小型機の耐故障設計の一例について^{*1}大嶋 壯 夫^{*2}・塚 野 雄 吉^{*3}

Key Words: Aircraft, ACT, Safety and Reliability

1. は じ め に

民間機では経済性や快適性を実現し、軍用機においては多様な運用要求を実現するため、航空機の操縦システムに FBW 技術が適用されている。FBW 技術実用化の最大の課題は、システム故障時の安全性確保といえる。そのため、多重化することによってシステム全体の信頼性を高めるとともに、故障時の安全性を確保する方法が採られてきた。多重化は単一故障によって決定的に壊れることのないシステムを作りあげるようになるが、部品点数の増加を伴い、したがって、部品レベルの故障は逆に増加傾向となる。システム全体が複雑となることと相俟って、整備/維持コストの増加をもたらす。

一方、多重化といっても空力舵面まで冗長化して機体設計が行われることは稀であった。しかし、軍用機にあっては故障だけでなく、被弾等による機能喪失も考えられる。このような場合、致命的な事態に陥る

ことなく、任務を遂行できたり、少なくとも安全に帰投できることが要求される。

こうした必要性から生まれてきたのが耐故障飛行制御システムである。故障あるいは戦闘被害によって機能喪失を生じた場合、残った正常なシステムを再構成して、失った機能を回復させようというものである。機能喪失の程度が甚大である場合であっても、機体を飛行させる程度まで回復させることができれば、生存性を高めることにつながる。耐故障システムは安全性の向上、任務達成率の向上をもたらすとともに、故障検知機能を利用することによって、整備性向上も期待できる。

ここでは、63 年 2 月完了した、航空宇宙技術研究所、ビーチクラフト B 65 型可変応答実験機(VSRA)の DLC (Direct Lift Control)機能追加改造工事の概要を述べ、耐故障性を付与するために配慮した事項のいくつかを紹介する。また、そのなかで得られた耐故障飛行制御システムを実現していくうえで重要と思われる技術課題について述べる。

著 者 紹 介

大嶋 壯夫 (正会員)

昭和 20 年生。広島県出身。昭和 46 年東京大学大学院工学系研究科航空学修士課程修了。同年富士重工業(株)入社。現在、航空宇宙技術研究所本部技術計画室主査。将来航空機システムの研究に従事。T-2 CCV 研究機開発、XT-4 技術実用試験等の開発プロジェクトに参画。

塚野 雄吉 (正会員)

昭和 14 年生。新潟県出身。昭和 39 年都立航空工業短期大学航空機体科卒業。同年航空宇宙技術研究所に入所。現在、飛行実験部主任研究官。イン・フライト・シミュレーション技術の研究、飛行制御系の評価等に従事。

2. 耐故障飛行制御システム

耐故障飛行制御システム(Fault Tolerant Flight Control System)は一般に、飛行制御システムの「故障/異常を検知」し、「故障/異常部位を特定」し「故障/異常に対し何らかの対策/処置」をとり、「故障/異常発生後も最低限の飛行が可能な状態」を保証するシステムをいう。

故障/異常を生じた場合、飛行安全が損なわれないよう、あらかじめ機能やオーソリティを制限しておくなど、システムに Robust 性をもたせる方法と、故障部位を切り離すなど、システムを再構成する方法がある。前者を Passive Fault Tolerant System、後者を Active Fault Tolerant System という場合もある。後者、すなわち、アクティブ耐故障システムは次のように分類できる。故障発生した場合、あらかじめ定めた手順に従ってシステムを再形成する Reconfigurable システムと、故障後のシステム特性をリアルタイムで同定し、所望の機能・性能を実現す

^{*1} 昭和 63 年 10 月 19 日、第 26 回飛行機シンポジウムにて講演。平成元年 6 月 1 日原稿受理 Fault Tolerant Flight Control System for an Aircraft

^{*2} 富士重工業(株)航空機技術本部 Takao ŌSHIMA

^{*3} 航空宇宙技術研究所飛行実験部 Yūichi TSUKANO

るよう実時間でシステム再構成する Restructurable システムがある。さらに進んだものとして、故障部位を自動で修復する Self-Repairing システムがある。

現在、米空軍が開発が進められている次期戦術戦闘機 (ATF: Advanced Tactical Fighter) の飛行制御システムは Self-Repairing System と呼ばれているが、ここで述べた分類では、Restructurable システムのようである。

