T-2 CCV の FBW システムと制御則^{*1}

安江正宏^{*2}・久保朗^{*3}
 亀山忠史^{*4}・高浜盛雄^{*4}
 片柳亮二^{*4}・山本真生^{*4}

Key Words: CCV, FBW, Control Law

1. はじめに

近年の電子技術と制御技術の発達は FBW による飛行を可能とした。米国における FBW の研究は 1969 年から始まり、アナログ FBW、デジタル FBW、CCV という 3 段階にわたる実験機の飛行試験を経て現在のレベルに達しているが、日本ではこの遅れを一挙に取り戻すためデジタル FBW を適用した CCV 機の開発に挑戦することとし 1978 年から T-2 CCV の研究を開始した。1986 年 3 月評価飛行試験も無事終了し、期待した以上の成果を得ることができた。本稿は T-2 CCV の FBW システム構成、多重システム管理、プリフライト BIT、飛行制御則および計算機プログラムについて報告するものである。

2. FBW システム構成

第 1 図に FBW システム構成を示す。デジタル計算機を使用した 3 重の CCV コントローラを中心にパイロットとのインターフェイス部、機体運動のセンサ部、信号アクチュエータ、シリンダ、油圧源、電源等から構成されている。FBW システム構成品の多重度はシステムの信頼度が、従来の機械的システムの信頼度と同等以上になるように決定した。CCV コントローラに内蔵させているソフトウェアのおもな機能は飛行制御則を実現する制御演算機能と多重システム管理機能およびプリフライト BIT 機能である。

3. 多重システム管理

T-2 CCV の FBW システムは、前節で述べたよう

に、多重度をもったシステムであるので制御性能、信頼性の両面から多重センサ、CCV コントローラ、信号アクチュエータにおける信号選択、故障検出/切り離し、故障状況の把握等を管理することが必要である。

第 2 図に、T-2 CCV の多重システム管理の概要を示す。まず多重構成としたことによる制御性能の低下、とくに CCV コントローラが 1 個故障した場合のトランジェントの発生を防止するために CCV コントローラの 3 チャンネル間で実時間同期処理を行っている。センサ信号の故障検出のために、センサ故障検出機能 (SS/FD)、スイッチ信号の故障検出のために、スイッチ信号故障検出機能 (DS/FD) を設けた。これらの故障検出は、3 チャンネル間の信号の比較故障検出を基本とするため 3 チャンネル間でセンサ信号、スイッチ信号を送り合うデータ交換機能を設けた。CCV コントローラ、信号アクチュエータには、それぞれ、CCV コントローラ故障検出機能、信号アクチュエータ故障検出機能を設けた。また、上記の各故障検出の結果を受けてシステムの動作状況を管理する動作状況管理機能を設けた。

(1) 同期、データ交換機能：同期とは、3 チャンネル CCV コントローラの処理周期の先頭で、ソフトウェアにて同期用信号を交換/認識しあうことにより、3 チャンネルの処理タイミングを常時一致させる機能でありその概要を第 3 図に示す。

データ交換とは、センサ、スイッチ信号等の CCV コントローラ内のデータを、シリアル・デジタル・ライン経由で交換しあうことであり、SS/FD、DS/FD で用いる多重のデータを 3 チャンネル間で完全に一致させる機能である。データ交換概要を第 4 図に示す。この両機能により、3 チャンネルのソフトウェア処理の処理タイミング、入力データを完全に一致させることができる。

(2) SS/FD および DS/FD：SS/FD はセンサの多重信号を相互比較して故障検出・分離を行い、有効

^{*1} 昭和 61 年 11 月 6 日、第 24 回飛行機シンポジウムにて講演。昭和 62 年 5 月 29 日原稿受理 FBW System and Control Law of the T-2 CCV

^{*2} 防衛庁装備局 Masahiro YASUE

^{*3} 防衛庁技術研究本部 Akira KUBO

^{*4} 三菱重工業 名古屋航空機製作所 Tadashi KAMEYAMA, Morio TAKAHAMA, Ryōji KATAYANAGI and Masao YAMAMOTO

著者紹介

安江 正宏

昭和 20 年生。東京都出身。昭和 44 年東京大学工学部航空学科卒業。昭和 52 年マサチューセッツ工科大学博士課程修了。防衛庁技術研究本部第 3 研究所勤務を経て、現在装備局航空機課総括部員。航空機の構造振動などの研究に従事。

久保 朗

昭和 31 年生。昭和 53 年京都大学工学部航空工学科卒業。同年防衛庁技術研究本部第 3 研究所入所。飛行力学、飛行制御などの研究に従事。昭和 61 年米国スタンフォード大学大学院に留学。現在に至る。計測自動制御学会会員。

