高アスペクト比翼のモデル修正と能動フラッタ抑止*1

Model Modification of a High-Aspect-Ratio Aeroelastic Wing and Active Flutter Suppression

藤 森 篤*2・松 下 洸*3・齊 藤 健 一*3・安 藤 泰 勝*4
Atsushi FUJIMORI, Hiroshi MATSUSHITA, Ken'ichi SAITOH and Yasukatsu ANDO

Key Words: Active Flutter Suppression, Model Uncertainty, Unsteady Aerodynamic Force, Wind Tunnel Test

Abstract: This paper presents a model modification of a high-aspect-ratio aeroelastic wing and active flutter suppression. One of uncertainties in linear models of the aeroelastic wing in the transonic region is included in the unsteady aerodynamic force which is represented by a linear function. To reduce the uncertainty, the linear model of the aeroelastic wing is modified in terms of the unsteady aerodynamic force so that the flutter pressure of the linear model coincides with the one obtained by the wind tunnel test. Using the modified linear model, controllers are then designed by H_∞ synthesis for the active flutter suppression. The control performance is evaluated by the wind tunnel test.

1. 緒 言

大型航空機の超音速化、高性能化を目指した超音速輸送機 (supersonic transport: SST) プロジェクトが、米国およびヨーロッパで進められている^{1,2)}。日本においても次世代超音速機の開発に関する調査研究を受けて、小型超音速実験機計画とその要素技術の研究が航空宇宙技術研究所を中心に行われている³⁾。SST は、重量の軽減化に伴い翼剛性が低下する傾向にある。遷音速領域では、フラッタ動圧が急激に低下する「遷音速ディップ」なる現象が知られており、上記の低剛性化は遷音速域においてフラッタ発生の危険性を高めている。それゆえ、SST の要素技術の一つとして、遷音速領域でのフラッタ回避のための能動制御が必要であると考えられている⁴⁾。高アスペクト比翼を用いた遷音速での能動フラッタ抑止 (active flutter suppression: AFS) に関する研究が、Saitoh らによって報告されている⁵⁻⁸⁾。ここでは、高アスペクト比翼の線形モデルを構成し、ロバスト制御系設計法を適用して安定化コントローラを設計し、その制御効果を線形モデルおよび風洞実験によって検証している。しかしながら、線形モデルと風洞実験での制御結果には大きなずれがあり、この原因の一つとして、制御系設計で用いた高アスペクト比翼の線形モデルに含まれているモデル化誤差が風洞実験での制御性能を劣化させていることが考えられる。フラッタ抑止をより向上するロバストなコントローラを設計するためには、このモデル化誤差をできるだけ少なくしたモデルを構

成する必要がある。

そこで本研究は、モデル化誤差の1つである非定常空気力の見積り誤差を低減するために、コントローラの設計ポイントだけでなく動圧を増加させたときの不安定領域においても風洞実験での特性値に近づけるようにモデル修正を行う方法を提案する。具体的には、不安定領域での高アスペクト比翼の線形モデルの特性が、風洞実験で得られるものと一致するようにフラッタ制御実験を介してモデル修正を行う。この修正により、フラッタ動圧よりも高い動圧で高アスペクト比翼の線形モデルがより正確に表されるので、それを用いて設計された AFS 制御系はフラッタ抑止効果を高めることが期待できる。本研究ではさらに、修正した線形モデルを用いて H_∞ 制御法により AFS コントローラを設計し、その制御性能を線形モデルおよび風洞実験により評価する。

2. 高アスペクト比翼の線形モデル

本研究で使用した高アスペクト比翼を第1図に示す。この翼は民間航空機の翼形状をスケールダウンさせたもので、翼スパン長は 1043 [mm]、翼根でのコード長が 369 [mm]、翼端では 101 [mm]、約 17 [deg] の後退角が付けられている。翼の状態を測定するセンサは、曲げや捩りを計測するために 7 カ所に歪ゲージが張られている。また、4 カ所に加速度計を取り付けている。制御舵面として、前縁舵面 δ_1 と後縁舵面 δ_2 を装備しており、翼に内蔵されている 2 つの高性能の AC サーボモータによりそれぞれ独立に駆動することができる⁹⁾。本研究では、制御舵面として後縁舵面のみを用いる。また、AFS 制御系設計では加速度計 a_2 を翼の出力として使用する。

