論 文

CONTRIBUTED PAPERS

スピニング衛星の新しい姿勢決定アルゴリズム*

A New Algorithm for Determining Attitude of a Spinning Satellite

中 谷 一 郎**
Ichiro NAKATANI

Abstract

In a conventional method for attitude determination of a spinning satellite by processing so called cone angle data, iterative calculation is used to minimize the weighted squares of the difference between the observed and calculated cone angle. This method requires a considerable amount of calculation. As another conventional method, KALMAN filtering technique is used. This method requires the knowledge of the satellite attitude dynamics.

In this paper, a new algorithm for determining the attitude of a spinning satellite is proposed. The proposed algorithm offers a simple method for processing cone angle data of earth sensor and makes calculation program extremely simple and reduces the required CPU time remarkably.

A method for estimating wobble angle and phase using sun and earth sensors is also proposed.

An example of the results of its application to CS satellite is presented. This example shows that the earth sensor data of 2/3 day period is sufficient to estimate the spin axis direction and sensor bias.

1. ま え が き

人工衛星は、ミッション達成のため、なんらかの形で姿勢を安定化する。衛星にスピニングを与える方法は、簡便な姿勢安定化法として、従来数多くの衛星で採用されている。スピニング衛星の姿勢決定には、太陽センサと、地球センサを利用するのが最も一般的である。これらセンサから得られる姿勢情報をテレメータ回線を通して地上に送り、地上の計算機で統計処理を施して、最も確からしい姿勢を推定する。従来の統計処理法は、微分修正による逐次計算を含む重みつき最小二乗法がよく知られている¹⁾。しかし、この方法には、次のような欠点があった。①次数の高い行列の演算や、逆行列の計算を含む逐次計算が必要で、計算機プログラムの規模が大きくなる。②したがって、開発の

コストが高くなり、かつ誤りも生じやすい。③計算時間が長い。④計算の過程が物理的現象に直接結びつかず、直観的な把握が困難である。

また、このほかのアルゴリズムとして、カルマンフィルタを用いる方法も提案されている²⁾。この方法には、①衛星プリセッションの精密なモデルが必要であること、②ウォブル等に伴う姿勢センサデータのバイアス値推定が困難なこと、等の欠点がある。

ここでは、地球センサデータを統計処理し、姿勢を決定するための簡易なアルゴリズムを提案する。このアルゴリズムによれば、姿勢推定部分のプログラム規模と、計算時間ともに、従来の重みつき最小二乗法アルゴリズムの 1/10 程度となる。また、容易にセンサバイアスを推定することができ、かつ計算過程が物理的に理解しやすい形で表現される。

姿勢センサが基準とするスピニング軸と、真のスピニング軸とが一致せずセンサ基準軸がコーニング運動をする場合、これをウォブルと定義すると、太陽センサ、地球センサ等の光学的センサは、通常、多くとも 1 スピニングに 1 回しか姿勢検出ができないゆえ、スピニング周期で生ずるウォブルを定量的に検出するのは、短時間では困難である。本論文では、十分長期間（たとえば静止衛星では 15 時間程度）のデータを処理すれば、ウォブルの決定が可能であることを示す。

また、上述のアルゴリズムに基づくプログラムを試作し、CS の姿勢決定およびウォブル決定に適用した例を示す。

2. 姿勢決定アルゴリズム

第 1 図は、角速度 ω_s でスピニングする衛星の姿勢と、太陽 P_s および地球 P_E 方向の関係を示す。図に示す各ベクトルは、次のように定義する。

- v_E : 衛星から地球中心方向を向く単位ベクトル
- v_s : 衛星から太陽中心方向を向く単位ベクトル
- s_0 : 姿勢センサが基準としている仮想的なスピニング軸方向の単位ベクトル
- s_1 : 衛星の真のスピニング軸方向（慣性主軸方向）の単

