最近の航空機の新技术 (その1)*

高山捷 一**

1. 緒 言

最近米国においては、航空機の開発にあたりコスト設計 (Design-to-Cost) が強調され、またコストを論ずるにもライフ・サイクル・コストと称して、購入時のコストだけでなく、購入後使用者の負担となる維持コスト (Cost-to-Ownership) を含めて評価が行なわれるなど、第1図に示すごとく努力の重点が大きく変わりつつあることは事実である。

そこで性能向上や重量軽減の努力が軽視され、新技术開発は今後重要度が低下するといった判断が出ては重大な誤りであることを、強く警告したい。性能向上以外の努力目標も、スローガンだけ掲げておれば達成されるものではなくて、効果的な成果を上げるには新技术の開発がぜひとも必要である。新技术の成果を適用する方向が変わってきただけであることを強く指摘したい。

第2図は最近のコスト設計の概念を導入した場合の開発目標設定の原則を示すものである。横軸の技術水準100%は、現時点における最高水準であって、過去の飛行機設計にさいしては、米国でも日本でもこれをねらって全努力を傾注したものである。しかし最近では、図に示すごとくコストや複雑さが横軸の100%に近づくにつれて急激に増大することを考慮して、A点を設計の目標値に選ぶよう、使用者と契約者が十分協議することが正当な方法となりつつある。

新技术の開発によって、技術水準が仮に20%向上すると、右側の曲線上のB点すなわち以前における100%目標が、コストを考慮した性能の目標値として選定できるようになる。

新技术開発の成果をコスト低減の目的に応用した具体例ということができよう。

コスト設計の具体例として後述する米国ボーイング社のYC-14の場合においても、Supercritical 翼断

面と USB (Upper Surface Blowing) と称する推力利用の高揚力装置の開発によって、量産時のコスト見積りを目標値にまで引き下げることに成功している。

以上の経過から、航空機業界のみならず航空機そのものの進歩発展のためにも、新技术の研究開発の重要性はいぜんとして厳存するとの認識のもとに、最近の航空機の新技术と新概念の一部を紹介することとした。なんらかの参考としてお役に立てば筆者望外の喜びである。

2. 亜音速機の新技术

2.1 Supercritical 翼断面

2.1.1 従来の翼断面の問題点 従来の翼断面を使用したジェット機は、0.8 M (マッハ、高度10,668 mで460 kt) 以下では経済的な巡航が可能であるが、0.8 Mを超えると翼上面の空気の流れは部分的に超音速となり、さらに速度が増大すると、翼上面の超音速流は急激に加速して強い衝撃波が発生し、抵抗が急増して空力的巡航効率率は急激に低下し、さらに機体のパフティングを生起するに至る (第3図、第4図参照)。

1960年代後半まで飛行機設計者は、主翼の後退角・振り下げ・薄翼の採用などの方法で、 M_{cr} (限界マッハ数, Critical Mach Number) を大きくする努力を行ってきた。

2.1.2 Supercritical 翼断面の開発 そのころ NASA (National Aeronautics and Space Administration) の Dr. R. T. WHITCOMB はこの問題に対し基本的な接近を試み第5図に示すごとく新しい翼断面を開発し、Supercritical Wing と命名した。

第5図には、従来の翼断面と比較して形状および上下面の速度分布が示されているが、新断面の特色をひとくちでいえば、抵抗増加の原因となる衝撃波の強さを減少するための努力の具現ということができる。そのために、大きな前縁のRと曲率の小さい平らな上面を与えている。翼の強度および燃料のための容積確保のために必要な翼厚を保持するために、下面前部のふくらみを大きくしている。そのため前部で減少した揚力を補うために、下面後部のキャンバーを増すと同時

* 昭和52年11月11日、飛行機シンポジウムの特別講演として発表。昭和53年3月10日原稿受理 Introducing Advanced Technologies in Recent Aircraft Designing and Manufacture (Part 1)

** 日本航空宇宙工業会 Shoichi TAKAYAMA

第1図 努力指向の変遷

'70年には性能・重量に60%、信頼性・寿命に20%、コストに20%の努力配分がなされたが、'80年には信頼性とコストに80%近い努力が指向される傾向が見られる

第2図 コスト設計の原則

第3図 翼断面抵抗増加の巡航性能への影響

第4図 従来翼断面の特性

4に、後縁に厚みを与えている。

成果としては、同じ厚さの断面で、 M_{cr} は12~14%増加している。

第6図は、Supercritical 翼断面の進歩の状況をボーイング社の歴代の代表的旅客機について比較したものである。横軸には後退角、縦軸に翼厚(%)をとり、与えられたエンジン推力で、所要の巡航速度を満たすための条件を示したものである。同じ後退角であれば新しい翼ほど厚翼の使用が可能となり、同じ翼厚なら小さい後退角で済むことがわかる。今年の後半に