翼の弾性変形を N 個の振動モード $\xi \in \mathcal{R}^N$ と後縁舵面 $\delta_2 \in \mathcal{R}^1$ によって表現すると、高アスペクト比翼の空力弾性方程式は

*1 平成 11 年 10 月 13 日、第 37 回飛行機シンポジウムにて発表。
平成 12 年 3 月 2 日原稿受理

*2 静岡大学工学部機械工学科

*3 航空宇宙技術研究所

*4 航空宇宙技術振興財団

*5 翼中央部の膨らみは、サーボモータを内蔵するためのスペース確保によるものである。

第1図 高アスペクト比翼

$$M\ddot{\xi}(t) + D\dot{\xi}(t) + K\xi(t) + S\ddot{\delta}_2(t) = F(q) \quad (1)$$

と表せる⁹⁾。ただし、 $M, D, K \in \mathbb{R}^{N \times N}$ は主翼部の質量行列、減衰行列および剛性行列である。 $S \in \mathbb{R}^{N \times 1}$ は制御舵面の質量行列、 $F(q) \in \mathbb{R}^N$ は翼の運動に伴う非定常空気力ベクトルで動圧 q の関数である。本研究では、低周波から4つの振動モードを考慮して線形モデルを導出する ($N=4$)。その固有振動数を第1表に示す。

高アスペクト比翼の線形モデルを得るためには、(1)式右辺の空気力 $F(q)$ を ξ や δ_2 に関して線形となるように近似しなければならない。この近似はさまざまな方法があるが、本研究はDPM (Doublet Point Method)⁹⁾ で求めた空気力を次式によって近似する。

$$F(q) = A_{2\epsilon}\ddot{\xi} + A_{2\delta}\ddot{\delta}_2 + \sqrt{q}A_{1\epsilon}\dot{\xi} + \sqrt{q}A_{1\delta}\dot{\delta}_2 + qA_{0\epsilon}\xi + qA_{0\delta}\delta_2 + r \quad (2)$$

$$\dot{r} = \Lambda r + q^{3/2}B_{0\epsilon}\xi + q^{3/2}B_{0\delta}\delta_2 \quad (3)$$

$A_{1\epsilon}, A_{1\delta}, B_{0\epsilon}, B_{0\delta}$ は空気力係数行列、 $r \in \mathbb{R}^N$ は非定常空気力の遅れを表す補助変数、 $\Lambda \in \mathbb{R}^{N \times N}$ はその時定数を集めた行列である。

舵面の駆動系のダイナミクスは次の2次系モデル

$$\ddot{\delta}_2 + 2\zeta\omega_n\dot{\delta}_2 + \omega_n^2\delta_2 = \omega_n^2\delta_c + w \quad (4)$$

で与えられる。ただし、 ω_n はモータの固有周波数、 ζ は減衰係数、 δ_c は指令舵角、 w はモータに混入する白色外乱である。モータの周波数応答の測定結果より、 $\omega_n = 314$ [rad/s]、 $\zeta = 0.7$ である。フラッタ制御の風洞実験では制御則の実行にデジタルコンピュータを用いるので、加速