亀山 忠史 (正会員)

昭和 17 年生。昭和 41 年東京大学工学部航空工学科卒業。同年三菱重工業入社。国産初の超音速高等練習機 T-2 の開発に参画し、飛行性分野を担当。その後 T-2 CCV 機の研究開発に従事。飛行制御システムを担当。現在航空機技術部基礎設計課長。

高浜 盛雄

昭和 21 年生。昭和 44 年北海道大学工学部電気工学科卒業。昭和 46 年同大学院修士課程修了。同年三菱重工業名古屋航空機製作所入社。以後、航空宇宙の誘導制御システムの開発に従事。計測自動制御学会会員。

片柳 亮二 (正会員)

昭和 21 年生。昭和 45 年早稲田大学理工学部機械工学科卒業。昭和 47 年東京大学大学院航空学科修士課程修了。同年三菱重工業入社。超音速高等練習機 T-2 の飛行性解析に従事した後、T-2 CCV 機の開発において飛行制御則を担当。計測自動制御学会会員。

山本 真生

昭和 24 年生。広島市出身。昭和 48 年大阪大学基礎工学部制御工学科卒業。同年三菱重工業入社。計算機応用システムの設計・開発に従事。NTT 黒潮丸自動化システム開発、T-2 CCV の FBW システム開発等。

ず、ソフトウェア処理結果は、3 チャンネル間で、完全に一致する。

(3) CCV コントローラ故障検出機能: 次の 3 種の故障検出処理の論理和により、自チャンネル故障を検出する。

- ① コマンド故障検出: 自チャンネルと他の 2 チャンネルの舵角指令値を比較して故障検出を行う。
- ② サーボ・エレクトロニクス故障検出: 一つの舵角指令値に対してサーボ・アンプを 2 個設け、出力を比較して故障検出する。
- ③ 自己故障検出: 3 重コントローラで 2 フェイル・オペラティブ性を実現するために必要な故障検出である。CPU セルフ・テスト、インターフェイス・テスト、メモリ・チェック、ウォッチドッグ・タイマ等により自己故障検出を行う。

(4) 信号アクチュエータ故障検出機能: アクチュエータの作動系統は、アクティブ、スタンバイの 2 系統あり、おのおの 2 重サーボ・バルブをもつが、正常時は、アクティブ系統が舵角指令値をシリンダへ伝えている。故障検出は 2 重サーボ・バルブの油圧ロジックによる比較で行い、アクティブ系統が故障と判定されると、スタンバイ系統へと切り換えられる。

CCV コントローラおよび信号アクチュエータで行う舵角コマンド系統の故障検出機能の概要を第 6 図に示す。

(5) 動作状況管理機能

- ① フェイル・セーフ処理: 各機器の故障状況に応じて、制御則演算の変更および部分的禁止の要否を判定し制御則部のモード・ロジックへ伝える。
- ② システム・モニタ処理: 機器故障を個別表示する。さらにシステム全体としての機能劣化の程度を集約して表示し、パイロットに知らせる。

4. プリフライト BIT 機能

飛行安全を確保するために、FBW システムの飛行前における点検が必要であるが、点検時間の短縮と点検の確実さを保証する目的で、CCV コントローラおよび SIU(System Interface Unit)のソフトウェアによりプリフライト BIT を自動的あるいは、整備員と共同で半自動的に実施する方式とした。

飛行前における点検は、整備員が実施する飛行前点検(Normal モード)とパイロットが離陸直前に実施するプリタクシ点検(Auto モード)とがある。

すなわち、比較的時間制限が少ない飛行前点検では、スティック・フォース・センサのように手動操作を必要とする半自動チェック項目を含めて、FBW システムのほとんど全部の機能を点検する Normal モ

信号を選択(3 信号の中間値、2 信号の平均値)して、制御演算へ供給する。SS/FD の概要を第 5 図に示す。

DS/FD はスイッチの多重信号ディスクリート・パターンを相互比較して故障検出・分離を行い、有効信号を選択(多数決方式)して制御則演算等へ供給する。

この結果、センサ、スイッチ群の故障状況によら

第1図 FBWシステム構成

第2図 多重システム管理機能

ードを実施し、短時間かつパイロット・ワーク・ロード最小で点検をすべきプリタキシ点検では、BIT イニシエート SW を押すだけで自動的に DFBW システムのエッセンシャルな機能をチェックする Auto モー

ードを実施することとした。第7図に Auto モードのうちの信号アクチュエータ点検の概要図を示す。また機体のフェーズ検査に対応するものとして、システム・ライン・テストを接続して、DFBW システムの劣化等