また、故障前後の状態を比べ、同等な機能/性能をもつシステムを Fail-Operational であるといい、故

障前とは違った特性となるが、飛行安全は確保できる場合を Fail Safe または Fail Passive, Fail Soft, という。故障後は、機能/性能が低下するのが普通であるため、故障後の状態を Degraded モードと呼ぶことがある。

第2図に耐故障飛行制御システムが航空機に適用されてきた動向をまとめる。

耐故障性を実現する方策のなかで初期から採られてきた方法は、たとえばダンパのように、故障してそのまま放置していても多少乗心持が悪くなる程度で、飛

第1図 フォールト・トレラント・システム

第2図 耐故障飛行制御システムの動向⁴⁾など

行安全に影響のないようオーソリティを制限したり、あるいは Robust な飛行制御則を組み込んだ Passive Fault Tolerant System である。

1970 年代に入って、フルオーソリティをもつ FBW の実用化を実現すべく、本格的な研究開発が展開された。FBW システムは、センサ-コンピュータ-アクチュエータ-空力舵面等で構成される。FBW システムの異常検知は、これらの各要素を多重化して装備し、それらの信号を比較することによって行われる。二つの信号比較ではどちらが異常であるか判定できないため、3 重以上の冗長性をもたせ、他の 2 者と違った値を出力している系を故障と判定する多数決方式が一般的である。主操縦系統が全て異常となった場合（3 重系ならば 2 Fail 時）パイロットに警報を与え、バックアップ系統へ切り替える方式のものがまず実用化された。

その後搭載用コンピュータの発達によって、センサ、アクチュエータなどを多重化する代りに、コンピュータで機体やアクチュエータのダイナミクスを計算し、実際の信号と比較し、異常を検知できるようになった。最初の FBW 実用民間機 A 320 はこの手法を採用している。A 320 はピッチ・ロールのコントロールに 2 種類の操縦系統をもち、それぞれが 2 重および 3 重の冗長性をもっている¹⁾。

しかし、あらゆる故障形態を予測し、それに対処できるようなシステムを多重化していくのでは、システムはますます複雑化することになる。整備上問題となるばかりでなく、システムの複雑化は予測しえない故障モードの可能性を高める。こうした矛盾を断つため、1980 年代半ばから Restructurable 耐故障システムの研究が進められている^{2,3)}。実用機に適用する目的で進められているのが前述した ATF の飛行制御システムである。ATF は人工知能(AI)を故障診断に適用すると伝えられるが、さらに進めて、任務を達成するために故障状態のなかでどのような機動が許されるかを判断しパイロットにアドバイスを与えるといった、AI Assisted 耐故障システムへと発展していくものと予想される。

3. NAL B 65 VSRA/DLC システムと耐故障性設計^{5,6)}

3.1 VSRA/DLC システムの設計方針 B 65 VSRA 実験機は安定性とパイロット操舵応答特性を容易に変更できるよう、ビーチクラフト B-65 型機を改造した可変安定応答実験機 (Variable Stability and Response Airplane) である。空力 3 舵 (エレベータ、エルロン、ラダー) およびスロットルがサーボ化され

第 3 図 VSRA/DLC システム

第 1 表 VSRA/DLC システムの設計方針

耐空性審査要領の要求 空検 等 443 号 X 類適用 (N 類 相当)	設計方針
・安定板および操縦面は制限荷重試験により十分な強度をもつことを証明すること (4-2-1)	・母フラップ/DLC フラップの新製構造部位は終局荷重による構造強度試験で証明する
・すべての装備品、系統および装置は作動不良または故障の際、航空機に危害を及ぼすことのないよう設計されていること (6-1-4-2)	・故障モード解析を実施し、単一故障によって致命的な事態に陥らない設計とする ・飛行安全上厳しい離着陸時の誤作動を防止するため、DLC フラップを固定する機構を設ける
・左右のフラップは機械的に同調させること。または最大非対称時でも安全な飛行性をもつことを証明すること (4-3-5-1)	・DLC フラップの非対称発生警報を発し、対称状態に復帰できるシステムとする ・最大非対称フラップ状態でも、安全に飛行できることを飛行試験で証明する

ている。これに DLC (Direct Lift Control) 機能を付加する改造を行った。DLC 機能を実現するため、左右の内舷フラップを前後に分割し、後縁側の部分 (以下 DLC フラップと呼ぶ) をサーボアクチュエータで駆動する方式とした。