第1表 高アスペクト比翼の固有振動モード

振動モード	固有振動数[Hz]
1st	13.1
2nd	35.7
3rd	44.6
4th	85.0

度計の出力に対するアンチエイリアシングフィルタのダイナミクスとA/D変換の時間遅れを考慮する必要がある。それらを1次系モデル

$$G_f(s) = \frac{\omega_f}{s + \omega_f} \quad (5)$$

$$G_d(s) = \frac{s - \omega_d}{s + \omega_d} \quad (6)$$

で与える。 $G_f(s)$ の遮断周波数 ω_f は翼模型とデジタルコンピュータを接続したときに発生する4次モード付近の振動を低減するために、 $\omega_f = 471$ [rad/s] (=75 [Hz]) とした。また $G_d(s)$ の折点周波数 ω_d は、デジタルコンピュータでのサンプリングを500 [Hz]で行うことより、その2倍の $\omega_d = 6283$ [rad/s] (=1000 [Hz]) と与えた。

(1)~(6)式をすべてまとめると、高アスペクト比翼全体の状態空間表現モデルは次の1入力1出力16次元線形パラメータ可変 (linear parameter varying: LPV) システムとなる。

$$\Sigma(q): \begin{cases} \dot{x}(t) = A(q)x(t) + B(q)u(t) + B_n w(t) \\ y(t) = C(q)x(t) + D(q)u(t) + v(t) \end{cases} \quad (7)$$

$$x(t) \triangleq [\xi^T \ \delta^T \ \dot{\xi}^T \ \dot{\delta}^T \ r^T \ \eta^T]^T \in \mathbb{R}^{16},$$

$$u(t) \triangleq \delta_c(t) \in \mathbb{R}^1, \quad y(t) \triangleq a_2(t) \in \mathbb{R}^1$$

$v(t)$ は加速度計に混入する白色ノイズ、 $\eta \in \mathbb{R}^2$ は $G_f(s)$ と $G_d(s)$ を状態空間表現した際の状態変数である。より詳細な状態空間表現モデル導出の説明は文献10)を参照されたい。

3. 線形モデルの修正

本節では、前節で求めた高アスペクト比翼のLPVシステム(7)式のモデル修正について述べる。まず、本研究で着目しているモデル化誤差の要因である非定常空気力表現に対して修正係数を導入し、次にLPVシステムが風洞実験での翼特性と合うようにその修正係数を決定する風洞実験について述べる。

3.1 空気力の修正係数 以前に行われたSaitohらのAFS制御システム設計⁵⁻⁸⁾では、(2)式の空気力係数行列が一定であるとした非定常空気力を用いて(7)式を扱っていた。しかしながら、(2)、(3)式はDPMにより求めた空気力を ξ 、 δ_2 やその微分に関して線形近似した表現であり、さらにDPM自体が亜音速域の空気力の計算方法であるため、遷音速域での空気力を正確に表現しているとはいえない。そこで本研究では、(2)、(3)式の空気力表現に誤差があることを考慮して、遷音速域でDPMより求めた(2)、(3)式の空気力係数行列を次式のように修正することを提案する。

$$\tilde{A}_{ie} = A_{ie} r_f(q), \quad \tilde{A}_{is} = A_{is} r_f(q) r_s(q) \quad (8)$$

$$(i=0, 1, 2)$$

$$\tilde{B}_{0e} = B_{0e} r_f(q), \quad \tilde{B}_{0s} = B_{0s} r_f(q) r_s(q) \quad (9)$$

$r_f(q)$, $r_s(q)$ は翼全体および舵面に対する修正係数で、動圧 q に依存する。このとき、LPV システム(7)式の安定限界が風洞実験での安定限界、すなわち、実際にフラッタが発生するときの動圧と一致するように修正係数 $r_f(q)$, $r_s(q)$ を決定する。本研究では、次の3種類の係数決定法を検討する。

