高迎角時の空力問題について*

林 良 生**

1. ま え が き

民間機では飛行の安全性が、練習機や戦闘機では、運動性向上の性能が要求される現在、航空機の静的な安定を中心とした従来の空力設計から、コントロールを考慮して設計を進める、いわゆる CCV の設計概念が一般的になりつつある。このような情勢の中では、機体を主翼、胴体、尾翼というように個々の成分に分解して考える思想は、もはや通用しない。とくに、機体コンポーネントのカップリング効果が、その機体の運動性能に大きく影響する高性能小型機では、機体全体を、一体のものとして把握する必要が生じる。本稿では、第 18 回飛行機シンポジウムで講演された内容を基本とし、標題も改め、本特集の高性能小型機に関する空力問題にしばって述べる。

2. 制離渦流れの計算法

高性能小型機では、運動性向上のために、通常の迎角より高い迎角における飛行が要求され、失速、スピン、それらからの回復の問題が重要となっている²⁷⁾。機体の迎角が高いために、翼面、胴体表面では流れが剝離して、数本の集中した渦が形成される。このような場合の空気力の計算は、形成される集中渦をどのように計算モデルの中に組み込むかにかかっている。集中渦を含む流れ場の計算は、翼端渦の巻き上りの計算法から始まって、slender body theory による方法、特異点分布による三次元的な流れ場の計算へと発展してきた。

2.1 翼端渦の巻き上りの計算法 翼端渦が作る流れ場のように、一樣流方向の変化が翼幅方向の変化にくらべて小さい場合には、三次元的に取り扱わないで、一樣流に垂直な断面内の渦の相互干渉のみを計算して求める方法がとられてきた。

2.1.1 解析的な方法 KADEN¹⁾ は、解析的な方法で、 $r \propto \theta^{-2/3}$ で翼端渦が巻き上がることを示した。こ

の手法は、GUIRAUD & ZEYTOUNIAN²⁾ によって、デルタ翼の前縁剝離渦の巻き上りの問題へ発展した。

2.1.2 WESTWATER の方法 渦層を有限個の直線渦で離散化し、それぞれの渦糸の相互干渉を計算した³⁾。後になって、同様な計算が電子計算機で実行されたが、計算された渦の配置が不安定となってしまった。そのために、計算を安定化させるための各種の relaxation の方法が考案された。

2.1.3 CHORIN & BERNARD らの方法 計算の手法は 2.1.2 の場合と同一であるが、計算の不安定をなくすために、有限の径の core が導入された⁴⁾。

2.1.4 TAKAMI の方法 渦の core の部分に人工粘性を導入する方法⁵⁾。

2.1.5 MOORE の方法 渦層の巻き込みによって、spiral の中心付近に集中する渦を、一つの core に「融合」させることによって、計算の不安定をなくした⁶⁾。

2.1.6 MASKEW の方法 渦の強い特異性を弱めるために、一つの渦を複数個の「sub vortex」で表わし、誘導速度の計算を行った⁷⁾。

2.1.7 FINK & SOH の方法 計算が進むと渦は中心付近に集中してくるが、あまり接近しすぎると、お互いに反発して、その配列を乱してしまう。このために計算の段階ごとに、渦を配列し直して、計算を進める繰返し法がとられた⁸⁾。

2.2 Slender Body Theory による渦流れの計算法 渦流れの計算法は、流れの剝離を積極的に利用したデルタ翼の空気力を評価するために発展した。このような機体は一般的に細長形状をしており、slender body theory の近似が利用でき、cross flow の計算のみでこと足りる。

2.2.1 BROWN & MICHAEL の方法 デルタ翼のまわりの渦系は、一対の集中渦と feeding sheet で構成されるとして、これら渦系全体に働く外力の和がゼロであるという条件のもとに、集中渦の位置と強さを決定する方法⁹⁾。

2.2.2 MANGLER & SMITH の方法 渦層の形を解析的に扱っているが、最終的な計算例では、写像面において円形の vortex sheet の形を仮定した¹⁰⁾。

* 昭和 56 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 4 日原稿受理 A Note on Some Aerodynamic Problems at High Angles of Attack

