CCV の 利 点 と 限 界^{*1}加 藤 寛 一 郎^{*2}

Key Words: CCV, ACT, Flight Dynamics

1. は し が き

金井飛行力学部門委員長から CCV とは何かについて書くように依頼された。その位置づけと世界の動向について記せという。いずれも筆者の力にあまる。しかもこの方面ではすでに金井氏御自身が多く著されている。

というわけで、CCV の正統派解説は氏のご著書¹⁻⁵⁾にゆずり、ここでは著者が日頃考えている個人的見解について書かせていただきたいと思う。

2. CCV の 定 義

CCV について議論するとき、まず問題になるのはその定義である。非常に極端な例では、フライト・マネージメント・システムやミサイルに攻撃されたときの回避則を、CCV のイメージでとらえている人もいる。

CCV については、まだ明確な定義が確立されていない。と筆者は考えている。類似の語として ACT (Active Control Technology) があるが、これについても同様である。ここでまず、文献に現れた CCV と ACT の定義について、概観したい。

まず ACT から記すと、堀川によれば⁶⁾アクティブ制御は「積極的に制御効果を発揮させる制御」である。「従来の航空機の制御は機体設計が終わってから付加する程度の消極的 (パッシブ) な使われ方であった

が、アクティブ制御では積極的に制御効果を発揮できるように設計当初から制御技術を取り込んで設計を行うもの」である。一方、金井によれば⁵⁾、計算機システムの小型化と信頼性向上を前提とし、「航空機の性能や経済性を向上させてトータルシステムとしての効率の高い機体特性を得ることを目的とした制御手法」が ACT である。

次に CCV については、金井によれば⁵⁾「この手法 (ACT) を機体の初期設計の段階から取り入れて作られたのが CCV である」。金井の分類では CCV は ACT に抱合される。また CCV は FBW (フライ・バイ・ワイヤ、後述) を使用する場合もしない場合もありうる。これに対し堀川は⁶⁾「CCV は飛行機の形状を制御で決めようとするもの」と最初紹介された⁷⁾が、むしろ「制御技術を駆使した乗物、またはアクティブ制御技術を用いた乗物」である、としている。なお堀川は、ACT、CCV を「結果的にほぼ同種の技術」と考え、前者を民間機技術、後者を軍用機技術ととらえている。

金井の定義は Simpson と Hitch のそれ⁷⁾に近い。ここでは最も広義に解した定義として ACT を「通常のフィードバック制御系を多入力、多出力系に利用し、航空機の性能や全経費節減に利する」こととしている。ここでは CCV は ACT の拡張ととらえられている。そして初期設計段階で ACT を適用できるならば設計者にとって設計の柔軟性がかなり増すとされている。

Burns は CCV にフライ・バイ・ワイヤ (FBW) を用いた場合の信頼性について言及している。Burns によれば⁸⁾、FBW とは「コントロール・スティック/ペダルの電気トランスデューサからの出力とモーション・センサからの出力とを結合し、舵面のアクチュエータに 100% オーソリティで電氣的に結合する」。また CCV とは「モーション・センサとトランスデューサからのコマンドで舵面を動かし、空気力の分布を変えたり、軽減したり、増大させたりして空力、構造、運転の効率を改良せんとする航空機」である。

FBW に完全に依存する場合、操縦系統の故障は即

著 者 紹 介

加藤寛一郎 (正会員)

昭和 10 年生。昭和 35 年東京大学工学部航空学科卒業。川崎重工 (株) および Vertol Div. The Boeing Co. を経て、昭和 46 年東京大学工学部航空学科助教授。昭和 54 年同教授。工学博士。飛行力学、制御工学の分野における研究に従事。著書に「最適制御入門」、「飛行のはなし」、「壊れた尾翼」など。

^{*1} 昭和 62 年 5 月 27 日原稿受理 CCV, Gains and Limits

^{*2} 東京大学工学部航空学科 Kanichiro KATO

致命傷を意味する。このような不測の事態を避けるためには、システムがフェイルする確率をある許容できるレベルまで下げなければならない。

Burns はそのような重大事故が起こる確率は 10^7 飛行時間以下に 1 回であるべきとし、そのためには現行技術水準では系を 4 重にすることが必要であるとしている⁹⁾。これについては次項で改めて述べる。

