

## ヘリコプタ・ロータ空力騒音の数値解析

内山直樹\*, 中尾雅弘\*,  
藤井孝藏\*\*, 大村 稔\*\*\*

Numerical Analysis of Aerodynamic Noise of Helicopter Rotor

Naoki Uchiyama, Masahiro Nakao,  
Kozo Fujii, Minoru Ohmura

## Abstract

An analysis system for predicting helicopter rotor aerodynamic noise is developed. The system consists of a Navier-Stokes solver for near rotor flowfield computation and an acoustic wave equation solver for computing sound pressure propagation. The Navier-Stokes solver is applied on a system of overset grids in order to allow realistic motion of the rotor blades. The acoustic equation used is the linear Ffowcs Williams and Hawkings equation in Farassat's 1A integral formulation.

For aerodynamic validation, results obtained from Caradonna's test rotor in hover and AH-1G OLS rotor in forward flight are presented. For aeroacoustic validation, sound pressure history obtained from 1/4 scale UH-1 rotor in hover is presented.

## 1. はじめに

ヘリコプタはその優れた機動性から、都市部での交通手段として今後更なる運用が期待されている。一方で、ヘリコプタ特有の騒音問題は大きな技術課題として存在している。地上の観測者が耳にするヘリコプタ機外騒音は、種々の要素音が合成されたものである。この中でもロータ・ブレード周りの非定常流に起因した空力騒音は、遠方観測者にとって特に顕著なものとなる。ロータ空力騒音はその発生機構の違いから、さらに数種に分類される。その内、特定の飛行条件下で主要な騒音源となる以下の二つが注目されている。

## 1) 高速衝撃音

(High-Speed Impulsive (HSI) Noise)

## 2) ブレード-渦干渉音

(Blade-Vortex Interaction (BVI) Noise)

1) はブレードの翼厚による流体の排除に起因した翼厚音を核とし、高速飛行に伴うブレード翼端近傍の流れ場の圧縮性効果により、さらに増大されるものである。この騒音は、ロータ回転面内にある観測点で特に顕著となり、鋭いV字状の負圧を有した音圧履歴を示す。ヘリコプタの高速化の達成にあたっては、高速衝撃音の低減対策が要求されている。

2) は先行するブレードからの翼端渦や後流が、後続のブレードと干渉する際に生じる圧力変動に起因した騒音である。ブレード-渦干渉はヘリコプタの緩降下時に特に顕著となり、この時にはBVI騒音が他を卓越する。離着陸機会の多い都市部でのヘリコプタの運用では、特に本騒音の対策が要求される。

本研究では特にBVI騒音の低減設計に寄与するロータ空力騒音解析システムの開発を最終的な目標とする。空力騒音の数値解析にあたっては、次の2つの手法が考えられる。

1) 観測点での音圧を、CFDにより流れ場の一環として直接計算する手法。

2) ロータ近傍流れ場のみをCFDで解析し、これを音場の波動方程式と組み合わせることにより、観測点での音圧を求める手法(図1参照)。

1) の手法は、音圧をNavier-StokesないしEuler方程式の解として求めようとするものであり、モデル化に仮定が少ない点で原理的に優れたものであるが、現時点では十分な計算格子がとれず、計算例も限られている。

2) の手法は音源となるロータ近傍流れ場とこれによる音圧の伝播を独立に扱う手法であるが、効率良く遠方観測点での音圧を推定できるため、現在広く用いられている手法である。本研究でもこの手法を採用し、音場の波動方程式には線形Ffowcs Williams and Hawkings(FW-H)方程式を用いる。

一方、上記のいずれの解析手法に於いても、ロータ周りの流れ場を精度良く推定できる空力コードの存在が前提となる。ロータ周りの流れ場は固定翼機のそれと比べ以下の複雑さを有する。

- ・ロータ後流等、流れ場の三次元性が強い。
- ・前進飛行時においては流れ場が本質的に非定常となる。さらに、ブレードは回転運動の他にサイクリック運動を伴う。

本研究ではこれらを考慮し、移動・複合格子を導入した三次元非定常ロータ空力解析コードを開発し、騒音解析に必要な空力データの取得にあたった。

本報では、このたび試作したロータ空力騒音解析システムについて、その構成要素である空力コード及び音場の波動方程式ソルバについて説明し、それぞれに行った検証計算結果を報告する。