* 昭和 53 年 9 月 2 日原稿受理

** 日本電信電話公社横須賀電気通信研究所

第1図 コーン角とウォブルの定義

位ベクトル

理想的な状態では、 s_0 は s_1 に一致するはずであるが、一般には、微小なダイナミックアンバランスまたは、センサのミスアラインメントに伴って、両ベクトルの不一致を生ずる。このとき s_0 は s_1 の回りに、コーニング運動をする。本論文ではこの現象をウォブルと定義する。センサの s_0 に対するアラインメントが十分な精度で調整されると仮定すると、 s_0 と s_1 のなす角 δ は、所望のスピン軸と、真のスピン軸のなす角を示す。以下で推定の対象とする姿勢は、ウォブルを除いた真のスピン軸方向、すなわち慣性主軸方向 s_1 とする。太陽センサおよび地球センサは、それぞれ、 v_s と s_0 のなす角 θ_s および v_e と s_0 のなす角 θ_e を計測する。 v_e と v_s は、軌道情報と天体暦情報により姿勢とは独立に求められているとする。 v_e および v_s を対称軸とし、半頂角 θ_s および θ_e 、頂点を P_0 とする二つのコーンの交線としてスピン軸方向を決定するのが従来の考え方である³⁾。複数組得られるこれらコーン角 θ_s および θ_e データの統計処理法としては、推定姿勢から計算したコーン角と、実測値の差の重みつき二乗和が最小になるよう推定姿勢に微分修正を加える方法が一般的である¹⁾。以下では、地球センサより得られたコーン角データを統計処理して姿勢推定を行なう簡易なアルゴリズムを提案する。

第2図は、 v_e を対称軸とするコーンと、単位球の交線を示す原理図である。衛星が地球を周回するに従い、 v_e は回転し、単位球上の軌跡は L_0 になるとする。第2図の v_{E1}, v_{E2}, v_{E3} は、軌道上の3点における v_e を示す。 C_1, C_2, C_3 は、それぞれ v_{E1}, v_{E2}, v_{E3} を対称軸としたコーンと単位球の交線を示す。理想の場合には、 C_1, C_2, C_3 は1点で交わり、この方向がスピン軸ベクトル s_1 方向と一致する。しかし、前述のアンバランスや、センサ雑音等のため、 C_1, C_2, C_3 は、一般的には1点で交わらない。第3図は、地球センサが、異なる時点において決定する複数コーンの球面上

第2図 単位球上のコーン軌跡

第3図 コーン軌跡のつくる閉じた多角形

の軌跡 C_i ($i=1, 2, \dots, N$) が交わる付近を、拡大した図である。コーン軌跡の交点付近は、単位球面上の微小部分に限られるとして、この部分を平面で近似し、コーン軌跡を直線で近似する。後述する(式(8)およびその説明文)ように、ウォブルが存在するとき、地球センサが決定するコーン角に生ずるバイアスは、原理的には一定値となり、衛星が地球を周回するに従い、たとえば第3図に示した円に外接する閉じた多角形となる。ただし、実際のデータでは、雑音により直線が揺らぐため、各直線は必ずしも一つの円に接するとは限らない。時間的な姿勢変動が無視できると仮定すると、推定姿勢は、多角形の中心付近の固定点 S_e に対応する。 S_e の推定アルゴリズムとして、さまざまな方法が考えられる。以下では、一例として、各直線からの距離の差の二乗和が最小となる点を S_e とするアルゴリズムを論ずる。定式化のため、点 S_e から直線 C_i までの距離 l_i を用いて、次のように、評価関数 L を定義する。

$$L = \sum_{i=1}^N (l_i - z)^2 \quad (1)$$

上述のアルゴリズムは、(1)式で定義される評価関数を最小にする S_e の位置と、 z の値を決定することに帰着される。各直線 C_i および点 S_e を、次のように、 X - Y 直交座標系で表現する。