Case-a: 主翼部の空気力係数は一定値、舵面部の空気力係数が動圧 q に依存。

$$r_f(q) = r_{f0} (= \text{const}), \quad r_s(q) = \text{varying} \quad (10)$$

Case-b: 空気力係数全体が動圧 q に依存。

$$r_f(q) = \text{varying}, \quad r_s(q) = 1 \quad (11)$$

Case-c: 主翼部の空気力係数が動圧 q に依存、舵面部は一定。

$$r_f(q) = \text{varying}, \quad r_s(q) = \frac{r_{f0}}{r_f(q)} \quad (12)$$

これらのうちで、修正係数の特性が動圧に関して一律の特性となっているケースをモデル修正に採用する。

3.2 修正係数の決定方法 前節で述べた修正係数 $r_f(q)$, $r_s(q)$ を風洞実験により求めるための手順は以下の通りである。

Step 1: 適当な設計点 $q = q_d$ を選択してコントローラ $K(s)$ を設計する。

Step 2: $K(s)$ を用いてフラッタ制御風洞実験を行い、制御時のフラッタ動圧を計測する。このとき、コントローラはその出力ゲインを変化させて制御実験を行う。出力ゲインを K_c とすると、 $K_c K(s)$ を風洞実験用コントローラとして扱う。本研究では、

$$K_c = 0.25, 0.50, 0.75, 1.00 \quad (13)$$

の4種類のゲインを用いた。

Step 3: LPV システム(7)式に $K_c K(s)$ を用いて構成した閉ループ系の安定限界が、風洞実験でのフラッタ動圧と一致するように修正係数 $r_f(q)$, $r_s(q)$ を決定する。(7)式は $r_f(q)$ の増加または $r_s(q)$ の減少により閉ループ系が不安定側に遷移するので、適当な初期値を設定して安定限界となる修正係数を実験で得られたフラッタ動圧に対して探索する。

これらのプロセスを複数のコントローラで評価し、コントローラに依存しない修正係数決定法をモデル修正に採用する。このときのコントローラ設計は、修正前のプラントモデルを用いて H_∞ 制御法のロバスト安定化問題(4.1節参照)を適用した。そこでは、 H_∞ ノルムの上限 γ および周波数依存重みのパラメータを変えて4種類のコントローラ($K_1, \dots, K_4$)を設計した。

3.3 風洞実験と修正係数 風洞実験は、航空宇宙技術研究所の遷音速風洞で行った。翼を風洞内部の天井から吊り下げて取り付けた(上流から下流を見た)状態の遷音速風洞の写真を第2図に示す。第3図に計測制御システムの概略を示す。翼模型に取り付けた加速度計の出力をアンチ

第2図 遷音速風洞と高アスペクト比翼

第3図 フラッタ制御実験計測制御システム

エリアッシングフィルタとA/D変換器を介してデジタルコンピュータに取り込み、後縁舵面の制御入力 $u(t) = \delta_c(t)$ が $K_c K(s)$ を Tustin 変換により離散化した制御則に基づき計算する。それをD/A変換器を介してアクチュエータユニット制御ボックスに入力して後縁舵面を駆動する。これら一連の信号の入出力は500 [Hz]のサンプリング周波数で行った。なお、加速度計や後縁舵面の舵角、翼根付近の歪 ε_{B1} をデータレコーダに記録するとともに、ペンレコーダ (Strip-Chart Recorder) およびFFTアナライザでモニタリングした。

実験条件は、マッハ数を0.8と固定し、動圧を約23~29 [kPa]の範囲で変動させてフラッタが発生する環境を設定した^{*6}。なお、制御OFFでのフラッタ動圧は $q_{f0} = 25.40$ [kPa]であった。

第4~7図に動圧に依存した修正係数の変化を示す。こ

^{*6} 実験では風洞内の総圧を操作している。

これらのグラフは、コントローラ $K_c K(s)$ の出力ゲイン K_c を(13)式のように変えて、風洞実験より得たフラッタ動圧と LPV システム(7)式の閉ループ系の安定限界が一致す

