安定度を $(\partial C_m / \partial \alpha)_{ac}$ とすれば、

$$\left[\frac{\partial C_m}{\partial \alpha} \right]_{ac} = \left[\frac{\partial C_m}{\partial \alpha} \right]_{\text{尾なし}} + k \left(\frac{\partial C_m}{\partial \alpha} - \left[\frac{\partial C_m}{\partial \alpha} \right]_{\text{尾なし}} \right) + k \frac{\partial C_m}{\partial \delta_e} \frac{\partial \delta_e}{\partial \alpha}$$

ここでは、STOL 状態ということにより

$$\frac{\partial C_m}{\partial \alpha} \approx 0, \quad (1-k) \left[\frac{\partial C_m}{\partial \alpha} \right]_{\text{尾なし}} \approx 0$$

また、

$$\left[\frac{\partial C_m}{\partial \alpha} \right]_{ac} \approx \frac{\partial C_m}{\partial \delta_e}$$

Tail Volume

第4図 飛行艇のSTOL時のTV~CG概念図

Tail Volume

第3図 水平尾翼の高揚力化を含めた CCV に関する TV~CG ダイアグラムの1例

第5図 STOL 時の $C_m \sim \alpha$ の1例

第6図 FBW 飛行制御システム (昇降舵) の1例

とみなせば、

$$\text{ゲイン } \partial \delta_e / \partial \alpha = 1/k$$

ここで、 k を 0.5 としてもゲインは 2 であって、この値は特に大きいものではなく、この点では比較的容易に active control によって RSS を実現し得るであろう。

4. FBW 化の検討

大型 STOL 機の昇降舵操縦システムは、例えば前述の第1図の如くであるが、その FBW 化の例を第6図に示す。

この FBW 飛行制御システムは、central data processing として4つの自由にプログラムし得るコンピュータをもつ並列4重の redundant デジタル型コントロール・システムである。ただし、センサとアクチュエータはなおアナログ型である。ここでデジタル型を選んだのは³⁾

- (1) 速度、高度、飛行形態やコントロール・モード等が変わったときの機体の微係数の変化に対応する修正の容易さ。
- (2) 非線形実現の容易さ。
- (3) 新しい制御理論への適応性。
- (4) ドリフト皆無。
- (5) 簡単な BITE (Build in Test Equipment) への適応性。
- (6) 高度の統合化の可能性。
- (7) 開発段階での要求変化に対する追加費用が少ないこと。
- (8) ソフトウェアの完成前にハードウェアの明確化が可能。
- (9) その他 高信頼性、ロー・コスト等。

上記のような FBW 化によって以下のような利点が考えられる。

- (1) 従来の機械的操縦システムに比べて機械的部分が非常に少なくなって系統摩擦やガタが大幅に減少し、最適のフィーリング特性に調整でき、コ

ントロールの精度が得られる。

- (2) 索系統の点検や調整の手間 (点検孔の開閉、給脂を含めて) とミス、つまり人間の要素部分が減少し、信頼性の量的把握率が向上する。

また、BITE による自動整備化が進む。

- (3) 飛行制御システムは、パイロット操作系统と AFCS (ASE やオートパイロット等) との単なる結合より進んで1体化し、さらには飛行速度、高度および飛行形態等に応じて最適の操縦性、安定性に自動調整され、自動航法もよりの確になる。さらには、自動故障検出ならびに残存正常系統への自動切換機能が盛込まれる。

- (4) CCV 化が可能となり、機体の重量軽減、空気抵抗の減少、したがって性能向上またはペイロードの増加等、大きな効果が期待できる。

5. あとがき

以上は、CCV-FBW 化で利点となりそうな事項について述べたが、これに踏みきるか否かは、FBW 飛行制御システムへの信頼性にかかっていると言えよう。完全機力操縦方式において、バックアップ系統に人力系統を併置することは、安全上の効果はあるが機力操縦化の利点は半減する。一方、FBW 方式の場合は、バックアップ系統に機械的機力操縦系統を併置しても、CCV ということになればパイロットのみでは飛行制御ができないので、存在の意義自体を失ってしまう。

一般に FBW 系統の信頼性の目標は、故障率が 10^{-7} /時間程度と言われているが、多重化によってこれが成立つようであるが、信頼性に関する統計例では、上記の値程度の高信頼度部品の場合、整備ミスによる故障率がその何十倍にもなるようである。したがって管理面、整備面をも含めた事前の準備と十分な支援体制がないと、高い信頼性の計画目標が達せられないことになる。FBW 系統が4重であれば、原則として電源も独立4個を必要とする。また、できれば舵面もそのアクチュエータも大型機の利点を生かして分割、分離する方がよいであろう。一方、心臓部であるコンピュータに対する電気的保護 (落雷その他の電撃やノイズ対策) や環境的保護には細心の注意を要するであろう。