筆者の個人的見解では、CCV を従来機と区別するためには「メカニカル・バックアップをもたないこと」という条件を含めるのがよいと思う。これと「形状を制御で決める」が CCV を他機から際立たせる特徴であると筆者は考えている。

3. 多重系

メカニカル・バックアップが存在しない場合、独立した操縦システムを何個か用意して不測の事態に備えなければならない。系を多重化すれば信頼性は増すが、これは一方で保守の費用を増大させる。この関係をここで簡単に考察しておく。

独立したひとつの操縦システムが故障する平均時間間隔(故障間平均時間, mean time between failures, という)を仮に $\bar{t}_1$ 時間としよう。この系を n 重にして用いた場合、 n 個の系のなかで少なくとも二つの系が生きていれば、系は機能する。ただし一つの系を除いて(他のすべての) $n-1$ 個の系が故障した場合には、どの系が正常か判断できず、系は機能を失う。

たとえば系を二重にすると、どちらかの系が故障する故障間平均時間は $\bar{t}_1/2$ で、このとき系の機能が失われる。しかし三重にすれば二つの系が同時にフェイルする確率は ${}_3C_2 \times (1/\bar{t}_1)^2$ であり、系が機能を失う故障間平均時間は $\bar{t}_1^2/{}_3C_2$ となる。ただし 3 系統のうちどこか 1 系統が故障する故障間平均時間は $\bar{t}_1/3$ である。

一般に n 重の系 ($n \geq 3$) に対しては系の機能が失われる故障間平均時間は $\bar{t}_1^{n-1}/n$ 、ただしどこか 1 系統が故障する平均時間は $\bar{t}_1/n$ となる。

現在、電気-油圧式のサーボを使用する操縦システムの、1 系統に対する故障間平均時間 $\bar{t}_1$ は 1000 時間のオーダーである。このような系を多重化して使用する場

合、系の機能喪失が起こる故障間平均時間と、どこか 1 系統に故障が起こる平均時間間隔は第 1 表のようになる。

Burns がいうように、不測の事態を「許容できるリスク」にまで下げるためには系を 4 重にすることが必要である。そしてこのような系ではどこか 1 系統に故障の発生の確率は 4 倍になる。

FBW を使用するためには、保守のための費用と時間の急増を避けることができない。これが CCV のハード面で一つの限界を与えるものと考えられる。

4. 適応制御系

FBW で飛行する場合には信号の処理に電子計算機を導入し、複雑な制御則使用が可能になる。このような場合の制御系設計に有望な手段として、モデル規範形適応制御系がある。

これは一般に第 1 図のような系で表される。航空機の制御に適用する場合には Reference Model が理想とする航空機のモデルとなり、Adjustable System が制御される航空機となる。

第 1 図で表される系の目的は、制御される系(プラント)の出力 $\bar{\theta}_s$ を、望ましいモデルの出力 $\bar{\theta}_m$ に追従(follow)させることである。ここで $(\cdot)$ はベクトルを表し、制御対象の出力は必ずしも 1 個ではない。一般にこのような制御を行うには、図のようにモデルとプラントの出力誤差 $\bar{e}$ を検出し、これと入力信号 u を用いて、プラントの特性を変化させ、 $\bar{\theta}_s$ を $\bar{\theta}_m$ と一致するように制御する。

このような定式化の典型的なものの一つにモデル・フォローイング法がある。モデル・フォローイング法は、通常第 2 図のようなブロック図を用いて定式化される。Reference Model が理想とするモデル、Plant

第 1 図 モデル規範形適応制御系⁹⁾

第 1 表 多重化と故障間平均時間

独立した 系の数	どこか 1 系統が故障する 故障間平均時間	系が機能を失う故障 間平均時間
1	1,000 時間	1,000 時間
2	500	500
3	333	333,333
4	250	250,000,000

第2図 モデル・フォローイング制御系⁹⁾

が航空機である。\$K_M, K_V, K_P\$は操舵のための各種ゲインで、必ずしも定数である必要はない。

第2図の(a), (b)二つの図はまったく等価であることに注意されたい。第2図(a)は実は線形モデル・フォローイング制御系(linear model following control system)のブロック図である。第2図(b)と第1図は等価であるから第2図(a)は第1図の適応制御系を実現する一手段となっている。