\* (株) 三菱重工業 名古屋航空宇宙システム製作所

\*\* 宇宙科学研究所

\*\*\* (株) CTI

## 2. 解析手法

## 2.1 ロータ空力解析コード

## 計算格子系

計算格子系は、それぞれのブレードを含むC-H型境界適合格子（以下、ブレード格子）とこれを含む背景直交格子から構成される。図2(a),(b)に格子系の全体及びブレード近傍をそれぞれ示す。ブレード格子は、図3に示す回転、ピッチング及びフラッピング運動を行う。この際、ピッチ角 $\theta$ 及びフラッピング角 $\beta$ はそれぞれアジマス回転角 $\psi$ 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、 $\theta_1$ 、 $\theta_2$ はそれぞれテイル・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、フラッピング及びアジマス回転に伴う以下の座標変換を順に施すことにより求められる。

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

ここで、 $E$ はフラッピングのオフセット・ヒンジを表す。

## 基礎方程式

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

また基礎方程式中には、ブレード格子と背景直交格子のそれぞれで求められる解が、必要個所において互いに置換されるよう、解強制置換項[1]が付加される。

以下に本計算で用いた基礎方程式の形を示す。

$$\partial_t \hat{Q} + \partial_\xi \hat{E} + \partial_\eta \hat{F} + \partial_\zeta \hat{G} - \epsilon \text{Re}^{-1} \partial_\eta \hat{S} = \chi (\hat{Q}_I - \hat{Q}) \quad (2a)$$

式(2a)は $\epsilon=0,1$ でそれぞれEuler及び薄層Navier-Stokes方程式に切り替わる。 $\text{Re}$ はレイノルズ数を表す。

$\hat{Q}$ は保存変数、 $\hat{E}, \hat{F}, \hat{G}$ はそれぞれ一般曲線座標 $(\xi, \eta, \zeta, \tau)$ 上での対流項流束を表す。また右辺は解強制置換項を表し、解の強制置換を必要とする座標値 $(\xi, \eta, \zeta, \tau)$ においては係数 $\chi$ に十分大きな値が与えられ、保存変数 $\hat{Q}$ が強制解 $\hat{Q}_I$ に置換される。解の強制置換を必要としない大部分の座標値に対しては $\chi=0$ が代入される。

基礎方程式中で必要となるメトリクスの時間微分値は、次式に式(1a)~(1c)を代入して得られる解析表現により評価した。

$$\xi_t = -x_r \cdot \nabla \xi, \quad \eta_t = -x_r \cdot \nabla \eta, \quad \zeta_t = -x_r \cdot \nabla \zeta \quad (2b)$$

## 計算スキーム

対流項の評価に関しては、MUSCL法により高次精度化したRoeの風上スキームを適用した。

時間進行法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した。

ブレード格子：LU-ADI陰解法[2]

背景直交格子：Euler陽解法

この選択は以下の考察による。非定常計算では全格子系を通して共通の時間刻みを用いる必要がある。この時間刻みはブレード格子内の最小格子間隔を基準にしたCFL条件から決められるものであり、ブレード格子上ではCFL数を大きくとれる陰解法の適用が不可欠である。一方、背景直交格子においては格子間隔がブレード格子に対して非常に大きいため、同一の時間刻みを用いた場合のCFL数は非常に小さな値となり、計算量の少ない陽解法の適用が可能となる。

例として、ブレード・コード長を1とした粘性計算の場合、ブレード格子の最小間隔は $\Delta S_{\text{blade}} = 10^{-5} \sim 10^{-4}$ 程度である。これに対し背景直交格子の最小格子間隔は $\Delta S_{\text{back}} = 10^{-1}$ である。これよりブレード格子と背景直交格子でのCFL数の比は以下のオーダとなる。

$$\text{CFL}_{\text{back}} / \text{CFL}_{\text{blade}} = 10^{-4} \sim 10^{-3} \quad (3a)$$

ただし、

$$\text{CFL} = \lambda \Delta t / \Delta S \quad (3b)$$

( $\lambda$ : 物理空間での特性速度,  $\Delta t$ : 時間刻み)

ブレード格子系ではLU-ADI陰解法を用い、

$\text{CFL}_{\text{blade}} \approx 10^1$ 程度とするため、背景格子でのCFL

数は以下のオーダーとなり、安定な陽解法が可能となる。

$$CFL_{back} = 10^{-3} \sim 10^{-2} \ll 1 \quad (3c)$$

**計算領域及び境界条件**

各計算領域の大きさを以下に記す。

ブレード格子：スパン方向に関し、翼根側は1コード長、翼端側は3コード長の領域を確保。放射方向は5コード長。

背景直交格子：ロータ中心から上下に3ロータ半径長、前後左右に4ロータ半径長とした。

上記寸法を図4に示す。

各計算領域に課す境界条件を以下に記す。

ブレード格子

翼面境界：粘着条件(Navier-Stokes) / すべり条件(Euler)

