ACT によるフラッタ対策の現状*

片 山 鉄 太 郎**

Key words: ACT; aeroelasticity; flutter; active flutter suppression;
flutter margin augmentation; flutter mode control

1. は じ め に

ACT によるフラッタ対策とは、ACT (Active Control Technology) の一つの適用例であって、主として翼に設置した振動センサーの信号をフィードバックして、従来の舵面または前縁等に特別に設けた舵面を制御し、航空機の翼のフラッタをアクティブに制止する対策である。従来からの対策としては、構造剛性の増加、マスバランシング、翼平面形の修正、はては運用速度の制限等によるものがあるが、これらには重量の増加、性能の低下、air superiority の損失等の代償が必要であるとの問題がある。しかし、この ACT による対策の場合には、制御系統のわずかな重量増だけでフラッタを防止できるので、これらの問題はなくなる。

この ACT によるフラッタ対策は、現在各国で盛んに研究されているものである。他の ACT による対策と同様に、時代の省エネルギーへの要求とともに、この ACT によるフラッタ対策の効用が強調されるのである。また、従来はこの手法は技術的に困難と考えられていたが、近年の制御・空力等に関する基礎理論の進歩、電子・油圧制御等に関する技術の進歩、そして fly-by-wire の実用化等とともに、これの実現も夢でなくなってきたのである。現在、とくに、省エネルギー

民間輸送機の高アスペクト比主翼のフラッタと戦闘機の wing/store フラッタへ適用する研究が盛んである。

この ACT によるフラッタ対策は、AFS (Active Flutter Suppression), FMA (Flutter Margin Augmentation), FMC (Flutter Mode Control) 等と呼ばれる。AFS は主としてもとのフラッタ速度—この対策を行わない前のフラッタ速度を、以後、こう呼ぶこととする—以上の飛行領域で不安定なフラッタを制止する対策を行う場合、FMA はもとのフラッタ速度以下の飛行領域でフラッタ余裕を増強する対策を行う場合、に使う用語であり、FMC は AFS と FMA の両方を含む一般的な用語である。

AFS の実現は、ACT による諸対策のなかでもいちばん遅れるのではないかといわれる。これは、AFS が飛行の安全性に大きな影響をもつことや、空力弾性現象という複雑な現象を制御の対象としていることからそういわれるのである。NASA は、だからこそ AFS の研究にいちばん力を入れているのだといっている³¹⁾。

ACT 一般の発展の必要性を感じずるものにとって、この実現が最も遅れるのではないかといわれる ACT によるフラッタ対策の現状は、まことに興味のある事柄である。以下、最近の試験研究の状況、理論面の状況、信頼性の問題、将来の展望、今後の課題について述べる。

2. 試験研究の状況

1970 年以降に飛行試験または風洞試験を実施したもので、公開されているものの要約を第 1 表に示す¹⁻³⁾。以下、そのうちの最近のものについて状況を述べる。

2.1 主翼フラッタへの対策

2.1.1 B-52 デジタル制御風洞試験 デジタル制御による AFS を実証するために、1974 年に実施した B-52 CCV 風洞試験³⁾のときの 1/30 縮尺全備模型を改造して実施したものである⁴⁾。デジタル計

著 者 紹 介

片山鉄太郎 (正会員)

昭和 11 年生。東京都出身。昭和 33 年東京大学工学部航空学科卒業。同年新明和工業(株)航空機事業部入社。現在に至る。航空機の空力弾性、振動、音響等に関連の設計、各種試験等に従事。

* 昭和 57 年 11 月 11 日、第 20 回飛行機シンポジウムにて講演。昭和 58 年 9 月 9 日原稿受理 The Status of Flutter Suppression Technology Using Active Controls

** 新明和工業(株)航空機事業部 Tetsutaro KATAYAMA

第1表 ACT によるフラッタ対策試験研究の要約

対象	機名	時期	内容	実施機関	試験マッハ数	フラッタ振動数	制御システム			解析理論	試験結果		試験場所
							センサー	計算機	制御舵面		空力制御	U_{F+} / U_{F+} 注1)	
主翼フラッタ	SST	1974*	風試 1/17 半	NASA/ボーイング社	0.6~0.9	12 Hz	加速度計	アナログ	エルロン or (エルロン and 前縁舵面)	DL AE		>1.14	NASA TDT注6)
	B-52	1973	飛試	AFFDL/ボーイング社	0.75	2.4	"	"	外エルロン and 外フラップペロン	DL RL		U_{F+} +12 kt でダンピング増大	カンサス州上空
		1974*	風試 1/30 全	NASA, AFFDL/ボーイング社		13	"	"	"	DL RL		"	NASA TDT
		1980*	風試 1/30 全	NASA/ボーイング社		20	"	"	ディジタル 外エルロン	DL RL		1.30	"
	干渉翼	1974	風試 半	米空軍/テキサス大学	0.1	7	"	アナログ	エルロン or 水平尾翼	DL		1.40	テキサス大学の風洞
	L-1011	1979*	飛試	NASA/ロッキード社	0.91	2.7	"	"	エルロン or 水平尾翼			V_0 でダンピングの増加 118%	米国上空
	DC-10 改	1981*	風試 1/25 半	NASA/ダグラス社	0.14	12	"	"	外エルロン	DL AE OC		1.40	ダグラス社の風洞
	DAST ARW-1 (無人機)	1980*	風試約 1/1 半	NASA	0.6 ~ 0.95	8~10	"	"	エルロン	DL AE OC		>1.20	NASA TDT
		1980	飛試	NASA	0.65~0.95	15	"	"	"	DL		≒1 (墜落)	米国上空
	2次元翼	1980*	風試	東京大学	0.04	3.6	ポテンシ ョ・メータ	"	後縁舵面	2次元		>2.20	東京大学の風洞
尾翼フラッタ Wing/Store フラッタ	戦闘機	1975*	風試 全	西独国防省/MBB 社		17	加速度計	"	ラダー			ダンピング増大	スイス連邦の風洞
	G91/T3	1977	飛試	西独国防省/MBB 社		11~14	"	"	Store 前縁の小翼			U_{F+} -30 kt でダンピング増大	西独上空
	F-4	1980	飛試	西独国防省 AFFDL/MBB 社	630 kt 高度不明	5	"	"	エルロン	DL OC		U_{F+} +35 kt でダンピング増大	"
	F-16	1979	風試 1/4 全	ゼネラル・ダイナミックス社	0.6~1.1	8.6	"	"	フラップペロン	DL KF		1.41	NASA TDT
	Y F-17	1979	風試 1/3.3 半	AFWAL注7), AFFDL/ノースロップ社ら	0.6~0.95	6.3	"	"	エルロン and/or 前縁舵面	注 5)		1.52	"
	矩形翼	1977*	風試 半	仏 ONERA	0.2	12	"	"	エルロン			>1.15	"