は開発に着手するといわれる 7X7 (XY) は、最新の Supercritical 翼断面の採用により、747 より後退角を 8° 減らすことが可能といわれている。

2.2 Winglet (翼端小翼)

2.2.1 定義 Winglet は飛行機の性能および運航経済性を改善するための新技術の一つで、翼端にとり付けられた垂直に近い縦ひれである。

2.2.2 過去の研究の歴史と反省 もともと大型輸送機の翼端渦を減少する手段として試験されたものであるが、最近の NASA における Winglet の開発は最

第5図 Supercritical 翼断面と従来翼の比較

第6図 Supercritical 翼の効果

小の構造重量の増加で巡航効率を高めるための L/D (揚抗比) の改良に重点がおかれている。

古くから翼端板を誘導抵抗の減少手段に利用できることは知られていたが、概して揚力の大きい条件下でしか有効でなかった。また曲げモーメントの増大による重量増加もばかにならず、むしろ翼端板だけ翼端を延長するほうが抵抗減少には有効という結果が出ていた。

過去の研究で無視されていた点は、垂直面は効率よく横力を発生しなければならぬという点であった。この横力は翼端まわりの揚力による渦流を減少するのに必要である。従来の翼端板はアスペクト比が概して小さかったことも、揚力面として効果的でなかった一因と考えられる。

2.2.3 新しい Winglet の開発 前記過去の翼端板とは対照的に、Winglet はアスペクト比の大きい揚力面である。翼端の渦流をつかまえて揚力を発生し、あわせて渦を拡散する働きをする (第7図参照)。第8図に示すごとく翼端渦流固有の流れ角の関係で、Winglet の揚力は側方と同時に、前方の分力をも発生し、これが抗力を減少する推力となる。もちろん細部

第7図 Winglets の翼端渦への影響

第8図 Winglets の推力・揚力発生機構

は風洞試験によって最良の形状を求めなければならないが、NASA の成果によると全航空機の巡航効率の

第9図 Arava 軍用輸送機の Winglets (Israel A/C Ind.Ltd.)

第10図 Gates Learjet 28/29 型の Winglets (Gates Learjet Corp.)

第11図 L-1011 の翼端延長と Active Control System

改善は7%を超えるといわれる。

またグラマン社では、一時 Gulfstream III と称する新しい計画をもっていたが、その計画書によると、Winglet の採用によって、翼面積を8%、翼幅を1.8 m 以上小さくすることが可能となり、その結果小型軽量で経済的な輸送機が得られるとの結論が出されている。

第9図および第10図は Winglet の実用例である。

2.3 Active Control System¹⁾

2.3.1 L-1011 の改造計画 (第1次) ロッキード社が1980年以降出荷の旅客輸送機 L-1011 に適用を予定し現在プロトタイプを改造して飛行試験中の新技術である (昭和52年9月時点60回飛行)。

改造された active 補助翼を左右同時に上方または下方に作動して、翼端部にかかる空気荷重を減少し内側に荷重を移動させる。かくして構造上の大きな再設計を行なうことなく、翼幅を2.74 m 延長し、アスペ

第12図 L-1011の水平尾翼縮小による Relaxed Static Stability

クト比増大により L-1011 の巡航経済性を改善しようとするものである。とうぜん active 補助翼の作動によって生ずる縦のトリム変化は全面可動の水平安定板を連動させることによって処理される (第11図参照)。

その効果は3%の燃料節約が期待されている。DOC (直接運航コスト) に占める燃料費の割合は、石油危機以前は20%以下であったが、今日では35~40%にもなっており、航空会社の経営を圧迫したことは周知の事実であるだけに、燃料節約の効果は評価される。

2.3.2 Relaxed Static Stability (第2次)

Active Control は同時に、人工縦安定の活用によるいわゆる Relaxed Static Stability の採用を可能にする。後述のごとく F-16 のごとき超音速機では、超音速における強すぎる縦安定 (大きすぎる Static Margin) を解決するため、意識的に全機の重心を後退させ、亜音速域では Static Margin を負にして、Active Control によって静安定を維持しながら、操縦性の改善や、航続性能の向上をはかっている。本機の場合には、水平安定板の面積を 119.2 m² から 74.4 m² に減少し、抵抗の減少とあわせて 771 kg の重量軽減をはかっている (第12図参照)。

