

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

ブレードの弾性変形と翼端渦の減衰を考慮した

ヘリコプタのBVI騒音の予測

稲田 喜信, 梁 忠模, 岩永 則城, 青山 剛史

2008年2月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

目 次

概要	1
記号	2
1. はじめに	2
2. 数値解法	3
2.1 CFD ソルバ	3
2.2 翼端渦モデル	3
2.3 翼端渦の幾何学的な形状	4
2.4 ブレード運動のモデル化	5
2.5 音響解析	6
3. 結果と考察	6
3.1 計算コードの検証	6
3.2 HART II テストで用いられたブレード運動のモデル化	9
3.3 翼端渦のモデル化	10
3.4 ブレードの空力荷重係数	10
3.5 ブレード上下面の圧力差	12
3.6 音響解析	14
3.7 考察	14
4. まとめ	16
謝辞	16
参考文献	16

ブレードの弾性変形と翼端渦の減衰を考慮した ヘリコプタの BVI 騒音の予測*

稲田 喜信*¹, 梁 忠模*¹,
岩永 則城*², 青山 剛史*¹

Prediction of Helicopter BVI Noise Considering Blade Elastic Deformation and Tip Vortex Decay

Yoshinobu INADA*¹, Choongmo YANG*¹,
Noriki IWANAGA*², Takashi AOYAMA*¹

ABSTRACT

Predictions of helicopter blade vortex interaction (BVI) noise using three dimensional Euler code with a single blade grid are conducted considering the blade elastic deformation and the tip vortex decay. In the CFD calculation, blade motion with elastic deformation is simulated referring to the observed data of blade deformation which were taken in the HART II test. Scully model and Lamb-Oseen model are used to calculate the swirl velocity of tip vortex under no vortex decay or with vortex decay condition, respectively. Beddoes generalized wake model is used to prescribe the tip vortex positions in the wake. Acoustic analyses based on the Ffowcs-Williams and Hawkings (FW-H) equation are conducted subsequently. Validation of whole calculation is performed by comparing the result from helicopter scaled model experiment and the calculation result with same operating condition. When the blade elastic deformation is considered in the calculation, the results show good agreement with those of HART II test in both the blade loading and the BVI noise, although the overestimation of noise peak amplitude exists in the calculation. Consideration of tip vortex decay in the calculation can reduce this overestimation. Consequently, both the consideration of blade elastic deformation and the tip vortex decay are effective for improving the calculation quality, especially the consideration of blade elastic deformation provides considerable effects on this improvement.

Keywords: Helicopter, BVI noise, CFD, Acoustic analysis, HART II test

概 要

ブレードの弾性変形や翼端渦の減衰を考慮した場合の BVI 騒音の予測精度を、単一ブレード用の CFD と音響解析プログラムを用いて評価した。ブレードの弾性変形を考慮するため、国際共同で行われた HART II テストにおいて計測された弾性変形のデータに基づいてブレードの運動を再現し、CFD 計算を行った。計算格

* 平成 19 年 12 月 7 日 受付 (received 7 December, 2007)

* 1 総合技術研究本部 計算科学研究グループ (Computational Science Research Group, Institute of Aerospace Technology)

* 2 (株) 計算力学研究センター 技術開発部 (Technical Development Dept., Research Center of Computational Mechanics, Inc.)

子の外にある他のブレードから放出される翼端渦については、Beddoes generalized wake model を用いて渦の軌跡を計算し、Scully モデル（減衰無し）、あるいはLamb-Oseen モデル（減衰有り）を用いて渦による誘導流を与えてCFD 計算に反映させた。音響解析ではLighthill の音響アナログに基づく Ffowcs-Williams and Hawkings (FW-H) 方程式を用い、CFD によって得られたブレード表面の圧力変動をもとに、任意の観測点における音圧の時間変動を求めた。計算コードの検証は、過去に行われたヘリコプタの騒音計測の結果と、同じ条件で計算した結果とを比較することによって行った。ブレードの弾性変形を考慮した計算では、考慮しない場合に比べてブレード面上の空力荷重の予測精度が大幅に向上し、BVI 騒音の予測精度も向上するという結果が得られた。さらに、渦減衰の効果を検討したLamb-Oseen モデルを用いた計算では、減衰を考慮しない Scully モデルで見られた空力荷重やBVI 騒音の過大予測を改善することができた。以上より、BVI 騒音の予測においては、ブレードの弾性変形と翼端渦の減衰が計算結果に大きく影響し、両者を同時に考慮することが正確なBVI 騒音の数値予測において必須であることを示した。

