ファジィ目標を含む多目標計画法による構造/制御の同時最適化*

鈴木 真 二^{*1}Multigoal Programming for Structure/Control Design Synthesis
with Fuzzy Goals

Shinji SUZUKI

This paper considers the simultaneous structure/control design synthesis of a wing with an active control system called the gust load alleviation (GLA) system. The introduction of fuzzy goals for both the gust-induced stress with the control system off and the structural mass is the primary focus in the present paper. A simple wind tunnel model excited by a random gust is studied. The thickness of a FEM beam element modeling the wing spar and the feedback control gain are optimized to maximize the fuzzy decision with the prioritized design requirements, e. g., the control system's stability characteristics, and the standard deviation of the gust-induced stress and control surface deflection angle with the control system on. The sequential linear approximation method is proposed to obtain the optimum solutions for nonlinear multigoal problems with fuzzy goals.

Key Words: Optimum Design, Vibration Control, Aircraft, Goal Programming, Fuzzy

1. 緒言

突風荷重軽減(Gust Load Alleviation: GLA)機構と呼ばれる能動的制御機構⁽¹⁾を含む翼構造を対象に、構造/制御系両者の設計変数を同時に最適化する問題を考える。本論文の特徴は、制御系が故障した際の設計目標にファジィ目標を導入する点にある。論文の前半では、ファジィ目標を含む多目標計画法問題を逐次線形化法によって数値的に解く一手法を提案し、後半ではGLAを含む翼構造の構造/制御の同時最適化問題を検討する。

能動的制御機構は、構造の動的な弱点を大幅な質量増加を伴う事なく改善することができる。構造設計の初期段階から、こうした制御機構を採用することを考慮すれば、構造の大幅な軽量化が期待できるものの、構造系と制御系は複雑に干渉するため、両者の設計を平行に進めることは容易ではない。このため、最適設計手法を用いて構造/制御の両システムを同時に最適化する研究が注目されている⁽²⁾。

構造/制御の同時最適化問題は、構造と制御という異なるシステムの最適化を目指すため本質的に多目的最適化問題となる。多くの研究は、制御成績と構造質量のスカラ和を単一の目的関数として扱うことで最適化を行なっている⁽³⁾。この場合、両者の重みづけの方法は明確ではなく、また現実の設計問題

では設計要求の多くは満たすべき目標として扱われることが多いと思われる。こうした点から、筆者らは線形の目標計画問題における付順の概念⁽⁴⁾(目標を重要度に従ってクラス分けする)を、非線形な構造最適化問題に適用し⁽⁵⁾、構造/制御の同時最適化問題を多目標計画問題として定式化してきた^{(6)~(8)}。この際、同一クラス内の目標には、重みづけを行なうことが必要となる(井尻⁽⁴⁾は加重と呼んでいる)。本論文ではこうした目標間の重みづけにファジィ目標の概念を適用する。

ファジィ目標では各目標の満足度はメンバーシップ関数で表現される。線形な問題に関して、Zimmermannは、最大化決定法に従い判断を下すことで、ファジィ目標を含む問題を通常の線形計画問題に帰着出来ることを示した⁽⁹⁾。非線形なファジィ計画問題では、こうした単純な扱いは困難なため、“ α レベル集合”の概念を用いたり、ファジィ演算を近似的な代数演算に置き換えて解く方法が提案されている^{(10),(11)}。本論文では非線形な問題を逐次的に線形化し、Zimmermannの流儀に従いファジィ目標を扱う手法を提案する。本手法の妥当性を示すため、論文の前半では簡単な二質点モデルの例題を扱う。

論文の後半ではGLAを備えた翼の風洞モデルを対象に構造/制御の同時最適化問題を考える。GLAは、翼端に取り付けられた補助翼(Aileron)を能動的に制御することによって、大気の乱れによって発生す

* 原稿受付 平成4年2月3日。

*¹ 正員, 東京大学工学部 (〒113 東京都文京区本郷7-3-1)。

る翼の疲労荷重を軽減させるものである⁽¹⁾。外力を突風によるランダム荷重に限定し、翼桁をFEMでモデル化した梁構造と考える。GLA機構の制御則としては、翼端の加速度信号を制御入力とする実用的な出力フィードバック方式を採用する。最終的な設計目標は、突風によって発生する桁応力の制約のもとで桁質量を最小化する事にある。設計変数は、各梁要素の高さと制御系のフィードバックゲインとする。

