地面効果翼機における機体設計と安定化コントローラの統合化設計*

孫 會 秀^{*1}, 谷田部 和 男^{*2}
中 山 淳^{*3}, 大日方 五 郎^{*3}Integrated Design of Airframe and Stabilizing Controller
in Wing-in-Ground Effect AircraftHoesoo SON^{*4}, Kazuo YATABE,
Atsushi NAKAYAMA and Goro OBINATA^{*4} Graduate School, Akita University, Tegatagakuen-cho 1-1, Akita, 010-8502 Japan

Wing-in-Ground effect aircrafts have gained much attention during these thirty years because of their high efficiency. The aircrafts require active stabilizing controllers for safety maneuvering, which cause difficulties in designing. In this paper, we apply simultaneous optimization technique to design Wing-in-Ground aircraft. It is shown that the simultaneous optimization on parameters of aerodynamics design and of stabilizing controller can give superior design to conventional methods. An example is given to illustrate the procedure of design and the effectiveness of simultaneous optimization.

Key Words: Integrated Design, Wing-in-Ground Effect, Simultaneous Optimization, Stabilizing Controller, Optimal Regulator, Sensitivity Analysis.

1. 緒 言

世界の多くの国々では、離島および湖沼・河川交通における高速輸送に対する需要が極めて大きい。この需要に対して滑水艇、水中翼船等の水上高速輸送手段が開発されてきているが、自動車、鉄道ほどの圧倒的な成功を収めた例がないのが現状である。それにかわる手段として注目されているのが地面効果翼機である。地面効果翼機は、地面(水面)すれすれに飛ぶことにより大きな地面効果を得るので超低速から飛行できる。また、上空を飛ぶときとは異なり巡航中の抵抗(誘導抵抗:揚力の発生に伴って付随的に発生する抵抗)が小さい⁽¹⁾。従って、経済性に優れているといえる。このようなことから、これまで多くの研究者により報告があり^{(1)~(3)}、地面効果翼機の形状として様々なものが提案されているが、これといった定型がなく、最適化設計の余地があるように思われる。また、地面効果翼機は特に地面効果の高い領域でシステムが不安定になるため、安定化のための制御器の付加が

必要である。地面効果翼機の動的な縦運動安定性に関する報告^{(4), (5)}はなされているが、これまで、機体設計と制御系設計の両面から統合的に最適設計を行った報告はなされていない。そこで、本論文では地面効果翼機の翼の配置と制御系の統合的設計にはじめて同時最適化の手法^{(6)~(8)}を適用した。

従来の制御系設計では、流体力学などに基づいて設計された機体の動的な数式モデルを定め、それを制御対象としてコントローラの設計が進められる。すなわち、設計全体が機体設計と制御系設計の2つに分けられている。しかしながら、地面効果のある領域での安定性は、機体の流体力学特性と安定化コントローラの双方に大きくかかわっており、従来の方法のようにこれら2つを分離した設計法が有効な解を与えるかどうかは疑問が残る所である。近年の航空機設計では、これを反映して、空力特性、機体構造、だけでなくフライトミッションまでを統合的に扱う設計法が使われるようになっている⁽⁹⁾。

本報告では、前述したような統合的視点から設計されたことのない地面効果翼機に対して、翼の配置と制御系の同時最適化設計を試みる。制御目的は、機体の水平定常移動中の縦方向安定性の確保であり、初期外乱に対しての定常状態回復の速応性とアクティブ操

* 原稿受付 1998年11月12日。

^{*1} 学生員, 秋田大学大学院 (☎010-8502 秋田市手形学園町1-1)。^{*2} 日産自動車(株) (☎329-0692 栃木県河内郡上三川町上蒲生2500)。^{*3} 正員, 秋田大学。

