

簡易ヘリコプタ形態周りの流れ場解析

内山直樹*¹、藤井孝藏*²

A Flowfield Analysis of a Simple Helicopter Shape

Naoki UCHIYAMA*¹, Kozo FUJII*²

ABSTRACT

A numerical code that enables computation of a flowfield around simple helicopter configuration which consists of rotor blades and fuselage has been developed. A moving over-lapped grid approach is taken to consider not only the azimuthal rotation but also the prescribed flapping and pitching motion of each blade. In order to capture the tip-vorticities and the wake structure with as little numerical diffusion as possible, fifth-order accurate scheme is applied for the convection term in Euler equations. The code makes use of an equally spaced Cartesian grid for the background grid which eliminate the grid data storage, and hence reduces the required memory and greatly simplifies the interpolation process of the physical values between each grid.

1. はじめに

ヘリコプタまわりの流れ場解析においては、従来よりポテンシャル流理論に立脚した解析コードである VSAERO 等が活用されてきた。しかし、高性能ロータ/ヘリコプタの設計においては、翼端形状等の改良に伴う空力性能の変化を考慮できる Euler/Navier-Stokes 方程式による詳細解析への要求が高まりつつある。これに応えるべく、著者らは Euler/Navier-Stokes 方程式によるヘリコプタ形態周りの流れ場解析ツールの開発を進めている。ここでは、著者らが開発しているロータおよび簡易胴体形状から構成される、ヘリコプタ形状を対象とした流れ場解析プログラムを紹介する。

2. 数値解析手法

2.1 基礎方程式

本研究では、静止座標系に対して移動する検査体積について記述した3次元非定常 Euler 方程式を基礎式とする。流れ場解析には、ヘリコプタ胴体近傍、各ブレード近傍、さらにこれら全体を含む背景領域についてそれぞれ独立した計算格子を用いる、重ね合わせ格子法を採用している。さらに各ブレード近傍の計算格子(以下、ブレード格子)は、ブレードと一体化した移動・回転をすることから、格子メトリクスの時間微分項を評価

する必要がある。以下に、ブレード格子における差分法基礎式を示す。

$$\partial_{\tau} Q + \partial_{\xi} E + \partial_{\eta} F + \partial_{\zeta} G = 0$$

$$Q = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ e \end{bmatrix}, \quad E = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho U \\ \rho u U + \xi_x p \\ \rho v U + \xi_y p \\ \rho w U + \xi_z p \\ (e+p)U - \xi_t p \end{bmatrix}$$

$$F = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho V \\ \rho u V + \eta_x p \\ \rho v V + \eta_y p \\ \rho w V + \eta_z p \\ (e+p)V - \eta_t p \end{bmatrix}, \quad G = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho W \\ \rho u W + \zeta_x p \\ \rho v W + \zeta_y p \\ \rho w W + \zeta_z p \\ (e+p)W - \zeta_t p \end{bmatrix}$$

$$U = \xi_t + u\xi_x + v\xi_y + w\xi_z,$$

$$V = \eta_t + u\eta_x + v\eta_y + w\eta_z,$$

$$W = \zeta_t + u\zeta_x + v\zeta_y + w\zeta_z,$$

$$\xi_t = -x_t \xi_x - y_t \xi_y - z_t \xi_z,$$

$$\eta_t = -x_t \eta_x - y_t \eta_y - z_t \eta_z,$$

$$\zeta_t = -x_t \zeta_x - y_t \zeta_y - z_t \zeta_z$$

ここで格子メトリクスの時間微分項は、予め与えられるブレード運動から解析的に求まる格子点の位置関数の導関数を求めて、評価している。

*1 三菱重工業(株)名古屋航空宇宙システム製作所

*2 宇宙科学研究所

2. 2 ブレード運動

ブレード運動は、ピッチング、フラッピング、リード・ラグ（図 1 参照）を、ブレード方位角 ϕ に対する 1 次の調和関数として下式のように与えている。

$$\text{フラッピング: } \beta = \beta_0 - \beta_{1c} \cos \phi - \beta_{1s} \sin \phi$$

$$\text{ピッチング: } \theta = \theta_0 - \theta_{1c} \cos \phi - \theta_{1s} \sin \phi$$

$$\text{リード・ラグ: } \zeta = \zeta_0 - \zeta_{1c} \cos \phi - \zeta_{1s} \sin \phi$$