この水平安定板の小型化は、L-1011 の燃費をさらに3.5%減少し、第1次改修による効果と合わせると6.5%の節約となる。この小型水平安定板への改造は1983年ないし1984年以降の生産機に適用される計画である。

2.3.3 付随的効用 Active Control は L-1011 の巡航経済性を改善するにとどまらず、操縦荷重制御・単性モードの抑圧および突風緩和などによって飛行性能の改善にも貢献する。操縦荷重制御は両外側補助翼の同時対称操作によって翼の空気荷重を再配分することによって実施される。また対称補助翼操舵は、最初の翼弾性曲げレスポンスを減衰させ、翼の突風荷重を減少する (「4. 戦闘機の CCV」の項参照)。

2.3.4 追加搭載品 Active Control System を構

成する要素は次のごとくで、先の 2.74m の翼幅増加も含めてシステムの全重量は約 453.6 kg である。

a. 飛行条件センサー

両翼端の加速度計、重心加速度計およびピッチ・レート・ジャイロでいずれも2重チャンネルである。ほかに2重チャンネルの水平安定板位置センサ (position linear variable displacement transducers) および column force sensors (この二つは現在の L-1011 の自動操縦装置の一部) もまた Active Control System の一部として使用される。

b. システム計算機

上記センサからの信号をうけて、計算処理した後外側補助翼および水平安定板サーボへの命令信号を出す。

c. 外側補助翼系サーボ

c. 水平安定板ピッチ系サーボ

e. 接続機器 (Interface Hardwares)

2.4 USB (Upper Surface Blowing)

2.4.1 開発の経緯 この新しい動力利用高揚力装置は、ボーイング社が AMST (Advanced Medium STOL Transport) と称する C-130 輸送機の後継機プログラムに参画して、YC-14 を開発する過程において開発したものである。その最大の原動力は、強いコスト低下の要求を満たすためにぜひとも双発にしたという要求に答えたものであった。開発当時利用可能な動力利用の高揚力装置としては、第13図に示す EBF (Externally Blown Flap) で、競争相手の McDonnell Douglas 社の YC-15 はこの方式を採用する4発である。EBF を使用しながら着陸しようとしているときに、1発エンジンが停止した場合の安全のために4発にすることが常識であった。

双発はコスト的に4発に勝ることは明らかである

第13図 EBF と USB の比較

第14図 各種推力利用高揚力装置の特性

第15図 USB 揚力分布

が、双発にしたときの1発停止の危険を解決する唯一の方法は、エンジンを翼上しかも胴体中心になるべく近い位置に装備することであると発想からUSBが生まれた。

2.4.2 構造と性能 第13図に示すごとく翼上面にエンジン排気ノズルが開口している。EBFに比し

て、排気のうち側方にロスとして流れる量が少なく、有効に高揚力化することおよびフラップの簡素化に関連していわゆるWetted Surfaceが少なく、摩擦抵抗が減少する効果がある。風洞試験による比較試験の結果は第14図のとおりで、EBFに比してはるかに良好な揚力を示している。余談であるが図中には、USBよりさらに良好なIBF (Internally Blown Flap) のデータが出ているが、実機に適用するにはなお多くの技術的問題が残っていると聞いている。

2.4.3 1発停止時の処置 第15図に着陸前のUSB使用中の主翼上の揚力分布を鎖線で示している。エンジンの出力は70%である。万一右舷のエンジンが停止した場合には、ただちに残ったエンジンを全開にすると図中実線のごとき揚力分布となり、とりあえず揚力の不足をカバーする。同時に、補助翼およびフラップペロンを作動すると、最終的には破線で示す揚力分布となり飛行機は横の釣合を維持しながら着陸することができるわけである。

2.4.4 その他の効用 第16図は着陸時に使用する逆推進装置とその使用状況を示すものである。これについて三つの効用を指摘することができる。

第1は騒音の減少である。エンジンの騒音のうちおもに後方ノズルから出るタービンと排気の騒音は大きな部分を占めているが、エンジン翼上装備の関係上ノズルから出た音が翼上面にて反射、上方に拡散するため下方への騒音が減少するものと期待される。

第2は戦術面で、応急に鍛圧した滑走路でのSTOL (滑走路長600m) 使用が考えられているが、従来のごとき逆推進装置で下方に排気が曲げられたときには、もうもうたる砂塵を巻き上げること考えられる。第16図左の図にみるごとくUSBの場合には、すべての排気は上方に巻き上がるのでそのような心配はなさそうである。