注 1) U_{F+} : システム・オンでのフラッタ速度, U_{F+} : システム・オフでのフラッタ速度. 2) <時期>欄の*印は, 文献の日付.

3) <内容>欄 風試: 風洞試験, 飛試: 飛行試験, 半: 半幅模型, 全: 全幅模型.

4) <解析理論>欄は, 試験報告書に記載の解析で用いている理論を示す. DL: Doublet Lattice 法, LS(F-4): Laschka の亜音速揚力面理論, KF(F-16): 超音速の Kernel Function 法, AE: 空力エネルギー法, RL: ルート・ローカス法, NY: ナイキスト法, OC: Linear Optimal Control Theory.

5) ノースロップ社: 最初 RL, 後で NY, BAE 社: OC, MBB 社: OC, そして高次モードの影響を NY で修正.

6) TDT: Transonic Dynamic Tunnel. 7) AFWAL: Air Force Wright Aeronautical Laboratory

算機を使用する制御は、信頼性確保や制御則の組み込みの容易さ等の点でアナログの制御にくらべて有利であるが、フラッタという高い振動数の現象を制御するとき計算時間の問題が生じる。この試験では、わざわざフラッタが 20 Hz の高い振動数で急激に発生するような重量分布を設定している。それでも試験の結果、フラッタ速度を約 30% 上昇することに成功した。なお使用した計算機は、16 ビット、平均命令実行時間 4 μ s のもので、サンプリング周波数は、入力信号の予想される最大周波数の 2 倍の 250 Hz であった。

2.1.2 L-1011 飛行試験 NASA の省エネルギー民間輸送機の開発を目的とする ACEE 計画 (Aircraft Energy Efficiency Program) のなかの EET 計画 (Energy Efficient Transport Program) で行ったものである⁶⁾。EET 計画では、Advanced Aerodynamics と ACT の組合せについて研究している。これは、省エネルギーを目的とする Advanced Aerodynamics により、新型機には超臨界翼型・高アスペクト比・小後退角の主翼を採用したときに、また現用機には主翼に翼端延長またはウイングレット装備等の改造をほどこしたときに、生じる荷重増加やフラッタ速度の低下の問題を、ACT で解決しようとするものである。

この L-1011 の場合も省エネルギーのために翼端を 4.5 ft ずつ伸ばすとき (これにより燃費は 3% 改善されるという)、荷重増加の問題のほかに、フラッタの問題が生じる。すなわち、この際、エンジン/ナセルのピッチ・モードと翼の曲げモードが連成して、主翼燃料小のときは設計ダイブ速度 V_D 以下のある速度範囲でダンピングが悪くなったり (この現象を hump mode という)、主翼燃料大のときはフラッタ速度が FAR 25

で要求される 1.2 V_D を切るようになるのである。

これを FMA によって解決することの可能性を調べるために、原型機に 3 種の FMA の候補のシステムは搭載して飛行試験を行った。試験は V_D 以下の速度で行ったが、主翼翼端の加速度で外側補助翼を操舵するシステム (第 1 図) がいちばん成績がよく、これを使った場合に十分なダンピングの増加を認めた—これはフラッタ速度の上昇にもつながる。

1979 年 12 月から翼端延長をした L-1011 が就航しているが、これには補助翼操舵による MLC (Maneuver Load Control) と EMS (Elastic Mode Suppression) が採用されていると報ぜられている。この EMS には FMA の機能が付加されている様子であり、ACT によるフラッタ対策の実用化した唯一の例となっているようである。

2.1.3 DC-10 改 風洞試験 これも ACEE-EET 計画で行ったものである⁶⁻⁸⁾。省エネルギーのため DC-10 の翼端を 7 ft ずつ伸ばした場合、L-1011 と同様、主翼燃料小のとき V_D 以下でダンピングが悪くなり、また、主翼燃料大のときフラッタ速度が 1.2 V_D 以下になるのを、FMA のシステムにより改良しようとしたのである。

FMA の風洞試験は 2 回実施しているが、2 回目の風洞試験でフラッタ速度の上昇約 40% を実証した⁷⁾。1 回目の試験⁶⁾ では、センサーが捨ったフラッタ・モードと関係のない第 3 次振動を制御系が増幅し不安定化するため十分な速度上昇が得られなかったのであるが、2 回目の試験⁷⁾ では、センサーを第 3 次振動の節線に移動してこれを改良したのである。また、模型の上流に旗を置いて気流の乱れがある場合の試験も行っ

第 1 図 L-1011 Flutter Margin Augmentation システムの制御舵面とセンサー位置⁶⁾

第2図 DAST ARW-1 Flutter Suppression システムの制御舵面とセンサー位置¹⁰⁾

たが、この結果、この FMA のシステムは GLA (Gust Load Alleviation) にも有効で、これにより突風荷重が約 25% 減小することがわかった⁹⁾。

