

## ロータ CFD と空力騒音解析

中尾雅弘\*1, 内山直樹\*1, 鈴木博史\*2, 藤井孝藏\*3, 大村 稔\*4

## Rotor CFD and Numerical Analysis of Aerodynamic Noise

by

Masahiro Nakao, Naoki Uchiyama, Hiroshi Suzuki, Kozo Fujii, Minoru Ohmura

## ABSTRACT

In this paper MHI activities about rotor CFD and aerodynamic noise analysis of helicopter are presented. Two types of rotor CFD codes (transforming-deformation grid system and overlapping grid system) have been developed. The overlapping grid CFD code is combined with acoustic analysis code to predict the BVI (Blade - Vortex Interaction) noise. Applications have been done for the wind tunnel and flight testing of helicopters. The computed pressure distributions and sound pressure histories are compared with experimental data and show good agreement. Furthermore, some future work about rotor CFD is mentioned.

## 1. はじめに

近年, 民間ヘリコプタ開発においては, 飛行性能のみならず騒音に対する考慮も重要な設計ポイントとなってきた。特にロータの形状設計においては, ブレード材料の発達とともに形状の自由度が増したことで, 空力, 騒音等を総合的に評価した3次元的な形状を設計することが可能になってきた。しかしながら, 固定翼のようにCFDによる設計がまだ, 十分発達していない現状では, 空力性能や騒音評価は風洞試験や実機試験に大きく依存している状態である。このような状況に対して, ここ数年各国でロータ空力解析ツールや騒音解析ツールの開発が進められてきたが, 三菱重工でも5年前からロータ空力解析および空力騒音解析ツールの開発に着手し, 設計ツールとしての活用をめざして, 開発を進めてきている。

ヘリコプタのロータ・ブレードは, 前進飛行時, シャフト軸まわりの回転の他, サイクリック変化するフェザリング, フラッピング及びリード・ラグ運動を行っている(図1)。固定翼に比べヘリコプタの空力解析を困難にしている要因の1つが, 定常巡航状態でも現れるこのブレードの運動である。空間を細かい格子で模擬しそれらの中で離散化された基礎方程式を解いていくCFDの手法で, 一様流, ブレードの回転, さらにブレードの運動という状態を模擬するためには, 空間格子適用法の考え方から新たに構築する必要があった。三菱重工では, 宇宙科学研究所との受託研究を通して, これらの剛体運動を模擬するため, 移動変形格子法と重合格子法の2種類の方法を適用したCFDコードを開発した。図2, 3にそれぞれの方法の概略図を示す。重合格子法は, ブレード近傍の格子と計算領域全体を含む格子を別個に生成し, ブレードの運動はブレード近傍の格子を全体格子の中で動かす方法である。一方, 移動変形格子法はブレードの運動に合わせて格子を変形していく方法である。重合格子法は, ブレードや胴体といった複数の計算対象を比較的簡単に計算に導入することができる利点がある。欠点としては, 格子間でデータの補間を行うため, 補間による誤差を生じやすい。移動変形格子法は補間による誤差がない代わりに, 胴体など複雑な形状も含めて取り扱うのは容易ではない。しかしながら, ヘリコプタブレードの弾性変形も考慮する場合には, どうし

でも格子を変形する必要が生じてくる。将来的にはこれらの手法を組み合わせることにより, ブレードの弾性変形まで考慮したツールの開発を進める予定である。また, 重合格子法の手法は, 音場解析コードを組み合わせることにより, ロータのBVI (Blade - Vortex Interaction) 騒音を推算する空力騒音解析コードとしても発展させている。