外部境界：背景格子から解強制置換法を用いて、各タイム・ステップに逐次補間。

背景直交格子

内部格子：ブレード格子に覆われる格子点について、ブレード格子から解強制置換法を用いて各タイム・ステップに逐次補間。

遠方境界：一様流で固定。

2. 2 音場波動方程式ソルバ

**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 $a_0$ 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。

$$\begin{aligned} & \left( \frac{1}{a_0^2} \frac{\partial^2}{\partial t^2} - \nabla^2 \right) p' \\ &= \frac{\partial}{\partial t} \left[ \rho_0 v_n |\nabla f| \delta(f) \right] - \frac{\partial}{\partial x_i} \left[ l_i |\nabla f| \delta(f) \right] \\ &+ \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} \left[ T_{ij} H(f) \right] \end{aligned} \quad (4a)$$

ただし、

$p'$ ：音圧。観測点圧力 $p$ の一様流圧力 $p_0$ 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。

式(4a)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(4a)は、右辺をCFDから求めた数値解で評価して既知のものとして扱うことにより、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[3]と称する積分型を用いた。

$$p'(\mathbf{x}, t) = p'_T(\mathbf{x}, t) + p'_L(\mathbf{x}, t) \quad (4b)$$

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

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

ただし、

$r$ ：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 $\tau$ による被積分項の評価。

式(4c)、(4d)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 $\mathbf{x}$ に届く音圧がブレードの各微小面積要素 $ds$ からそれぞれ異なる遅延時刻 $\tau$ に発せられた音圧の総和であることを示す。遅延時刻 $\tau$ は各微小面積要素 $ds$ に対し、以下の方程式の解として求められる。

$$\tau - t + \frac{r}{a_0} = 0 \quad (4e)$$

**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(4c)、(4d)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  $\tau$  は式(4e)をニュートン法を用いて解くことにより求めた。また式(4c), (4d)中に現れる時間微分値に関しては、遅延時刻  $\tau$  を挟むデータの差分により評価した。

3. 検証計算

3.1 ロータ空力解析

ロータ空力解析コードの検証を目的に以下に示す2ケースの計算を行った。

1) モデル・ロータを用いたホバ粘性計算

本ケースではCaradonna等[4]によるロータ空力試験と同条件の計算を行う。低アスペクト・モデル・ロータを用い、ブレード運動は回転のみとする。ロータ諸元、ホバリング条件、計算格子数を下表に示す。

ロータ諸元

ブレード枚数	2
ブレード形状	矩形
翼型	NACA0012
ねじり下げ	なし
アスペクト比	6

ホバリング条件

翼端マッハ数 $M_{tip}$	0.794
翼端レイノルズ数 $Re$	$3.55 \times 10^6$
コレクティブ・ピッチ $\theta_0$	$12^\circ$
コーニング $\beta_0$	$0^\circ$

計算格子数

	$\xi$	$\eta$	$\zeta$
ブレード格子	81 (ブレード上 61)	21	45 (ブレード上 31)
背景直交格子	81	81	45

図5(a)~(d)に本計算結果によるコード上圧力分布をスパン位置 50, 68, 80, 89% について示す。同図中、翼根側前縁のサクシオン・ピークが過大評価され、翼端側では逆に過小評価される傾向にあるが、概ねにおいてCaradonnaの実験値とよい一致を示している。

本計算結果はロータ1回転後の解であり、所要CPU時間は富士通VXで約30時間である。ブレード格子の翼面近傍の最小格子幅は約  $\Delta S_{blade} = 6 \times 10^{-4}$  である。

2) AH-1G OLSロータ前進飛行時の非粘性計算

本ケースはAH-1Gヘリコプタの実機試験[5]に対応した条件での計算である。ブレードは9.71%の翼厚を有したOLS対称翼型である。本飛行条件はロータ迎角が正值をとり、BVIが特に顕著となる場合で