2.1.4 DAST ARW-1 飛行試験 NASA は、DAST 計画により ARW-1 (第1番目の Aeroelastic Research Wing) を無人機 Firebee II に付けて AFS の飛行試験を実施した⁹⁻¹¹⁾ (第2図, 第3図)。DAST (Drones for Aerodynamic and Structural Testing) 計画の目的は、無人機を使用して遷音速での、(a) 空力弾性現象の制御を目的とする ACT システムの設計・解析法の検証、(b) 空力荷重推定法の検証、を行うことである。無人機を使用するのは、遷音速の風洞試験には風洞壁とか模型支持部との干渉の問題や気流の乱れの問題等があり、また実機飛行試験には乗員の安全の問題や費用の問題等があるからである⁹⁾。

ARW-1 の形状はマッハ数 0.98 で設計された超臨界翼型、アスペクト比 6.8, 1/2 弦長点の後退角 40° で従来型輸送機用のものであり、また Firebee II の飛行包囲線の中でフラッタが発生するようにその torsion box に GFRP を採用し、その繊維を振り剛性が低くなるような方向 (桁に対して 0° と 90°) に向けて接着していた⁹⁾。

ARW-1 による AFS の試験は、第4回の飛行で

高度 10,000 ft, マッハ数 0.98 (もとのフラッタ速度の 1.2 倍) を実証する予定であったが、第3回の飛行のとき高度 15,000 ft, マッハ数 0.83 (もとのフラッタ速度を越えたあたり) で予期せぬフラッタが発生して墜落してしまった。この原因は、飛行の前にそれまでの試験結果を取り入れて制御則の手直しをやった際に、誤ってゲインを 1/2 にしてしまったためであった。また、この ARW-1 の翼端には、フラッタ速度を低下するための錘りが積んであり、フラッタが発生すると自動的にこれを放出しフラッタを制止するようになっていたが、あまりにもフラッタの成長が急激であったために、放出しても振動は止まらず右翼がもぎとられてしまった。このときすでに補助翼の動きが限度にきており、AFS の機能が飽和していたためである¹⁰⁾。しかし人的被害はなかったので、この失敗は、安全性の面で無人機による試験の有用性を逆に強調することになった。ARW-1 は、その後再び作られて、1981 年暮から試験を再開したはずである¹¹⁾。

NASA はさらに、前述の ACEE-EET 計画で無人機による ARW-2, ARW-3 の試験を計画している¹¹⁾。ARW-2 は、マッハ数 0.8 で設計された超臨界翼型、アスペクト比 10.3, 1/2 弦長点の後退角 25° の形のもので、空力・構造・ACT を総合して設計されるものである。その試験は 1982 年暮から初まる予定で、このとき AFS, MLC, GLA, RSS (Relaxed Static Stability) が同時に働く場合の評価を行うとのことである。ARW-2 はまだ計画検討の段階であるが、現在のところ有力な案は、さらに高アスペクト比 (~ 12) の翼に模擬のナセルを付けた形状で、複合材料による空力弾性テーラリングと ACT の組合せによる荷重・剛性制御を行い、また非定常空気圧力の計測にも力を入れるものとすることである。

2.1.5 2次元翼, 風洞試験 基礎的な問題である

第3図 DAST ARW-1 Flutter Suppression システムの制御ブロック・ダイアグラム¹¹⁾

2次元翼の曲げ振りフラッタを後縁舵面を操舵して制止する場合について、種々な制御則を使用して試験を行い、フラッタ速度をもとのフラッタ速度の2.2倍にまで上昇することに成功した¹²⁾。この2.2倍の数値は、他の3次元翼の試験では得られていない高いものである。

2.2 wing/store フラッタへの対策 戦闘機はその運用の過程で種々な搭載物を種々な組合せで主翼に積むことになるので、これら搭載物のおもに重量の影響のため、当初決めた運用速度内で wing/store フラッタが発生することが多い。この対策として、従来からの構造の剛性やマスバランシングに頼る方法だけでは困難であり、ACT による方法が現在盛んに研究されている。

2.2.1 F-4 飛行試験 1980年、西独国防省・AFFDL (Air Force Flight Dynamic Laboratory)・MBB 社は、西独空軍の F-4F を使用して wing/store フラッタの AFS の飛行試験を実施した¹³⁾。F-4 の wing/store フラッタの AFS については、1970年代の前半 AFFDL とマクダネル社が feasibility study を行い、この手法は有望であるとの結論を得ていた^{2,3)}。西独で試験が行われたのは、すでに西独空軍で対策をしない場合の wing/store フラッタ飛行試験が行われていたので、試験器材を搭載した機体があったためである。MBB 社が、AFS システムの設計と機体への組込みとを担当した。これは、既存のエロンの系統をアクチュエータを改造して使用するものであった (第4図、第5図)。

飛行試験の結果、もとのフラッタ速度より約 35 kt 高い速度で飛行し、この状態でダンピングが十分あることを実証した。試験は主翼に 1,500 kg×2 の搭載物を積んだ状態で行われたが、このとき発生するフラッタは、〈主翼の1次曲げ〉と〈主翼1次振りプラス搭載物ピッチ〉との二つのモードの連成で発生する振

第4図 F-4F Flutter Suppression システムの FSS ボックス、飛行試験装置 (FTI)、制御舵面およびセンサー配置図¹⁴⁾

第5図 F-4F Flutter Suppression システムの制御ブロック・ダイアグラム¹⁵⁾

動数が約 5 Hz のもので、その振舞は mild なものであった。1973年の B-52 CCV の AFS 飛行試験での実績はもとのフラッタ速度より 12 kt 高い速度での飛行であるから^{2,3)}、この F-4 での実績はもとの速度をこえて有人飛行した速度の大きさの点で世界記録となっている。