第4図 修正係数 $r_s(q)$, Case-a

第5図 修正係数 $r_f(q)$, Case-b

第6図 修正係数 $r_f(q)$, Case-c

第7図 修正係数 $r_s(q)$, Case-c

るように修正係数 $r_f(q)$, $r_s(q)$ を求めたものをコントローラ毎にグラフ化したものである。ただし、制御 OFF でのフラッタ動圧時には、 $r_f(25.40)=2.005$ である。このときは後縁舵面を使用しないので、 $r_s(25.40)=1$ と与えた。したがって、 $q=q_{f0}=25.40[\text{kPa}]$ ではすべてのコントローラは同一の値をとることになる。また、コントローラ K_3 は $K_c=1.00$ での風洞実験中に発振したため、フラッタ動圧が計測できなかった所以他よりも1つプロット点が少ない。どのケースにおいても、線形モデルを実際のフラッタ動圧と一致させるには、動圧の変化に応じて $r_f(q)$, $r_s(q)$ を変える必要があることがわかる。第4~7図を比較すると、4種類のコントローラによる曲線の合致度が高いのは、Case-cである。したがって、本研究ではCase-cの修正係数決定法を線形モデルの修正法として採用する。第6図に示された修正係数 $r_f(q)$, $r_s(q)$ の近似曲線関数を求めておけば、任意の動圧に対しての係数を得ることができる。そこで、第6図の結果を最小二乗法によって内挿近似する。その近似曲線 $r_f(q)$ は

$$r_f(q) = 1.1509 \times 10^{-4} q^3 + 3.002 \times 10^{-2} \quad (14)$$

と求められる。なお、 $r_s(q)$ は(14)式を(12)式に代入することにより得られる。

4. 能動フラッタ抑止 (AFS)

前節で求めた修正係数を使った LPV システム(7)式を用いて、AFS コントローラを再度設計し、モデル修正の効果とコントローラの制御性能を線形モデルおよび風洞実験で検討する。

4.1 コントローラの設計 前節の結果より、Case-cの修正係数決定法が最も妥当であったことから、(12)、(14)式を用いて LPV モデル(7)式を修正した。AFS コントローラを、 H_∞ 制御のロバスト安定化問題の定式化に基づいて設計した。すなわち、設計モデル $P(s)$ を $\Sigma(q_a)$ とし、それより動圧が高い摂動モデル $\tilde{P}(s)$ を $\Sigma(q_e)$ ($q_e > q_a$) としたとき、 $\tilde{P}(s)$ は乗法的モデルの不確かさ $\Delta_m(s)$ および加法的モデルの不確かさ $\Delta_a(s)$ を含んで

$$\tilde{P}(s) = (1 + \Delta_m(s))P(s) \quad (15)$$

$$= P(s) + \Delta_a(s) \quad (16)$$

と表現できる。 $\Delta_m(s)$ または $\Delta_a(s)$ は、次式に示すように有理関数 $W_m(s)$, $W_a(s)$ でその上限値を与えることができる。

$$|\Delta_m(j\omega)| < |W_m(j\omega)| \quad \text{for } \forall \omega \quad (17)$$

$$|\Delta_a(j\omega)| < |W_a(j\omega)| \quad \text{for } \forall \omega \quad (18)$$

これらを用いることにより、 H_∞ 制御のロバスト安定化問題はそれぞれ

$$\|W_m P K (I + P K)^{-1}\|_\infty < \gamma \quad (19)$$

$$\|W_a K (I + P K)^{-1}\|_\infty < \gamma \quad (20)$$

を満たす安定化コントローラ $K(s)$ を求める問題となる¹¹⁾。ただし、 γ は H_∞ ノルムの上限を規定する仕様値である。以後、前者のコントローラを K_m 、後者を K_a と記す。これらのコントローラはプラントの次数に加えて、有理関数 $W_m(s)$, $W_a(s)$ の次数が加わるので高次元系とな