$$\text{直線 } C_i: a_i'X + b_i'Y + c_i' = 0 \quad (i=1, 2, \dots, N) \quad (2)$$

$$\text{点 } S_e: (x, y)$$

このとき L は次のように書き直される。

$$L = \sum_{i=1}^N (|a_i x + b_i y + c_i| - z)^2 \quad (3)$$

ただし,

$$a_i = a_i' / \sqrt{a_i'^2 + b_i'^2}, \quad b_i = b_i' / \sqrt{a_i'^2 + b_i'^2}, \\ c_i = c_i' / \sqrt{a_i'^2 + b_i'^2}$$

と置いた。(3)式で与えられる評価関数 L を最小にする x, y, z を求めれば, (x, y) が S_0 の座標を与え, z がバイアスの推定値を与える。(3)式の右辺は, 絶対値記号を含む滑らかでない関数のため, 解析的に解くことはできないが, 以下に示す逐次計算で, 数値的に解くことは容易である。 $f_i(x, y) = a_i x + b_i y + c_i$ と置き, x, y に, ある初期値を仮定して, $f_i(x, y) \geq 0$ なるよう, a_i, b_i, c_i の符号を決めることができる((2)式から明らかのように, これらの符号には任意性がある)。このとき, (3)式の絶対値記号ははずすことができ, 滑らかな関数となる。したがって, L を最小にする x, y, z は, $\partial L / \partial x = 0, \partial L / \partial y = 0, \partial L / \partial z = 0$ として得られる x, y, z の連立方程式を解くことにより, 次のように求めることができる(導出は, 付録1を参照)。

$$x = [(DN - E^2)F + (CE - BN)G + (BE - CD)H] / \Delta \\ y = [(CE - BN)F + (AN - C^2)G + (BC - AE)H] / \Delta \\ z = [(BE - CD)F + (BC - AE)G + (AD - B^2)H] / \Delta \quad (4)$$

ここに各記号は次のように定義した。

$$A = \sum_{i=1}^N a_i^2, \quad B = \sum_{i=1}^N a_i b_i, \quad C = -\sum_{i=1}^N a_i c_i \\ D = \sum_{i=1}^N b_i^2, \quad E = -\sum_{i=1}^N b_i c_i, \quad F = -\sum_{i=1}^N a_i c_i \\ G = -\sum_{i=1}^N b_i c_i, \quad H = \sum_{i=1}^N c_i \\ \Delta = A(DN - E^2) + B(CE - BN) + C(BE - CD) \quad (5)$$

得られた x, y が, $f_i(x, y) \geq 0$ を満足しないときは, この x, y を初期値として, 上述の計算をくり返す。第4図に, 逐次計算のフローチャートを示す。

このアルゴリズムを, 時間的に姿勢が変化する場合に拡張することも可能である。一般にスピンの衛星の姿勢変化は緩慢であり, 短期間では, 必ずしも, 衛星姿勢のダイナミクスを考慮した精密なモデルを用いる必要はない。姿勢を, 第3図のように, 平面上の点で表現したときに, その変化が X, Y に関し時間 t の M 次の多項式で表わされると仮定する。第5図に示すように, 時刻 $t = t_i$ において, 姿勢が x_i, y_i で表わされるとすると, 上述の仮定から,

第4図 逐次的な解法のフローチャート

第5図 時間的に変化する姿勢の推定

$$x_i = \sum_{j=0}^M p_j t_i^j, \quad y_i = \sum_{j=0}^M q_j t_i^j \quad (6)$$

ここに, p_j, q_j ($j=0, 1, 2, \dots, M$) は定数である。上述の姿勢変化を無視したときの議論と同様に, 異なる N 時点における c_i から, x_i, y_i までの距離を l_i として, (1)式で与えられる評価関数 L を最小にするよう, p_j, q_j ($j=0, 1, 2, \dots, M$) および z を決定する。(3)式に(6)式を代入して次式を得る。

$$L = \sum_{i=1}^N \left(\left| a_i \sum_{j=0}^M p_j t_i^j + b_i \sum_{j=0}^M q_j t_i^j + c_i \right| - z \right)^2 \quad (7)$$