この試験の過程で、搭載物を吊すパイロンの剛性の、フラッタ速度に対する影響の大であることがわかった。パイロンの部分に backlash や非線形バネがあるので、その締めつけ具合でフラッタ速度が変わるし、フラッタが発生してもリミット・サイクルの振動となり、この振幅が速度とともに変わるのである。試験は、この部分をおる程度締めつけて行った模様である。なお NASA は、Decoupler Pylon 方式と呼ばれる wing/store フラッタ対策を研究している¹⁴⁾。これは、パイロンに特別に工夫した弱いバネを付け翼と搭載物の間を振動絶縁することにより、AFS を使わずにフラッタ速度を上げようとするものである。

2.2.2 F-16 風洞試験 F-16 の 1/4 全備飛行フラッタ模型を改造して、フラッパーロンを使用する AFS のシステムで行ったものである^{15,16)}。数種の搭載状態で試験を実施したが、そのうち振動数約 8.6 Hz の非対称フラッタの発生する場合について、フラッタ動圧を2倍に増加することに成功した。

この試験は 1981 年末まで継続して、(a)操舵の飽和の問題と subcritical 速度での AFS システムの GLA への効果とを検討するために風洞の気流に乱れを与えた場合、(b)搭載状態を変えてフラッタ・モードを変化させた場合、(c)片翼の AFS システムが故障した場合、等の調査を行った模様である^{16,17)}。

2.2.3 YF-17 風洞試験 1979年、米空軍との契約により、ノースロップ社は AFS の風洞試験を実施した^{16,18)}。この試験は 1976 年から続いているもので

第6図 YF-17 Flutter Suppression 風洞模型¹⁵⁾

模型は 30% の半幅のもとであるが、それには AFS の制御のための前縁舵面と後縁舵面が備えてあり、またフラッタが急激に発生するような搭載状態が設定されていた (第6図)。この試験には、米空軍の招きにより、ノースロップ社の他に、西独 MBB 社、仏 ONERA、英 BAE 社も参加して、おのおのが設計した制御則の効果を検討した。これらの制御則は、30% のフラッタ速度の上昇を目標に設計されたものであった。

マッハ数 0.8 での試験の結果は次のようなものであった。速度上昇 30% の目標を達成したものは、〈前縁作動〉の制御則 (ノースロップ社と BAE 社のもの、速度上昇は各 52%) と〈前縁プラス後縁作動〉の制御則 (ノースロップ社のもの、40%) との場合であった。〈後縁作動〉の制御則の場合は、目標を達成しなかった (MBB 社のもの、22%; ノースロップ社のもの、16%)。これはフラッタ・モードの減衰はよかったが曲げモードが速度の上昇とともに不安定になるためであって、その後の解析検討の結果、制御則を改善して目標を達成する見通しを得たとのことである。

その後この模型で、1981 年末にデジタル制御による試験、また 1982 年中頃に搭載物が飛行中に变化する場合のデジタル適応制御の試験を行った模様である¹⁶⁾。

2.2.4 戦闘機飛行試験 AFFDL は、advanced fighter による二つの AFS 飛行試験を計画しているとのことである¹⁹⁾。一つは、1980 年代の中頃に NASA と共同で行うもので、このとき、手動で調節可能な制御システムを使用して搭載状態を変えた場合、突風や turbulence を受けた場合、maneuver 中の場合等について検討を行う。また、この際、Decoupler Pylon 方式の評価も行う。そしてもう一つは、1980 年代の後半に行うもので、この際の制御は搭載物の変化に対して完全自動のデジタル適応制御のものである。

3. 理論解析研究の状況

3.1 操舵の効果を含む非定常空気力計算理論 通常、亜音速から超音速の飛行領域でのフラッタ対策が問題となる。これは、省エネルギー等の見地から亜音速の航空機が多いためと、この飛行領域でフラッタ速度が低下する現象があるためである。そして、この領域でのフラッタ速度を推定するに際し、風洞試験による方法は、超音速に近づくと、風洞壁の干渉・レイノルズ数の差・気流の乱れ等のために精度が落ちるし、また一般に費用がかかる欠点がある。このため、解析による方法が重要視され、非定常空気力の計算理論が注目されている。

3.1.1 亜音速の理論 第2表は、亜音速での計算理論の開発状況を示したものである。現在、特異点法に属す Loading Function 法と Doublet Lattice 法により 3次元の場合も計算可能であり、これらによる計算結果は大略実験値と一致するようである²⁰⁾。しかし、それぞれにまだ改良の余地が残っており、日本でもいろいろ研究されている。PANEL 法によれば、翼厚の影響も入れられるが、非定常の場合の解析は最近出だしたばかりである²⁰⁾。

3.1.2 超音速の理論 超音速の計算理論の開発には、亜音速の場合に比べて種々の障害がある。これは、方程式が非線形であること、亜音速と超音速の領域が混在すること、衝撃波が存在してその前後で圧

第2表 亜音速空気力計算理論の開発状況²⁰⁾

Type of Method	Steady		Unsteady	
	2D	3D	2D	3D
—Conformal Mapping	●		●	
—Singularity Methods				
—Loading Function	●	●	●	●
—Discrete Loading				
—Vortex/Doublet Lattice	●	●	●	●
—Panel	●	●	●	●

●Available, ○Under Development

第3表 超音速空気力計算理論の開発状況²⁰⁾

Type of Method	Steady		Unsteady	
	2D	3D	2D	3D
—Hodograph	●			
—Local Linearization	●	●	●	○
—Integral Equation	●	●	●	
—Finite Difference				
—Relaxation	●	●	●	○
—Time Marching	●		●	○
—Finite Element	●		●	
—Finite Volume	●	●	●	○