5. 最も簡単な場合——定常値制御

このような制御系で、どの程度の制御が可能か考えてみよう。簡単化のためプラントの運動方程式は線形で

$$\dot{x} = Ax + Bu \quad (1)$$

で表されるとする。ここで \$x\$ は状態変数、\$u\$ は制御変数(入力)でいずれもベクトルである。制御則は、第2図(a)より一般に

$$u = K_x x + K_u u \quad (2)$$

で表される。このとき、出力ベクトル

$$y = Cx$$

を特定の値に制御するのがモデル・フォローイングである。

モデル・フォローイングに関しては、\$y\$ が微分方程式で記述される一般の場合について、すでに多くの論文が書かれている。しかし、これを一般的に実現するのがいかに困難かは、\$y\$ の定常値を制御することを考えるだけで容易に理解できる。ここではさらに問題を簡単化し、まず \$x\$ の定常値を制御することを考えよう。

これは式(1)で \$\dot{x}=0\$ とし、指定された \$x\$ に対し \$u\$ を求める問題である。すなわち

$$Ax + Bu = 0 \quad (3)$$

を満たす解 \$u\$ を求める問題である。以下 \$x, u\$ の次元を \$n, m\$ とし、\$A, B\$ をそれぞれ \$n \times n, n \times m\$ の行列とする。通常 \$n > m\$ である。

\$B\$ が正方行列で正則 (\$|B| \neq 0\$) であれば解は容易に得られ

$$u = B^{-1}(-Ax) \quad (4)$$

となる。このときには \$n=m\$ である。すなわち入力の数と指定される状態量の等しい場合である。このとき定常値が確実に制御できることは容易に理解される。ただし、与えられた \$x\$ に対し式(4)を満たすことができるよう、使用できる \$u\$ の上下限が十分大きいことがもちろん必要である。

問題なのは \$B\$ が正則でない場合、あるいは \$B\$ が矩形行列の場合である。このようなときには、式(3)は解をもたないか、あるいは無限の解が存在する。

たとえば

$$\begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 \\ 2 \\ 3 \end{pmatrix} \quad (5)$$

であれば解は存在しない。しかし

$$\begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 \\ 2 \\ 0 \end{pmatrix} \quad (6)$$

には無限の組合せの解が存在する。

一般に矩形行列ないし正則でない正方行列 \$B\$ に関し、与えられた \$z\$ に対して

$$Bu = z \quad (7)$$

が要求された場合の \$u\$ を考えよう。上述のようにこのような \$u\$ は存在しないかもしれないし、無限に存在するかもしれない。このような場合式(7)に対応して1組の \$u\$ を選ぶ操作に擬似逆行列を用いる方法がある。擬似逆行列は通常 \$B^+\$ で表され、式(7)に対しては

$$u = B^+ y \quad (8)$$

で表される \$u\$ を対応させる。この \$u\$ は \$\|Bu - y\|\$ を最小にする \$u\$ のなかで、\$u\$ のノルムが最小のもの、と定義される。式(5)、(6)の例では、いずれの場合も

$$u_1=1, u_2=1, u_3=0 \quad (9)$$

が選ばれ

$$B^+ = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1/2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \quad (10)$$

となる。

擬似逆行列については計算法が確立しており、また \$B\$ が正則の場合、\$B^+\$ は \$B^{-1}\$ に一致する。詳細はたとえば文献10、325~347頁を参照されたい。

6. Erzberger の条件

式(8)は式(7)に対する最小2乗近似の意味での近似解である。Erzberger は、擬似逆行列を用いた制御則により、完全にモデル・フォローを行うための条件を導いた¹¹⁾。主要な結果を以下に示す。

いま、プラントの運動が、ベクトル空間で、

$$\dot{x}_P = A_P x_P + B_P u_P \quad (11)$$

$$y_P = C_P x_P \quad (12)$$

で表され、一方、モデルが

$$\dot{x}_m = A_m x_m + B_m u_m \quad (13)$$

で表されるものとする。両者の初期値を一致させることができたとき、つねに

$$y_P = x_m \quad (14)$$

とする条件は何か、というのが問題の設定である。

式(12)を微分し、式(11)を代入すると次式を得る。

$$\dot{y}_P = C_P A_P x_P + C_P B_P u_P \quad (15)$$

これが式(13)と恒等的に等しくなるためには

$$A_m C_P x_P + B_m u_m = C_P A_P x_P + C_P B_P u_P \quad (16)$$

が必要である。このような u_P が存在するか否かは必ずしも明らかでないが、擬似逆行列を用いて表される次の解を使用することにする。

$$u_P = (C_P B_P)^+ (A_m C_P - C_P A_P) x_P + (C_P B_P)^+ B_m u_m \quad (17)$$

これを式(15)に代入すると次式を得る。

$$\dot{y}_P = C_P A_P x_P + C_P B_P (C_P B_P)^+ (A_m C_P - C_P A_P) x_P + C_P B_P (C_P B_P)^+ B_m u_m \quad (18)$$