ここではこれらのロータCFDおよびそれを用いたロータ空力騒音解析について紹介する。

## 2. 解析手法

ここではまず, 空力解析手法について紹介し, 次に音場解析手法について述べる。

## 2.1 空力解析プログラム

移動変形格子法と重合格子法の2種類の手法についてそれぞれ説明する。

## 2.1.1 移動変形格子法

ブレード運動の模擬を単一格子で可能とするため, ブレードの動きに合わせて格子を移動変形する手法である。図2に示すように, ブレードを含む空間をH-Oタイプの格子で離散化し, 一様流の境界条件のもとで, ブレードの運動に合わせて格子を移動変形させながら回転する。格子の移動変形の方法は次のように行う。あらかじめ設定したトリム条件に対して各時間ステップでのブレード方位角を算出し, 以下の式により, ブレードの空間座標を求める。この際, ピッチ角 $\theta$ 及びフラップ角 $\beta$ はそれぞれ方位角 $\psi$ の一次の調和関数として次式で与えるものとする。

$$\theta = \theta_0 - \theta_1 \cos \psi - \theta_2 \sin \psi \quad (1a)$$

$$\beta = \beta_0 - \beta_1 \cos \psi - \beta_2 \sin \psi \quad (1b)$$

式(1a)に於いて,  $\theta_0$ はコレクティブ・ピッチ,  $\theta_1$ ,  $\theta_2$ はそれぞれチップパスプレーンの横及び縦のサイクリック・ピッチを表す。同様に式(1b)では,  $\beta_0$ はコーニング,  $\beta_1$ ,  $\beta_2$ はそれぞれ縦及び横の傾きを表す。これらの係数には各飛行条件に応じた値が予め代入される。ブレード格子の各点の座標  $(x, y, z)$  は, 初期座標  $(x_0, y_0, z_0)$  に対し, ピッチング, フラッピング及び方位角回転に伴う次の座標変換を順に施すことにより求める。

\*1三菱重工(株) \*2三菱エンジニアリング(株)

\*3宇宙科学研究所 \*4(株)CTI

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta & -\sin \theta \\ 0 & \sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{bmatrix}, \\ \begin{bmatrix} x_\beta \\ y_\beta \\ z_\beta \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} \cos \beta & 0 & -\sin \beta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \beta & 0 & \cos \beta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} E \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \\ \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_\beta \\ y_\beta \\ z_\beta \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (2)$$

ここで、 $E$ はフラッピングのオフセット・ヒンジを表す。

図3にブレードのスパン位置での格子の変形の様子を模式的に示す。格子の変形はブレード近傍ではブレードの移動とともに移動し、ブレードから距離が離れるに従って、移動量が減少し、外側境界領域では変形が0となるように重みがつけられている。すなわち、各ブレードスパン位置断面での表面点の移動量をベクトル $\vec{V}_s$ で表すとその表面点位置と同じL方向（ブレード表面から離れる方向）の格子点の移動ベクトル $\vec{V}_g$ は、以下に示すような式で表現される。

$$\vec{V}_g = \frac{S_g}{S_o} * \vec{V}_s \quad (3)$$

ここで、 $S_o$ 、 $S_g$ はそれぞれL方向最外縁の点と表面点および格子点との距離を表す。

基礎方程式は空間に固定された座標系で記述された3次元非定常オイラー方程式である。以下に計算空間における基礎方程式を記述する。

$$\partial_\tau \hat{Q} + \partial_\xi \hat{E} + \partial_\eta \hat{F} + \partial_\zeta \hat{G} = 0 \quad (4)$$

ここで、 $Q$ は保存変数、 $E$ 、 $F$ 、 $G$ はそれぞれ一般曲線座標 $(\tau, \xi, \eta, \zeta)$ 上での対流項流束を表す。流体の方程式を離散化する方法としては、安定性の良い風上差分法を適用した。風上差分法の中で流束を評価する方法はいくつかの種類があるが、ここではRoeの平均化を用いた流速差分法を用いている。この方法は遷音速領域では安定で、しかも、境界層内で人工粘性が自動的に小さくなるという利点がある、ここでの計算は非粘性であるが、将来、粘性計算への発展を考えてこの方法を用いた。

## 2. 1. 2 重合格子法

領域分割法を用いて格子の移動を考慮する手法で、計算格子系は、個々のブレードを囲みブレードと共に移動する物体境界適合格子（以下、ブレード格子）と、計算領域全体を覆う背景直交格子から構成される。ブレード格子はブレード方位角 $\psi$ に対応してピッチング及びフラッピング運動を行う。