** 航空宇宙技術研究所 Yoshio HAYASHI

第1図 計算の安定化

第2図 等角写像を用いた渦流れの計算法

2.2.3 SMITH の方法 vortex sheet を折れ線で近似して、電子計算機での取扱いを可能にした¹¹⁾。

2.2.4 LEVINSKY & WEI の方法 適当な写像関数を見つけて、楕円形胴体をもつストレーク翼の計算に発展させた¹²⁾。

2.3 三次元渦流れの計算法 前述の二つの方法は、cross flow のみを扱う二次元的な計算法であり、得られた揚力係数は、over estimate となっている。実際の機体まわりの流れでは、お互いに渦が干渉する cross flow 断面と、渦の強さの変化が生じる、流れ方向が重要となる。三次元渦流れの計算法は、まず、slender body theory と三次元流を結合して、交互に解いて収束解を得る方法¹³⁾が考案された。つづいて、剥離渦を含む、純粋な三次元流の計算が行われるようになった。以下に、おもな方法のみについて述べる。

2.3.1 Vortex Lattice 法 KANDIL¹⁴⁾, NAYFEH ら¹⁵⁾, BELOTSERKOVSKIY¹⁶⁾, REHBACH¹⁷⁾, 大村¹⁸⁾らによって扱われている方法で、翼面と後流渦面を渦糸の網目によって表わし、渦糸の強さと後流面は、計算を繰り返すことによって求める方法である。渦格子を密にすると、計算時間の増加だけでなく、後流面の収束解を得ることが困難になるため、渦の core 部分に

は、前述した各種の relaxation の方法が取り入れられている。

2.3.2 HOEIJMAKERS & BENNEKERS の方法 NLR で開発された方法¹⁹⁾で、剥離してできた集中渦がもつ vortex 効果と、エントレインメント効果を、それぞれ vortex と sink で表わし、三次元の渦流れをパネル法で解くものである。渦のエントレインメント効果が考慮されているのが特徴である。

2.3.3 Boeing の方法 JOHNSON らによって開発されたもの²⁰⁾で、物体、後流面、剥離渦層をダブルットのパネルで置き換え、精度の高いパネル法により、繰返し計算によって、渦の強さ、後流面や剥離渦層の巻き上りを計算する方法で最も進んだ方法といえよう。繰返し計算で渦層の形成がうまく進行するように、プログラム上での各種の工夫がなされている。

2.3.4 Suction Analogy POLHAMUS²¹⁾ により考案され、LAMAR²²⁾ らによって発展された方法である。前縁の鋭い翼では、前縁の鈍い翼にみられる前縁部の suction force に相当する力が、normal 方向に働くというアナロジーに基づくものである。この方法では、空気力の局所的な分布は求められないけれども、attached flow を解くことによって、剥離した翼の全体の空気力を求めることができるという便利な方法である。

以上述べた三次元渦流れの計算法において、vortex lattice 法は計算モデルが簡単な割にはよい結果を与

Basic Equation

$$(1-M_\infty^2)\phi_{xx} + \phi_y + \phi_z = 0$$

Unknown

- Λ Singularity
- Θ Geometry

Boundary Condition

- $(n \cdot v) = 0$ on Wing, Sheet
- $\Delta P = 0$ on Sheet
- $F = 0$ on Fed Sheet

Kutta Condition at Edge

Newton's Iterative Method

第3図 パネル法による三次元渦流れの計算法

第4図 Suction analogy¹¹⁾

えるという点において、初期の空力設計段階で大いに利用できるものであるが、渦層を渦糸の網目で表現しているために、特異性をうまく取り扱わないと、形成される渦がうまく求められない。suction analogy の方法は、あくまでも analogy であるため、翼面上に発達する渦を計算することは不可能であり、全体の空気が求められるにすぎない。Boeing や NLR で開発された方法は、いずれもパネル法であり、前縁剥離渦を含む機体の空力特性を計算するには、最もすぐれた方法といえよう。Boeing の方法では、パネルのダブルレット分布に精度の高いものを用いているのに対し、NLR の方法では渦のエントレインメント効果を考慮している点にそれぞれ特徴をもっている。これらの方法では、基本的には、パネルを細かくしていけば、精度が向上すると思われるが、計算機容量と計算時間からおのずから制限が加えられよう。パネルを細かくしていくと、渦の中心付近において、vortex lattice 法と同様な渦の特異性が大きな問題になるであろう。また渦のエントレインメント効果のモデル化の向上が望まれるところである。