各係数は、風洞試験／実機試験等でのブレード運動を参考に決定する入力値である。

2. 3 計算格子

計算格子は、胴体格子、ブレード格子及び背景格子から構成される。

胴体格子

胴体格子は、本計算においては紡錘型の簡易胴体形状を対象とするため、機軸方向を C 型、周方向を O 型で囲む C-O 型物体適合格子を用いている。（図 2 参照）

ブレード格子

ブレード格子は、コード方向を C 型、スパン方向を H 型で上下に挟む C-H 型物体適合格子を用いている。

背景格子

背景格子には直交等間隔格子を用いている。（図 3 参照）ロータ周りの流れ場解析においては、背景格子で捉えるブレード翼端渦や後流面の解像度が重要となる。

このため、背景格子には非常に多くの格子点が要求される。本プログラムでは格子の等間隔分布を利用し、背景格子点の座標配列を陽に用いない手法を採用し、計算メモリの節約を実現している。

2. 4 数値流束

一般に、ヘリコプタの前進速度は亜音速の領域にあるが、ブレード翼端近傍の気流速度は遷音速となることが珍しくなく、衝撃波が生成する場合がある。一方、ブレード翼端から伸びる翼端渦は後続のブレードに干渉（BVI: Blade Vortex Interaction）し、ロータ全体の空力特性に大きく影響する。

これらの流れ場の特徴を考慮し、本プログラムでは、

ブレードおよび胴体格子においては安定性を重視した Osher-Chakravarthy の空間 3 次精度 TVD スキームを用いている。一方、背景格子においては制限関数を用いずに、下式の Osher-Chakravarthy 型の空間 5 次精度スキーム [1] を適用している。以下に同スキームの数値流束を示す。

$$\begin{aligned} f_{i+\frac{1}{2}}^{\pm} = & h_{i+\frac{1}{2}}^{\pm} + \frac{1}{120} \left(-6df_{i+\frac{3}{2}}^{\pm} + 48df_{i+\frac{1}{2}}^{\pm} + 22df_{i-\frac{1}{2}}^{\pm} - 4df_{i-\frac{3}{2}}^{\pm} \right) \\ & - \frac{1}{120} \left(-6df_{i-\frac{1}{2}}^{\pm} + 48df_{i+\frac{1}{2}}^{\pm} + 22df_{i+\frac{3}{2}}^{\pm} - 4df_{i+\frac{5}{2}}^{\pm} \right) \end{aligned}$$

ただし、

$$df_{i+\frac{1}{2}}^{\pm} = A_{i+\frac{1}{2}}^{\pm} (Q_{i+1} - Q_i)$$

ここで、 A^{\pm} は固有値の正負により分離したヤコビ行列を表す。また $h_{i+\frac{1}{2}}^{\pm}$ は 1 次精度風上流束を表し、本計算では安定性に優れ、計算効率も良い SHUS スキーム [2] を適用している。

2. 5 時間積分

運動するブレード周りの非定常流れ場を対象とする本プログラムでは、時間精度も重要となる。本非粘性解析では物体表面での流れ場を解像度よく捉えるために、ブレードおよび胴体格子での最小格子間隔を背景格子間隔の 1/10 程度としている。一定時間刻みに対し、CFL 数は格子間隔に反比例することから、ブレードおよび胴体格子においては、大きな CFL 数に対しても安定な計算ができる LU-SGS 陰解法を、下式に示す Newton 反復法を用いた時間 2 次精度型にして適用した。

$$[\text{LHS}]^p (Q^{p+1} - Q^p) = -\frac{2}{3} \Delta t \left[\frac{3Q^p - 4Q^n + Q^{n-1}}{2\Delta t} + (\text{RHS})^p \right]$$

ここで、 p は内部反復を表す。

一方、背景格子については、渦度場の精度良い移流を捉えるのに適した時間 4 次精度のルンゲ・クッタ法か、計算効率を重視した LU-SGS 陰解法のいずれかを選択できるものとした。