第3はこの装置によって上方に排出される排気の反力によって、主翼は下方に強く押し下げられる。通常飛行機は着陸時滑走路面に接地しても、速度がおちない間は翼の揚力のためにブレーキが有効に使用できない。USBの場合には前記下方力によってずっと早く

第16図 USB の逆推進装置

からブレーキを有効に使用することによって、着陸滑走距離を大いに短縮できることが期待される。

3. 戦闘機の新技术 (実現済みのもの)

3.1 戦闘機の空戦性能と E-M 曲線 戦闘機の空戦性能に影響を与える要因には、これからとりあげようとする E-M 曲線のほかにも、最大速度・飛行特性(失速・パフエッティング等)・視界また最近では耐G能力を高めるための傾斜座席などさまざまなものがあるが、空戦域など運用的な分野を含めて詳細は参考文献²⁾を参照されたい。

なお AAM (空対空誘導ミサイル) の進歩によって戦闘機の空戦性能の必要性について疑問をもつ向きもあるが、現在の AAM は対爆撃機用の耐G能力の低いものが主体であって、格闘戦 AAM の出現はこれからである。たとえ格闘戦 AAM が出現しても、これですべての勝敗がつく保証はなく、また戦闘機が固定機銃を装備する以上最終的には格闘戦は存在するとみるのが正しい予見と考える。

最近の戦闘機に関する新技术の開発の主力が、操縦性、運動性、上昇力等の格闘戦の改善進歩に関するものである事実からみても上記予見の妥当性は証明されているとみてよからう。

さて標記の E-M とはエネルギーと運動性 (Maneuverability) に関する概念で、JOHN BOYD 中佐と THOMAS P. CHRISTIE 氏によって開発されたものである。ある戦闘機の戦闘性能を表現するためにもまた2機種以上の戦闘機の比較をするためにもきわめて有用なものである。

与えられた速度と高度におけるエネルギーの測定変数は1Gまたは旋回飛行中のエネルギー比または SEP (Specific Excess Power) であって、瞬間的な加速、減速または水平飛行および旋回飛行中の上昇率で表わされる。

旋回性能の変数としては、荷重倍数(G)、旋回率または旋回半径が考えられるが、これらのうち旋回率が戦術的に重要であると考えられている。その理由は旋回半径ないしは荷重倍数が一定でも、速度によって方向変化の割合が変わってくるからである。旋回率こそ方向変化の割合を表わすもので、速度変化の影響をうけない最適のものである。

第17図は E-M 曲線の一例で、飛行機の T/W 比(推力対重量比)および W/S (翼面荷重)の影響が変数として描かれている。

3.2 E-M と飛行機の各種特性値との関係 第18図は ng の旋回をしながら $E(\text{m/sec})$ なる上昇または下降を行なっている状態を示すものとする。以下使用

第17図 Energy-Maneuverability 曲線

第18図 旋回上昇(下降)中の飛行機に働く外力

する記号は次のとおりである。

E (energy) = SEP (m/sec)

M (maneuverability) = turn rate (rad/sec)

W = 全備重量 (kg)

V = 速度 (m/sec)

g = 重力の加速度 (9.8 m/sec²)

n = 荷重倍数

L = 揚力 = $C_z \rho V^2 S / 2$ (kg)

D = 抗力 = $C_x \rho V^2 S / 2$ (kg)

C_x, C_z = それぞれ抗力, 揚力係数 (C_D, C_L と同一)

ρ = 空気密度 ($H=0$ で $1/8 \text{ kg} \cdot \text{sec}^2/\text{m}^4$)

S = 主翼面積 (m²)

T = エンジン推力 (kg)

釣合の条件式は次の三つとなる。

$$L = C_z \frac{1}{2} \rho V^2 S = nW \quad (1)$$

$$\eta^2 = 1 + \left(\frac{VM}{g} \right)^2 \quad (2)$$

$$EW = V \left(T - C_x \frac{1}{2} \rho V^2 S \right) \quad (3)$$

(1), (2)式から n を消去すると

$$C_z \frac{1}{2} \rho V^2 S = W \sqrt{1 + \left(\frac{VM}{g} \right)^2} \quad (4)$$