●Available, ○Under Development

力・密度等が急変すること等のためである²⁰⁾。非粘性流れの場合について多くの方法が研究されてきたが、その代表的なものを第3表に示す。現在、有限差分法が最も有力な方法と目されている。しかし、この方法についても、3次元の場合は開発中であり、2次元の場合についても高い無次元振動数 ($k \approx 0.5$) まで計算できるようになったのはごく最近である²¹⁾。

遷音速のフラッタ風洞試験の結果から、遷音速に近づくとフラッタ速度の落ち込む現象—transonic dip—があることが知られている¹⁷⁾。亜音速の計算理論 (たとえば Doublet Lattice 法) による空気力を使ったラッタ計算結果にも遷音速に近づくとフラッタ速度の低下が見られるが、それより激しく低下するのである。この dip の原因は、翼面上に衝撃波が存在し、その変動に翼の動きに対する大きな位相遅れがあることであるといわれる²¹⁾。亜音速の薄翼理論にもとづく計算理論では、この transonic dip を推定できないのは当然である。

これらの空気力計算理論の、FMC 制御システムの設計にあたっての実際での使われ方を、第1表の〈解析理論—空力〉欄に示す。試験マッハ数の大きさから考えてその解析には遷音速の空気力を使わねばならないケースが多いが、これを使っているものは皆無であり、ほとんどが Doublet Lattice 法を使用している。これは先に述べたように制御系の解析にすぐ使える遷音速3次元の計算理論がなかったからであり、この計算理論あるいは簡略計算法の開発が促進され定式化される必要がある。

遷音速3次元の計算理論で、最近開発されたものがある。たとえば最近、航技研が開発した USTF3 は、一般3次元翼の場合が計算でき、実験との一致もよいようである²²⁾。また、ボーイング社が開発した XTRAN3S も一般3次元の場合が計算可能のようである¹⁷⁾。しかし、計算内容が複雑であるため、これら (とくに後者) は、いまのところまだ計算時間がかなり長くなるようである (近年、計算機の演算速度の向上の速さは著しいので、間もなくこの問題も解決されるのかもしれない)。

3.2 非定常空気力のラプラス変数による表現 制御則の設計のために、近代制御理論とかルート・ローカル法等により空力弾性系の時間領域の解析をするためには、上記の空力計算理論により離散的な振動数で計算された周波数領域での空気力を、ラプラス変数 s について有理式 (多項式の商) に近似しなければならない。この近似の方法として、Padé Approximant, ROGER's Approximation, Matrix Padé Approximant, Minimum State Method 等がある²³⁾。いまま

での試験研究の例では ROGER's Approximation がよく使われている。最近、日本でもこの分野の研究が^{24, 25)}行われている。

3.3 制御理論 ACT によるフラッタ対策の制御則の設計・解析に使われる制御理論について述べる。

3.3.1 これまでに使われた制御理論 これまで行われた飛行試験および風洞試験で使用された制御理論は、主として、(a)古典制御理論に属するナイキスト法^{15, 19)}、ルート・ローカス法^{4, 26)}、ゼロ・ローカス法^{4, 26)}、(b)Relax された空力エネルギー法^{26, 28-30)}、(c)近代制御理論に属する Linear Optimal Control Theory^{27, 28)} (最適レギュレータ理論)、である。

このうち、空力エネルギー法は、FMC および GLA だけに使用する特殊なものである。簡単に説明する。空力エネルギー法は、「翼が気流に対して行う仕事 (空力エネルギー) が正になるように操舵すれば、フラッタを制止できる」との仮定にもとづき2次元翼の場合について求めた制御則を基準にして、一般3次元の場合の制御則を設計する理論である。2次元翼の場合の制御則を定める際に使用する条件として、当初の空力エネルギー法では〈空力エネルギーが正になる十分条件〉を使用していたが、これでは可能な制御則も除外してしまうため、現在の relax された空力エネルギー法では〈この十分条件を緩和した条件〉を使用している。この2次元翼の場合の制御則は文献 29) に記されているが、これにはいくつかの free parameter が含まれており、一般3次元の場合の制御則は、この free parameter を突風中での操舵量が最小になるように最適化³⁰⁾することにより求めることができる。

これらの理論の実際での使われ方を、第1表の〈解析理論—制御〉欄に示した。これらのどれもがよく使われていることがわかる。「最近近代制御理論ばかり」とはかぎらないのである。古典制御理論にも捨てがたい長所があり、近代制御理論も万能ではないといわれる。また空力エネルギー法は、簡便さのためによく使われるが、他の理論のチェックのために使用されることも多い。設計者が、その場その場で理論の特徴に従い、これを使い分けけているのである。

3.3.2 これから使われる制御理論 現在研究中、あるいはこれから試験に使われる予定といわれる制御理論に、近代制御理論に属する下記の(ア)～(ウ)がある。

(ア) modified LQG Theory³¹⁻³³⁾: これは、最適フィルターを使用するために生じる制御パラメータの変化に対する敏感さを改善するために、アクチュエータの入力信号に仮想の雑音を混入して制御則を設計し、さらに搭載用の小型計算機への組込み容易にする

第7図 Modified LQG Theory と Reduced Order Optimal Control Design の比較³¹⁾
(図中の NLP は、Non-Linear Programming の略)

第8図 Least Squared Discriminator Concept と Maximum Likelihood Estimator Concept
による適応制御ブロック・ダイアグラム³¹⁾

ために、こうして作られた制御則の次数を truncation, residualization³²⁾, frequency response matching³³⁾等の手法により縮小するものである。

(イ) Reduced Order Optimal Control Design^{31,34)}: これは(ア)と大略同じであるが、ただ先に制御則の次数を下げてから評価関数を最小にする最適化を行う点で異なる。両者の比較を第7図に示す。