2. 6 物理量の補間

ヘリコプタ胴体格子、ブレード格子および背景格子の間では相互の解析結果を用いて、物理量の補間を逐次行う必要がある。本プログラムでは、物体適合格子同士である胴体格子とブレード格子間での直接的な物理量補間を避け、直交等間隔格子である背景格子を介した物理量補間を行うことによって、効率の良い処理を実現している。背景格子からブレード格子あるいは胴体格子の境界点への物理量補間は、検索過程を要さない以下の処理により行っている。

$$\begin{aligned}
 ia &= \text{int}(x/h), & ja &= \text{int}(y/h), & ka &= \text{int}(z/h), \\
 ib &= ia + \text{sgn}(x), & jb &= ja + \text{sgn}(y), & kb &= ka + \text{sgn}(z), \\
 s &= |x/h - ia|, & t &= |y/h - ja|, & u &= |z/h - ka|,
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 Q(x, y, z) &= (1-u) * ((1-t) \\
 &\quad * ((1-s) * Qb(ia, ja, ka) + s * Qb(ib, ja, ka)) \\
 &\quad + t * ((1-s) * Qb(ia, jb, ka) + s * Qb(ib, jb, ka))) \\
 &\quad + u * ((1-t) * ((1-s) * Qb(ia, ja, kb) + s * Qb(ib, ja, kb)) \\
 &\quad + t * ((1-s) * Qb(ia, jb, kb) + s * Qb(ib, jb, kb)))
 \end{aligned}$$

ここで、int, sgn はそれぞれ整数化関数、符号関数を表す。Qb は背景格子での物理量を表し、Q は補間により決定されるブレード格子あるいは胴体格子上での物理量を表す。h は背景格子間隔を表す。

3. 計算結果

3. 1 ロータ単体流れ場解析

ここでは、風洞試験[3]が行われている BVI が顕著となる飛行条件での流れ場解析を行った。ロータ形状は OLS ロータ[3]と称するものとした。ブレード枚数は 2 枚であり、平面形状は矩形である。ブレードアスペクト比は 9.22、翼根から翼端に向けて 8.2 度の線形ねじりを有する。翼型は対称翼であり、9.71%の翼厚比を有する。

飛行条件は翼端マッハ数は 0.664、前進比は 0.164 とした。ブレード運動については、下表の値を設定した。

表 1 ブレード運動係数 (度)

$\theta 0$	$\theta 1c$	$\theta 1s$	$\beta 0$	$\beta 1c$	$\beta 1s$
6.14	0.9	-1.39	0.5	-1.0	0.0

ブレード格子数はそれぞれコード方向、スパン方向および

法線方向に、121, 121, 31 点とした。背景格子は、ロータ中心から前後左右に 1 ロータ直径、上下に 0.5 ロータ直径の領域をとった。格子点数は、ロータ平面内に 407 * 407, 上下軸方向に 203 点とした。背景格子間隔 h は 0.1 ブレードコード長とした。総格子点数は 34,534,489 点となる。

本計算ケースでは、背景格子での時間積分に 4 次精度ルンゲ・クッタ法を採用した。1 イテレーションにおけるブレード回転角は 0.2° を基本とした。

図 4 に、ロータ回転角 670° での等渦度面 (等渦度値 0.06) を示す。ブレード翼端渦と後流面が高い解像度で捉えられていることが確認できる。図 5 には 95.5% スパン位置について、ブレード方位角 $\phi = 0^\circ, 45^\circ, 90^\circ, 135^\circ, 180^\circ$ での Cp 分布を風洞試験結果と比較する。非粘性計算であることから、 $\phi = 90^\circ$ では衝撃波の強さが過大に評価されている。

3. 2 簡易ヘリコプタ周りの流れ場解析

ここでは、OLS ロータ・ブレードを 4 枚有するロータと軸対称胴体形状から成る簡易ヘリコプタ形態周りについて流れ場解析を行った。胴体形状は、前胴部 69.87% までは翼厚比 30.74% の NACA 4 文字系翼型断面を有し、それより後部は円錐形となっている[4]。