(3)から

$$C_x \frac{1}{2} \rho V^2 S = T - \frac{EW}{V} \quad (5)$$

第1表 新戦闘機要目比較表

機 名	Flyaway cost (Program Unit Cost) \$ M	Max T. O. Wt. (lb)	Normal T. O. Wt.* ₁ (lb)	Design Combat Wt.* ₂ (lb)	Engine 名-推 力-数 (lb)	席 数	内部燃料 (含外部 燃料)* ₃ (lb)	Wing Area (ft ²)	Fuel* ₃ GW* ₁	Fuel* ₃ max thrust	W* ₂ /S (lb/ft ²)	T/W* ₂	記 事
F-14 A	11.6	65,000	55,200	47,000	TF 30-P-412 (20,950)×2 41,900	2	16,445	565	.298	.392	83.2	.891	実 用 中
F-15 A	12.3		42,000	35,400	F 100-PW-100 (25,000)×2 50,000	1	13,200	608	.314	.264	58.2	1.412	実 用 中
F-16 A	4.5 (6.7)	33,000	22,200	18,700	F 100 PW-100 (25,000)×1 25,000	1	7,000	280	.315	.280	66.8	1.337	開 発 中
F-18 A	5.8[75] (9.6)	44,000	33,720	28,290	F 404-GE-400 (16,000)×2 32,000	1	10,860	400	.322	.339	70.7	1.131	開 発 中
F-18L (Cobra II)	4~4.5		27,400	23,150	" 32,000	1	8,500	400	.310	.266	57.9	1.382	開 発 中 (自社)
Mirage F1 E			33,500	29,800	SNECMA M 53×1 18,500	1	7,385	269	.220	.399	110.8	.620	開 発 済
MRCA	8	40,000	36,000	30,500	RB 199-34 R (15,500)×2 31,000	2	11,000	397	.306	.355	85.9	1.016	Flt Test 中
Mirage (Delta) 4,000	12[75]		44,000		SNECMA M 53 (18,500)×2 37,000								開 発 中 (輸出用)
F-104 J		24,207	21,225	18,500	J 79-GE-11 ×1 15,800	1	5,825	190	.274	.369	97.4	.854	実 用 中
F-4 E			47,000	40,207	J 79-GE-17 (17,900)×2 35,800	2	13,587	530	.289	.380	75.9	.890	実 用 中
Mirage F 1			33,000	29,300	SNECMA Ator 7K-50 ×1 15,800	1	7,385	269	.224	.467	108.9	.539	実 用 中
Viggen 37 E			35,273	30,313	Volvo RM 8 B ×1 28,108	1	9,920	495	.281	.353	61.2	.927	実 用 中

(4), (5)から

$$\frac{L}{D} = \frac{W \sqrt{1 + \left(\frac{VM}{g}\right)^2}}{T - \frac{EW}{V}} = \frac{\sqrt{1 + \left(\frac{VM}{g}\right)^2}}{\frac{T}{W} - \frac{E}{V}} \quad (6)$$

(6)から E, M を求めると次のようになる。

$$E = V \left[\frac{T}{W} - \frac{\sqrt{1 + \left(\frac{VM}{g}\right)^2}}{L/D} \right] \quad (7)$$

$$M = \frac{g}{V} \sqrt{\left[\frac{L}{D} \left(\frac{T}{W} - \frac{E}{V} \right) \right]^2 - 1} \quad (8)$$

(7), (8)式を用いて, V と高度 (迎角したがって L/D) を定めて T/W を与えると $E-M$ 曲線を引くことができる。

さらに $E-M$ 曲線が縦軸, 横軸と交わる点を E_0, M_0 として(7), (8)式から V も消去すると次式が得られる。

$$E_0 = \sqrt{\frac{W}{S} \cdot \frac{2}{\rho C_x} \left[\frac{T}{W} - \frac{1}{L/D} \right]} \quad (9)$$

$$M_0 = g \sqrt{\frac{\frac{L}{D} \frac{T}{W} - 1}{\frac{W}{S} \cdot \frac{2}{\rho C_x} \cdot \frac{L}{D} \frac{T}{W}}} \quad (10)$$

E_0 および M_0 が大きいほど, 空戦性能が良好というわけであるが, それぞれに影響を及ぼす要因はたんに T/W と W/S のみでなく, ほかに $L/D, C_x$ が大きな要因であることが判明する。ここで注目すべきことは, T/W 比および L/D は文句なしに大きいほど E_0, M_0 に好影響を与えるが, $W/S \cdot C_x$ は小さいほど M_0 には好影響を与えるが E_0 に対しては逆効果のあることである。第17図の下図において W/S をパラメータとした曲線群が M の小さいところで交わっていることは, このことを証明している。