母機である B 65 は N 類の耐空類別をもつが、VSRA 化等の機体改修工事によって X 類の耐空性が適用されている。DLC システム装着工事において、B 65 VSRA 機のもつ耐空性は変えないことを前提とした。こうした運用上の要求から第 1 表に示すような方針で DLC システムの設計を進めた。

具体的には、故障モード影響解析 (Failure Mode Effect Critical Analysis)、電源負荷解析、DLC フラップ/母フラップの供試体による構造強度試験、アクチュエータの環境試験、DLC フラップ駆動/固定機構の作動確認試験および静強度試験、全機地上作動確認試験等を実施した。

全機地上作動確認試験においては、各種誤操作を実

第4図 NAL B 65 VSRA/DLC 操縦システム

第5図 DLC コントロールパネル

施した場合でも、システムにダメージを与えないことを確認した。

さらに、20回にわたる飛行試験によって、耐空性の確認、DLCフラップ異常作動時の安全確認、DLC性能確認を行った。

3.2 VSRA/DLC システムの概要 VSRA/DLC FBW 操縦システムは右席の評価パイロットが操縦できるよう設計されている(第4図)。ただし、DLCフラップそのものをパイロットがコントロールすることはできない。

DLCシステムは次の三つの部分から構成される。

① パイロット・インタフェース部(第5図)：DLC

起動/停止を行う DLC コントロールパネルおよび DLC の状態をモニタする DLC 表示パネルからなる(第5図)。これらはそれぞれセンタペダスタルおよび計器板上のグレアシールド部分に装着されている。

② DLC コマンド演算部：DLCフラップの制御コマンドは VSRA コンピュータで計算され、DLC 信号調整装置を介して DLC 駆動用サーボアクチュエータへ送られる。

また、サーボ信号のモニタ等から異常を検知し、DLC 表示パネルのランプ点灯および警報音を発する。

③ DLC フラップ駆動/固定部(第6図)：駆動/固定部は DLC フラップ固定解除機構、DLC フラップ駆動機構、バックアップロック機構とからなる。DLC フラップは、フラップ全体が 20° 下げの位置にあり、固定解除機構の固定ピンおよびバックアップロック機構のロックピンが解除された状態でないと駆動されない。

駆動シーケンスを第5、6図で説明すると次のようである。VSRA を起動後、DLC コントロールパネルの DLC MODE スイッチを on 側に倒し、フラップスイッチを OFF → ON にすると 20° 下げの位置(フラップ角指示計で 60~70%)で止まる。これを確認し、フラップスイッチは off へ戻す。次に、DLC ロックスイッチを unlock 側へ倒すと DLC フラップ固定用リニアアクチュエータが作動し、まず固定ピンを DLC フラップから抜き、第6図の虎バサミ機構を開く。固定ピンが DLC フラップから抜けると同時にサ

第6図 DLC フラップ駆動/固定機構—NAL B 65 VSRA

第2表 耐故障性飛行確認試験内容

DLC システム故障形態	設計段階での検討および対策	飛行試験による確認事項
DLC フラップ フリー	<ul style="list-style-type: none"> ・DLC フラップ マスバランス装着 ・固定機構、バックアップピンによる2重固定機構の採用 	<ul style="list-style-type: none"> ・DLC フラップ フリー(電源模擬故障により)状態でマヌーバ、着陸を実施 ・フリー状態から固定機構の機能確認
DLC フラップ 対称ハードオーバー	<ul style="list-style-type: none"> ・パワーオン風試によるトランジェントGを推定 	<ul style="list-style-type: none"> ・最大/最小運用速度においてハードオーバー模擬故障時過大なGにならないこと、システムを切り換え、安全に姿勢を回復できることを確認
DLCフラップ 非対称ハードオーバー	<ul style="list-style-type: none"> ・パワーオン風試に基づきトリム可能を推定 	<ul style="list-style-type: none"> ・40°旋回中バンクを深める側の非対称故障を発生させ、システムを切り換え、安全にテークオーバーでき、姿勢を回復できることを確認
DLC フラップ 固着	<ul style="list-style-type: none"> ・摺動部は異物混入を防ぐようカバーした構造物内に置く 	<ul style="list-style-type: none"> ・最大非対称舵角状態でトリム可能の確認、失速特性の確認、非対称パワー飛行を実施し安全を確認