本計算での飛行条件は、翼端マッハ数は 0.66、前進比 0.16、胴体に対する一様流迎角が 7.5° とした。ブレード運動の係数には下表の値を設定した。

表 2 ブレード運動係数 (度)

$\theta 0$	$\theta 1c$	$\theta 1s$	$\beta 0$	$\beta 1c$	$\beta 1s$
7.5	1.5	1.5	0.5	1.0	0.0

ブレード格子数は、それぞれコード方向、スパン方向および法線方向に 121, 45, 16 点とした。胴体格子点数は機軸方向、周方向および法線方向にそれぞれ、91, 91, 31 点とした。背景格子点数は、ロータ平面内に 271*271, 上下軸方向に 135 点とした。背景格子間隔 h は 0.15 ブレードコード長とした。総格子点数は 10,519,726 点となる。

図 6 に、各ブレード方位角 ϕ が 0°, 90°, 180°, 270° にある位置での、ブレード及び胴体表面での圧力分布を示す。また同図中に 75% スパン位置での圧力分布を示す。

ブレード近傍流れ場の動圧は、胴体周りの流れ場に比べ大きいいため、全場を対象とした圧力レンジでは胴体表面上の圧力分布が明確でない。そこで圧力レンジを絞り、胴体表面の非定常圧力分布を可視化した結果を図7に示す。同図より、ブレード方位角が $\phi=0^\circ$ となる時、ブレードからの吹き降ろしが胴体に干渉し、胴体後部表面に圧力上昇を生じていることが確認できる。

4. 計算効率

本計算は、宇宙科学研究所 VPP800 の 1PE で行っている。前節のロータ単体の計算ケースでは、ロータ1周に要する計算時間は約 16 時間、使用メモリは約 5Gbyte である。簡易ヘリコプタ形態での計算では、ロータ1周に要する計算時間は約 10 時間、使用メモリは約 1.5Gbyte である。

5. まとめ

ヘリコプタまわりの流れ場解析を可能とするプログラム開発の現状を説明した。ロータ周りの流れ場解析では、非定常な渦度場を精度良く捉えることが課題となる。本研究では、背景格子点での座標配列を排することにより可能となった大規模計算格子に、高次精度計算スキームを適用することにより、この課題にあたった。

今後は BVI、ロータ-胴体干渉等のヘリコプタまわりの流れ場に特徴的な現象について、風洞試験データとの定量的な比較検討を行い、本プログラムの有用性を高めていく予定である。

参考文献

- [1] M.M.Rai, AIAA-87-0543, 1987
- [2] 嶋 英志、城之内 忠正、航空宇宙技術研究所特別資料、SP-27, pp. 255-260
- [3] W.R.Spletsoesser, K.J.Schultz, D.A. Boxwell, and F.H. Schmitz, "Helicopter Model Rotor-Blade Vortex Interaction Impulsive Noise: Scalability and Parametric Variations" Tenth European Rotorcraft Forum, The Hague, Netherlands, Aug 28-31, 1984.
- [4] C.A.Smith, M.D.Betzina, J. Amer. Heli. Soc.,