3.3 最近の戦闘機の T/W および W/S 第1表と第19図は最近戦闘機の要目とくに T/W および W/S を示すものである。

F-15 A, F-16 A, F-18 A および MRCA などの最新戦闘機が設計戦闘重量時の T/W 比が1を超す高

第19図 最新戦闘機の T/W , W/S 等

出力エンジンを装備している状況が看取される。また翼面荷重も推力の余裕を活用して小さくなりつつあることが判明する。

かくのごとき高い T/W 比実現の主役は、後述のめざましいエンジンの進歩、複合材料およびチタン使用による機体構造重量の軽減、電子技術の進歩による小型軽量化などを挙げることができるが、本節においてはおもに L/D , C_x の改善に貢献している新技術について紹介することにする。

3.4 可変後退翼と可変カンバー翼 超音速機においては、超音速実現のために翼は薄くかつカンバーの小さい翼とならざるをえない。とうぜんの結果として L/D は悪くなり、 C_x は小さくなる。離着陸性能、航続性能および空戦性能の悪化をきたす結果となる。そこで低速における対策として翼厚を回復しようとする試みが可変後退角 (Variable Geometry) であり、これが不可能な固定翼機に採用されている方式がカンバーを回復しようとする可変カンバー (Variable Camber) である。

可変後退翼は、F-111 ではじめて実現され、その後 F-14 A, B-1 および欧州の MRCA (多目的戦闘機・英独伊共同開発) などに採用されている。第20図は MRCA のものである。

第20図 MRCA の可変後退翼

第21図 F-14 A 可変翼機の L/D および C_L

第21図は F-14 A の全速度域における L/D および C_L (C_L) を示すものである。0.7 M あたりの低速では、可変翼の F-14 に比して固定翼機は、 L/D で約 70%, C_L (C_L) で 50% 以下しかないと明瞭に理解される。したがって第19図の T/W 比と W/S の比較だけで簡単に空戦性能をうねんすることの誤りを十分認識しなければならない。

可変カンバーについては第22図の Maneuver Flap の効果 (C_L 1.4→1.6) でその増加比率を知ることができる。

3.5 前縁延長 (Leading Edge Extension) 第22

図に示すとき翼根部の前縁を胴体側面にそって前方に延長したもので本図は F-18 A のものである。F-16 A では同じ形式のものを Controlled Vortex Lift または Forebody Strakes とよんでいる。前縁延長部から発生した渦のエネルギーが翼付根部に働いてとくに迎角の大きいところで、失速をおくらせ大きな揚力を与えることは、右図によって明らかである。前縁延長のない場合の C_L が 0.85 程度であるのに比し、1.4 まで増大し 60% 以上の向上効果を発揮している。

空戦能力の向上に資するほか着陸時の着速減少に貢献することはとうぜん予想されるが、さらに大きな迎角において方向安定をよくする効果のあることも認められている。なお F-16 A の場合にはこの延長によってピッチングモーメント曲線が直線となるので、トリム抵抗が減少するという効果も認められている。

3.6 翼胴一体化 (Wing Body Blending) F-16 A で採用された新技術の一つである。第 23 図にみられるように構造的に翼胴が一体化して円滑な断面変化となっているため、本節でとりあげた胴体揚力増加による空戦性能への寄与以外に次のような各種の利点を生じている。

- 断面積曲線の滑かな変化によって面積分布が改善され、遷音速における抵抗が減少する。
- 外部 Wetted Area/体積比が改良される。とくに翼は根部が厚くなるので、構造的に楽になりそれによる重量節約は 113.4 kg である。
- 体積/燃料分布比がよくなり、内部燃料の容積が増大するのみならず、重心の移動が少なくなる。
- 胴体全長が短くなる。胴体内部燃料の関係および Relaxed Static Stability の関係で、1.67 m も胴

第22図 F-18 の前縁延長 (LEX=Leading Edge Extension) と Maneuver Flap の効果

第23図 F-16 A の翼胴一体化

第24図 米空軍/マクドネル・ダグラス社 AFTI プログラム計画機

体を短縮でき、145 kg の重量軽減をはかることができたといわれる。

4. C. C. V. (Control Configured Vehicle)

4.1 定義 コンピュータを利用することによって可能となった新しい Control 方式 (DL と DSF) や Relaxed Static Stability などを考慮に入れて、形態 (Configuration) を定めた飛行機のことをいう。FBW (Fly by Wire) は、これを実現するための必須の手段である。

4.2 操縦性 (Maneuverability)