L を最小にするための逐次計算は, 第4図に示したフローチャートと類似の手続きで行なうことができる(詳細は, 付録2を参照)。

以上の議論で, 連立方程式の解の存在, ((A-3)式または(A-8)式の係数行列の正則性) および収束値の一意性を保証するよう, 雑音の性質を数学的に厳密に規定するのは困難であるが, 特別意地の悪い偏りをもった雑音を考えない限り, 実用上は問題がない。

3. ウォブルの検出

光学的センサが基準とする所望のスピンの軸が, 慣性主軸と一致せず, ウォブルを生じたとき, 光学的センサのデータを一定時間収集すれば, 慣性主軸の方向が決定できることを示す。

第6図は, スピン軸とセンサ視野方向の関係を, 単

φ_{SE} に対して、 $\Delta\delta$ をプロットした図の一例を示す。ただし、 $\delta=0.5^\circ$ 、 $\varphi_{IE}=180^\circ$ と仮定し、パラメータとして $\Delta\theta_E/\theta_E=\Delta\theta_S/\theta_S$ をパーセント表示してある。このグラフから、 $\varphi_{SE}=0^\circ, 180^\circ, 360^\circ$ のとき、すなわち太陽・地球両センサの視野方向が、一直線上にあるときは、ウォブルは決定不可能であり、直交方向付近にあるときに精度が良好となることがわかる。

4. CS への応用例

前節までに述べた姿勢推定のアルゴリズムを、CS (実験用中容量静止通信衛星) に適用した結果について述べる。CS は、デスパンアンテナを備えたデュアルスピン衛星で、スピン軸ベクトル $\mathbf{s}_1$ は、ほぼ地軸に平行で、南方を向いている。静止衛星であるゆえ、地球方向ベクトル $\mathbf{v}_E$ は、約 24 時間で 360° 回転する。また CS の定常状態における姿勢はきわめて安定であり、ニュートーションや、軌道 1 周期中のプリセッションの影響はとくに考慮する必要はなく、前述のアルゴリズムの適用が可能であった。

24 時間の姿勢変動が微小であるとし、時間に関して姿勢が一定なモデルにより、3 節で述べたアルゴリズムを適用した。第 8 図は、1978 年 3 月 23 日に収集したデータを用い、処理するデータのスパンを変えたときの姿勢推定値の変化を示す。この例では、約 6 分間に 1 回の割合で、姿勢データをサンプリングしている。図中、 x_c 軸は春分点方向、 y_c 軸は赤道面内に x_c 軸と垂直にとった軸であり、 $x_c y_c$ 面内の点は、単位球上の点で表現したスピン軸方向を、 $x_c y_c$ 面上に投影したものである。矢印で、 $1^\circ/100$ に相当する大き

第 8 図 データ・スパンの増加に伴う CS の姿勢の収束状況

第 9 図 データ・スパンの増加に伴う CS の地球センサバイアスの収束状況

さが示してある。CS の姿勢保持精度が $\pm 0.1^\circ$ であることを考慮して、 $\pm 0.005^\circ$ 程度の範囲内に、姿勢決定結果が収束すれば十分と考えられる。第 7 図の例では、15 時間のデータスパンをとれば、この条件を満たしていることがわかる。また、第 9 図に示した、地球センサバイアス推定値と、データスパンの関係からも同様の結論を得る。

この他の例も含めて、CS の姿勢推定結果は、従来の重みつき最小二乗法のアルゴリズムによる推定結果と比して、 $1^\circ/100$ 以内に納まっていることがわかった。なお、従来提案されている重みつき最小二乗法のアルゴリズムで、センサバイアスを推定パラメータに含めた場合は、本論文で提案した方法と、推定対象 ($\mathbf{s}_1$ 方向および θ_E, θ_S) は同一であり、両者の結果の一致は当然期待される。