E-mail: son@control.mech.akita-u.ac.jp

Fig.1 Definitions of design parameters

座 標 及 び 記 号

X : 水平方向座標
 Z : 重心の高さ

γ : 進行時の艇の姿勢
 I : 艇慣性二次モーメント
 M : 艇質量
 g : 重力加速度
 v : 進行速度
 c_i : 翼弦長 (i 翼)
 c_{Li} : i 翼揚力係数
 c_{Di} : i 翼抗力係数
 c_{mi} : i 翼モーメント係数 (i 翼基準点まわり)
 L_i : i 翼揚力
 D_i : i 翼抗力
 m_i : i 翼モーメント
 l_i : 重心から i 翼の基準点までの距離
 l_{Ti} : 重心から i 翼の後縁までの x 方向距離
 h_i : i 翼後縁の地面からの高さ
 S_i : 翼面積
 S_L : 揚力面積
 S_D : 抗力面積
 T : 推力
 ε : 推力方向 (上向き正)
 q : 対気速度動圧
 ρ : 空気密度

作量の大きさに着目して設計を行う。設計例によって本報告が提案した同時最適化の効果が示される。

2. 運動方程式および状態方程式の導出

地面効果翼機のために松原ら⁽⁴⁾によって導出された運動方程式に基づいて状態方程式を求める。運動方程式の導出に対しては、以下の仮定がなされている⁽⁴⁾。

- (1) 水平定常航走を想定。
- (2) 平衡点まわりの微小擾乱を仮定。
- (3) 縦運動のみを考える。前後、上下及びピッチ角の運動変化は含まれる。
- (4) 翼はいくつあっても良い。
- (5) 地面効果を考慮。

艇重心まわりの X 方向、 Z 方向、 γ 方向の運動方程式は、以下のように与えられる。

$$M\ddot{X} = T \cos(\gamma + \varepsilon) - \frac{\rho}{2} v^2 \left[\sum_i S_i c_{Di} \right] \dots \dots \dots (1a)$$

$$M\ddot{Z} = Mg + T \sin(\gamma + \varepsilon) - \frac{\rho}{2} v^2 \left[\sum_i S_i c_{Li} \right] \dots \dots (1b)$$

$$I\ddot{\gamma} = \frac{\rho}{2} v^2 \left[\sum_i (S_i l_i c_{Li} + S_i c_i c_{mi}) \right] \dots \dots \dots (1c)$$

ここで i は翼の番号を表し、推力は重心を通るものとする。抗力のモーメントは、抗力が小さいこと、そして、または腕の長さが小さいことから無視する。

ここで、その平衡状態からの微小擾乱を考え、式(1)を線形化する。水平定常飛行を平衡状態とし、平衡状態を示すために添字 0 を用い、擾乱には Δ をつけて表記する。

$$\left. \begin{aligned} \dot{X} &= v_0 + \Delta v \quad (|\Delta v| \ll v_0) \\ \dot{Z} &= \Delta w \quad (|\Delta w| \ll v_0) \\ v &= v_0 + \Delta v \\ \gamma &= \gamma_0 + \Delta \gamma \end{aligned} \right\} \dots \dots \dots (2)$$

以上の微小量 Δw , $\Delta \gamma$, Δv をそれぞれ z , γ , v と表記し直すと、線形化された状態方程式は以下のようになる。

$$\begin{bmatrix} \dot{z} \\ \dot{\gamma} \\ \dot{v} \\ \dot{z} \\ \dot{\gamma} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & g_1 & g_2 & 0 & 0 \\ 0 & e_1 & e_2 & 0 & 0 \\ f_1 & f_2 & 0 & f_3 & f_4 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} z \\ \gamma \\ v \\ z \\ \gamma \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ f_5 \end{bmatrix} u \quad \dots\dots\dots (3)$$