ーボアクチュエータにパワーが入り、DLC フラップ 0°の位置を空気力に打ち勝って保持する。虎バサミ機構が完全に開ききると、リニアアクチュエータのパワーはカットされ、DLC コントロールパネルのロックランプが消灯する。消灯を確認し、SERVO NEUTR スイッチをDLC 側に倒すとDLC フラップは後縁 10° 上げ位置まで一次遅れで作動し停止する。DLC フラップは制御コマンドに従ってその位置を中心位置として上下 ±25° の範囲内で作動する。DLC システム停止は前記と逆の手順で操作する。

3.3 VSRA/DLC システムの耐故障設計
VSRA/DLC システムは、安全(左席)パイロットの判断によっていつでも切り離し、B 65 本来のメカニカル操縦システムに復帰させることができる。緊急にVSRA/DLC システムを切り離す場合、左席操縦ホイールにある(第3図参照)安全スイッチを押し、まずVSRA をディスエンゲージする。次にセンターペダ

スタルに設けた DLC コントロールパネルにある DLC モードスイッチをオフ(DLC フラップが固定される)、という二つの操作を実施するのみでよい。これによって、VSRA/DLC FBW 系統が左席のホイールとつながっているメカニカル系統へ切り換えられ、DLC フラップが原型機本来のフラップ位置にロックされる。

システムの異常はパイロット判断のほかに VSRA コンピュータ、DLC 信号調整装置の自己故障診断機能で発見される。故障判断のため、左右の DLC フラップアクチュエータの制御信号および、ポジション信号の差(DLC フラップ非対称検知)、各アクチュエータ内部温度、電源電圧をコンピュータでモニタしている。これらのいずれかのおおの設定した閾値を超えると、ブザー断続音および警報ランプ点滅により、パイロットに DLC システムの異常を知らせる。DLC システムの故障形態として、次の三つの場合が考えられる。

- ① 左右のDLCフラップが非対称となる。
- ② 左右のDLCフラップが同方向へ暴走する。
- ③ DLCフラップがフリーとなる。

①の故障は、一方のアクチュエータの故障や駆動系統に固着を生じたりすると発生する。その最も厳しい場合が、サーボアクチュエータの最大作動速度で最大非対称DLCフラップ状態が発生する場合である。これに関しては、パワーオン風試等に基づき、トリムに必要なコントロールパワーのあることを確認したうえで、飛行試験を実施した。徐々に非対称の程度を強くしていき、最終的には、最大非対称状態で、トリム可能、失速特性の確認を行った。またこの状態で非対称パワー（一方のエンジンIdle）となった場合の横風着陸を想定した模擬着陸試験を上空で行い、安全に着陸できる見通しを得た。また、非対称ハードオーバー故障に対しても、40°旋回中、パイロットに知らせないで、バンクを深める側の最大非対称故障を発生させて、安全にテークオーバーでき、姿勢を回復できることを確認した。

②の対称ハードオーバー故障に対しては最大/最小運用速度において発生しても、過大なGとならず、システムを切り換え、安全に姿勢を回復できることを確認した。

③のDLCフラップフリー故障については、フラッタ防止のためマスバランスを装着し、さらに虎バサミ/ロックピンによる固定機構、さらにバックアップ系統を設け、2重の固定機構を採用した。そのうえで、DLC系統の電源模擬故障により、DLCフラップフリー状態を再現し、マヌーバおよび着陸を行った。フリー状態でも、DLCフラップは一定の舵角を保ったまま振動的な現象は全くみられず、飛行特性に悪い影響を与えなかった。また、フリー状態から、固定機

構が設計どおり機能することも確認した。

以上の結果を第2表にまとめておく

DLCフラップの駆動/固定機構は複雑なメカニズムであるため、システム設計の初期から、故障モード解析を徹底して実施した。その結果、前記故障診断のほか、多くのハードによる対策も採用した。そのおもなものに次のようなものがある。

(a) DLCサーボアクチュエータとロックアクチュエータのフォース・ファイト対策

(b) フラップが20°まで下がり、かつ、固定ピン、バックアップロックピンが抜けていないと、DLCフラップの駆動機構にパワーが供給されないようリミットスイッチ、リレー回路を装備した。