このような三次元渦流れの計算法は、翼の前縁が鋭く、剥離点が固定されていること、胴体等については剥離の位置が、あらかじめ与えられていることが必要である。逆に前縁が鈍く、剥離が前縁に固定されていない翼や、胴体等の剥離が、あらかじめ与えられていないものについての計算は不可能である。また高迎角になって、剥離集中渦が burst を起しているような流れ場の計算は、現在のところ不可能である。ましてや非定常な空気の計算は、定常計算を準定常計算に拡張した程度に留まっており、三次元剥離流の計算の発展が望まれるところである。

3. 細長機体の空力装置

高性能小型機では、高速での抵抗を減少させるために、細長い形状が選ばれる。前部胴体が長いために、ノーズ部分の流れの剥離と、それによって生ずる渦、および後退角の大きな主翼から発生する前縁剥離渦の振舞いが、その機体の空力特性に大きな影響を与える。

空力性能を向上させるために、通常用いられるフラップ、スポイラー、スラット等の装置は、アスペクト比の小さな機体では、効果を発揮することができず、機体の剥離によって生ずる集中渦を制御する比較的小規模なストレーク、カナード、前縁ドループ等の前縁装置が用いられる。この項では、このような小規模な装置が、静的な空力係数にどのような効果をもっているかについて述べる²³⁾。

第5図 前縁剥離渦による空力特性の特徴

このような前縁装置の特徴は、剥離集中渦の位置、強さ、渦の干渉状態、および渦の burst を制御することにある。第5図は、典型的な細長機体の主翼に生ずる渦の特徴を示したものである。翼面上では、前縁から剥離した流れが、集中渦となって下流に流れ、渦の下方に大きな負圧が発生する。渦の位置は、迎角が大きくなるほど、内側上方に移動し、burst が発生するまでは、その強さを増し、負圧も強くなる。このために揚力傾斜は、剥離なしのときの値 $1/(\pi \cdot AR)$ より大きくなり、vortex lift が発生する。高迎角においては、この渦を制御すれば、 CL_{max} 、 CL_α を増大させたり、 L/D を改善したりすることができるわけである。また渦の位置と強さを制御することによって、縦揺れモーメントに変化を与え、亜音速から超音速に移るときの static margin を減少させる手段としても利用される。

渦の burst 現象について述べておこう。翼上面の負圧のために、前縁部で曲げられた流れは、翼上面に巻き上がって渦を形成する。これがデルタ翼や、後退角の大きい翼にみられる前縁剥離渦である。翼の先端から渦の中心に沿った圧力勾配は、上流側では負であるが、後縁の存在により、ある位置より下流では正になる。渦の軸に沿った圧力勾配が負である間は、翼前縁からの渦の巻き込みが強化され、渦が強くなる。しかしながら渦の軸に沿った圧力勾配が正になると、渦の強さは弱くなり、軸方向の速度も減少し、ある位置で、渦の形に急激な変化が起こる。この現象を vortex burst または vortex breakdown と称する。burst の型は、流れの可視化によっておもに三つの型に分類される。軸対称型、spiral 型、シート型である。

機体の迎角が大きくなって、渦の軸に沿った圧力勾配が負から正に変化する位置が翼面上にくると、burst が翼の上面で発生し、渦による suction が減少して、

vortex lift が低下し, burst より後流側での suction の低下によって, ピッチアップを引き起こす。

3.1 揚力の制御 揚力を増加させるためには, 渦を強くして, vortex lift を増大させることが有効である。このためには, (1)前縁半径を小さくすること, (2)前縁から吹出しを行って集中渦を強めること, (3)前縁に負のドループをつけること, (4)カナード翼をつけて, 主翼上面の負圧を強めること, (5)ストレークをつけること, などの技術が用いられている。ここではストレークの効果についての一例を NASA の実験²⁴⁾で示す。第6図では, ストレークの大きさによる揚力増加が示されているが, 当然ストレークの面積が大きくなるほど, C_L の増加は大きい。また主翼後退角とストレークの効果の関係については, 最適値が存在し, 第7図の場合には, 後退角が約 45° 程度の翼に最適であることがわかる。