ここで、状態ベクトルは $x = [z \ \gamma \ v \ z \ \gamma]^T$ であり、 $u = [a_n]$ である。また、 a_n は尾翼 (n 番目の翼) の迎角で、この迎角だけがアクチュエータにより制御されるので入力として記述されている。行列の要素は次の定義による。

$$\left. \begin{aligned} P &= \frac{qS_L}{Mv_0}, & q &= \frac{\rho}{2} v_0^2, & E &= \frac{S_D}{S_L} \\ S_L &= \sum_i S_i c_{Li}, & S_D &= \sum_i S_i c_{Di} \\ g_1 &= -PE \tan(\gamma_0 + \varepsilon), & g_2 &= -3PE \\ e_1 &= PE, & e_2 &= P(2 - E \tan(\gamma_0 + \varepsilon)) \\ f_1 &= \frac{q}{I} \left(\sum_{i=1}^n \frac{S_i l_i k_{Lii}}{c_i} + \sum_{i=1}^n S_i k_{mhi} \right) \\ f_2 &= \frac{q}{I} \left(\sum_{i=1}^n S_i l_i \frac{l_i}{c_i} k_{Lii} + \sum_{i=1}^n S_i l_i k_{mhi} + \sum_{i=1}^{n-1} S_i l_i k_{Lai} + \sum_{i=1}^{n-1} S_i c_i k_{mai} \right) \\ f_3 &= -\frac{q}{I} \left(\sum_{i=1}^{n-1} S_i l_i \frac{k_{Lai}}{v_0} + \sum_{i=1}^{n-1} S_i c_i \frac{k_{mai}}{v_0} \right) \\ f_4 &= -\frac{q}{I} \left(\sum_{i=1}^{n-1} S_i l_i \frac{l_i}{v_0} k_{Lai} + \sum_{i=1}^{n-1} S_i c_i \frac{l_i}{v_0} k_{mai} \right) \\ f_5 &= \frac{q}{I} (S_n l_n k_{Lan} + S_n c_n k_{man}) \end{aligned} \right\} \quad \dots\dots\dots (4)$$

また、艇の推進パワーは一定、すなわち、

$$\left. \begin{aligned} T \times v &= \text{Const.} \\ \frac{\Delta T}{T_0} &= -\frac{\Delta v}{v_0} \end{aligned} \right\} \quad \dots\dots\dots (5)$$

とする。そして、空気係数を c_{Ai} ($A = L, D, m$) とすると、式(4)中の k_{Lai}, k_{mhi} は次のように定義されている。

$$k_{Lai} = \frac{\partial c_{Ai}}{\partial a}, \quad k_{mhi} = \frac{\partial c_{Ai}}{\partial (h/c)} \quad \dots\dots\dots (6)$$

3. 問題の記述

本研究の制御対象である地面効果翼機を式(3)の状

態方程式を用いて、次のように表す。

$$\dot{x} = Ax + Bu : A \in \mathbb{R}^{n \times n}, B \in \mathbb{R}^{n \times m} \quad \dots\dots\dots (7)$$

ここで、 $x \in \mathbb{R}^{n \times 1}$ は先に定義した状態ベクトル、 $u \in \mathbb{R}^{1 \times 1}$ は操作量 (n 番目の翼の迎角) である。本論文では、時間の関数 x, u はベクトル量 (その特別な場合としてスカラー量を含む) であり、大文字 A, B, C 等は行列を表すものとする。式(7)中の行列 A, B には次式の形で翼配置についての設計パラメータが含まれているとする。

$$A = A_0 + \sum_{j=1}^{N_a} B_{aj} p_{aj} C_{aj} \quad \dots\dots\dots (8)$$

$$B = B_0 + \sum_{j=1}^{N_b} B_{bj} p_{bj} C_{bj} \quad \dots\dots\dots (9)$$

ここに、 p_{aj}, p_{bj} は、設計パラメータである。また、 $B_{aj}, B_{bj}, C_{aj}, C_{bj}$ は、適当な次元を有する行列である。実際の設計パラメータである翼の取り付け位置 l_i や翼弦長 c_i は、 p_{aj}, p_{bj} に含まれている。機体の水平飛行平衡状態からの外乱による変動を抑制する制御として、次の2次形式評価関数を最小化する制御である最適レギュレータを取り上げる。

$$\begin{aligned} J &= \lim_{t \rightarrow \infty} \frac{1}{t} \int_0^t (x^T Q x + u^T R u) dt \\ &= E(x^T Q x + u^T R u) \quad \dots\dots\dots (10) \end{aligned}$$