(ウ) 適応制御理論: 今回の YF-17 の wing/store フラッタの AFS 風洞試験では、3種の適応制御の方式が検討されている。これらは、(a) Least Squared Discriminator Concept, (b) Maximum Likelihood Estimator Concept, (c) Self-tuning Regulator Concept, と呼ばれるものである^{19,35)}。(a)と(b)を使ったものの概要を第8図に示す。内容の詳細は不明だが、これらにより試験中に翼の搭載状態が変化するときも、自動的にフラッタ対策が行えるとのことである³⁶⁾。

る³⁶⁾。

将来、この適応制御理論が発達すれば、この ACT によるフラッタ対策の実現は大いに促進される。このときは、種々のデータが飛行中に変化する場合でも補償できるのでシステムの性能と飛行の安全性は確保されるし、これらのデータの設計時の誤差も補償できるので設計が非常に楽になるのである³⁵⁾。

4. 信頼性について

第4表は、種々の ACT 適用場合について、そのシステムが故障したときの criticality の程度に応じて、システムに必要な冗長度の目安を故障対応能力で示したものである³⁷⁾。現在の技術レベルでは、FAR 25 の信頼性要求を満たすためには、最小限これだけは必要だろうというのである。

さて、この信頼性要求が表には記されていないが、

第4表 種々の ACT による対策についての信頼性要求³⁷⁾

ACT Application	Aircraft design such that loss of function results in:	Redundancy
Relaxed Stability	Undesirable handling qualities	Fail Soft
	Unacceptable handling qualities	Fail op/Fail Soft
	Uncontrollable	Fail op/Fail op
Maneuver Load Control or Gust Load Alleviation	Dynamic and static loads less than limit loads	Fail Soft
	Dynamic and static loads less than ultimate loads	Fail op/Fail Soft
	Dynamic and static loads greater than ultimate loads	Fail op/Fail op
Flutter Mode Control	Flutter predicted above V_D/M_D	Fail Soft
	Flutter predicted above V_C/M_C	Fail op/Fail Soft
	Flutter predicted below V_C/M_C	Fail op/Fail op
Fatigue Life Improvement	Fatigue damage rate increase	Fail Soft or
		Fail op/Fail Soft
Ride Quality Control	Undesirable ride qualities	Fail Soft
	Unacceptable ride qualities	Fail op/Fail Soft

これについて FAR 25³⁸⁾ は、各 ACT 適用場合について表の上から順の criticality の軽いものから順に、故障の頻度が、probable (10^{-5} 以上), improbable ($10^{-9} \sim 10^{-5}$), extremely improbable (10^{-9} 以下), であるように設計することを要求している。() 内は故障率で、FAA (Federal Aviation Administration) の見解によるものである³⁹⁾ (単位は回/1 飛行時間)。ACT によるフラッタ対策 (FMC) によりフラッタ速度を FAR 25 で要求される $1.2V_D/M_D$ (設計ダイブ速度/設計ダイブマッハ数) 以上に上昇する場合、もとのフラッタ速度が、 V_D/M_D 以上の場合 (FMA の場合) は 10^{-5} 以上、 V_C/M_C (設計巡航速度/設計巡航マッハ数) と V_D/M_D の間にある場合は $10^{-9} \sim 10^{-5}$ 、 V_C/M_C 以下の場合 (AFS の場合) は 10^{-9} 以下、の故障率 (回/1 飛行時間) が要求されるのである。

この場合、FMC のシステムが故障したときの criticality の程度は、FMC への依存度 (FMC によるフラッタ速度の上昇分) に比例している。依存度を高くすると、故障したときの criticality は高くなるのである。これは、他の ACT 適用場合についても同じである。

以上を整理して記すと次のようになる。(a) FMC では、FMC への依存度により信頼性の要求が異なり、依存度の低いとき (FMA) は信頼性の要求は緩く、依存度の高いとき (AFS) は信頼性の要求は厳しくなる。(b) 他の ACT 適用場合、すなわち RSS, MLC, GLA についてもこの傾向は同じであり、依存度により信頼性の要求が異なり、このときの信頼性の要求値は FMC の場合と同じ値である。(c) いいかえると、FMC だけがいつも他の ACT 適用場合より高い信頼性を要求され、しかもその値が 10^{-9} 以下 (回/1 飛行時間) というわけではない。

信頼性を上げるために、ディジタルのシステムの採用は必須であるといわれる。システムに冗長度をもた

せたり自己故障検出機能をもたせようとした場合に、アナログのシステムでは非常にやりにくいのである。ACEE 計画のなかで NASA は、flight-critical な場合に使用するための、高い信頼性をもつ搭載用ディジタル計算機とデータ搬送システムの研究を行っている。これは、fault-tolerant-computer 方式のものであるが、種々の active control の機能をもたせかつ 10^{-9} 以下の故障率 (回/1 飛行時間) の高信頼性をもった計算システムが、小数の modular unit、または小数の modular unit とミニコンの組合せ、を使用して実現できそうだということである⁴⁰⁾。

5. 将来の展望

ACT によるフラッタ対策を実現する際の問題点—飛行の安全の確保と複雑な現象の制御に関する技術上の難点—は、ディジタルシステムの採用と適応制御の導入等により、解決の方向に向かいつつあるように見える。近い将来、軍用機では、wing/store フラッタへこの対策が実用化され、この対策をした航空機は、少なくとも非常の場合、もとのフラッタ速度以上の速度で飛行するようになるであろう。そして民間機では、もとのフラッタ速度が V_C と $1.2V_D$ の間にあるようなときに、フラッタ余裕を増強するため (FMA の場合) にこの対策が盛んに使われ、かなりの省エネルギー効果を生むであろう。この場合、システムが故障しても最低限、安全が確保できる。ある民間機 (BAC 1-11) の場合、フラッタ速度を 1.2 倍に上昇するのに必要な重量増は、全て構造の剛性に頼るときは、3,000 lb、ACT によるときは 30 lb くらいということである⁴¹⁾。とくに、GLA, MLC 等の荷重制御を行い主翼の軽量化を図った場合、この主翼は剛性不足となる場合が多いので、これらの荷重制御と組み合わせられて FMA が使われる機会が増えよう。