4.2.1 DL と DSF (直接揚力と直接横力) 従来の航空機の操縦は、エンジンの推力調整と抵抗の増減 (抵抗板・抵抗傘など) による X 方向の加減速と、3 舵による X, Y, Z 軸まわりの回転運動の四つの自由

度によって必要な運動を行なってきたが、CCV の導入によって Y, Z 軸方向の運動が追加されて、6 自由度の運動が可能となり、新しい飛行制御方式が生まれてくる。Y, Z 軸方向の運動を与える力はそれぞれ DSF (Direct Side Force) と DL (Direct Lift) とよばれ、これらの力を発生するために後述のごとき新しい舵面や新しい揚力発生機構が必要となる。

4.2.2 DSF 第24図と第25図はそれぞれ、米空軍の AFTI (Advanced Fighter Technology Integration) および NASA の HiMAT (Highly Maneuverable Aircraft Technology) プログラムに対して、McDonnell Douglas 社および Rockwell International 社が提案した計画機である。第24図では機首下面の可動垂直フィンと2枚の尾部垂直フィン(可動)の作用によって DSF を発生する。DSF を利用して

第25図 NASA/ロックウェル社 HiMAT プログラム計画機

第26図 CCV 機の縦および方向制御モード

機軸方向を変えず、バンクすることなしに航路を右または左に移動させること、バンクすることなしに旋回運動を行なうことおよびバンクすることなく飛行径路に対して機首をふった飛行を行なうことが可能となる。とうぜんのことながらこれらの操縦によって生ずるローリングおよびヨーイングモーメントに対する調整は、後述の各種センサーとコンピュータによって制御される(第26図参照)。

第25図では主翼端の2枚の可動垂直フィンと2枚の尾翼可動フィンによりDSFを発生している。

4.2.3 DL HSA (Howker Siddeley Aviation)

開発のハリアー戦闘機のエンジン排気の垂直下方への変向による揚力発生も一種のDLであるが、空戦その他の目的に自由に活用するためには縦の釣合をコンピュータによって維持することが必要で、ハリアーは真のCCVとはいえない。

第24図では外翼の迎角変更(Variable Incidence)とビーバ・テイル昇降舵のコンピュータ制御によってDLを発生している。第25図では前翼の迎角変更と昇降舵のコンピュータ制御によって、いずれの場合にも、飛行機の機首を上下に動かすことなく、上方または下方に飛行径路を平行移動させることはもちろ

ん、等高度飛行を続けながら機首を上また下に傾斜させることも可能である。また従来の昇降舵と DL を併用して径路に対し迎角一定の理想的上昇を行なうこともできる (第26図)。

4.2.4 効果と応用

a. 縦・偏揺運動の改善 従来の操舵法に DL または DSF を追加することによって、縦または偏揺運動が敏速に行なわれる。

b. 最適 L/D のコンピュータ制御 機体の重量変化や高度変化によって、胴体の迎角が大きくなり、胴体の抵抗が増加するときには、コンピュータが主翼の迎角を修正して、胴体の迎角を小さくして抵抗を減小する。民間機においては航続距離を延伸し、戦闘機では一定速度下での耐G性能を向上する。

c. 突風の緩和 DL および DSF 制御機能を利用して、それぞれ垂直突風および水平突風によって発生する加速度を消失させることができる。乗員・乗客の快適性を向上し、機体の寿命を延伸するほか、軍用機においては、武器発射プラットフォームとしての安定性を増加させる。

d. 抗力の調節 DL の機構たとえば可変迎角を利用して、左右舷同時に一定角度変更させることにより、抗力の調節ができるので、抵抗板などのブレーキは不必要となる。

e. 離着陸

e. 1 離陸 DL を利用すれば機首を上げることなく機体を浮揚させることができる。パイロットの視界は良好でありまた機首上げによる急激な抵抗増加に起因する失速や機外装備品と地面との間隔に対する懸念は不要となる。

e. 2 着陸 着陸時の大きな障害となる横風に対

しては、DSF を利用することによって、バンクおよびヨーの必要なく着陸することができる。また ILS 着陸時の経路修正も、DL と DSF の利用によって容易に行なうことができる。なお接地後は DL を下向きに活用して、抗力増加とともに車輪ブレーキの効きをよくして、滑走距離を短縮することができる。

f. 軍事的応用

f. 1 空戦 ・DL と DSF を利用すると空戦時現在の飛行径路を中心に、左右上下特定の角度でできる長方形の範囲内で、機首 (固定機銃の方向) を自由に向けなおすことができる。この能力を Fuselage Aiming と称する。この長方形の大きさは飛行状態で異なるが、たとえば 0.9 M、高度 3,048 m、1 G で飛行中の場合には左右 $\pm 5^\circ$ (計 10°)、上方 11° 下方 10° (21°) となる。この長方形は必要な見越角に利用できるので、従来の照準装置ではずれてしまうような大見越角も可能となる見地から将来の利用価値が期待される。ただし Fuselage Aiming も長方形の周辺に近づく急激に抵抗が増加するので、使用上の制限となる。