本解析コードにおいても、移動変形格子法コードと同様、空間に固定された座標系で記述された三次元非定常Navier-Stokes/Euler方程式を基礎方程式とする。本手法においては、ブレード格子と背景格子との間で、計算過程の中で逐次更新される物理量を互いに補間する必要がある。図4に示すようにブレード格子の境界点においては、これを囲む背景格子よりその物理量を線形補間し、逆にブレード格子内部の格子点により囲まれる背景格子点は、ブレード格子点での値を用いて補間される。これにより、格子間の流れの連続性が達成される。本過程は解強制置換法[1]を用いて実現される。本手法では必要箇所において解の強制置換を可能とする解強制置換項を右辺に有した以下の基礎方程式を扱う。

$$\partial_\tau \hat{Q} + \partial_\xi \hat{E} + \partial_\eta \hat{F} + \partial_\zeta \hat{G} - \epsilon \text{Re}^{-1} \partial_\eta \hat{S} = \chi (\hat{Q}_f - \hat{Q}) \quad (5)$$

ここで、 $S$ は薄層近似した粘性流束を表す。また、 $\text{Re}$ はレイノルズ数を表す。右辺に関し、保存変数 $Q$ を強制解 $Q_f$ に置換する必要がある格子点においては $\chi$ に十分大きな値( $\chi=100,000$ )を代入し、 $Q = Q_f$ が実用的な精度で満たされるようにする。また、解の強制置換を必要としない大部分の格子点においては $\chi=0$ とする。また対流項の評価にはMUSCL法により高次精度化したRoeの風上差分法を用い、陰的時間積分法にはLU-ADI法を適用した。

基礎方程式は計算時間の短縮を目的に、ブレード格子と背景直交格子で以下の様に別とする。

ブレード格子：粘性計算時にはレイノルズ平均薄層Navier-Stokes方程式を使用。乱流モデルにはBaldwin-Lomaxモデルを適用。非粘性計算時にはEuler方程式を使用。

背景直交格子：Euler方程式

## 2. 2 ロータ騒音解析プログラム

音源項を評価するために必要なロータ近傍の空力解析と音波の遠方場への伝播をシミュレートする波動解析により構成される。空力解析手法は重合格子法を用いている。音場波動方程式には、NASA Langleyのヘリコプタ騒音解析コードWOPWOP[2]にならない、Ffowcs Williams-Hawkings方程式をFarassatの1A型に展開したものを適用する。

### 2. 2. 1 基礎方程式

音場の波動方程式には以下のFW-H方程式を用いる。同方程式は、Navier-Stokes方程式を移動境界面を考慮して、一定音速を特性速度とした線形波動方程式に変形

することにより導出される。

$$\begin{aligned} & \left( \frac{1}{a_0^2} \frac{\partial^2}{\partial t^2} - \nabla^2 \right) p' \\ &= \frac{\partial}{\partial t} \left[ \rho_0 v_n \left| \nabla f \right| \delta(f) \right] - \frac{\partial}{\partial x_i} \left[ l_i \left| \nabla f \right| \delta(f) \right] \\ &+ \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} \left[ T_{ij} H(f) \right] \end{aligned}$$

(6a)

ただし、

- $p'$  : 音圧。観測点圧力の一様流圧力からの差。
- $\rho_0$  : 一様流密度。
- $v_n$  : ブレード局所移動速度の法線成分。
- $f$  : ブレード面等高値。面上  $f=0$ , 外部  $f>0$ 。
- $l_i$  : 単位面積当たりの流体力。i方向成分。
- $\delta(f)$  : デルタ関数。
- $T_{ij}$  : Lighthill の応力テンソル。
- $H(f)$  : ヘビサイド関数。

上式右辺の3項はそれぞれ音響学的に単極子、双極子及び四極子に分類され、物理的にはそれぞれ翼厚音、荷重音及び乱流や衝撃波等の流体の非線形現象に起因した音源項に対応する。