また、この ACT によるフラッタ対策は、航空機

が製造された後でフラッタ速度が低いとわかったときに、応急的に使用するのにも適している。この場合、機体構造の改造による対策は、費用・納期等の面への影響が大きく、航空機全体のバランスをくずすおそれもある。たとえば、主翼フラッタに対するエンジン位置の影響は微妙であり、わずかな位置のずれでフラッタ速度が大きく変わる。製造後フラッタ速度が低いと判明して、エンジン位置を変えたり、ナセルに dead weight を積んで飛んでいる航空機の例もある⁴⁾。今後このような場合は、ACT による対策を適用して問題を解決できよう。

将来 ACT によるフラッタ対策を適用する可能性のある、フラッタの発生しやすい翼を、思いつくままに記してみると、(a)省エネのための、ACEE-EET タイプの高アスペクト・小後退角の翼、(b)大きな搭載物やエンジンをもつ翼、(c)翼の搭載状態の大きく変化する軍用機の翼、(d)剛性の不足しやすい将来の超大型機の翼、(e) SST 等のフラッタ問題の複雑な低アスペクト比の翼、(f)尾翼との干渉フラッタの発生する可変後退翼機の主翼、等である。

6. 今後の課題

この ACT によるフラッタ対策の技術を発展させるためには、今後下記の項目についての研究開発を促進する必要があると考える。ただし、3)~5)項は、とくにわが国での課題である。

- 1) 操舵の効果を含む遷音速非定常3次元空気の計算理論とか簡略計算法の開発。
- 2) センサーおよび舵面の位置選定法、適応制御をするシステムの設計法、等についての制御理論の研究。
- 3) 風洞試験用ミニアクチュエータの開発。
- 4) 理論の実証のための風洞試験の実施。
- 5) 制御システムの信頼性向上のための研究。たとえば、高信頼度デジタル・システムの研究。

7. おわりに

本稿は、昭和56年度に日本航空宇宙工業会からの委託により実施した航空宇宙工業振興に関する調査「ACT 技術によるフラッタ対策の技術研究²⁾」にもとづくものである。ここに、本誌での掲載を許可された日本航空宇宙工業会に感謝の意を表します。また、いろいろ指導をいただいた航空宇宙技術研究所の方々、および関係者の方々に、厚く感謝の意を表します。

参考文献

- 1) 片山鉄太郎、竹田繁一、山根正志、村田幸司：ACT によるフラッタ対策、第20回飛行機シンポジウム講演集 (1982.11), pp. 202-205.
- 2) 日本航空宇宙工業会：ACT 技術によるフラッタ対策の技術研究、航空宇宙工業振興に関する調査, No. 45 (1982.2).
- 3) 堀川英嗣：アクティブ・フラッタ・サプレッションの現状と動向、日本航空宇宙学会誌, 第27巻, 第302号 (1979.3), pp. 11-18.
- 4) MATTHEW, J. R.: Developing, Mechanizing and Testing of a Digital Active Flutter Suppression System for a Modified B-52 Wind-Tunnel Model, NASA CR-159155 (1980.3).
- 5) O'CONNELL, R. F. and MESSINA, A. F.: Development of an Active Flutter Margin Augmentation System for a Commercial Transport, J. Guidance and Control, Vol. 3, No. 4 (1980.7-8), pp. 352-360.
- 6) WINTHER, B. A., SHIRLEY, W. A. and HEIMBAUGH, R. M.: Wind-Tunnel Investigation of Active Controls Technology Applied to DC-10 Derivative, J. Guidance and Control, Vol. 4, No. 5 (1981.9-10), pp. 536-542.
- 7) ABEL, I. and NEWSOM, J. R.: Wind-Tunnel Evaluation of NASA Developed Control Laws for Flutter Suppression on a DC-10 Derivative Wing, AIAA Paper 81-0639 (1981.4).
- 8) PERRY, B. III: Qualitative Comparison of Calculated Turbulence Responses with Wind-Tunnel Measurements for a DC-10 Derivative Wing with an Active Control System, AIAA Paper 81-0567 (1981.4).
- 9) MURROW, H. N. and ECKSTROM, C. V.: Drones for Aerodynamic and Structural Testing (DAST)—A Status Report, J. Aircraft, Vol. 16, No. 8 (1979.8), pp. 521-526.
- 10) EDWARDS, J. W.: Flight Test Results of an Active Flutter Suppression System, AIAA Paper 81-0655 (1981.4); J. Aircraft, Vol. 20, No. 3 (1983.3); pp. 267-274.
- 11) MURROW, H. N.: Status and Future Plans of the Drones for Aerodynamic and Structural Testing (DAST) Program, Advanced Aerodynamics and Active Controls—Selected NASA Research, NASA CP-2172 (1980.10), pp. 21-36.
- 12) 李 成一、紀平正和、小林繁夫：2次元翼のアクティブ・フラッタ・サプレッション (第2報) 風洞試験、日本航空宇宙学会誌, 第28巻, 第317号 (1980.6), pp. 286-293.
- 13) SENSBURG, O., Höltinger, H., NOLL, T. E. and HUTTSELL, L. J.: Active Flutter Suppression on an F-4 F Aircraft, J. Aircraft, Vol. 19, No. 5 (1982.5), pp. 354-358.
- 14) REED, W. H. III, FOUGHNER, T., Jr. and RUNYAN, H. L., Jr.: Decoupler Pylon: A Simple, Effective Wing/Store Flutter Suppression, J. Aircraft, Vol. 17, No. 3 (1980.3), pp. 206-211.
- 15) PELOUBET, R. P., Jr., HALLER, R. L. and BOLDING, R. M.: F-16 Flutter Suppression System Investigation, AIAA Paper 80-0768 (1980.5).
- 16) PALLOCK, S. J., SOTOMAYER, W. A., HUTTSELL, L. J. and COOLEY, D. E.: Evaluation of Methods for Prediction and Prevention of Wing/Store Flutter, J. Aircraft, Vol. 19, No. 6 (1982.6), pp. 492-497.
- 17) HASSIG, H. J. and WADA, B. K.: Aerospace Highlight 1982—Structural Dynamics, Astronautics & Aeronautics, Vol. 19, No. 12 (1982.12), pp. 110-117.