これが、式(13)と恒等的に一致するためには次式の成立が要求される。

$$[(C_P B_P)(C_P B_P)^+ - I](A_m C_P - C_P A_P) = 0 \quad (19)$$

$$[(C_P B_P)(C_P B_P)^+ - I]B_m = 0 \quad (20)$$

上記条件は最小2乗近似制御則である式(17)を仮定して導いたものであり、別の制御則を用いれば別の条件が導かれよう。すなわち式(19)、(20)は十分条件であることを注意しておく。

7. Erzberger の条件の意味

理解を助けるため、とくに C_P が単位行列 I で $y_P = x_P$ の場合を考えてみよう。このときには x_P と x_m は同次元である。両者を一致させる制御が可能か否かは、いわば、B-747 を零戦とまったく同じように飛行させることができるか否かの問題である。

このとき、式(19)、(20)は次のようになる。

$$[B_P B_P^+ - I](A_m - A_P) = 0 \quad (21)$$

$$[B_P B_P^+ - I]B_m = 0 \quad (22)$$

両式が同時に満足されるのは、次の二つの場合である。

(I) B_P が正方・正則のとき。このときには $B_P B_P^+ = I$ となり、任意の A_m , A_P , B_m に対し、完全なモデル・フォローが実現する。ただし B_P が正方であることは、 $n=m$ 、すなわち入力の数と状態変数の数が等しいことを意味する。

(II) B_P が正方・正則でないとき。このときの条件を直感的に理解するため、一例として次のようなプラントを考えてみよう。

$$\begin{pmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \\ \dot{x}_3 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} b_1 & 0 \\ 0 & b_2 \\ 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} u_1 \\ u_2 \end{pmatrix} \quad (23)$$

このとき

$$B_P^+ = \begin{pmatrix} 1/b_1 & 0 & 0 \\ 0 & 1/b_2 & 0 \end{pmatrix} \quad (24)$$

$$B_P B_P^+ = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \quad (25)$$

$$B_P B_P^+ - I = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{pmatrix} \quad (26)$$

である。したがって、式(21)、(22)の意味は

A_m , A_P の第3行が一致すること、

B_m の第3行がゼロであること

となる。この意味は次のように理解されよう。すなわちこの例では、 u_1 , u_2 により、入力と同じ数の変数 x_1 , x_2 を自由に制御でき、それぞれをモデルの x_1 , x_2 に完全に一致させることができる。ただし入力の影響が直接およばない x_3 が、モデルの x_3 と一致するためには、プラントの A_P , B_P の第3行はモデルの A_m , B_m の第3行と同一でなければならない。

すでに述べたように、式(19)、(20)は十分条件である。言い換えれば、これ以外にも完全なモデル・フォローを行うための条件は存在する。ただし上述(I)と(II)に共通することがら、すなわち、「独立に支配できる状態変数の数は制御変数の数に等しい」という事実は、実用的には飛行制御に限らず一般に成り立つ重要な原則であると考えられる。

さらにもうひとつ重要なことは、この議論の出発点である式(17)の成立を保証することである。すなわち任意の x_P , u_m に対し、式(17)を満たす u_P が実際に使用できなければならない。言い換えれば、 u_P の許容範囲が十分大きくなければならない。

8. 飛行制御と CCV

このように完璧な制御は、制御される状態変数を特定のものに限った場合に実現される。どのようなロジ

ックや複雑な制御則を用いようとも、制御できる変数の数は制御入力の数を超えることはできない。航空機の状態変数は、剛体として扱う場合でも速度 3、角速度 3、姿勢 3、位置 3、の都合 12 個である。これに対し、CCV 化して独立に使用できる制御入力数は通常力 3、モーメント 3 の都合 6 個である。したがって各種の飛行を行うためには、その目的に応じて制御則を切り換えなければならない。たとえばピッチ・ポインティング（上下首振り）と MLC (maneuver load control) とを同時に行うことは通常できない。