Jan. 1986, pp.29-36

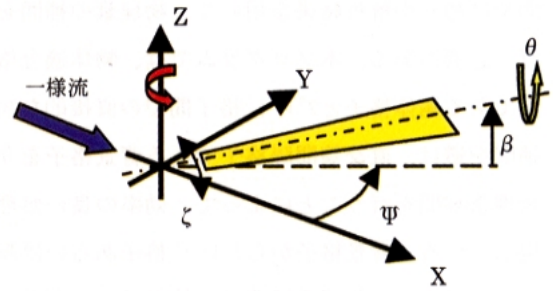


図1 ブレード運動

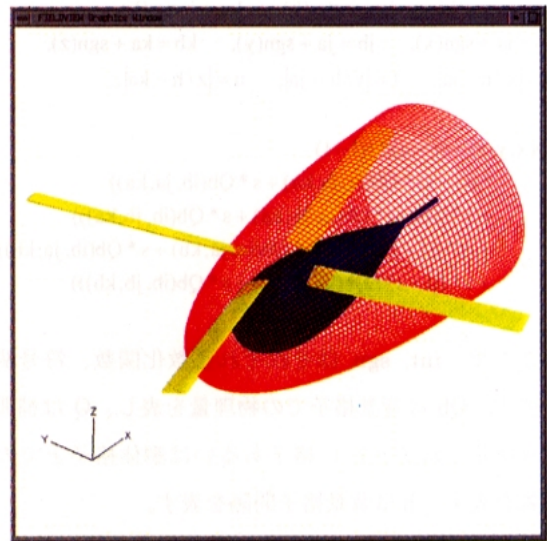


図2 胴体格子

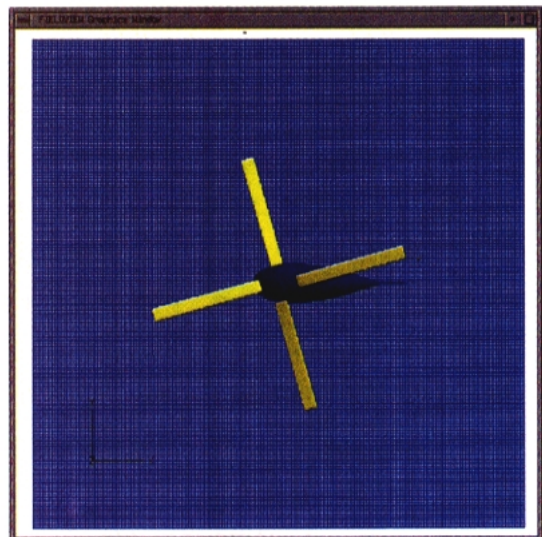
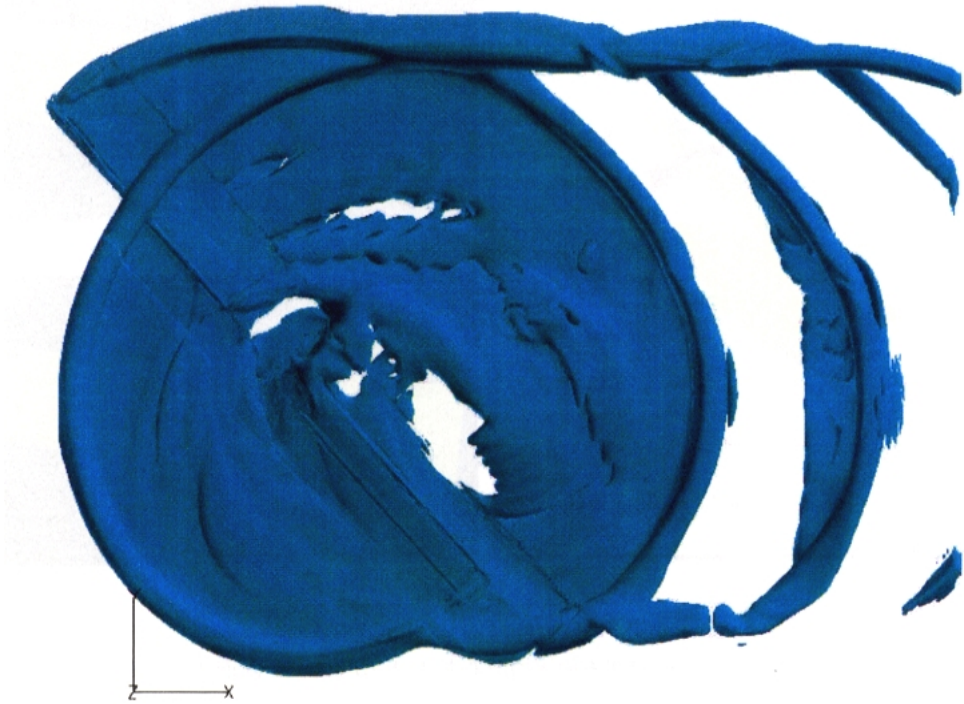