ってしまう。サンプリング周波数 500 [Hz] 以内で信号の入出力および制御入力計算を行うためには、フラッタ制御実験で使用するデジタルコンピュータの演算速度の制約から、コントローラの次数を 8 次元以下に低減する必要がある。そこで本研究では、著者の一人である藤森がこれまでに検討してきた有力なコントローラ低次元化法の 1 つである既約分解表現を用いた周波数依存重み付きコントローラ低次元化の拡張 (ECFW) 法¹²⁾を用いて、コントローラの次数を 8 次元に低次元化した。詳細は文献 12) を参照されたい。

4.2 コントローラ特性 一例として、 $q_d = 1.15q_0$ 、 $q_e = 1.25q_0$ (q_0 は開ループ系のフラッタ動圧で $q_0 = 25.40$ [kPa]) で設計したときのコントローラの周波数応答を第 8 図に示す。 K_m は K_a に比べて低周波でゲインが大きくなっているのに対し、40 [Hz] から 800 [Hz] にかけては逆に K_a のゲインが大きい特性を示している。設計されたコントローラのロバスト性を評価するために、相補

感度行列 $PK(I+PK)^{-1}$ および準相補感度行列 $K(I+PK)^{-1}$ の特異値線図を第 9 図に示す。同図には、摂動プラントモデル $\Sigma(q_e)$ を安定化する (ロバスト安定) 条件式

$$\bar{\sigma}[PK(I+PK)^{-1}(j\omega)] < 1/\bar{\sigma}[\Delta_m(j\omega)] \quad \text{for } \forall \omega \quad (21)$$

$\bar{\sigma}[K(I+PK)^{-1}(j\omega)] < 1/\bar{\sigma}[\Delta_a(j\omega)] \quad \text{for } \forall \omega \quad (22)$ の上限値を '*' で示している。 K_a のほうが K_m よりわずかなではあるがロバスト安定性が高いといえる。

4.3 フラッタ制御実験 設計したコントローラの性能をフラッタ制御の風洞実験によって評価した。実験条件は 3.3 節の修正係数を決定するための風洞実験と同様、マッハ数 0.8 で行った。風洞実験は、マッハ数一定の下で動圧 q を上昇させてフラッタの発生する環境を設定した。第 10, 11 図は、それぞれコントローラ K_m, K_a を用いたときの動圧 q 、翼根の歪 ε_{B1} 、加速度 a_2 および後縁舵面 δ_2 の時間応答である。制御 OFF のフラッタ動圧はこの風洞実

第 8 図 コントローラの周波数応答

第 10 図 フラッタ制御実験の時間応答, コントローラ: K_m

第 9 図 相補感度行列と準相補感度行列

第 11 図 フラッタ制御実験の時間応答, コントローラ: K_a

第2表 フラッタ制御実験のrms値*, コントローラ: K_m

時間区間 (min)	ε_{B1} (μs)	a_2 (m/s^2)	δ_2 (deg)
Term-1 (1.5)	14.625	9.532	0
Term-2 (2.2)	22.977	10.194	1.4750
Term-3 (4.5)	16.614	10.162	0.9334
Term-4 (7.5)	21.550	12.493	1.0960

* rms値は、Timeの括弧内で示す時刻から10[s]間の計測データによるものである。

第3表 フラッタ制御実験のrms値*, コントローラ: K_a

時間区間 (min)	ε_{B1} (μs)	a_2 (m/s^2)	δ_2 (deg)
Term-1 (1.0)	17.643	10.721	0
Term-2 (1.7)	30.138	12.658	1.4913
Term-3 (4.4)	19.044	10.753	0.9265
Term-4 (7.9)	23.599	13.402	1.1721