構造/制御の同時最適化に関する研究の多くは制御時の特性のみに焦点をあて解析を行なっている。しかし、航空機の設計では、フェールセーフの観点から、制御系が故障などによって停止した場合の安全性を保証するため、制御を行なわない場合に発生する桁の応力にも制約を設ける必要がある。ただし、制御停止時の制約が厳しすぎるとGLAによる質量軽減効果が損なわれることになる。本論文では両者のトレードオフを表現するためにファジィ目標を設定し、他の優先的に満たすべき目標とともに多目標計画問題として定式化する。

2. 多目標ファジィ計画法

目標計画法は、目的関数、制約条件を特に区別せず、設計変数 x_i ($i = 1, 2, \dots, N_s$) に関する目標関数 $f_k(x_i)$ ($k = 1, 2, \dots, N_g$) と扱い、各関数に目標値 g_k を設定する。次に、各目標値に対する超過分と不足分を表わす偏差変数 d_k^+ , d_k^- を導入し、この偏差変数を重要度によりクラス分けされた L 個の順位に従って最小化する。このことを式で表現すると以下のように書ける⁽¹²⁾。

$$\begin{aligned} \text{minimize: } & \sum_{l=1}^L P_l(\sum_{k \in I_l} (w_k^+ d_k^+ + w_k^- d_k^-)) \\ \text{subject to: } & f_k(x_i) - d_k^+ + d_k^- = g_k \\ & d_k^+ \cdot d_k^- = 0.0 \\ & d_k^+ \geq 0.0, d_k^- \geq 0.0 \\ & (\text{for } i = 1, 2, \dots, N_s) \\ & (\text{for } k = 1, 2, \dots, N_g) \end{aligned} \quad (1)$$

ここで、 P_l はクラス順位を表わす指標で、上位のクラスにある目標は、下位のクラスのものよりも絶対的に優先されることを表わす。また w_k^+ , w_k^- は、同一クラス I_l 内の目標に対する重み関数であるが、その符号の選び方を工夫することで、関数 f_k に等式拘束、不等式拘束、最大化、最小化の意味をそれぞれ持たせることが可能である⁽¹²⁾。

本論文では、同一クラスの目標の重みづけにファジィ目標の概念を導入する。いま、順位 L に含まれる関数 f_n ($n = 1, 2, \dots, N_f$) に、満足度を0から1の関数値で表現するメンバーシップ関数 μ_n を対応させる。 $(\mu_1, \mu_2, \dots, \mu_{N_f})$ の最小値 λ を最大化する x_i を最適解とする最大化決定法⁽⁹⁾を採用すれば、式(1)は次のように

変形される。

$$\begin{aligned} \text{minimize: } & \sum_{l=1}^L P_l(\sum_{k \in I_l} (w_k^+ d_k^+ + w_k^- d_k^-)) + P_L(-\lambda) \\ \text{subject to: } & f_k(x_i) - d_k^+ + d_k^- = g_k \\ & \lambda = \min(\mu_1, \dots, \mu_{N_f}) \\ & d_k^+ \cdot d_k^- = 0.0 \\ & d_k^+ \geq 0.0, d_k^- \geq 0.0 \\ & (\text{for } i = 1, 2, \dots, N_s) \\ & (\text{for } k = 1, 2, \dots, N_g - N_f) \end{aligned} \quad (2)$$

式(2)は、含まれる関数が全て線形であれば、線形目標計画問題として定式化できる。そこで、設計変数に対して逐次的に線形化を実施し、繰り返し計算によって最適化を図ることとする。

図1に示す二質点モデルを例に、本論文で提案する手法を具体的に説明する。各質点の質量を m_1, m_2 、変位を x_1, x_2 とし、バネ定数をすべて1.0とすると、運動方程式は

$$\begin{bmatrix} m_1 & 0 \\ 0 & m_2 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{x}_1 \\ \ddot{x}_2 \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} 2 & -1 \\ -1 & 1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{Bmatrix} = 0 \quad (3)$$

となり、固有振動数 f_1, f_2 は次のように定まる。

$$f_{1,2} = \frac{2m_2 + m_1 \mp \sqrt{4m_2^2 + m_1^2}}{2m_1 m_2} \quad (4)$$

各質量を設計変数とし、一次、二次固有振動数の最大値を規定した状態で、質量($m = m_1 + m_2$)を最小化する問題は

$$\begin{aligned} \text{minimize: } & m_1 + m_2 \\ \text{subject to: } & f_1^2 \leq 0.15 \\ & f_2^2 \leq 1.0 \end{aligned} \quad (5)$$