本研究は亜音速域でのBVI騒音の推定を目的とするため、寄与の小さい第3項を無視した。式(6)は、右辺をCFDから求めた数値解で評価して既知のものと同扱いにより、その解析解を積分型で記述することができる。本研究では以下に示すFarassatの1A型[2]と称する積分型を用いた。

$$p'(\vec{x}, t) = p_T'(\vec{x}, t) + p_L'(\vec{x}, t) \quad (6b)$$

$$\begin{aligned} 4\pi p_T'(\vec{x}, t) &= \int_{f=0} \left[ \frac{\rho_0 v_n}{r(1-M_r)^2} \right]_{ret} ds \\ &+ \int_{f=0} \left[ \frac{\rho_0 v_n (rM_r \hat{r}_i + a_0 M_r - a_0 M^2)}{r^2(1-M_r)^3} \right]_{ret} ds \end{aligned}$$

(6c)

$$\begin{aligned} 4\pi p_L'(\vec{x}, t) &= \frac{1}{a_0} \int_{f=0} \left[ \frac{l_i \hat{r}_i}{r(1-M_r)^2} \right]_{ret} ds \\ &+ \int_{f=0} \left[ \frac{l_r - l_i M_i}{r^2(1-M_r)^2} \right]_{ret} ds \\ &+ \frac{1}{a_0} \int_{f=0} \left[ \frac{l_r (rM_r \hat{r}_i + a_0 M_r - a_0 M^2)}{r^2(1-M_r)^3} \right]_{ret} ds \end{aligned}$$

(6d)

ただし、

- $\rho_0$  : 音源から観測点までの距離。
- $\hat{r}_i$  : 音源から観測点方向に向かう単位ベクトル。
- $M$  : ブレードの局所移動マッハ数。
- $M_i$  : 局所移動速度のマッハ数表示。i方向成分。
- $M_r$  :  $M_i \cdot \hat{r}_i$
- $l_r$  :  $l_i \cdot \hat{r}_i$
- $ds$  : ブレード微小面積要素。
- $ret$  : 遅延時刻による被積分項の評価。

式(6c), (6d)において、 $p_T$ ,  $p_L$  はそれぞれ翼厚音及び荷重音を示す。上式は、時刻  $t$ , 観測者位置  $\vec{x}$  に届く音圧がブレードの各微小面積要素からそれぞれ異なる遅延時刻に発せられた音圧の総和であることを示す。遅延時刻は各微小面積要素に対し、以下の方程式の解として求められる。

$$\tau - t + \frac{r}{a_0} = 0 \quad (6e)$$

## 2. 2. 2 計算方法

実際の計算においては、ブレード面上の要素分割をCFDの計算格子による分割と等しくとり、式(6c), (6d)を数値積分により計算した。このとき、各要素に対する遅延時刻は式(6e)をニュートン法を用いて解くことにより求めた。また式(6c), (6d)中に現れる時間微分値に関しては、遅延時刻を挟むデータの差分により評価した。

## 3. 解析結果

### 3. 1 空力解析結果

#### 1) AH-1G OLSロータ前進飛行時の非粘性計算

移動変形格子法コードを用い、NASA AMES研究所で行われたAH-1G ヘリコプタによる前進飛行試験[3]と同条件の解析を行い、ブレード表面上の圧力分布を両者と比較した。同機体のロータはOLSロータと称し、対称

翼型を有する2枚の矩形ブレードから成る。ブレードは  $-10^\circ$  の線形の捩りを有する。計算格子点数は約90,000点である。飛行条件は前進速度82kt, 翼端マッハ数0.65 とした。図5はブレード表面上の圧力分布を表し、ブレード方位角による圧力変動が捕らえられている。図5(1)にスパン位置75%での圧力分布を本解析結果と飛行試験データとで比較する。ブレード前進側 ( $\psi=90^\circ$ ) 及び後退側 ( $\psi=270^\circ$ ) ともに前縁付近での圧力に試験データとの相違がみられるが、傾向的には概ね良い一致がみられる。