- 18) HWANG, C., JOHNSON, E. H., MILLS, G. R., NOLL, T. E. and FARMER, M. G.: Wind Tunnel Test of a Fighter Aircraft Wing/Store Flutter Suppression System—An International Effort, Report on a Cooperative Programme on Active Flutter Suppression, AGARD-R-689 (1980. 4).
- 19) NOLL, T. E., HURTSEL, L. J. and COOLEY, D. E.: Investigation of International Control Laws for Wing/Store Flutter Suppression, AIAA Paper 80-0764 (1980. 5).
- 20) KÖRNER, H.: Theoretical Aerodynamic Methods for Active Control Devices, Aerodynamic Characteristics of Controls, AGARD-CP-262 (1979. 5).
- 21) 磯貝紘二: 遷音速における翼のフラッタと非定常空気力学(その2), 日本航空宇宙学会誌, 第29巻, 第326号 (1981. 3), pp. 119-128.
- 22) 磯貝紘二, 末次公平: 振動する舵面を持つ3次元翼まわりの非定常遷音速ポテンシャル流れの数値計算, NAL TR-746 (1982. 12).
- 23) KARPFL, M.: Design for Active Flutter Suppression and Gust Alleviation Using State-Space Aeroelastic Modeling, J. Aircraft, Vol. 19, No. 3 (1982. 3), pp. 221-227.
- 24) 松下 洸: 空気力学伝達関数にもとづくフラッター制御系設計法, 第20回飛行機シンポジウム講演集 (1982. 11), pp. 18-21.
- 25) MIYAZAWA, Y. and WASHIZU, K.: A Finite State Aerodynamic Model for a Lifting Surface in Incompressible Flow, AIAA J., Vol. 21, No. 2 (1982. 2), pp. 163-171.
- 26) ABEL, I., PERRY, B. III and MURROW, H. N.: Two Synthesis Techniques Applied to Flutter Suppression on a Flight Research Wing, J. Guidance and Control, Vol. 1, No. 5 (1978. 9-10), pp. 340-346.
- 27) NEWSOM, J. R.: Control Law Synthesis for Active Flutter Suppression Using Optimal Control Theory, J. Guidance and Control, Vol. 2, No. 5 (1979. 9-10), pp. 388-394.
- 28) ABEL, I., NEWSOM, J. R. and DUNN, H. J.: Application of Two Synthesis Methods for Active Flutter Suppression on an Aeroelastic Wind-Tunnel Model, AIAA Paper 79-1633 (1979).
- 29) NISSIM, E.: Recent Advances in Aerodynamic Energy Concept for Flutter Suppression and Gust Alleviation Using Active Controls, NASA TN D-8519 (1977. 9).
- 30) NISSIM, E. and ABEL, I.: Development and Application of an Optimization Procedure for Flutter Suppression Using the Aerodynamic Energy Concept, NASA TP-1137 (1978. 2).
- 31) ABEL, I. and NEWSOM, J. R.: Langley Research Center Contributions in Advancing Active Control Technology, Advanced Aerodynamics and Active Controls—Selected NASA Research, NASA CP-2172 (1980. 10).
- 32) GANGSAAS, D., LY, U. and NORMAN, D. C.: Practical Gust Load Alleviation and Flutter Suppression Control Laws Based on a LQG Methodology, AIAA Paper 81-0021 (1981. 1).
- 33) MAHESH, J. K., GARRARD, W. L., STONE, C. R. and HAUSMAN, P. D.: Active Flutter Control for Flexible Vehicles, Vol. 1, Final Report, NASA CR-159160 (1979. 11).
- 34) MUKHOPADHYAY, V., Jr., NEWSOM, J. R. and ABEL, I.: Reduced-Order Optimal Feedback Control Law Synthesis for Flutter Suppression, J. Guidance, Vol. 5, No. 4 (1982. 7-8), pp. 389-395.
- 35) HARVEY, C. A., STEIN, G. and FELT, L. R.: Adaptive Control of Wing/Store Flutter—A Feasibility Study, AIAA Paper 79-0789 (1979. 4).
- 36) HWANG, C. and KESLER, D. F.: Aircraft Active Controls—New Era in Design, Astronautics & Aeronautics, Vol. 20, No. 6 (1983. 6), pp. 70-79, 85.
- 37) HART, J. E.: Active Control Technology and the Use of Multiple Control Surfaces, Advanced Control Technology and Its Potential for Future Transport, NASA TM X-3409 (1976. 8).
- 38) Federal Aviation Regulations, Part 25: Airworthiness Standards; Transport Category Airplane (1974. 6).
- 39) TREACY, J. J.: The Use of Probability Analysis in Aircraft Certification and Its Effects on Maintenance and Equipment Maintenance, AIAA Paper 77-1256 (1977. 8).
- 40) LEONARD, R. W.: Airframes and Aerodynamics, Astronautics & Aeronautics, Vol. 16, No. 7/8 (1978. 7-8), pp. 38-46.
- 41) SIMPSON, A. and HITCH, H. P. Y.: Active Control Technology, Aeronautical Journal, Vol. 81, No. 798 (1977. 6), pp. 231-246.