と定式化できる。最適解は図2の点Aとなる。

いま次のような多目標ファジィ計画問題を考える。[目標1]一次の固有振動数に関する制約は優先的に満たすべき目標とする。[目標2]二次の固有振動数に関する制約はあいまいで、その最大値は質量とのトレードオフとで決まるものとする。ここで、一次の固有振動数に関する要求を制約ではなく目標とした理由は、この制約を満たさない状態からの解の探索を可能にするためである。

上記[目標2]を達成するために、二次の固有振動数と質量にメンバーシップ関数 μ_f, μ_m を設定する。メンバーシップ関数は意志決定者の満足度を0から1の関数値で表現するものである。メンバーシップ関数には任意の関数が選べるが、後に問題を線形化する都合上、次のような正接双曲線関数を採用する。

$$\begin{aligned} \mu_f &= \frac{1}{2} \tanh((f_2^2 - b_1)a_1) + \frac{1}{2} \\ \mu_m &= \frac{1}{2} \tanh((m - b_2)a_2) + \frac{1}{2} \end{aligned} \quad (6)$$

ここで、 $a_{1,2}, b_{1,2}$ は設計者の満足度を表現する係数であり、表1により与えられるものとする。図3に各

図 1: 二質点モデル

図 2: 最適解の図形的解釈

表 1: メンバシップ関数の係数

a_1	b_1	a_2	b_2
-5.889	1.25	-2.944	5.0

メンバーシップ関数を m_1, m_2 の関数として三次元的に表示する。

式 (6) は

$$\mu_{f,m}^* = \tanh^{-1}(2\mu_{f,m} - 1) \quad (7)$$

の変換によって次のように線形化される。

$$\mu_f^* = (f_2^2 - b_1)a_1, \quad \mu_m^* = (m - b_2)a_2 \quad (8)$$

正接双曲線関数とその逆関数はともに強意単調増加関数であり、 $\mu_{f,m}$ の最大化は $\mu_{f,m}^*$ の最大化と等価である⁽¹²⁾。

この問題は、ファジィ決定に最大化決定法を用いれ

図 3: メンバシップ関数 μ_f, μ_m

ば、

$$\begin{aligned} &\text{minimize : } P_1(d^+) + P_2(-\lambda^*) \\ &\text{subject to : } f_1^2 - d^+ + d^- = 0.15 \\ &\quad \lambda^* = \min(\mu_f^*, \mu_m^*) \\ &\quad d^+ \cdot d^- = 0.0 \\ &\quad d^+ \geq 0.0, d^- \geq 0.0 \end{aligned} \quad (9)$$

と表現できる。ここで、 d^+ は f_1^2 が満たすべき目標値 (0.15) との偏差を表わす変数で、 λ^* は最大化決定で決まる満足度である。 P_1, P_2 は目標の重要度を表わす指標で、 P_1 は P_2 より絶対的に大きいことを意味している。この場合、第一の目標は超過分の偏差変数 d^+ の最小化であり、第二の目標は λ^* の最大化である。図 2 における閉じた曲線群は $\min(\mu_f, \mu_m)$ の等高線を意味する。図中 B 点が式 (9) の最適解である。

式 (9) において $f_{1,2}^2$ を m_1', m_2' の近傍で線形化し、さらに $\min(\mu_f^*, \mu_m^*)$ を不等式で表現すれば、次の線形目標計画問題が得られる。

$$\text{minimize : } P_1(d^+) + P_2(-\lambda^*)$$

subject to :

$$\begin{aligned} &f_1^{2'} + \sum_{i=1}^2 \frac{\partial f_1^2}{\partial m_i} (m_i - m_i') - d^+ + d^- = 0.15 \\ &a_1(f_2^{2'} + \sum_{i=1}^2 \frac{\partial f_2^2}{\partial m_i} (m_i - m_i') - b_1) \geq \lambda^* \\ &a_2(m_1 + m_2 - b_2) \geq \lambda^* \\ &|m_1 - m_1'| \leq \Delta m_1 \\ &|m_2 - m_2'| \leq \Delta m_2 \\ &d^+ \cdot d^- = 0.0 \\ &d^+ \geq 0.0, d^- \geq 0.0 \end{aligned} \quad (10)$$