(c) DLCフラップが固定ピンで固定されないと、フラップはアップ位置に戻せない(DLCフラップ後縁の胴体フェアリングとの接触防止)。

(d) バックアップ固定ピンの単一の機械的破損だけでDLCフラップはロックされない

等である。

4. 耐故障システムの技術的課題

B 65 VSRA/DLC改修工事の経験のなかから耐故障システムを実用化していくうえで配慮すべき事項を抽出してみると次のようである。

4.1 耐故障性を考慮した舵面配置 B 65 VSRA/DLCシステムの左右のDLCフラップは機械的に同調させることが困難であったため、左右独立して制御可能なものとした。このため非対称模擬故障も容易に可能であったが、現耐空性審査要領の要求からは最大非対称でも安全であることを証明せねばならなかった。耐故障性という観点でみれば、片エルロン故障などに

第7図 Restructurable Control System⁷⁾

よる非対称ローリングモーメントをDLCフラップによって相殺することができる。舵面故障を残った舵面で補うためには、このように左右の各舵面が独立にコントロールできることがより柔軟性をもつことになる。

その他、同一機能をもつ舵面を多重化したり、クロスカップリングするように舵面を配置しておくといった方法で舵面故障に対する耐故障性を実現することも可能である。この場合、舵面配置とコントロールパワーの配分や、故障した舵面を代替する舵面のアクチュエータの応答周波数帯域を同等なものとするといった技術的な課題がある。

一方、前述したように左右のフラップ、エルロン、エレベータ、スタビレータ、エンジン推力（多発機の場合）などを独立に制御するシステムを民間機に採用する場合、現耐空性審査要領の要求とどう整合をとっていくか難しい問題を含んでいる。

4.2 再構成ロジックとその検証 耐故障システムは異常発生時、最低限の要求としてまず機体姿勢の安定を図り、次に速度・高度への影響を最小限にとどめつつ操縦性を確保することが要求される。さらに、任務を遂行できる飛行特性を再現できることが望まれる。そのような再構成可能な飛行制御システムの典型的なブロック図を第7図に示す⁷⁾。

第7図においてベースとなる飛行制御則としては、Robust性をもつモデルフォロイング法が有効であるが、安定性と実時間性に優れた制御系再設計法を確立していく必要がある。故障検知機能もエキスパート・システムを使用する等、より進んだ手法の実用化が望まれる。

また、開発した再構成ロジックをどう検証していくかも重要な技術課題といえよう。

4.3 パイロット・インターフェース パイロット・インターフェースは耐故障飛行制御システムを有人機に適用する場合、重要な技術課題の一つである。故障発生時にはパイロットもとっさに対応するであろうから、パイロットと制御系の対応とによって異常状態を助長するようなことがあってはならない。

また異常発生の有無、故障部位およびその原因をどの範囲まで、どのように伝えるか、故障後も任務を遂行するため制御系の故障対策にパイロットがオーバーライドできたり、テーク・オーバーすることをどこまで許容するかといった問題もある。

5. あとがき

耐故障システムは故障後も安全であると同時に、構成レベルの故障そのものが増すものであってはならない。民間機にあっては、その耐空性は耐空性審査要領を満足する必要があるが、現耐空性審査要領は装備品の信頼性レベルによらず、「予想される機能不良または故障を生じた場合であっても安全であること」を求めている。耐故障システムを実用化していくには、「機能不良または故障」についてどこまで予想するか十分な検討が必要である。

さらに、耐故障システムはシステムの故障ばかりではなく、パイロット・ミスやインキャパシテーションに対しても耐えるシステムへと発展させていくべきであろう。それには、エキスパート・システムを始めとする人工知能技術をフルに活用した耐故障システムへと発展していくことが期待される。

参考文献

- 1) Jagger, D. H.. New Technology in the A320, AIAA 84-2444 (1984).
- 2) A Self-Repairing Aircraft, *Aerosp. Am.*, Nov. (1985), pp. 22-23.
- 3) USAF to Study Self-Repairing Controls, *Aviat. Week Space Technol.*, Feb. 20 (1984), pp. 28-29.
- 4) *Aeronautics Technology Possibilities for 2000*, National Academy Press, 1984.
- 5) 古茂田真幸, 川幡長勝, 塚野雄吉, 小野孝次: 可変安定応答実験機(VSRA)について, *日本航空宇宙学会誌*, 31 (1983), pp. 11-38.
- 6) Komoda, M., Kawahata, N., Tukano, Y. and Ono, T.: VSRA In-Flight Simulator—Its Evaluation and Applications, AIAA 88-4605-CP (1988).
- 7) Weiss, J. L., Looze, D. P. and Eterno, J. S.: Simulation Results of Automatic Restructurable Flight Control System Concepts, AIAA 86-2032 (1986).