同じケースを重合格子法を用いて解析した結果が、図5(2)である。計算格子数は背景格子が295,245点, 2つのブレード格子がそれぞれ95,445点とした。移動格子法に比べて、前縁での圧力のピークが良く捕らえられていることがわかる。移動格子法では全空間を1つの格子で表すため、翼断面方向はHタイプの格子となる。このため、前縁付近での格子の解像度が落ちる可能性があるが、重合格子法では、翼まわりはCタイプの格子が生成できるため、前縁での解像度を上げることができる。圧力分布の差はこれが要因の1つと考えられる。

3. 2 空力騒音解析結果

・OLSロータ前進飛行時の空力騒音計算

本計算ケースはOLSロータの1/7スケール風洞試験[4]に対応した条件での計算で、BVIが特に顕著となる場合である。翼端マッハ数0.664, 前進比0.164での前進飛行時の非粘性解析を行い、この結果を用いて風洞試験でのマイクの位置に対応した以下の3点で音圧計算を行った。

- ・点A: ロータ回転面内, 上流。ロータ中心から3.4R
- ・点B: 点Aから $30^\circ$  下方。ロータ中心から3.4R
- ・点C: 点Bから $30^\circ$  右舷。ロータ中心から3.4R

図6に各音圧計算点の位置と、各点で計算された音圧履歴を風洞試験と比較して示す。点Aでの本計算による音圧履歴から、ロータ回転面内で顕著となる翼厚音による負圧が捕らえられていることがわかる。点B,Cにおいては、風洞試験結果でみられるようなBVIに伴うスパイク状のピークは十分には捕らえられていないものの、荷重音による正圧変動を捕らえていることが確認できる。十分な音圧ピークをとらえるためには、空力解析コードの更なる精度向上を図る必要があると考えられる。

4. 今後の展望

・重合格子法によるロータ+胴体空力干渉解析

現在、重合格子法を用いて、ロータと胴体を含んだ空間に格子を生成し、CFD解析を試みようとしている。ヘリコプタの空力設計に適用するCFDコード開発という観点から、特に前進飛行時の空力特性を検討するにあたっては、胴体とロータの空力干渉は重要なポイントとなる。図7に生成した格子の例を示す。現段階ではまだ十分な結果が得られていないが、今後解析を進め、上述の手法と組み合わせることで設計ツールとしての実用化を図る予定である。

5. まとめ

- (1) 移動変形格子及び重合格子を用いたロータ

CFDコードをそれぞれ開発した。

- (2) 重合格子法を用いた空力解析コードと音場解析コードを組み合わせ、ロータ空力騒音解析システムを開発した。
- (3) 今後はこれらの手法を組み合わせるにより、ヘリコプタ空力解析, 騒音解析コードの実用化を目指す。

参考文献

[1] Fujii, K., "Unified Zonal Method on the Fortified Solution Algorithm," J. Comp. Phys., Vol. 118, 1995.  
 [2] Farassat, F. and Succi, G.P., "The Prediction of Helicopter Rotor Discrete Frequency Noise," Vertica, Vol.7, No.4, 1983.  
 [3] Cross, J.L. and Watts, M.E., "Tip Aerodynamics and Acoustics Test," NASA RP-1179, Dec., 1988.  
 [4] Yung H. et al., "Aerodynamic and Acoustics of Rotor Blade-Vortex Interactions," J. Aircraft Vol.32 No.5(1995).