ここで、 $\Delta m_1, \Delta m_2$ は、線形化の妥当性を保証するために導入する移動幅である。

m_1, m_2 に初期値を与え、逐次的に式 (10) の線形目標計画問題を解くことで最適解を探索する。図 2 に、4 組の初期値に関して探索を行なった結果を示す。初期値が固有振動数 f_1^2 に関する制約を満たす場合も満たさない場合もすべて正解 (点 B) に収束することが分かる。なお、このような逐次線形化の手法では移動幅の選択が重要になる⁽¹³⁾。この例題では、各移動

図 4: GLA 制御機構を備えた翼モデル

幅の初期値と最大値をいずれも0.2とし、設計変数の移動量の符号が変化した場合には0.5倍に、同じ符号で進む場合には2倍に移動幅の値を更新している。

3. GLA を備えた翼モデル

図 4 に示すように片持ち支持された弾性翼が、一様流に垂直な成分を持つランダムな突風を受ける場合を考える。突風荷重軽減のために、補助翼は翼先端に取り付けられた加速度計の信号をフィードバックすることにより駆動される。解析モデルの詳細は文献(14)に説明済みであるのでここではブロック図(図 5)に従い概略のみを示す。

白色ガウス雑音 n_g を入力とする一次系のローパスフィルターの出力として、突風はモデル化される。翼の動特性は、構造の振動モデルと空気を表現する空力モデルで表現される。翼の構造部材は矩形断面の桁であり、その振動特性は FEM 固有値解析にもとづくモード法で解析される。採用したモードは桁の 1 次、2 次曲げ、1 次捻りモードである。空気力モデルには各振動モードと、舵面の舵角 δ 、突風による迎角変化 α_g に関する一般空気力が必要になる。本解析では一般空気力を準定常翼理論にもとづく翼素理論によって求める。制御信号 δ_c は、翼先端の加速度 y から

$$\frac{\delta_c}{y} = -\frac{K}{Ts+1} \quad (11)$$

によって生成されるものとする。ここで、 K はフィードバックゲインで、制御システムの設計変数となる。また、 T は、桁の曲げ一次固有振動数 ω_1 の減衰を増すために、 ω_1 で δ/y の位相遅れが 90° になるように調整されるパラメタである。駆動系は二次系のダイナミックスを有するものとし、制御信号 δ_c は駆動系のダイナミックスを介して舵面の舵角 δ となる。

各サブシステムを状態方程式で表現し整理すれば、閉ループシステムの状態方程式は次のようになる。

$$\{\dot{x}_c\} = [A_c]\{x_c\} + \{D_c\}n_g, \quad \{x_c\}^T = \{\xi^T, \dot{\xi}^T, \alpha_g, \delta, \dot{\delta}, \delta_c\} \quad (12)$$

ここで、 ξ は、モード座標である。モデルの諸数値は文献(14)を参照されたい。

図 5: 制御ブロック図

4. 設計要求

翼桁をモデル化した各梁要素の高さとフィードバックゲインを設計変数とする。設計要求として、以下の項目を考える。

1) 安定性要求 システムの安定性を保証するために、システム固有値の実部 (ν_i) が全て負であることを要求する。この条件を表現するために

$$F_s = \frac{1}{\rho_s} \ln \left(\sum_{i=1}^N e^{\rho_s \nu_i} \right) \quad (13)$$

で定義される関数を導入する。この関数は

$$F_s \leq \max(\nu_i) + \frac{1}{\rho_1} \ln(N) \quad (14)$$

を満たすため、

$$F_s \leq 0.0 \quad (15)$$

をシステムが安定である条件として採用する⁽¹⁴⁾。なお、 ρ_s は 50.0 としている。

2) 安定性余裕 制御システムの安定性余裕を考慮するために、フィードバックゲインが設計値の 3.16 倍に増加してもシステムが安定であることを保証する (10 dB 以上のゲイン余裕を保証することを意味する)。この条件は

$$F_s(3.16K) \leq 0.0 \quad (16)$$

と表現される。

3) 最大応力 (制御時) 制御時に梁要素 i に発生する主応力標準偏差 $D[\sigma_{ci}]$ が許容値以下になることを保証する。許容値は、基準となった風洞モデル⁽¹⁵⁾の応力状態を考慮し 3.0 MPa とした。本来、この許容値は構造疲労の条件から決まる。応力の標準偏差は

$$[A_c][Q_x] + [Q_x][A_c]^T + \{D_c\}V_w\{D_c\}^T = [0] \quad (17)$$

から求められる状態変数の共分散行列 $[Q_x]$ を用いて評価される⁽¹⁴⁾。ここで、 V_w は白色ガウス雑音 n_g のインテンシティである。

4) 最大応力 (制御停止時) 制御系が故障した場合を想定し、制御を行わない場合に梁要素 i に発生する主応力標準偏差 $D[\sigma_{ni}]$ に許容値を設ける。この許容値は制御時の最大応力の許容値よりも緩いもの