第6図 舵角コマンド系統の故障検出機能概要

点検する目的で、フェーズ・スタティック・モードおよびフェーズ・ダイナミック・モードを設けた。

5. FBW システムの飛行試験結果

飛行試験期間を通じて FBW システムは順調に作動し FBW の機能損失にいたる故障は発生しなかった。また FBW システムの不具合に基づく飛行試験へのインパクトはほとんどなかったため、官飛行試験計画フライト数 120 に対し、飛行実績は 138 フライトであった。その間に発生した FBW システム故障は 42 件であり、その約 1/4 が飛行中に発生したが、残りは地上整備段階で発見されている。

これはプリフライト BIT 機能の充実を示すものと解釈できる。故障原因を見ると偶発故障が 40%，設計不良が 12%，部品，加工不良が 18%，検査，整備不良が 10%，その他 20% である。

第11図 縦CA飛行試験結果 (20,000 ft 0.7 M)

総フライト時間は200時間にも満たないため、実証信頼度そのものによる評価はできないが、現時点までの信頼度成長曲線をベースに解析するとFBWシステムの信頼度は要求の 10×10^{-6} 故障/フライトに対し約 6×10^{-6} 故障/フライトと推定される。

多重システム管理機能のSS/FDに関する飛行試験結果例を第8図に示す。この図は機体同一場所に装備された n_y センサ間の出力差を示すタイムヒストリーである。迎角が大きくなり機体のパフェットが発生するとセンサ間のばらつきが大きくなることがよくわかる。このように同一種類の多重センサのばらつきの許容値でさえ、センサ単体の特性のみでは決められず機体側の条件や運用条件によって、大きく影響を受けるため、今回の飛行試験の成果は今後のFBWシステム設計にとって貴重な財産と考えられる。

6. 飛行制御則

T-2 CCV は、デジタル制御により DLC(Direct Lift Control), DSC(Direct Side-force Control)の新しい運動, RSS(Relaxed Static Stability)と呼ばれる機体固有の安定が負の状態での飛行等を実現した。ここではこれらの制御則の概要を示す。

飛行制御則の全体構成を第9図に示す。縦CAと横方向CAは80 Hzと40 Hzの混在, DLC, DSCおよびMLCは40 Hz, コマンド補償制御則は80 Hzで演算される。T-2 CCVにはこれら六つの制御則が組み込まれているが、各制御則の概要を以下に述べる。

(1) 縦CA (Control Augmentation) 制御則: 縦CA制御則はLQG法による連続系のモデルフォロイング最適制御を用いて設計された。この手法により、線形の機体運動モデルおよびアクチュエータモデルを用いて完全状態フィードバックゲインが計算された。この設計法を以下に述べる。

制御対象プラントの運動方程式は次のように表現できる。

$$\dot{X}_p = A_p X_p + B_p U_p$$

ここで、 $X_p^T = [n_z, q, \delta]$, U_p はコントロールベクトル、 δ は水平尾翼舵角である。

同様に、モデル応答の運動式は次のように表される。

第12図 横方向CA制御則

$$\dot{X}_m = A_m X_m + B_m U_m$$

ここで、次のオーバーオールの状態ベクトルを定義する。

$$X^T = \left[n_z, q, \delta, C_m^*, \dot{C}_m^*, U_m, \int C_A^* dt, \int C_m^* dt \right],$$

出力ベクトルは

$$y^T = \left[C_A^* - C_m^*, \int (C_A^* - C_m^*) dt, \delta, U_p \right],$$

そして、評価関数 J は

$$J = E[y^T Q y],$$

ここで、 E は期待値、 Q は重みマトリクスである。このようにして、状態ベクトル X に対応したゲインマトリクス K を、評価関数 J が最小になるように決定した。実際の制御システムでは状態フィードバック変数すべてが使えないことから、重みマトリクス Q をフィードバックできない変数すなわち δ に対応するゲインが小さくなるように選択した。13の飛行条件でこれらの計算を実施した後、それらのゲインは全飛行域について reasonable な値になるように動圧、マッハ数および迎角の関数としてスケジューリングされた。

第10図に縦CA制御則のブロック図を示す。パイロット席での垂直加速度とピッチレートをブレンドした C^* 応答を、2次遅れ形の応答モデルに追従させる方式で、飛行試験においてモデルと機体応答がほとんど一致することが確認された(第11図参照)。