ここで、式(10)中の $Q = Q^T \geq 0, R = R^T > 0$ は適当な次元を有する重み行列であり、制御則を定めるために与えなければならないパラメータである。式(7)のシステムにおいて、対 (A, B) が安定化可能であるならば、最適制御は常に存在し、その解は、

$$u = -Kx : K \in \mathbb{R}^{m \times n} \quad \dots\dots\dots (11)$$

なる状態ベクトルフィードバック制御で与えられる。この制御則を実現するためには、すべての状態変数が測定できることが必要である。

従って、本報で考える問題は、

『 $(A, B, B_{a1} \cdots B_{aN_a}, C_{a1} \cdots C_{aN_a}, B_{b1} \cdots B_{bN_b}, C_{b1} \cdots C_{bN_b})$ が与えられたとき、式(10)の評価関数 J を最小化する $(K, p_{a1} \cdots p_{aN_a}, p_{b1} \cdots p_{bN_b})$ を求めよ。』と述べるができる。

4. 必要条件とそれに基づくアルゴリズム

評価関数(10)は次のように表せる.

$$J = \text{trace}(\mathbf{U}) \quad \dots\dots\dots (12)$$

ここで, $\mathbf{U}$ はリアプノフ方程式

$$\mathbf{A}_{cl}^T \mathbf{U} + \mathbf{U} \mathbf{A}_{cl} + \mathbf{Q}_{cl} = 0 \quad \dots\dots\dots (13)$$

の解である. さらに,

$$\mathbf{A}_{cl} = \mathbf{A} - \mathbf{B}\mathbf{K} \quad \dots\dots\dots (14)$$

$$\mathbf{Q}_{cl} = \mathbf{Q} + \mathbf{K}^T \mathbf{R} \mathbf{K} \quad \dots\dots\dots (15)$$

である. J の最小化のための必要条件はトレース関数の偏微分の公式⁽¹⁰⁾を用いることにより

$$\frac{\partial J}{\partial \mathbf{K}} = 2\mathbf{R}\mathbf{K}\mathbf{V} - 2\mathbf{B}^T \mathbf{U} \mathbf{V} = 0 \quad \dots\dots\dots (16)$$

$$\frac{\partial J}{\partial p_{aj}} = 2\mathbf{B}_{aj}^T \mathbf{U} \mathbf{V} \mathbf{C}_{aj}^T = 0 \quad (j=1, \dots, N) \quad \dots\dots\dots (17)$$

$$\frac{\partial J}{\partial p_{bj}} = -2\mathbf{B}_{bj}^T \mathbf{U} \mathbf{V} \mathbf{C}^T \mathbf{K}^T \mathbf{C}_{bj}^T = 0 \quad (j=1, \dots, N) \quad \dots\dots\dots (18)$$

となる. ここで, $\mathbf{V}$ はリアプノフ方程式

$$\mathbf{A}_{cl} \mathbf{V} + \mathbf{V} \mathbf{A}_{cl}^T + \mathbf{I} = 0 \quad \dots\dots\dots (19)$$

の解である. 式(16)によりフィードバックゲイン

$$\mathbf{K} = \mathbf{R}^{-1} \mathbf{B}^T \mathbf{U} \quad \dots\dots\dots (20)$$

が得られ, これを式(13)に代入するとリカッチ方程式

$$\mathbf{A}^T \mathbf{U} + \mathbf{U} \mathbf{A} - \mathbf{U} \mathbf{B} \mathbf{R}^{-1} \mathbf{B}^T \mathbf{U} + \mathbf{Q} = 0 \quad \dots\dots\dots (21)$$

が得られる.