表 2: 目標の設定

クラス	目標
1	1) 安定性要求、2) 安定性余裕
2	3) 最大応力 (制御時)
3	5) 最大舵角
4	6) 質量のファジィ目標 4) 最大応力 (制御停止時) のファジィ目標

とする。

5) 最大舵角 補助翼舵角の標準偏差 $D[\delta]$ が許容値 (8.5度) 以下であること。

6) 質量最小化 桁質量 M を最小化する。

5. 多目標ファジィ計画問題

前節で掲げた設計要求には、通約性のある要求と無い要求が混在する。例えば、システムの安定性は必ず満たされねばならない条件であり、他の要求と妥協することは不可能で、通約性の無い条件と言える。一方、制御停止時の最大応力には、最小質量との間に通約性が存在する。制御停止時の最大応力を低く設定すると、得られる最小質量は増加し、制御を導入した事による軽量化のメリットが失われる。

通約性の無い目標にはクラス分けをおこない、通約性のある目標 (質量と、制御停止時の最大応力) には同一クラス内にファジィ目標を設定する (表 2)。

この問題は式 (2) の表現によれば、

$$\begin{aligned}
 &\text{minimize: } P_1(d_1^+ + d_2^+) + P_2(\sum_{i=1}^{N_e} d_{2+i}^+) + P_3(d_{3+N_e}^+) + P_4(-\lambda) \\
 &\text{subject to: } F_s - d_1^+ + d_1^- = 0.0 \\
 &\quad F_s(3.16K) - d_2^+ + d_2^- = 0.0 \\
 &\quad D[\sigma_a] - d_{2+i}^+ + d_{2+i}^- = 3.0 \\
 &\quad D[\delta] - d_{3+N_e}^+ + d_{3+N_e}^- = 8.5 \\
 &\quad \lambda = \min(\mu_m, \mu_{s1}, \mu_{s2}, \dots, \mu_{sN_e}) \\
 &\quad d_k^+ \cdot d_k^- = 0.0 \\
 &\quad d_k^+ \geq 0, d_k^- \geq 0 \\
 &\quad (\text{for } i = 1, 2, \dots, N_e) \\
 &\quad (\text{for } k = 1, 2, \dots, 3 + N_e)
 \end{aligned} \tag{18}$$

と定式化される。ここで、 N_e は桁の要素数、 μ_m , μ_s は質量、制御停止時の最大応力に関するメンバーシップ関数である (メンバーシップ関数には式 (6) と同様な正接双曲線関数を用いる)。なお、桁高さには次の上下限を設けるものとする。

$$1.0 \text{ mm} \leq t \leq 6.0 \text{ mm} \tag{19}$$

数値計算のために、上記の目標を全ての設計変数に関して線形化する事が必要である。以下の計算で

図 6: 最適化履歴図 (Case1)

図 7: 安定指標の変化 (Case 1)

は設計変数に関する感度係数を全て解析的な手法 (感度解析) によって求めている。なお、設計変数の移動幅の初期値および最大値は初期設計変数値の 20% であり、例題と同様に繰り返し計算の途中でその大きさを変更している。

6. 計算例

6.1 制御停止時の応力を考慮しない最適化 (Case 1)

最初にファジィ目標に関するメンバーシップ関数を決めるために、最大応力 (制御停止時) の制約を除外して質量の最小化を図った。目標計画法における目標の設定はクラス 4 の目標を質量最小化としたものである。翼桁高さの初期値は 3.0 mm、フィードバックゲインの初期値は 0.2 とした。

図 6、7 は繰り返し計算による最適化の過程を示している。両図の横軸は逐次線形化を行なった回数を表わし、FEM 解析の計算回数に一致している。図 6 の縦軸は、翼桁質量、翼根部要素の主応力の標準偏差、舵角の標準偏差、フィードバックゲインである。翼桁質量は初期質量 (0.790 kg) で、応力、舵角は許容値 (3.0 MPa, 8.5 度) で正規化されている。図 7 の縦軸は、安定性、安定性余裕を表わす $F_s, F_s(3.16K)$ であ

図 8: 桁高さ、主応力の標準偏差のスパン方向分布 (Case 1)