CS の真のスピン軸とセンサの基準とする軸の関係を、1978 年 3 月 23 日時点におけるデータで推定すると、(10), (11) 式を用いて、次のような結果を得た。

$$\delta = 0.285^\circ$$

$$\varphi_{IS} = 160.2^\circ$$

なお CS では φ_{SE} の値は約 100° であり、精度よく δ と φ_{IS} を決めるには好都合である。

5. む す び

スピン衛星の、新しい姿勢決定アルゴリズムを提案し、実際の衛星 (CS) に対する応用結果の一例を示した。また、ウォブルを、太陽・地球センサのデータのみから推定する方法についても提案した。

これらのアルゴリズムを応用して、ウォブルも含めた姿勢決定を行なうプログラムを試作し、現在、CS に対して運用を行なっている。

また、このアルゴリズムは、センサにより規定される基準軸と、衛星内に設定した所望の基準軸とのずれを検出するという意味で、3 軸衛星にも応用可能であ

る。さらに、一般の多次元状態ベクトルの推定にも拡張の可能性がと思われる (付録3参照)。

参考文献

- 1) WERKING, R.D.: A Generalized Technique for Using Cones and Dihedral Angles in Attitude Determination, GSFC Report X-542-71-222 (June 1971).
- 2) CHENG, P.H.W. GEORGANAS, N.D. and HOLBROOK, J.A.D.: KALMAN Estimation and Control of Dual-Spin Satellites, IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst., Vol. AES-13 (May 1977), pp. 236-245.
- 3) FANG, Ai Chun: An Approach to Attitude Determination for a Spin-Stabilized Spacecraft (IMP I), NASA Technical Note, NASA TND-6925 (August 1972).

付録1 (4)式の導出

$$f_i(x, y) = a_i x + b_i y + c_i z \geq 0$$

のとき, (3)式より,

$$L = \sum_{i=1}^N (a_i x + b_i y + c_i z)^2 \quad (\text{A. 1})$$

を得る。これを x, y および z で偏微分して, 0 とおく。

$$\partial L / \partial x = 2 \sum_{i=1}^N (a_i^2 x + a_i b_i y + a_i c_i z - a_i^2 x) = 0$$

$$\partial L / \partial y = 2 \sum_{i=1}^N (a_i b_i x + b_i^2 y + b_i c_i z - b_i^2 y) = 0$$

$$\partial L / \partial z = 2 \sum_{i=1}^N [z - (a_i x + b_i y + c_i)] = 0 \quad (\text{A. 2})$$

(5)式のように記号を定義すると, x, y, z に関する連立方程式を得る。これをベクトルと行列を用いて表現すると次のようになる。

$$\begin{pmatrix} A & B & C \\ B & D & E \\ C & E & N \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} F \\ G \\ H \end{pmatrix} \quad (\text{A. 3})$$

これを, x, y, z について解くと, 次式を得る。

$$\begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} A & B & C \\ B & D & E \\ C & E & N \end{pmatrix}^{-1} \begin{pmatrix} F \\ G \\ H \end{pmatrix} \quad (\text{A. 4})$$

(A.4)式右辺の逆行列を計算し, x, y, z を求めると(4)式を得る。

付録2 姿勢が時間とともに変化する場合

$$g_i(p_0, p_1, \dots, p_M, q_0, q_1, \dots, q_M) = a_i \sum_{j=0}^M p_j t_i^j + b_i \sum_{j=0}^M q_j t_i^j + c_i \quad (\text{A. 5})$$

とおく。初期推定値として, p_j, q_j ($j=0, 1, 2, \dots, M$) に, 任意の値を仮定し, $g_i(p_0, p_1, \dots, p_M, q_0, q_1, \dots, q_M) \geq 0$ が $i=1, 2, \dots, N$ で成立するよう, a_i, b_i, c_i