3.2 縦揺れモーメントの制御 細長機体の縦揺れモーメントは, 渦の翼弦方向の強さと, 翼と渦の相対的な位置関係, および渦の burst 位置によって影響される。第8図は, 前縁にキャンバーをつけたときの縦揺れモーメントの変化を示したものである。キャン

第6図 ストレークによる揚力増加²⁴⁾

第7図 後退角によるストレークの効果²⁴⁾

第8図 前縁キャンバーの効果²¹⁾

第9図 L/D の改善²¹⁾

バーによって, ピッチアップが遅れていることがわかる。このほかに, 縦揺れモーメントの特性を変えるために, ストレーク, 前縁ドループ, カナード翼等が利用できる。

3.3 揚抗比 L/D の制御 前縁剝離渦を強くして, 揚力を増加させる効果と, 前縁部分の suction を強めて抵抗を減少させる効果をうまく利用して, 揚抗比の制御ができる。第9図は, 前縁部を下方に折り曲げることによって, L/D が 23% も改善された例である。また前縁からの吹出しは, 揚力増加のみならず, L/D の改善にも利用できる。

3.4 方向安定 $C_{n\beta}$ の制御 細長機体では, 一般に胴体が高いために, 前部胴体が機体の横の空力特性に大きな影響を与える。高迎角の場合には, ノーズ付近から剝離した流れが, 非対称な集中渦を作り, 前部胴体側面の suction に非対称性を与えるために, 方向安定に影響がでてくる。機体の高迎角時の風見安定 $C_{n\beta}$ を改善するために, コンコルドでは, 前部胴体にミニストレークが取り付けられているのは有名であるが, NASA の SST の計画案においても, 第10図に示されるように, ノーズ部分にストレークが取り付けられ, 高迎角での $C_{n\beta}$ の値が改善されている。ロッ

 第 10 図 方向安定の改善²⁴⁾

 第 11 図 Static margin の制御²⁵⁾

キード YF-12C では、「chine」と称する張り出しを前胴部分に付けている。ノーズ部分を偏平にした「shark nose」を用いて、 C_{np} の改善もなされている²⁵⁾。

3.5 static margin の制御 細長機体は、一般に亜音速から超音速の飛行レンジをもっている。超音速では空力中心の位置が後退するので、static margin が増大し、トリム抵抗が増す原因となる。そのため static margin を減らして空力性能を向上させるために relaxed stability の設計概念さえ出現するに至っている。コンコルドでは、燃料の移動によって、static margin の調整を行っているのに対して、第 11 図で示されるように、ノースアメリカンの B-70 では、主翼の翼端を折り曲げ、その角度を変化させることによって、static margin のコントロールを行っている。前述の YF-12C では、「chine」によって、neutral point の後退を弱めている。

3.6 カナード翼の干渉効果 カナード翼は、飛行性能向上のための動翼として用いられる以外に、前縁部に形成される剥離渦を、主翼上面の流れ場と干渉させ、その干渉効果を利用して、 C_L や C_{np} の改善にも利用されている。干渉効果を利用しているために、カナードの大きさや、主翼、胴体との相対的位置関係が、その空力性能に大きな影響を与える。使用するにあたっては、空気取入口や垂直尾翼への影響も十分に

 第 12 図 カナード翼の干渉効果 (Suction analogy²⁶⁾)

検討されなければならない。カナードの取り付け高さが低すぎると、カナードで形成される集中渦が主翼下面を通過することになり、逆に揚力の損失となって現われることがある。しかしながら、第 12 図に示されるように、うまく設計すれば、干渉効果は正の方向に働き、空力性能向上の手段として、大いに期待できるものとなる。