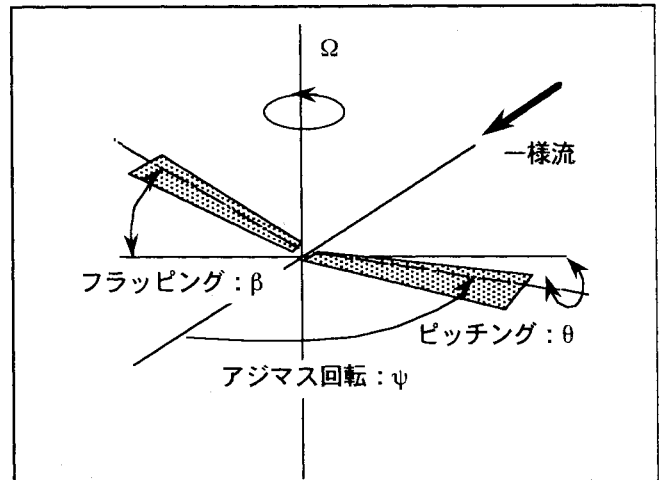


図1 ブレードの運動

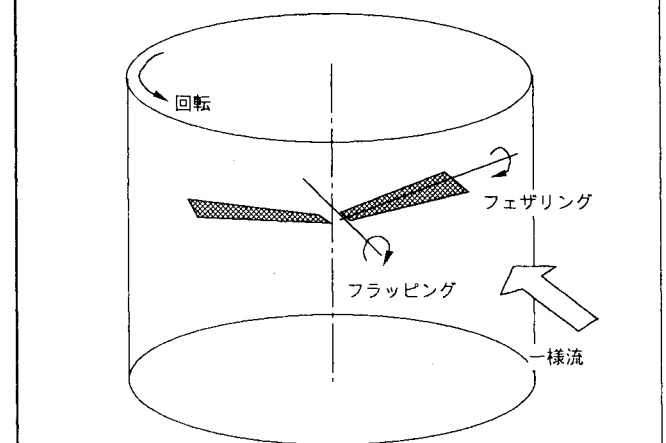
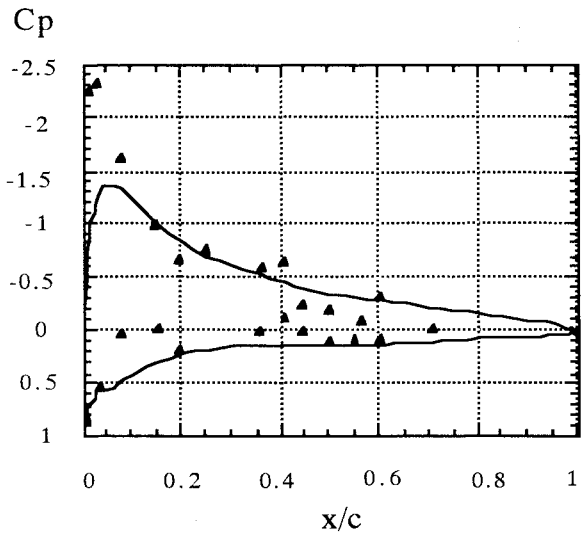
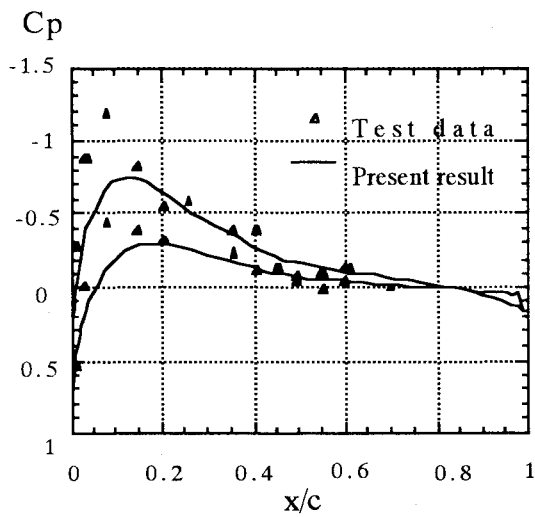