図3 背景格子

Iso-Vorticity Surface



$$|\omega| = 0.06$$

図4 前進飛行時の等渦度分布

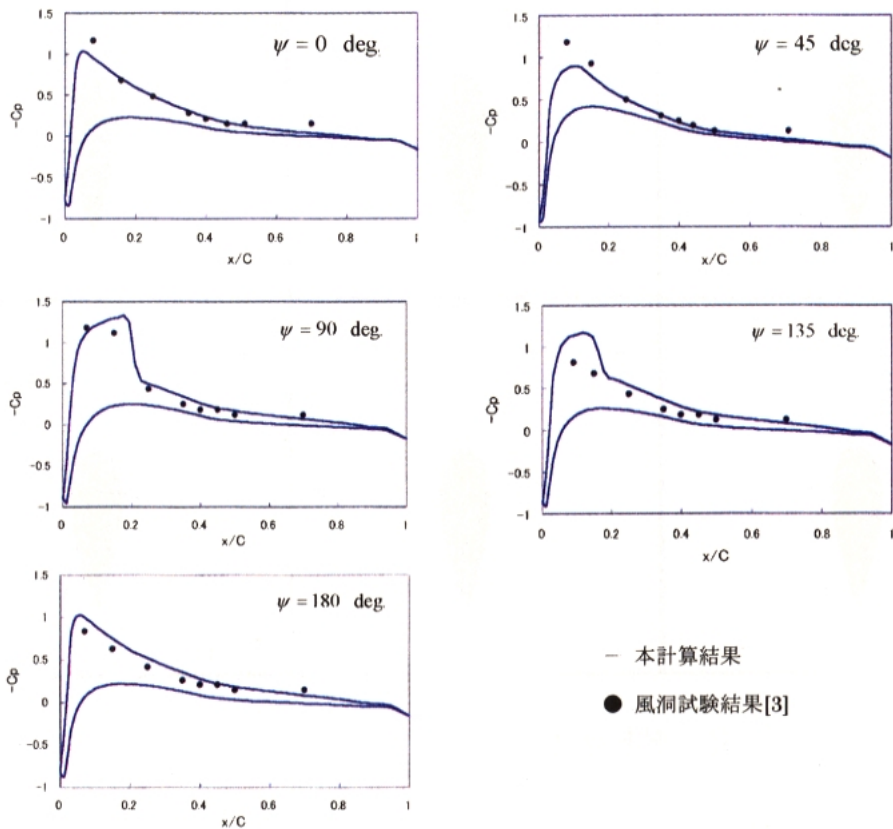


図5 95.5%スパン位置における C_p 分布