* rms値は、Timeの括弧内で示す時刻から10[s]間の計測データによるものである。

験では $q_0 = 24.10$ [kPa]であったので、動圧を $q = 24$ [kPa]より低い値に設定して制御を開始(制御則を実行するデジタルコンピュータに接続)した。コントローラ K_a を用いたときの第11図では、制御開始直後 $t = 1.5 \sim 3$ [min]では、 ε_{B1} , a_2 の振幅が制御OFF時よりも増加している。しかし、動圧が上昇して $q = 25.1$ [kPa]となった $t = 4 \sim 5$ [min]では振幅の増加は収まっている。より具体的には、第3表に示す ε_{B1} , a_2 , δ_2 のrms (root mean square) 値で表れている。これは、コントローラの設計点が $q_d = 1.15q_0$ であるので、 $q < q_0$ となる $t = 1.5 \sim 3$ [min] (Term-2付近)よりも $q > q_0$ となった $t = 4 \sim 5$ [min] (Term-3付近)のほうがモデル化誤差が小さかったためと考えられる。さらに動圧上昇させると、 $t = 8.15$ [min]で突然フラッタ状態となる。その瞬間に翼の破損防止用のフラッタ停止板を風洞内で立ち上げることににより¹³⁾、動圧を低下させフラッタ状態を脱出させている。同様な特徴はコントローラ K_m の第10図についてみられる。

第2, 3表に対応した時間区間での加速度 a_2 のパワースペクトル密度を第12, 13図に示す。制御OFF時のTerm-1では高アスペクト比翼の第1と第2モードがかなり近づいており、フラッタ周波数の22.6 [Hz]付近にピークを作りつつある。Term-2は制御開始直後であり、連成しかけた2つのモードを後縁舵面を操舵することによって分離してフラッタを回避しているのがわかる。しかし、第1, 2モードのピークは大きく、さらに第3モードも操舵によって励起させている。これらの影響で第10, 11図や第2, 3表にみられたように時間応答としては振幅を増加させてしまう。Term-3ではTerm-2よりも翼の固有振動モードのピークが低減している。またTerm-4では、制御ONではあるが第1, 2モードがTerm-2, -3よりもフラッタ周波数に近づいているのが観察される。

第12図 パワースペクトル密度の変化状況, コントローラ: K_m 第13図 パワースペクトル密度の変化状況, コントローラ: K_a

5. モデル修正と制御効果に関する考察

コントローラ K_m , K_a のフラッタ制御により、得られたフラッタ動圧結果を第4表にまとめる。線形モデルにおけるフラッタ動圧は、モデル修正によって改善されている。しかし、実験結果とはまだかなりの開きがあり、さらに改善すべき余地がある。今回のフラッタ制御の風洞実験を通して、考慮すべきいくつかの課題がある。1つは、フラッタ発生条件の再現性がむずかしいことである。風洞実験では、風洞の環境や模型のセッティングなどを常に一定の条件となるように設定してはいるが、遷音速風洞の運転上、風洞内の温度が実験中どうしても $2 \sim 4$ [K]上昇する。また、実験回数を重ねることにより、制御OFFでのフラッタ動圧が低下する傾向があり、これは使用している高アスペクト比翼の剛性が低下している可能性がある。そもそもこのフラッタ制御実験は、翼に発生する振動特性が安定振動から不安定振動に変わる臨界状態を扱うので、上記の

第4表 フラッタ制御時のフラッタ動圧

コントローラ	線形モデル $q_{\infty}=25.40$ [kPa]		風洞実験 $q_{\infty}=24.10$ [kPa]
	修正前	修正後	
K_m	34.80 (37.0%)	30.48 (20.0%)	26.77 (9.6%)
K_a	37.85 (49.0%)	31.00 (22.0%)	27.10 (12.1%)

括弧内の値は制御 OFF からのフラッタ動圧の上昇率を示す。

防ぎきれない実験条件の微妙な変化が制御結果に影響してしまう。

もうひとつの課題として、制御入力振幅を考慮する必要がある。使用したモータは振幅依存の周波数特性があり、操舵振幅が大きくなるとモータの固有周波数が低下する傾向がある⁷⁾。また、モータの安全上、過大振幅に対してモータがロックするように制御回路が作動する。操舵振幅が大きいときは駆動系のモデル化誤差が大きくなることに伴い、制御性能の低下や舵のロックにより制御不能状態に陥る傾向が強まる。したがって、フラッタ制御に用いるコントローラはモータのロックを回避しかつ、駆動系モデルの固有周波数の低下をできるだけ無視できる範囲の出力特性となる必要がある。また制御 ON において、翼の固有振動モードの励起をなるべく起こさないことも考慮すべきである。このことは、時間応答の振幅を低減することにもつながる。