の符号を決める。このとき, (7)式右辺の絶対値記号ははずすことができ,

$$\begin{aligned} \partial L / \partial p_k &= 0, \quad \partial L / \partial q_k = 0 \quad (k=0, 1, 2, \dots, M); \\ \partial L / \partial z &= 0 \end{aligned}$$

として, $2M+3$ 個の未知数 $p_0, p_1, \dots, p_M, q_0, q_1, \dots, q_M, z$ に関する $2M+3$ 個の式からなる次の連立方程式を得る。

$$\frac{1}{2} \cdot \frac{\partial L}{\partial p_k} = \sum_{j=0}^M A_{kj} \cdot p_j + \sum_{j=0}^M B_{kj} \cdot q_j + C_k z = D_k$$

$$\frac{1}{2} \cdot \frac{\partial L}{\partial q_k} = \sum_{j=0}^M B_{kj} \cdot p_j + \sum_{j=1}^M E_{kj} \cdot q_j + F_k z = G_k \quad (k=0, 1, 2, \dots, M)$$

$$\frac{1}{2} \cdot \frac{\partial L}{\partial z} = \sum_{j=0}^M H_j p_j + \sum_{j=0}^M I_j q_j + z = J \quad (\text{A. 6})$$

ここに各記号は, 次のようにおいた。

$$\begin{aligned} A_{kj} &= \sum_{i=1}^N a_i^2 t_i^{k+j}, \quad B_{kj} = \sum_{i=1}^N a_i b_i t_i^{k+j} \\ C_k &= - \sum_{i=1}^N a_i t_i^k, \quad D_k = - \sum_{i=1}^N a_i c_i t_i^k \\ E_{kj} &= \sum_{i=1}^N b_i^2 t_i^{k+j}, \quad F_k = - \sum_{i=1}^N b_i t_i^k \end{aligned} \quad (\text{A. 7})$$

$$G_k = - \sum_{i=1}^N b_i c_i t_i^k, \quad H_j = - \sum_{i=1}^N a_i t_i^j$$

$$I_j = - \sum_{i=1}^N b_i t_i^j, \quad J = \sum_{i=1}^N c_i$$

連立方程式(A.6)をベクトルと行列を用いて表わすと次のようになる。

$$Sx = a \quad (\text{A. 8})$$

ここに, x は, 未知数によりつくられる $2M+3$ 次のベクトルである。すなわち,

$$x = (p_0, p_1, \dots, p_M, q_0, q_1, \dots, q_M, z)^T \quad (\text{A. 9})$$

ただし $()^T$ は, 転置を意味するものとする。 a は, 次式で定義される $2M+3$ 次の定数ベクトルである。

$$a = (D_0, D_1, \dots, D_M, G_0, G_1, \dots, G_M, J)^T \quad (\text{A. 10})$$

行列 S は次のように定義される $(2M+3) \times (2M+3)$ 次の行列である。

$$S = \begin{pmatrix} S_1 & S_2 \\ S_2 & S_3 \\ \vdots & \vdots \\ S_4 & S_5 \end{pmatrix} \quad (\text{A. 11})$$

ただし,

$S_1: A_{kj}$ を要素とする $(M+1) \times (M+1)$ 次の行列

$S_2: B_{kj}$ を要素とする $(M+1) \times (M+1)$ 次の行列

$S_3: E_{kj}$ を要素とする $(M+1) \times (M+1)$ 次の行列

$S_4 = (H_0, H_1, \dots, H_M)$ と定義される $2M+1$ 次のベクトル

$S_5 = (I_0, I_1, \dots, I_M)$ と定義される $2M+1$ 次のベ

トル

(A. 8)を解いて,

$$x = s^{-1}a \quad (\text{A. 12})$$

を得る. 特別な場合として, $M=0$ すなわち, 時間に関して, x, y が一定なとき, (A. 12)式は, (A. 4)式に帰す. (A. 12)式で得られた x が, $q_i(x) \geq 0$ を満足しないときは, a_i, b_i, c_i の符号を変え, 同じ計算をくり返すことは, 時間的に一定な姿勢の場合と同様である.