評価関数 J に対する感度 $\frac{\partial J}{\partial p_{aj}}$, $\frac{\partial J}{\partial p_{bj}}$ は, 翼配置のパラメータについての感度でなく間接的な設計パラメータについての感度であるので, 翼の取り付け位置 l_i や翼弦長 c_i の実際の設計パラメータについての感度を求めるため, さらに偏微分する必要がある. たとえば, l_i や c_i についての評価関数 J に対する各パラメータ

タの感度は,

$$\frac{\partial J}{\partial l_i} = \sum_{j=1}^N \left(\frac{\partial J}{\partial p_{aj}} \frac{\partial p_{aj}}{\partial l_i} + \frac{\partial J}{\partial p_{bj}} \frac{\partial p_{bj}}{\partial l_i} \right) \quad \dots\dots\dots (22)$$

$$\frac{\partial J}{\partial c_i} = \sum_{j=1}^N \left(\frac{\partial J}{\partial p_{aj}} \frac{\partial p_{aj}}{\partial c_i} + \frac{\partial J}{\partial p_{bj}} \frac{\partial p_{bj}}{\partial c_i} \right) \quad \dots\dots\dots (23)$$

のように計算する. ここで, $\frac{\partial p_{aj}}{\partial l_i}$, $\frac{\partial p_{bj}}{\partial l_i}$, $\frac{\partial p_{aj}}{\partial c_i}$, $\frac{\partial p_{bj}}{\partial c_i}$ は, 式(4)より容易に求められる. これらのパラメータ感度を用いて, 次のような傾斜法に基づく統合化設計アルゴリズムを考えることができる.

Step.1 制御対象の設計パラメータの初期値 $l_i, c_i (i=1, \dots, N)$ を与える. $k=1$.

Step.2 式(20), (21)によって最適レギュレータを設計し, 閉ループ系を構成する.

Step.3 設計パラメータについての評価関数感度を前述した方法で計算して, 次の式に従って設計パラメータを変更する.

$$l_i^{k+1} = l_i^k - \beta \frac{\partial J}{\partial l_i} \quad (i=1, \dots, N) \quad \dots\dots\dots (24)$$

$$c_i^{k+1} = c_i^k - \beta \frac{\partial J}{\partial c_i} \quad (i=1, \dots, N) \quad \dots\dots\dots (25)$$

ここに, β は (0, 1) の範囲で選択するもので収束の早さや収束値に影響する. また, $\beta=1$ とするのが必要条件そのものを使うことになり計算効率がよいように思えるが, この場合には収束が制限されてしまうことがあることが報告されている⁽¹¹⁾.

Step.4 Step.2 で求めた閉ループ系の制御則は, Step.3 で変更された各構造系の設計パラメータに対してはもはや最適でなくなるので, Step.2 に戻り閉ループ系の最適制御則を再計算する. $k=k+1$.

Step.2~Step.4 を評価値(12)が変わらなくなるまで繰り返す. この結果, 式(17), (18)の左辺の感度は, ほぼゼロになっていることになり, また, 式(16)は式(20)を用いているので成り立っている. すなわち, 本アルゴリズムによって得られた解は, J の最小化のための必要条件を満たしている.