(2) 横方向CA制御則：横方向CAも縦CAと同様にモデルフォロイング最適制御理論により設計された。

第12図に横方向CA制御則ブロック図を示す。ロールレート P の応答を1次遅れ形の応答モデルに追従させる方式で、飛行試験においてモデルと機体応答がほとんど一致することが確認された(第13図参照)。

400 kt 以下では予想どおりの特性を示したが、より高速の条件になるとロール応答に揺れが生じることがわかった(第14図の対策前参照)。高動圧域ではシステムの遅れ等が予想以上に影響を与えることがわかり、第15図に示すようなロールレートの微分値を用いた制御を行うことにより本現象を取り除くことができた(第14図の対策後参照)。

(3) DLC制御則：DLCは後縁フラップと水平尾翼を動作させて縦面内の回転運動と遷移運動をデカップリングする運動モードである。第16図にDLC制御則のブロック図を示す。飛行試験において予想どおりの特性であることが確認された。

第13図 横方向CA飛行試験結果(20,000 ft 0.7M)

第14図 高速時の横ステップ応答の揺れ現象

第15図 高速時の横ステップ応答の揺れ現象対策

(4) DSC制御則：DSCは垂直カナード、方向舵およびフラップロンを動作させて横面内の回転運動と遷移運動をデカップリングする運動モードである。第17図にDSC制御則のブロック図を示す。DLCと同様に飛行試験において予想どおりの特性であることが確認された。

(5) MLC制御則：MLCは前縁後縁フラップおよび水平尾翼をマッハ数と迎角の関数で動作させて揚抗比を最大にするモードである。第18図にMLC制御則ブロック図を示す。

(6) コマンド補償制御則：コマンド補償制御則は上記五つの制御則からの各種舵角コマンドを整理し優先度をつけて、各モードに不具合が生じないように各舵面にコマンドを振り分ける役目をする最終段の制御則である。

その他、飛行試験データを解析したところ推定計算と驚くほど一致することが確認された(第19図参照)。

7. OFP

飛行制御則を搭載計算機用プログラムとして実現したものが、OFP(Operational Flight Program)である。OFPは制御則の他にこれを支える各種機能を有

第16図 DLC制御則

第17図 DSC制御則

第18図 MLC制御則

第19図 計算と飛行試験データとの一致

第20図 OFP機能構成比

		CCV コントローラ	SIU
OFP	OS (割込処理, タスクスケジュール)	○	○
	セルフテスト	○	○
	多重システム管理 (コントローラ, センサ等故障検出, 信号選択)	○	—
	マンマシンインタフェイス (モード表示, 故障表示)	一部	○
	制御則演算 (制御回路, モードロジック, ケインスケジュール)	○	—
	プリフライトBIT (自動BIT, 半自動BIT等)	○	○
	ファイル (パラメータ調整テーブル, 故障LRUファイル等)	○	○

第21図 OFP機能構成およびCCVコントローラ、SIU分担

第22図 OFP周期処理構造 (上段: 奇数周期, 下段: 偶数周期)

し、CCV コントローラおよび SIU (System Interface Unit) という 2 種類の搭載計算機のなかで第 20 図、第 21 図に示す機能構成となっている。

飛行制御則の設計は連続時間ベースで行われているので、OFP においてはこの制御則をサンプリング制御系に変換することが主要課題で、以下のように設計した。

(1) 制御性能上の要求と搭載計算機処理能力とのトレードオフから、第 22 図に示すように制御則等を細分化し、サンプルレート 10~80 Hz へ配分するとともに、各制御則ごとに演算遅れが最小となる OFP 周期処理構造を設計した。

(2) 連続系制御則をサンプルレートに応じて離散値化するに当たり、通常のアスタリング変換では量子化誤差の拡大と演算時間の増大を招くので、一次フィルタ、二次フィルタ等を物理的特性に見合った差分方程式で表現し直して、そのパラメータを個々のフィルタ特性に従って定めるという変換方式を採用した。

OFP は飛行制御則や多重システム管理等の T-2 CCV にとって枢要機能を実現しているため、下記 3 種類のツールを開発して徹底的なプログラム検証を行った。

- (ア) 大型計算機による OFP シミュレーションプログラム
- (イ) センサ、アクチュエータ等の全周辺機器を模擬するベンチテスト
- (ウ) コントローラ (3 重)、SIU の 4 台を統轄す

るデバックモニタ

8. おわりに

FBW 機による本格的 DLC, DSC 運動は世界でも本機のほかには米国の F-16 シリーズでの研究のみであり、今回の T-2 CCV の成功は日本の技術レベルを飛躍的に向上させたといえる。