この際制御入力の大さき（コントロール・パワー）が十分に保証されていなければならない。

たとえば F-4C が高度 35,000 ft、マッハ数 0.9 で飛行している場合を考えよう。揚力係数は $C_L=0.26$ で、有害抵抗係数 $C_{D0}\cong 0.02$ 、誘導抵抗係数 $C_{Di}\cong 0.01$ とする。このとき全抵抗は約 4,800 lbs となる。いま、もしこの機体に 4g のマヌーバーを行わせると、 $C_{Di}=0.01\times 4^2=0.16$ となり、抵抗は 40,500 lbs となる。

このようにたとえば機体に大きな g をかける制御系を作るためには、迎角の制御だけでは不十分である。推力についても自重と同程度の大きさのコントロール・パワーを用意しなければならない。

逆にすでに述べた二つの条件が満たされていれば、少なくとも理論的には、いかなる制御も実現できる。すなわち制御入力の数と等しい状態変数だけを制御し、かつそれに必要なコントロール・パワーが十分保証されていれば、その状態変数は微分方程式で記述された複雑な理想モデルを完全に追従できる。

もうひとつ CCV の利点として重要なのは多重化による生存性の増大である。たとえば制御系が 4 重になっていると、一部が傷んでも致命傷にはならない。また多くの舵面を有すれば、その一部を失っても飛行制御を続行できる。

1983 年、空中接触によって翼幅の 2/5 ないし 1/4 を失った F-15 が、パイロットによって操縦され、生還した。写真で見ると、右舷エンジンナセルより外方の翼はほとんど残っていない¹²⁾。

また古くは 1937 年 12 月、旧日本海軍の 96 式艦戦が、カーチス・ホークとの空中接触で左翼のかなりの部分を失ったが、帰投した¹³⁾。

このような場合の制御則構成はたぶん機械にまかせたほうが安全と思う。こういう際には最近注目されている「再形成可能な」制御系^{14),15)}が有用であろう。そしてこれは CCV の概念と容易に結合可能なものと思われる。

9. お わ り に

現在まで国外でかなりの CCV 化実験が行われているが、CCV がきわめて有効であったとする報告は少ない。筆者の記憶では直接横力制御 (DSFC) が比較的高い評価を得ているように思う。すなわち空中給油とか急降下爆撃などのとき、ロールせずに細かい横の修正を行う場合である。

わが国の T2 CCV の場合には静安定緩和 (RSS) とマヌーバー・ロード・コントロールに顕著な改善が見られるという。前者では尾翼に正の揚力をもたすことにより、機体の小型化が可能になる。また後者では旋回中に揚抵抗比を最大にするフラップ位置を選ぶことにより、抵抗減少が実現できるという。また直接揚力制御 (DLC) はウィンド・シア時の飛行に、また直接横力制御 (DSFC) は横風着陸に、それぞれ将来の応用が期待できる、という。

航空機は本来、特定のミッションを想定し、狭い目的のために設計されるべきものだとは筆者は考えている。もちろん多用途機というものもあるが、効率良い設計を行うためには、使用目的を狭く制限することが重要である、と筆者は考えている。とくに CCV のような高価かつ高精度の制御系を装備する機体には、それが強く要求されると思う。

航空機の場合、高性能の計算機を据えれば、いかなる制御も可能である、とするのは幻想である。厳密なモデル・フォローを行うためには、限られたコントロール・パワーを限られた飛行変数にだけ集中させなければならない。

したがって CCV 機を作る場合には、得られる飛行制御上の利点を、ごく限られた飛行だけに集中するのがよいと思う。制御則を切り換えて各種の飛行を平均的に改善するのではなく、ある一点だけに設計の意図を集中させる。そしてこれによって機体形状を定め、ある特殊な飛行についてのみ抜群の能力を有する飛行機を作る。これが真の CCV を成功させるひとつの道ではないかと思う。

参考文献

- 1) 金井喜美雄：最近の飛行制御システム—CCV の現状とその動向、日本航空宇宙学会誌、30 (1982)、pp. 272-287.
- 2) 金井喜美雄：航空機における CCV 技術の動向、自動車技術、38 (1984)、pp. 357-365.
- 3) 金井喜美雄：CCV 技術、シミュレーション、3 (1984)、pp. 2-11.
- 4) 金井喜美雄：アクティブコントロール技術の動向、日本航空宇宙学会誌、33 (1985)、pp. 391-398.
- 5) 金井喜美雄：フライトコントロール、横書店、1985.
- 6) 堀川勇壮：航空機におけるアクティブ制御、日本機械学会