RSS の中でも縦系統、つまり水平尾翼小型化が空力性能的にも構造的にも効果が大きい、その反面技術的リスクも大きい。われわれの飛行艇では、BLC や ASE の併用によって水平尾翼を小型化しているけれども、やはり普通程度の tail volume に止まっている。これをさらに CCV 化すれば2~3割程度の tail volume の減少が一応考えられ非常な魅力を感じるけ

れども、まだ相当の準備・検討を要するであろう。ただ、今後の CCV-FBW 化への1つのきっかけとしては、静安定向上に関する active control への要求ゲインは現在の ASE と大きな差がないように思えるので、現存の大型 STOL 機を実験母体として、まず飛行制御システムについてのソフト、ハード両面からの段階的な試験研究がより効果的な方法と考えられ、その実現が強く望まれる。

参考文献

- 1) W.J.G. PINSKER: Active Control as an Integral Tool in Advanced Aircraft Design, AGARD-CP-157 (1975) pp. 2-1~2-12.
- 2) Heinz G. KLUG: Transport Aircraft with Relaxed /Negative Longitudinal Stability-Results of a Design Study, AGARD-CP-157 (1975) pp. 4-1~4-15.
- 3) Wolfgang J. KUBBAT: A Quadruredundant Digital Flight Control System for CCV Application, AGARD-CP-157 (1975) pp. 15-1~15-9.

ヘリコプタにおける FBW 開発例*

中山 宏**・上村 誠**

1. まえがき

米陸軍とボーイング・バートル社によって開発が進められた HLH (Heavy Lift Helicopter, XCH-62, 第1図) には、機械的なバック・アップを持たない完全な FBW (Fly-By-Wire) 操縦システムが装備されている。同機はヘリコプタにおける FBW の初の実用化を旨とするものであり、同時に純粋な FBW システムを仕様要求された最初の航空機ともされている¹⁾。

ヘリコプタを対象としたこれまでの FBW のおもな研究開発を第1表に示す。これらは主として冗長性を持ったデジタル AFCS (Automatic Flight Control System) の研究が中心になっているようであるが、TAGS ではサイド・アーム形式の操縦装置も装備され、三重の冗長度を持った本格的な FBW 操縦シス

テムが検討されている。このほか、米陸軍の AAH (Advanced Attack Helicopter) の候補機であるヒューズ社の YAH-64 には機械的操縦装置のバックアップとして FBW システムが装備されており、西ドイツの MBB 社では現在 BO-105 を用いた飛行試験計画が進められている。また NASA やカナダの NRC で飛行性基準の研究等に活用されている可変特性ヘリコプタ (variable stability helicopter, CH-46 や Bell 47G を改修) にも FBW 技術が適用されている。

ここではこれらの研究開発の中から、実用化に近づいた代表的な例として HLH の FBW 操縦システムを紹介する。なお、この FBW システムは実験機による飛行実証試験を完了しているが、HLH の開発計画自体は試作機の最終組み立て段階で中断されている。

2. システム概要

HLH は IFR 状態を含む悪天候下でも、海上の貨物船から陸上の基地や未整備地域にコンテナ等の大重量物 (22.5トン) をじん速かつ安全に輸送することを主目的としている。特に貨物の積み降ろし作業中の操作を容易にするため非常に厳しい精密ホバー能力が要求された。たとえば、パイロットの手放し状態での定点ホバー能力として、最大 45kt の定常風の中で前後、左右および上下に ± 4 in, 機首方位で $\pm 2^\circ$ の精度が要求された。さらに貨物輸送を効率化するための最大 170kt の巡航速度や空中でのマヌーバ能力、それに高い生存性等も要求された。

このような要求を満足させるため、初期計画段階ではさまざまな操縦システムが検討されたが、最大全備重量が約 70 トンという機体の大きさも考慮された結果、いかなるバックアップも持たない純粋な fly-by-wire 操縦システムが最適と判断された。そして概念

第1図 HEAVY LIFT Helicopter

*昭和51年4月5日 日本航空宇宙学会第7回年會にて講演 昭和51年10月19日 原稿受理 A Typical Example of Fly-by-wire Flight Control System on Helicopters

**川崎重工株式会社 Hiroshi NAKAYAMA and Makoto UEMURA