FBW システムの今後の検討課題としては、つぎのような項目が考えられる。

- (1) フライ・バイ・ライト (FBL) への発展
- (2) システムの再構成による信頼度の向上
- (3) 軽量、小型の構成品
- (4) プリフライト BIT の故障検出能力向上による整備性向上
- (5) パイロット・インターフェイス (サイド・スティック等) の最適化技術

参考文献

- 1) 山田秀次郎, 日根野稔: 超音速機の運動能力向上 (CCV) の研究, 防衛技術 (1981.4)。
- 2) 中辻秀人, 神谷正紀, 片柳亮二: CCV 研究機の飛行制御則について, 第 20 回飛行機シンポジウム講演集, 1982.11)。
- 3) 中辻秀人, 池原伸博: CCV 研究機-多重ディジタル・フライ・バイワイヤ・システムについて, 第 20 回飛行機シンポジウム講演集, 1982.11。
- 4) 菅野秀樹, 神谷正紀, 片柳亮二: CCV 研究機の飛行制御について, 第 21 回飛行機シンポジウム講演集, 1982。

11.
 5) 菅野秀樹, 加藤明夫: CCV 研究機の概要(上)(下), 航空技術(1984.20.22).
 6) 加藤明夫, 亀山忠史, 山本真生: CCV 研究機のシステムと制御, 三菱重工業技報, 22(1985), pp.149-157.
 7) Yasue, M., Takekoshi, A., Kanno, H., Nakao, M., Shibata, K., Uno, M. and Hirata, H.: Development and Flight Testing of the T-2 Control Configured Vehicle, AIAA Paper 86-9763, April (1986).
 8) 丹羽良之, 柴田 実, 亀山忠史, 高浜盛雄, 池原伸博: T-2 CCV の FBW システムについて, 第24回飛行機シンポジウム講演集, 1986. 11.
 9) 久保田隼夫, 久保 朗, 片柳亮二, 山本真生: T-2 CCV の制御則について, 第24回飛行機シンポジウム講演集, 1986. 11.

—特 集—

T-2 CCV の 飛 行 試 験 結 果*1

中 尾 真 人*2・柴 田 克 平*2
 井 出 正 城*2・浅 野 嘉 夫*2
 大 宮 英 明*3・佐 藤 敬 二*3
 久 野 哲 郎*3

Key Words: CCV, ACT, FBW, Flight Testing

1. は じ め に

近年の電子計算機と制御技術の発達により, ACT (Active Control Technology, 能動制御技術) を駆使した CCV (Control Configured Vehicle) の実現が可能となった. 防衛庁技術研究本部は, 昭和53年度から昭和60年度にかけ, 航空自衛隊の保有する超音速練習機 T-2 型機に3軸多重のデジタル FBW (Fly By Wire) システムを装備し, ACT を使用した五つの制御モードを備えた研究機へと改造を行い, CCV に関する技術を確認するための研究を行った.

ここで五つの制御モードとは, CA (Control Augmentation) モード, RSS (Relaxed Static Stability) モード, DLC (Direct Lift Control) モード, DSC (Direct Sideforce Control) モード, MLC (Maneuver Load Control) モードである. 以下これらをまとめて CCV 制御モードという.

本報告では, 一連の研究のうち, 昭和58年度から昭和60年度にかけて実施された防衛庁技術研究本部における飛行試験の内容および結果について述べることにする.

2. 記 号

F_a : 横操舵力
 F_e : 縦操舵力
 i_s : 水平尾翼舵角
 M : マッハ数
 n_z : 垂直荷重倍数
 n_y : 横荷重倍数
 p : ロール・レート
 q : ピッチ・レート
 V : 飛行速度
 V_D : 下方遷移速度
 V_L : 左方遷移速度
 α : 迎角
 β : 横滑り角
 δ_f : 後縁フラップ舵角
 δ_n : 前縁フラップ舵角
 δ_{vc} : 垂直カナード舵角
 θ : ピッチ角
 ϕ : ロール角
 ψ : 方位角

3. 飛行試験実施状況

3.1 試験期間および評価手順 防衛庁技術研究本部における飛行試験は, 昭和59年3月26日から昭和61年3月20日までの間実施され, 飛行回数は合計138フライトであった.

飛行試験は, 第1表に示すように四つのフェーズに

*1 昭和61年11月6日, 第24回飛行機シンポジウムにて講演. 昭和62年6月2日原稿受理 Flight Testing Results of T-2 CCV

*2 防衛庁技術研究本部 Masato NAKAO, Katsuhei SHIBATA, Masashiro IDE and Yoshio ASANO

*3 三菱重工業㈱名古屋航空機製作所 Hideaki OHMIYA, Keiji SATO and Tetsuro HISANO