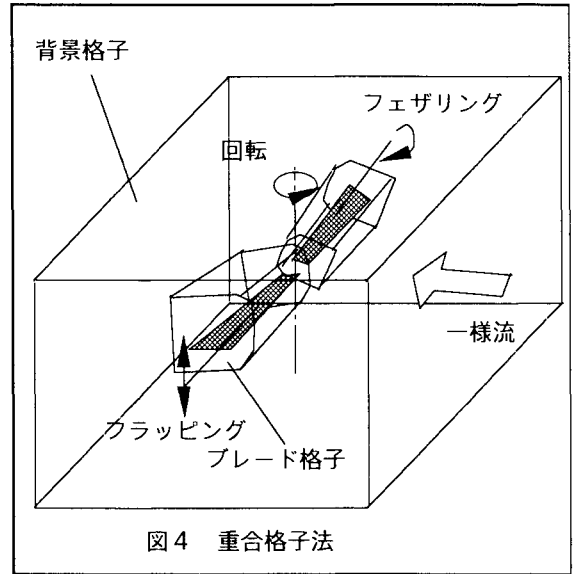
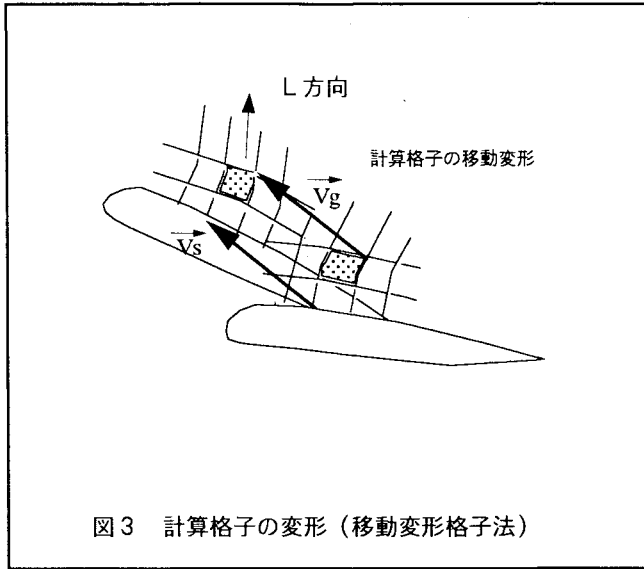
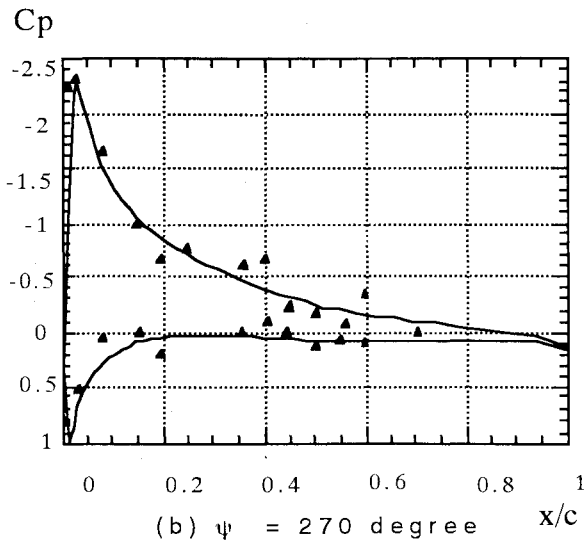
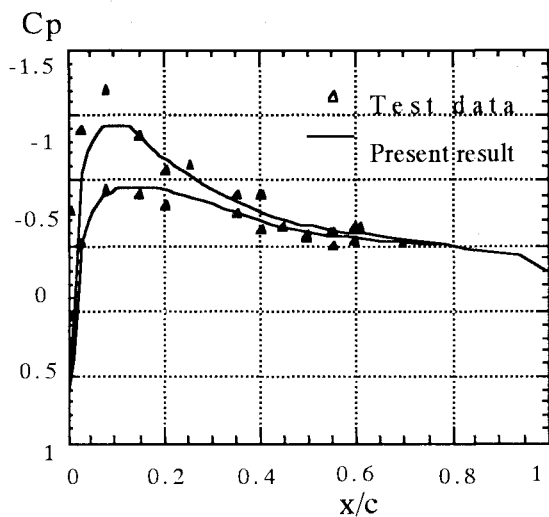