る。応力、安定性余裕は繰り返し初期の段階では設計要求を満たしておらず、数回の繰り返しで許容値以下におさまる。フィードバックゲインは質量を低減するためにいったん増加し、安定性余裕の制約により再び低い値に収束している。

図 8 に繰り返し計算の各時点で得られた桁の高さ分布、および応力分布(主応力の標準偏差)の様子を示す。最適化された翼桁は翼根から翼端に向かって細くなり、制御時の応力は一定の応力状態に近い。制御を停止した場合の応力は、翼スパン中央部で最大となる(4.74 MPa)。最小翼桁質量は 0.503 kg であった。

6.2 制御停止時の応力を考慮した最適化 (Case 2)

上記の結果にもとづき制御停止時の最大応力と、翼桁質量にメンバーシップ関数 μ_s, μ_m を定める。図 9 に採用したメンバーシップ関数を示す。この関数は意志決定者の主観によって決まる。本計算では応力よりも質量に厳しい要求を与えていることが読み取れる。設計変数の初期値は Case 1 と同じである。

図 10 に繰り返し計算による最適化の過程を示す。縦軸は質量、制御停止時の最大応力、フィードバックゲイン、およびファジィ目標の満足度である。翼桁質量は初期質量(0.790 kg)で、応力は 3.0 MPa で正規化されている。最終的に得られた、制御停止時の最大応力と翼桁質量は 4.31 MPa、0.506 kg で、ファジィ目標は 0.590 であった。Case 1(制御停止時の応力を考慮しない場合)に比べて、質量の増加は約 0.6%とわず

図 9: メンバーシップ関数 μ_s, μ_m

図 10: 最適化履歴 (Case 2)

かであるが、制御停止時の最大応力は約9.1%減少した。フィードバックゲインがCase 1に較べて低い値になるのは、制御系停止の条件が最適化のプロセスに反映された結果と考えられる。

7. 結論

能動的制御系 (GLA 機構) を有する翼モデルに対して、ランダムな突風によって発生する翼桁の応力を制約として、構造/制御の同時最適化を行なった。能動的制御機構を導入する目的は翼桁構造の軽量化にある。フェールセーフの観点から考慮すべき制御停止時に発生する応力と、翼桁質量にファジィ目標を設け、優先的に満たすべき他の目標とあわせ多目標計画問題として定式化した。

論文の前半では、ファジィ目標を含む多目標計画問題の数値計算法として、逐次的に線形目標計画法を適用する方法を提案し、その妥当性を簡単な二質点モデルで検証した。後半では、GLA 機構を有する翼の構造/制御の同時最適化問題に本手法を適用し、優先順位による目標のクラス分けとファジィ目標を併用する本手法の有効性を確認した。最後に、本研究で使用した空力弾性解析プログラムは大学院生、米沢智志君 (現、神戸製鋼) 作成のものであり、計算機は東大大型計算機センター M-680H を使用したことを付記する。

参考文献

- (1) 松下洸、航空宇宙学会誌、**35**-398 (1987), 136.
- (2) Newsom, J.R., NASA/DOD Control-Structures Inter-

- action Technology 1989, NASA CP3041 (1989).
- (3) Onoda, J. and Haftka, R.T., AIAA J. **23**-8 (1985), 1260.
- (4) 井尻雄二、計数管理の基礎、(1970)、岩波.
- (5) 鈴木真二、米沢智志、機論 No.90-1226A, **57**-538 (1991-6), 1999.
- (6) Suzuki, S. and Matsuda, S., J. of Guidance, Control, and Dynamics, **14**-6 (1991), 1260.
- (7) 鈴木真二、米沢智志、1991 Dynamics and Design Conference 講演論文集 910-39(II) (1991), 139.
- (8) 鈴木真二、米沢智志、第2回システム最適化に関するシンポジウム講演論文集 (1991), 141.
- (9) Zimmermann, H.J., Int. J. of General System, **2** (1976), 209.
- (10) 矢川元基編、ファジィ推論、(1991)、倍風館, 126.
- (11) 荒川雅生、山川宏、1991 Dynamics and Design Conference 講演論文集 910-39(I) (1991), 52.
- (12) 坂和正敏、線形システムの最適化、(1984)、森北, 192.
- (13) Vanderplaats, G.N., Numerical Optimization Techniques For Engineering Design, (1984), McGraw-Hill, 155.
- (14) 鈴木真二、米沢智志、航空宇宙学会誌、**39**-451 (1991), 419.
- (15) A C T 研究会、片持矩形弾性翼の突風荷重軽減の風洞実験と解析, NAL TR-846 (1984).