ある。また前進飛行であるため、ブレード運動は回転の他、ピッチング及びフラッピングを含む。下表にロータ諸元、前進飛行条件、計算格子数を示す。

ロータ諸元

ブレード枚数	2
ブレード形状	矩形
翼型	OLS対称翼
ねじり下げ	$-10^\circ$ 線形
アスペクト比	9.2

前進飛行条件

翼端マッハ数 $M_{tip}$	0.65				
前進比 $\mu$	0.19				
ロータ迎角 $\alpha$	$4^\circ$				
コレクティブ・ピッチ $\theta_0$	横サイクラック・ピッチ $\theta_1$	縦サイクラック・ピッチ $\theta_2$	コーニング $\beta_0$	縦の傾き $\beta_1$	横の傾き $\beta_2$
$6^\circ$	$-1.7^\circ$	$5.5^\circ$	$4^\circ$	$0.15^\circ$	$-2.1^\circ$

計算格子数

	$\xi$	$\eta$	$\zeta$
ブレード格子	101 (ブレード上 81)	21	45 (ブレード上 27)
背景直交格子	81	81	45

図6(a)~(c)に本計算結果によるスパン位置91%での圧力分布をアジマス角  $\psi = 90^\circ, 270^\circ, 300^\circ$  について示す。いずれの位置においてもブレード前縁上面のサクシオン・ピークが過小評価される傾向にあるが、非定常性の強い本ケースにおいても概ねにおいて圧力分布が実験値と良い一致を示していることがわかる。

本計算結果はロータ1回転以降のデータを用いたものであり、ロータ1回転に要したCPU時間は約8.5時間である。ブレード格子の翼面近傍の最小格子幅は約  $\Delta S_{blade} = 5 \times 10^{-3}$  である。

3.1 空力騒音解析

音場波動方程式ソルバの検証を目的に1/4スケールUH-1ロータのホバリング状態での空力騒音の計算を行った。下表にロータ諸元を示す。

ロータ諸元

ブレード枚数	2
ブレード形状	矩形
翼型	NACA0012
ねじり下げ	$-10.9^\circ$ 線形
アスペクト比	13.7

また空力計算は下表のホバリング条件に対し行われた。

ホバリング条件

翼端マッハ数 $M_{tip}$	0.73
コレクティブ・ピッチ $\theta_0$	$15^\circ$
コーニング $\beta_0$	$2.75^\circ$

空力騒音の観測点は、いずれもロータ中心より  $1.64R$  ( $R$ :ロータ半径)の距離にある次の3点とした。

点A: ロータ回転面内,  $x$ 軸上  
座標位置  $(1.64R, 0., 0.)$

点B:  $x$ - $z$ 平面内。  
座標位置  
 $(1.64R \cos(30^\circ), 0., -1.64R \sin(30^\circ))$

点C:  $z$ 軸上。  
座標位置  $(0., 0., -1.64R)$

図7に本計算により得られた音圧履歴を示す。点Aの音圧履歴より、ロータ回転面内で顕著となる翼厚音による負圧と、これに先だって観測される荷重音による正圧が捕らえられていることがわかる。また点Bでの結果より、BVI現象が反映される荷重音について、その指向性がロータ回転面の斜め下方に強いことが確認できる[6]。ロータ回転軸上にある点Cにおいては、ブレード運動の対称性から翼圧音が相殺され、荷重音についてはほぼ一定値になっていることが確認できる。

4. まとめ

ヘリコプタの空力騒音の低減を目的とした、ロータ空力騒音解析システムを試作した。本システムの構成要素である空力解析コードと音場波動方程式ソルバについて、それぞれ検証計算を行った。空力解析コードについては、サイクリック運動を含むロータの空力を良好な精度で推定できることが確認できた。一方、音場波動方程式ソルバについては、ホバリング時の空力騒音を計算することにより、翼厚音及び荷重音が定性的に捕らえられていることが確認できた。

参考文献

- [1] Fujii, K., "Unified Zonal Method on the Fortified Solution Algorithm," J. Comp. Phys., Vol. 118, 1995.
- [2] Obayashi, S., Matsushima, K., Fujii, K. and Kuwahara, K., "Improvements in Efficiency and Reliability for Navier-Stokes Computations Using the LU-ADI Factorization Algorithm," AIAA Paper 86-338, Jan., 1986.
- [3] Farassat, F. and Succi, G.P., "The Prediction of Helicopter Rotor Discrete Frequency Noise," Vertica, Vol.7, No.4, 1983.
- [4] Caradonna, F.X. and Tung, C., "Experimental and Analytical Studies of a Model Helicopter Rotor in Hover," NASA TM-81232, Sep., 1981.
- [5] Cross, J.L. and Watts, M.E., "Tip Aerodynamics and Acoustics Test," NASA RP-1179, Dec., 1988.
- [6] Boxwell, D.A. and Schmitz, F.H., "Full-Scale Measurements of Blade-Vortex Interaction Noise," J.AHS, Vol.27, No.4, Oct. 1982.