5. 数値例

表1に示すような初期値を設計パラメータに与えて,

4章で述べたアルゴリズムにより統合化設計を行った結果を示す. 固定したパラメータとしては, 質量 $M=4500[\text{kg}]$, 慣性モーメント $I=450[\text{kgm}^2]$, 巡航速度 $v=70[\text{km/h}]$, 推力方向 $\varepsilon=-10[^\circ]$ であり, 空気係数は文献⁽⁵⁾によった. 設計対象は, 図3に示すような3つの翼を有するタンデム型の地面効果翼機とし, 地面効果を考慮する翼は, 尾翼をのぞく2枚の翼とする. そして, 尾翼(3つ目の翼)の迎角 α_3 がアクチュエータによって制御できるとする. 設計パラメータは3枚の翼の重心からの距離 l_1, l_2, l_3 , 翼弦長 c_1, c_2 の5つとし, 各翼の面積は $S_1=S_2=60[\text{m}^2]$, $S_3=35[\text{m}^2]$ と一定にした. 尾翼の翼弦長 c_3 は, 地面効果がないものとしたので, 設計パラメータから除外した. 図4には, 本論文で用いた制御系のブロック線図を示す. 図中の α_3 は尾翼の迎角を表し, この迎角 α_3 を制御することにより艇全体の安定性を確保することを考える. 最適レギュレータ

Fig.2 Performance Values

Table 1 Design Variable for Initial/Optimal values

	Initial Values[m]	Optimal values[m]
l_1	9	7.508
l_2	-2	-0.142
l_3	-4	-5.411
c_1	6	3.780
c_2	6	5.815

Table 2 Performances for disturbances

	Without aerodynamic parameter tuning	Simultaneous Optimization
J_1	1.0267×10^7	7.7529×10^6
J_2	5.0022×10^{-1}	1.3005×10^{-1}
J_3	3.5252×10^5	1.1396×10^5
J_4	5.1330×10^6	2.2047×10^6
J_5	1.5806×10^{-3}	1.1471×10^{-3}

則を用いるので, $z, \gamma, v, \dot{z}, \dot{\gamma}$ がフィードバックされる構成となっている. また, 評価関数式(10)中の重みは, 重量の垂直方向の安定性に注目することから,

$$R=1, \quad Q = \text{diag}(10^7, 0, 0, 0, 0)$$

と設定した. 繰り返し計算の結果得られた最適レギュレータの評価値 J を図2に示す. 計算を繰り返すごとに J は減少し, 75回程度で収束している. 評価値の最終値は統合化設計により約36%の減少となり大きな性能の向上が見られた. このときの構造系設計パラメータ (l_i, c_i) の初期値と繰り返し計算により求めた収束値を表1に示す. 表1中のマイナス(-)は艇の重心から後ろを示す. 重心から i 翼の基準点までの距離である l_1, l_2 に関しては艇の重心側に移動し, l_3 はより後ろ側に配置される形状となった. また, 翼弦長 c_1, c_2 は短くなった. いくつかの異なる初期値の組に対し

Fig.3 Design model

Fig.4 Block diagram of control system

Table 3 Poles of Closed loop system

	Without aerodynamic parameter tuning	Simultaneous Optimization
	$-8.3639+17.083j$	$-4.5916+16.108j$
	$-8.3639-17.083j$	$-4.5916-16.108j$
	$-0.9872+0.9844j$	$-1.3609+1.3466j$
	$-0.9872-0.9844j$	$-1.3609-1.3466j$
	$-3.9263188 \times 10^{-2}$	$-3.92631946 \times 10^{-2}$

 Fig.5 Initial response for disturbance(γ)