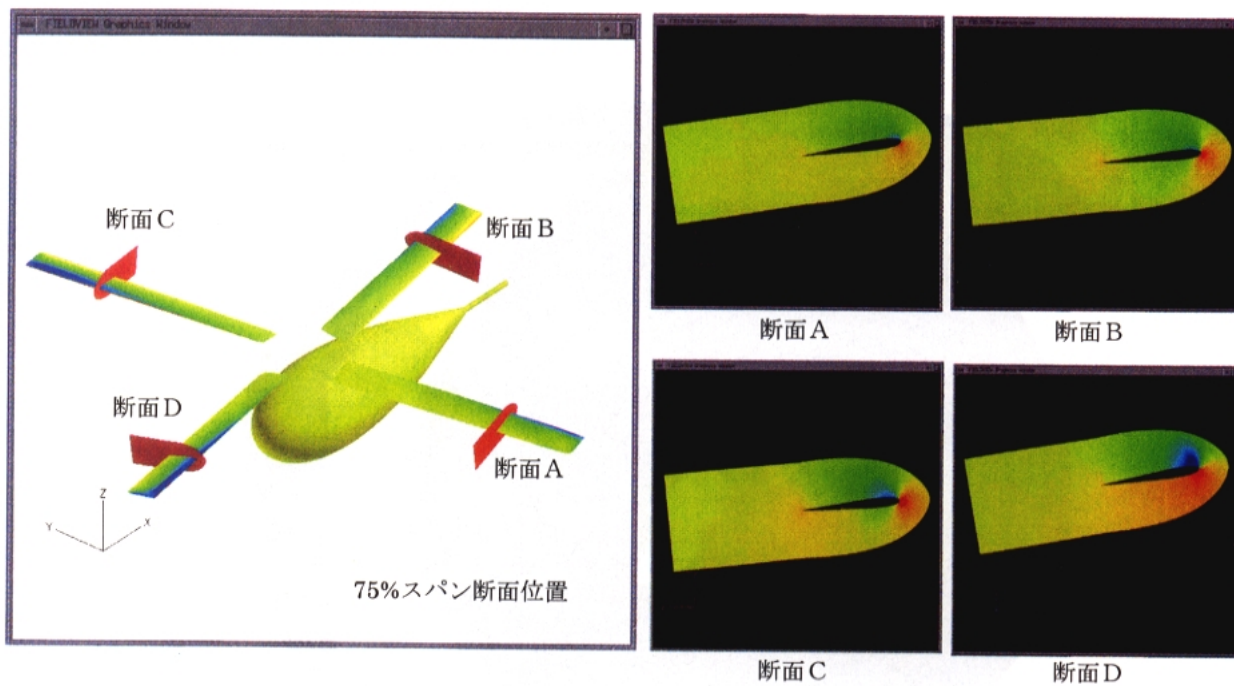


図6 機体表面圧力分布および75%スパン断面圧力分布

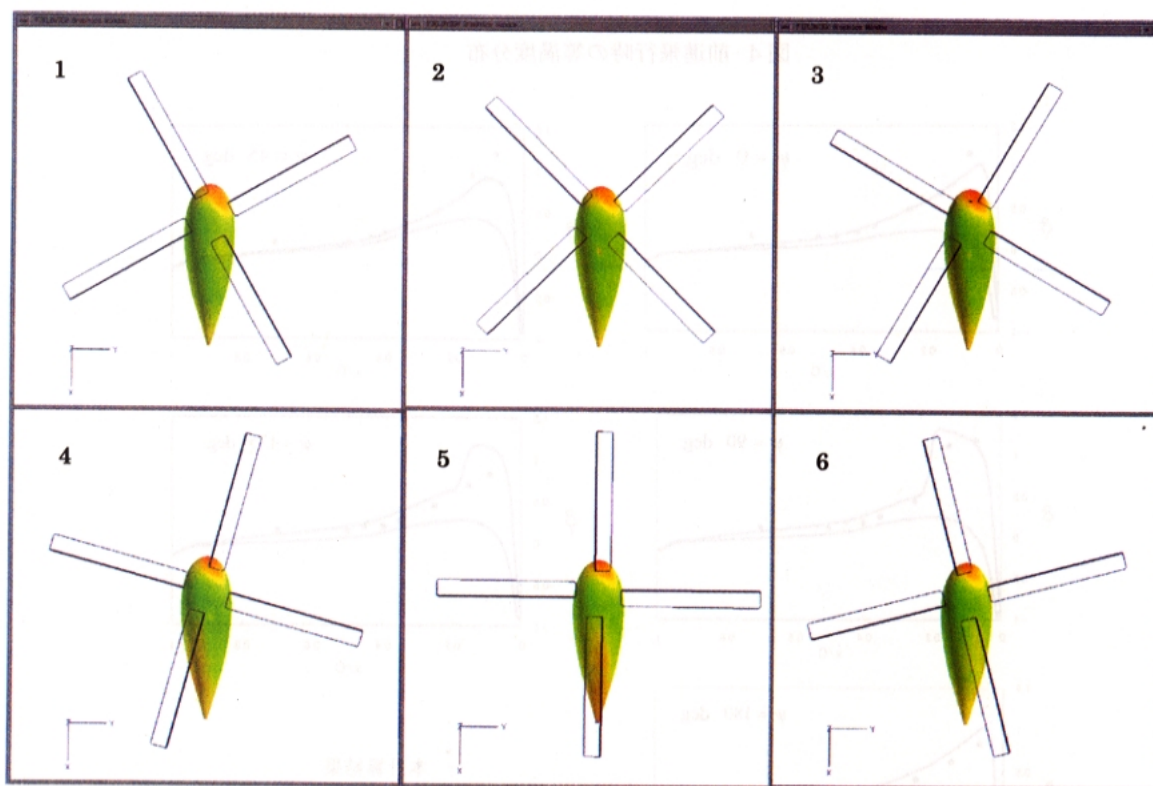


図7 胴体表面圧力分布 ($\Delta P / P_{inf} = 2.8\%$)