- 第619回講習会教材, 1986.6.5.6.
- 7) Simpson, A. and Hitch, H. P. Y.: Active Control Technology, Aeronaut. J., 81 (1977), pp. 231-246.
 - 8) Burns, B. R. A.: Fly-by-wire and Control Configured Vehicles—Rewards and Risks, Aeronaut. J., 79 (1975), pp. 51-58.
 - 9) Landau, I. D.: Model Reference Adaptive Systems—A Survey (MRAS)—What is Possible and Why? J. of Dynamic Systems, Measurement, and Control, 94 (1972), pp. 119-132.
 - 10) 児玉慎三, 須田信英: システム制御のためのマトリックス理論, 計測自動制御学会, 1978.8.
 - 11) Erzberger, H.: On the Use of Algebraic Methods in the Analysis and Design of Model-Following Control Systems, NASA TN D-4663, July (1968).
 - 12) 内藤一郎: 奇蹟の帰還, 航空情報, 1985.5, pp. 46-47.
 - 13) エアワールド, 中国の天空アルバム(8), 中国戦線における日本機, 1981.3.
 - 14) Eterno, J. S., Weiss, J. L., Looze, D. P. and Wilkky, A. S.: Design Issues for Fault Tolerant Restructurable Aircraft Control, Proc. TP-225, Conf. on Decision and Control, 1985 Fort Landerdale, FL.
 - 15) 東口 実: 再形成可能なビークル制御システム, システムと制御, 29 (1985), pp. 149-155.

—特 集—

CCV 開発の世界的動向*1

荻野 三郎*2・大嶋 壮夫*2

Key Words: CCV, FBW, ACT, Flight Control

1. ま え が き

1957年FBW機の先駆ともいべき電気式操縦方式のTay Viscount実験機による飛行試験が行われてから, 30年目に当たる昨年夏から今年初めにかけて, 小型高性能機, 民間輸送機のCCV/FBW機が相ついで初飛行した。仏のRafale (1986年7月), 英の

EAP (Experimental Aircraft Program, 1986年8月), イスラエルのLAVI (1986年12月), エアバス社のA320 (1987年2月) などである。今後開発される小型高性能機はすべてその操縦系統にFly-By-Wire/Fly-By-Light (FBW/FBL) が採用され, アクティブ・コントロール技術 (Active Control Technology, ACT) が適用されていくことになろう。

ACTとは, 空力, 構造, 推進システムといった要素技術を飛行制御システムによって統合し, その機体の運用目的を効率よく達成する制御技術をいう。また, 設計の初期からACTを使うことを前提として, 機体形状を定めた航空機をCCV (Control Configured Vehicle) と呼んでいる。

ACT個々の技術, またはそれらのいくつかを統合してCCV技術の実証を試みた機体を第1図に示す。また, 代表的なACTとその開発状況を第2図にまとめる。欧米ではすでにACTを適用した機体の実用に供されている。本稿はこれらのACTが開発されてきた経緯をふり振り返りつつ, 今後さらに, CCV実用機へと発展していく上での技術的課題について概観してみる。

なお, 回転翼機については本特集の中で, 他の著者から発表があるため, 対象を固定翼機に絞って述べることにする。

著 者 紹 介

荻野 三郎 (正会員)

昭和10年生。神奈川県出身。昭和35年東京大学工学部航空学科卒業。同年富士重工業(株)入社。FA-200軽飛行機, FA-300双発ビジネス機, J/AQM-1無人標的機等の開発に従事。現在航空機技術本部第2技術部長。

大嶋 壮夫 (正会員)

昭和20年生。広島県出身。昭和43年早稲田大学理工学部機械工学科卒業。昭和46年東京大学工学部航空学修士課程修了。同年富士重工業(株)入社, 現在に至る。T-2 CCVの開発, XT-4の飛行試験に参画。飛行制御系およびフライト・シミュレータの開発・設計に従事。

*1 昭和62年6月19日原稿受理 Status and Trend in CCV

*2 富士重工業(株)航空機技術本部 Saburo OGINO and Takao OSHIMA