6. 結 言

本論文は、高アスペクト比翼の能動フラッタ抑止効果を高めるために、制御系設計で用いる線形モデルの非定常空気力の見積り誤差を低減するように風洞実験による修正法を示した。また修正された線形モデルを用いて、 H_{∞} 制御のロバスト安定化問題の定式化によりコントローラを設計し、そのフラッタ抑止効果を風洞実験で検証した。本論文で示したモデル修正を行ってもなお、線形モデルと風洞実験では達成されるフラッタ動圧にまだかなりの開きが残った。この差をさらに縮めてフラッタ抑止効果を高めるためには、実験条件の変動への対処は難しいものの、制御系設

計において、制御入力制限を考慮することやコントローラの周波数特性を改良することが必要であり今後の課題である。

参 考 文 献

- 1) Quinton, P. P.: Future SSTs; A European Approach, Aerospace America, Sept. (1994), pp. 38-43.
- 2) Williams, L. J.: HSCT Research Gathers Speed, Aerospace America, Apr. (1995), pp. 32-37.
- 3) 坂田公夫: 実験機設計開発の進歩について, 次世代超音速機技術及び航空安全環境適合技術に関する研究報告会, 1997, pp. 2-5.
- 4) Yoshida, T., Tsutsui, H., Takahashi, K. and Sanda, T.: Application of Active Control Technologies and Structural Optimization for Supersonic Commercial Transport, Proc. of World Aviation Congress, Los Angeles, 1996, pp. 1-9.
- 5) Saitoh, K., Matsushita, H., Hashidate, M. and Baldelli, D. H.: Active Flutter Suppression of a Flexible Wing in Transonic Region, Proc. of Int. Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, 1994, pp. 581-586.
- 6) 齊藤健一, 松下 洸, 外立政隆, 鈴木弘一, 安藤泰勝: 高アスペクト比翼超音速フラッタのアクティブ制御, 第34回飛行機シンポジウム講演集, 1996, pp. 533-536.
- 7) Saitoh, K., Baldelli, D. H., Matsushita, H. and Hashidate, M.: Robust Controller Design and Its Experimental Validation for Active Transonic Flutter Suppression, Proc. of Int. Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, 1997, pp. 393-399.
- 8) Baldelli, D. H., Ohta, H., Matsushita, H., Hashidate, M. and Saitoh, K.: Flutter Margin Augmentation Synthesis Using Normalized Coprime Factors Approach, J. Guidance Control Dynamics, 18 (1995), pp. 802-811.
- 9) Ueda, T. and Dowell, E. H.: A New Solution Method for Lifting Surfaces in Subsonic Flow, AIAA J., 20 (1982), pp. 348-355.
- 10) 松下 洸: 弾性航空機の有限次元モデリングと LQG 制御, SICE セミナーテキスト (実システムのモデリングと制御), 1994, pp. 1-16.
- 11) 原 辰次: H_{∞} 制御によるサーボ系の設計, SICE 基礎講習会テキスト (H_{∞} 制御入門), 計測自動制御学会, 東京, 1991, pp. 49-72.
- 12) 藤森 篤: ロバスト安定性を考慮した補償器の低次元化と二次元翼能動フラッタ抑止系への応用, 日本航空宇宙学会誌, 41 (1993), pp. 88-95.
- 13) 菊池孝男, 萱場重男, 鈴木誠三, 室田勝一, 安藤泰勝, 外立政隆, 上田哲彦, 松下 洸: フラッタ緊急停止装置について, 第24回飛行機シンポジウム講演集, 1986, pp. 358-361.