・正面攻撃のときは飛行径路から急に脇にそれて敵機をやり過すことができるので、正対飛行できる時間も長くなり、また正面衝突の危険も回避できる。

・敵機が有利な位置についた場合には、前述の抗力調節になる急減速 ($-2G$ で有効) によって敵機をやり過すことができる。

・また最大推力飛行中に大きな抗力増加を行ない、次いで抗力を急に解放して急加速を行なうことも可能である。

f. 2 対地攻撃 ・パイロットは機体をバンクさせないで、水平のまま経路変更ができるので、目標の

第27図 F-16 A RSS (Relaxed Static Stability) の効果

第28図 F-16A のCCV関連装備品とFBW(Fly by Wire)

真上に飛行径路をとるようにするだけで、爆弾などの高精度水平爆撃が可能となる。

・地上掃射に際しては、Fuselage Aiming を応用すると、機首下げのままで一定高度を飛行しながら一列にならんだ目標を端から端まで射撃することができる。急降下射撃の場合には、引き起しのため時間の制約があって攻撃目標数が制限されるので、新しいシステムの便益は大きい。

4.3 安定性 (Stability)

4.3.1 超音速機の縦安定 超音速においては、亜音速域における縦安定を適当にもたせると、超音速域においては縦安定が強くなりすぎて、運動性を悪くするのみならず、縦の釣合いを保つための尾翼荷重が増大し、構造重量や抵抗の増加を伴うという不具合がある(第27図参照)。

そこで亜音速域では縦安定負の飛行機を作りCCV概念を導入してコンピュータ制御により昇降舵を操作して縦安定を保持する方式を採用すれば、前述の諸問題を一挙に解決することができる。これがいわゆる“Relaxed Static Stability”である。

4.3.2 Relaxed Static Stability (RSS と略記)

第27図にマッハ数に対する風圧中心の移動と、従来機の重心の決め方が示されている。超音速域にはいると+SM(Static Margin)がはなはだしく大きくなり、Trim Deflection および Trim 抵抗の増加することがわかる。F-16A 戦闘機においては、その対策として重心位置を思い切って後退させることによりこの問題を解決している。下段の図によるとSMが-10%のとき、行動半径が最大となり(+10%)、また構造重量も最小となる(-0.6%)ことが実験データとして示されている。

McDonnell 社がUSAFに提案しているAFIT(前出)プログラムの設計提案においても、SMが-6%のとき離陸全備重量が最小となり優れた旋回率が得られることが試験と解析によって判明している。もちろ

ん重心が亜音速では風圧中心より後方にあるため、コンピュータによって舵面の調整はほぼ継続的に行なう必要があるといっている。

4.4 CCV 概念の応用 本章においては、CCVのControlを飛行機の姿勢制御に限定して、前述のDL、DSFおよびRSSとそれらの応用による効果を詳述したが、人によってはさらに広範囲のControlを考慮に入れる考え方もあるので、ここに項目のみを掲げることとし詳細は省略する。とうぜん2.3に述べたActive Control Systemもその一例である。

- ・MLC=Maneuver Load Control
- ・FMC=Flutter Mode Control
- ・CA=Control Augmentation
- ・SMC=Structural Mode Control

4.5 CCV 関連搭載品 第28図にF-16A戦闘機のCCV関連装備品を示す。本機はRSSのみ実用に供しており、実験的には昨'77年米空軍のFDL(Flight Dynamics Lab.)にて改造機によりDL、DSFおよびRSSを含むCCV機の試験を行なっている。CCV機においては、本図にDL、DSF用サーボ・アクチュエータが追加されると考えてよいと思われる。

まずセンサとしては、高度・速度・温度・迎角などの空力データがAir Data Converterを通じ、さらに3個のレート・ジャイロと2個の加速度のデータが直接コンピュータに送られる。操縦の命令は右舷コンソールにある小さい操縦棒と足踏ペダルによってコンピュータに送られる。コンピュータの操舵指令は電線によって各舵を動かす5個の3重サーボ・アクチュエータに送られるシステムになっている。(以下次号)

参考文献

- 1) Aviation Week & Space Technology (1977/9/19).
- 2) FELLERS, W.E. and PATIERNO, J.: The Air Superiority Problems, Flight (1970/11/26).