図2 移動変形格子法



(1) 移動変形格子法



(2) 重合格子法

図5 ブレード表面上圧力分布の比較

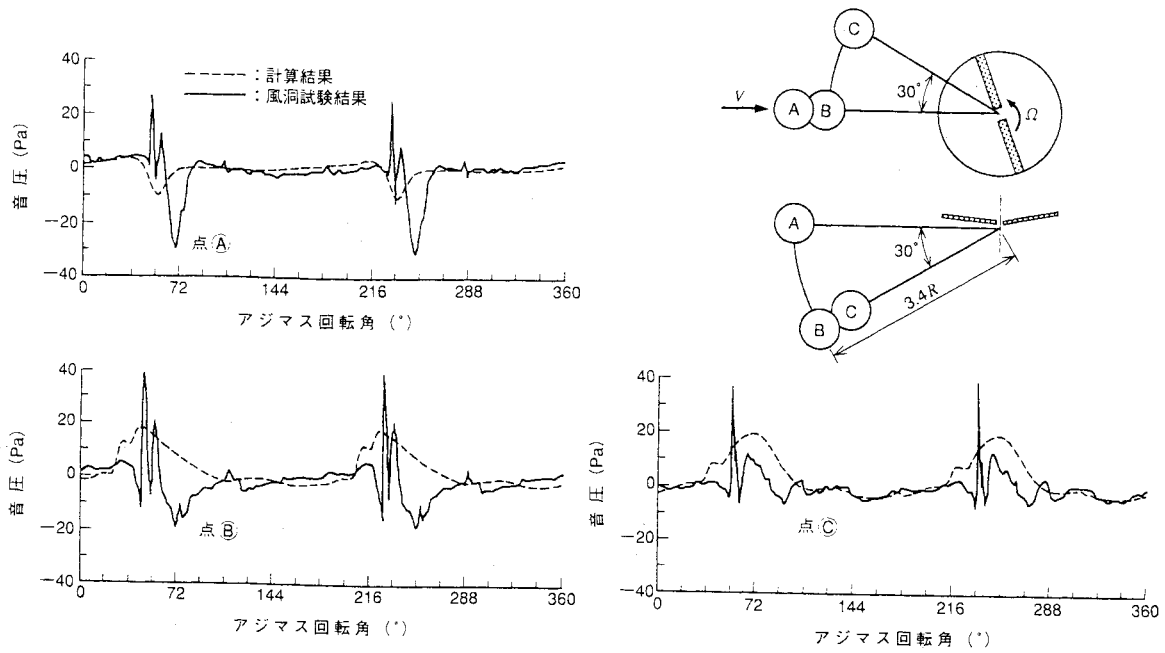
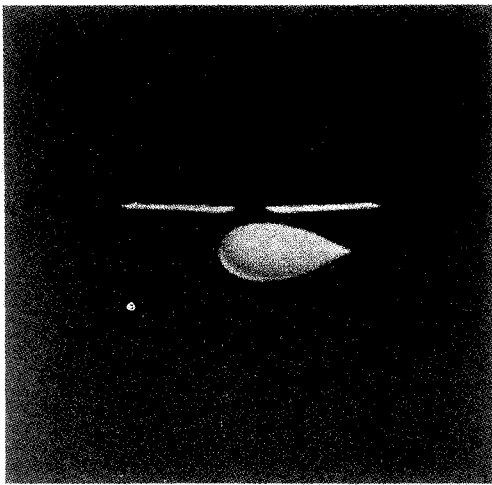
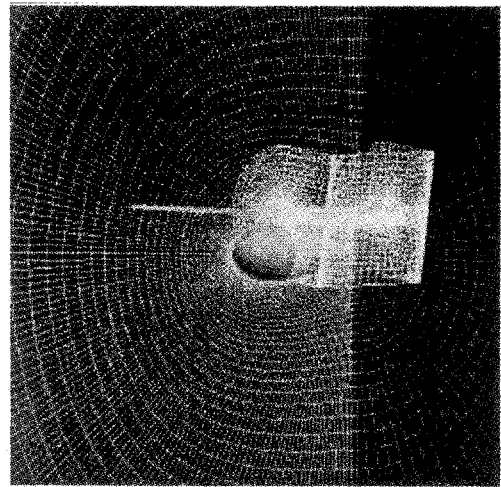


図6 前進飛行時の音圧履歴



(1) モデル形状



(2) 格子例

図7 ブレード+胴体重合格子