て計算を試みたが、いずれもほぼ同じ値に収束した。このことより、収束値が大域的最適解とは言えないまでも、初期値依存性の小さな局所解を得たものと思われる。表2には、初期値による評価値を統合化設計した場合としない場合の比較として(l_i, c_i)を表1の初期値のままとして最適レギュレータを用いた場合)示す。表中の $J_i(i=1, \dots, 5)$ は、初期値 $x(0)$ が i 番目の要素だけが1で他はゼロの単位ベクトルに等しい場合の最適レギュレータの評価値を示す。表2に示すように、すべての初期外乱に対して統合化設計した方がしない場合より評価値が小さく制御性能が上がっていることがわかる。図5、図6には、外乱として艇のピッチング角 $\gamma_0 = 0.1[\text{rad}] = 5.73[^\circ]$ を与えた場合の過渡応答の結果を示す。図中の添え字aは統合化設計したもの、bは統合化設計しないものを表す。図6より、艇の垂直方向の高さ z や水平方向の速度 v の変動は、統合化設計した方が定常状態に達する時間が短く、振幅も小さくなっていることがわかる。図5より、艇のピッチング角 γ は、統合化設計した方が定常状態に達する時間が短くなっているが、振幅は大きくなっていることがわかる。このことは、評価関数中の重み Q の取り方によって変化する。例えば、重み Q を設定したものより大きくすると、統合化設計した方が定常状態に達するまでの振幅が大きく、統合化設計しないものより定常状態に達する時間も長くなる。しかし、重み Q を小さくすると、統合化設計した方が定常状態に達するまでに振幅も小さく、統合化設計しないものより定常状態に達する時間も短くなる。結果的に、重み Q を小さく設定したことにより、定常状態に達する時間が短くなる。故に、定常状態への整定時間の設計は重み Q の選定によって行うことができる。

設計された閉ループ系の極について調べた結果を表3に示す。統合化設計することによって応答に支配的な代表極は複素平面において、より左側に配置される

 Fig.6 Initial response for disturbance(γ)

が(より安定側に移動するが)、代表極を除いた極は右側に移動することがわかった。統合化設計によって、極配置のバランスがとられていることがわかる。また、安定化のための制御入力 u は統合化設計した方が小さくなることが図5よりわかる。従って、エネルギー消費が減少する。

6. 結 言

得られた結果をまとめると以下ようになる。

- (1) レギュレータのための2次形式評価を設定し、傾斜法を用いて、翼の取り付け位置、翼弦長の5つの空力的機体設計パラメータと最適レギュレータのフィードバックゲインを同時に最適化することを試みた結果、良好な安定性を有する地面効果翼機を設計することができた。
- (2) 同時最適化法を用いないで、機体設計パラメータを初期値に固定したままの設計と本提案手法による設計を閉ループ系の性能で比較すると、評価関数値で36%の改善が達成された。
- (3) 機体にあるピッチング角を与えた復帰動作のシミュレーションから、2秒弱の整定時間で大きな振動もなく平衡状態に戻ることが確認された。

今後の課題としては、以下の点が上げられる。

- (1) 大域的最適解への収束を保証するような計算アルゴリズムを構築すること。
- (2) 地面効果翼機の運動方程式は文献によったが、その適用範囲を明らかにすること。
- (3) 本論文では無視した空力係数の非線形性などの設計結果に対する影響を明らかにすること。
- (4) 実験や流れの数値シミュレーションを用いて、本設計結果の妥当性を検討すること。

終わりに、本研究の動機を与えて下さり、引用した文献の多くを紹介して下さい東北大学流体科学研

究所小濱泰昭教授に謝意を表する。

文 献

- (1) 安東, アジア太平洋圏時代の輸送機・水面飛行機の開発, (1993), パンリサーチ出版局.
- (2) 安東, 日本航空宇宙学会誌, **38**-40(1990), 502-506.
- (3) 久保・ほか 3 名, 日本航空宇宙学会誌, **39**-448 (1991), 236-242.
- (4) 松原・ほか 4 名, 機論, **58**-554, B(1992), 3060-3066.
- (5) 松原・ほか 5 名, 機論, **58**-556, B(1992), 653-658.
- (6) 梶原・長松, 計測自動制御学会論文集, **26**-10(1990), 1140-1147.
- (7) 大日方, 計測と制御, **36**-4 (1997), 254-261.
- (8) 大日方, 電気学会誌, **117**-10 (1997), 683-686.
- (9) Augustine, R. D. and Gregory, A.W., AIAA Journal, **27**-12(1990), 1043-1049.
- (10) Levine, W.S. and Athans, M., IEEE Trans. Autom, Control, **15**-2(1970), 44-48.
- (11) Söderström, T., IEEE Trans. Autom, Control, **23**-6 (1978), 1100-1101.