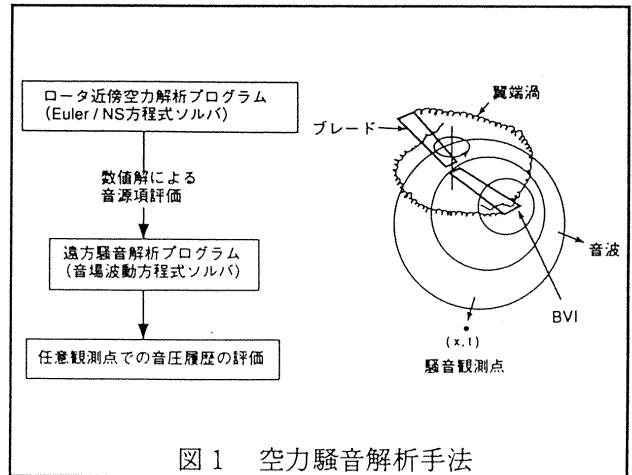


図1 空力騒音解析手法

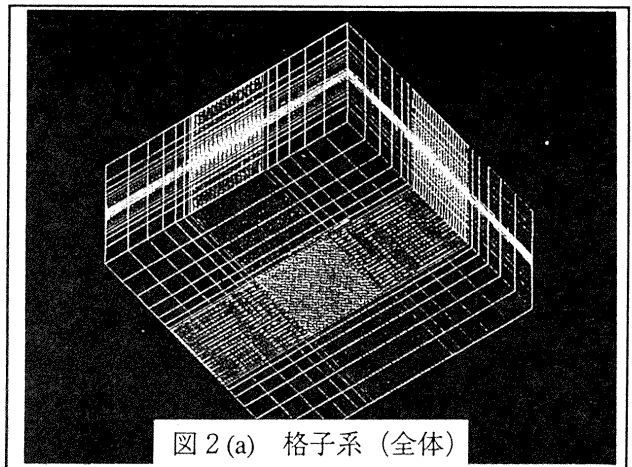


図2(a) 格子系 (全体)

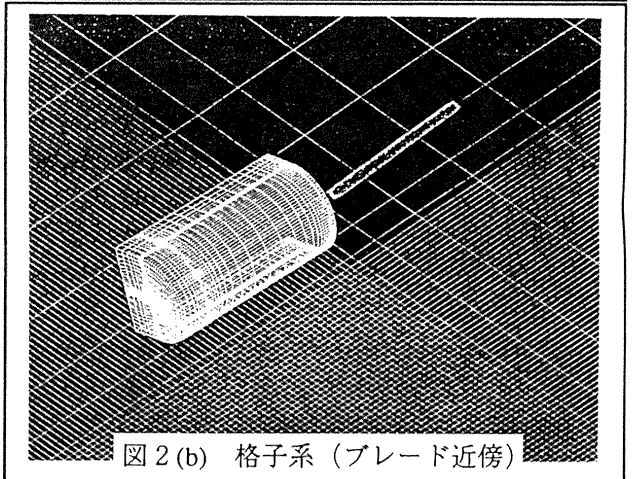


図2(b) 格子系 (ブレード近傍)

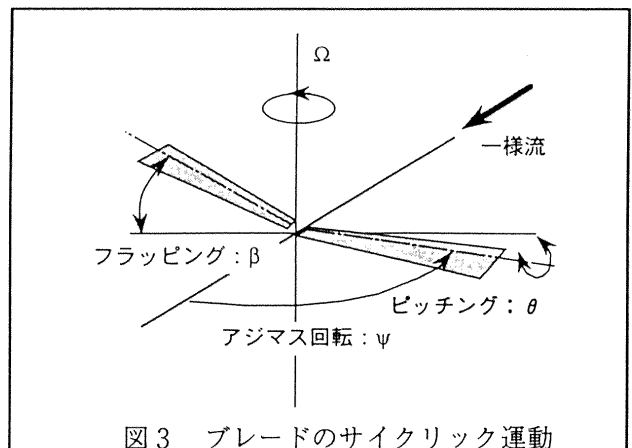


図3 ブレードのサイクリック運動