付録 3

本論文で述べたアルゴリズムを抽象化し, 観測ベク

トルおよび推定状態変数ベクトルの次元が任意の値の場合に拡張すると, 次のようになる.

求めようとする状態変数ベクトルの次元を n 次, 1回の観測で得られるベクトルの次元を m 次 ($m < n$) とする. 1回の観測の結果, 状態ベクトル空間には, m 次の拘束条件により規定される超平面が描かれ, N 回の観測の結果, N 個の同様の超平面が描かれる. 推定対象である状態変数が時間的に一定の場合, これらの超平面からの距離ができるだけ等しい点を推定点とする. また, 推定対象ベクトルが時間的に変化するとき, 変化の関数を仮定して, 関数のパラメータを推定対象とする.

大迎角における翼の突風応答に関する一実験*

An Experiment on the Gust Response of a Wing at Large Angle of Attack

吉 田 稔**・小 早 川 命***

Minoru YOSHIDA, Makoto KOBAYAKAWA

岡 崎 修 三****

and Shuzo OKAZAKI

Abstract

This paper presents experimental studies on the gust response of a wing at stalled region. Although there have been many published papers on the dynamic stall of oscillating wings, few are found on the dynamic stall in the gusty air. In this paper, the experimental approach on the dynamic stall problem of a wing in the gust is performed by wind tunnel tests. Dynamic pressure distributions upon wing surface are measured through the pressure transducer. The wing is two-dimensional, and has NACA-0012 as its cross sectional form. It is installed in the gusty flow (sinusoidal normal gust) at large angle of attack ($12 \sim 30^\circ$). The induced angle of attack by the gust is about 2 or 3 degree. The detail processes of the dynamic stall are made clear from these pressure distributions. The lift forces are obtained by the numerical integration of pressure distribution. The hysteresis loops of the lift force clearly show the characteristic over-shoot and under-shoot of the dynamic stall.

1. 序 論

翼の突風応答に関する諸問題については, 古くから

盛んに研究され, 数多くの論文が発表されているが, とくにダイナミックストールの問題は, 航空機の離着陸時における応答問題, あるいはヘリコプターのローターブレードやタービン, 軸流圧縮機の回転翼列の振動問題等において, きわめて重要である. しかしながら, 問題が非線形の領域に属し, 剝離現象の取り扱いが困難である点など, いまなお幾多の未解決問題を残し, 理論的研究, 実験的研究ともにいまだ完成の域に至っていない.

さて, この分野における過去の研究については, 失速角近傍あるいはそれ以上の迎角における2次元振動翼の揚力, モーメントのヒステリシスループや翼面上の圧力分布の測定等が行なわれ^{1)~5)}, さらに剝離流そのものが実験的にくわしく調べられている⁶⁾. また, 実験で得られた翼の失速領域における静特性をもとにして, ダイナミックストールの諸特性を理論的に予測する研究も多い^{7)~13)}. 一方, 翼のまわりの流れの状態より解析した論文もいくつか発表されている^{14)~17)}. これらは翼面上の境界層のふるまいに着目したり, 剝離流そのもののモデル化など種々の方法を用いている.

ダイナミックストールに関する研究は, 上述した研究も含めて, 2次元振動翼に対してなされることが多いようであるが, 大迎角をもつ翼に変動する流れが当たった場合の翼のパフォーマンス, すなわち, 失速領域における翼の突風応答もきわめて重要である. これに

* 昭和53年6月3日原稿受理

** (株)島津製作所

*** 京都大学工学部航空工学教室

**** 明石工業専門学校機械科