4. 高迎角時の動特性の特徴

高性能小型機の運動では、高迎角時に生ずる、失速、スピン、回復操作等の性能がとくに重要となる²⁷⁾。このような飛行状態においては、通常の迎角範囲ではみられない、いくつかの特徴が現われる²⁶⁾。これは、機体表面に剥離領域ができ、そこから渦の流出が起これ、機体まわりの流れ場が、強い集中渦系を含む流れ場となるからである。この項では、高迎角時の動特性について述べ、空力設計および動的試験研究の参考に供したい。

4.1 非線形性 第 13 図は、強制振動法による細長機体模型の動安定試験の結果²⁸⁾である。ピッチダンピングについてもヨーダンピングについても、迎角に関して大きな非線形性が認められる。第 14 図は、ラングレーで行われた、戦闘機型模型の動安定試験の結果である²⁹⁾。高迎角では、振幅によってロールダンピングが変わり、正の値になったりする。細長機体の運

 第 13 図 動安定性微係数の非線形性²⁸⁾

第14図 ロールダンピングの振幅依存性²⁹⁾ 第15図 Cross coupling 項の重要性²⁹⁾

動について、小振幅の運動方程式で論ずることの危険性を示す結果として注目する必要がある。

4.2 cross coupling 項 第15図は、カナダのNAEにおいて行われた動安定試験の結果である²⁸⁾。ピッチング運動の際のヨーイングモーメントやローリングモーメントが、とくに高迎角において大きく変化している。これは、剝離点や渦の位置が、機体の運動に対して、相対的に複雑に変化する結果によるものと考えられる。このように高迎角運動では、空力微係数の cross coupling 項も重要な役割を果たすことがわかる。したがって、高迎角時の運動を論ずるときに、縦と横の運動に分離して解析することが、ほとんど意味のないことであることを示すものとして注意したい。

4.3 加速度項 強制振動法による動安定試験では、回転角速度による空力係数と、角加速度による空力係数を分離して測定することは不可能で、それらの和としての値が計測される。カナダのNAEでは、curved flow や回転流を用いて、純粋な rotary derivatives のみを求めた。第16図³⁰⁾に示されるように、迎角が低いときには、強制振動法によって得られた空力微係数は、rotary derivative と考え、 α, β に関する微係数を無視してもさしつかえないが、高迎角になると、これらの値は無視できないほどの効果をもってくる。渦の非対称な流出現象や burst の現象が、わ

第16図 α, β に関する空力係数の重要性³⁰⁾ 第17図 空力係数のヒステリシス³¹⁾

ずかの α, β の変化に対しても、大きく変わることのためである。カナード翼を動翼として用い、特殊な運動をさせるとき、 α, β や $\dot{\alpha}, \dot{\beta}$ に関する微係数の正しい評価が重要となってくる。

4.4 ヒステリシス現象 機体の失速特性にヒステリシス現象があることは、よく知られていることであるが、剝離位置が、ある程度固定されているような高性能小型機でも、高迎角になると渦が burst 現象を起こしたり、渦の位置が機体の運動に対して位相差をもって移動するなどして、空力係数にヒステリシス現象が現われる。第17図は、デルタ翼をピッチング運動させたときの、渦の burst の位置のヒステリシス現象を示したものである。また第17図の右側の図は、 β の変化に対するヨーイングモーメントのヒステリシス現象を示している。わずかの β の変化に対しても、左右での渦の burst が異なり、空力係数にヒステリシス現象が現われる²⁶⁾。

第 18 図 ストレークによるダンピング特性の改善²⁴⁾

4.5 形状依存性 第 18 図は、MBB/ONERA の共同研究としてなされた、動安定微係数へのストレークの効果を示した実験結果の一例である²⁶⁾。小規模な空力装置としてのストレーク、カナード翼、前胴の張り出し、ノーズの形状は、静的な空力係数に影響するだけでなく、動的な空力特性の改善にも大いに利用できるものである。第 18 図に示されるように、ストレークをつけることによって、ピッチダンピングやロールダンピングの値が安定化している。このように細長機体では、大きな形状の変化もなしに、動特性の改善がなされる。逆にいえば、細長機体の動特性は、形状のわずかな変化によって、大きな影響を受けるということである。

5. あとがき

高性能小型機の高迎角時の空力問題について、渦を含む流れ場の計算法から、ストレーク等の小規模空力装置の静的および動的な空力係数への影響、および高迎角時の動特性の特徴について、浅く広く概括した。この種の問題は、空力問題でも最もむずかしい剝離や vortex flow が、その主役をなしていること、また小規模な形状変化で、空力特性が大きく変化するなど、全機まわりの流れ場の解析が必要となっている。今後、剝離を含む計算空気力学の発展と、実機性能を予測する動特性の風洞試験の発展が大いに望まれるところである。

本稿を作るにあたり、資料の提供等において、航技研の海老原正夫氏にお世話になったことに対して厚く感謝する次第です。

参考文献

- 1) KADEN, H.: Aufwicklung einer Unstabilen Unstetigkeitsfläche, Ingenieur-Archiv, Vol. 2 (1931), pp. 140-168.
- 2) GUIRAUD, J.P. and ZEYTOUNIAN, P.K.: A Double-scale Investigation of the Asymptotic Structure of Rolling-up Vortex Sheets, ONERA T.P. No. 1977-32 (1977).
- 3) WESTWATER, F.L.: Rolling-up of the Surface of Discontinuity behind an Aerofoil of Finite Span, ARC R & M 1962 (1935).
- 4) CHORIN, A.J. and BERNARD, P.S.: Discretization of a Vortex Sheet with an Example of Roll-up, J. of Computational Physics, Vol. 13 (1973), pp. 423-429.
- 5) TAKAMI, H.: Numerical Experiment with Discrete Vortex Approximation with Reference to the Rolling-up of a Vortex Sheet, Stanford Univ. Rep. SUDAER No. 202 (1964).
- 6) MOORE, D.W.: A Numerical Study of the Roll-up of a Finite Vortex Sheet, J. of Fluid Mech. Part 2, Vol. 63 (1974), pp. 225-235.
- 7) MASKEW, B.: Subvortex Technique for the Close Approach to a Discretized Vortex Sheet, J. of Aircraft, Vol. 14, No. 2 (1977), pp. 188-193.
- 8) FINK, P.T. and SOH, W.K.: A New Approach to Roll-up Calculations of Vortex Sheets, Proc. Roy. Soc. London A, Vol. 362 (1978), pp. 195-209.
- 9) BROWN, C.E. and MICHAEL, W.H.: On Slender Delta Wings with Leading Edge Separation, NACA TN 3430 (1955).
- 10) MANGLER, K.W. and SMITH, J.H.B.: A Theory of the Flow past a Slender Delta Wing with Leading Edge Separation, Proc. Roy. Soc. London A, Vol. 251 (1959), pp. 200-217.
- 11) SMITH, J.H.B.: Improved Calculations of Leading-Edge Separation from Slender Delta Wings, RAE Tech. Rep. No. 66070 (1966).
- 12) LEVINSKY, E.S. and WEI, M.H.Y.: Nonlinear Lift and Pressure Distribution of Slender Conical Bodies with Strakes at Low Speeds, NASA CR 1202 (1968).
- 13) JEPPE, S.A.: Computational Fluid Dynamics, von KARMAN Lecture Series 4, Computational Fluid Dynamics, 13th-17th, March (1978).
- 14) KANDIL, O.A., MOOK, D.T. and NAYFEH, A.H.: A Numerical Technique for Computing Subsonic Flow Past Three-Dimensional Canard-Wing Configurations with Edge Separations, AIAA Paper 77-1 (1977).
- 15) ATTA, E. and NAYFEH, A.H.: Nonlinear Aerodynamics of Wing-Body Combinations, AIAA Paper 78-1206 (1978).
- 16) BELOTSEKOVSKIY, S.M.: Calculation of the Flow around Wings of Arbitrary Planform in a Wide Range of Angles of Attack, NASA TTF 12291 (1969).
- 17) REHBACK, C.: Etude Numérique de Nappes Tourbillonnaires Issues d'une Ligne de Décollement près du bord d'Attaque, Rech. Aérop., No. 6 (1973), pp. 325-330.
- 18) 大村 稔・高岡 力: 揚力面理論による前縁剝離渦を

- 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.