記号

			による渦放出点の変位量
		α_{TPP}	ロータ面の迎角
		β_0	ロータのプレコーン角
		Γ	翼端渦の循環
		θ	ブレード法線方向から見た観測点の方向
		θ_p	ブレードのピッチ角
		μ_x, μ_z	流入比の x 軸, z 軸方向成分
		ξ_i, η_i, ζ_i	計算格子点の時間メトリック
		$\xi_x, \eta_x, \zeta_x, \xi_y, \eta_y, \zeta_y, \xi_z, \eta_z, \zeta_z$	計算格子点のメトリック
		ρ	空気密度
		Σ	音響計算における影響面
		σ	ロータのソリディティ
		χ	後流の傾斜角
		Ψ	ブレードの回転角
		Ψ_b	計算時のブレード回転角
		Ψ_v	翼端渦放出時のブレード回転角
		$\Delta\Psi_v$	$= \Psi_v - \Psi_b$
		Ω	ブレードの回転角速度
a_∞	音速		
$C_n M^2$	ブレードの空力荷重係数		
C_T	ロータ推力係数		
c	ブレード翼弦長		
E	後流内の翼端渦軌跡の傾き		
M_n	ブレード表面の法線方向への動きのマッハ数		
M_{tip}	ブレード翼端のマッハ数		
p	音圧		
p_b	ブレード面上の空気圧		
P_{up}, P_{low}	ブレード上面, 下面の空気圧		
ΔP	ブレード上下面の圧力差		
R	ブレード半径		
r	音源と観測点間の距離		
r_a	翼端渦のコア径		
r_v	ロータ縮流の半径		
u_i, v_i, w_i	翼端渦によって生成された誘導流の成分		
V	流入速		
v	誘導速度		
v_0	ロータ面内で一様と仮定した時の誘導速度		
v_n	ブレード法線方向の流速		
v_θ	翼端渦の周速		
x', y'	縮流半径 r_v で無次元化した x, y 座標		
x_i, y_i, z_i	計算格子点の移動速度		
x_v, y_v, z_v	翼端渦の位置		
x'_v, y'_v, z'_v	ロータのプレコーンとブレードのピッチ角を考慮した場合の翼端渦の位置		
x''_v, y''_v, z''_v	ブレードの弾性変形を考慮した場合の翼端渦の位置		
$\Delta x_e, \Delta y_e, \Delta z_e$	ブレードの弾性変形による渦放出点の変位量		
$\Delta x_{low}, \Delta x_{up}$	ブレード下面, および上面の翼弦方向要素		
$\Delta x_p, \Delta y_p, \Delta z_p$	ロータのプレコーンとブレードのピッチ角		

1. はじめに

災害救援活動や救急搬送等においてヘリコプタは多大な貢献をしているが、飛行時に発生する騒音が低空飛行や離着陸において周辺環境に影響を与え、柔軟な運航を妨げる障害となっている。特にブレードから放出された翼端渦が、回転するブレードと干渉することによって生じるBVI騒音(Blade Vortex Interaction Noise)は、鋭いピークを持つ連続音であり、ヘリコプタの主な騒音源となっている。このため、以前よりBVI騒音低減化のための技術開発が進められてきた^{1,2)}。この中で数値計算を用いた騒音予測は、条件設定の柔軟さや流れ場の詳細な把握が可能であること、また実験に比べて低コストなどの利点を持つことから開発が進められており、JAXAでもCFDと音響解析コードを連成させた方法でBVI騒音を予測す

る研究を行っている。目下、JAXAには高速計算を目的とした単一ブレードモデル³⁾と、高精度計算を目的とした全機モデル⁴⁾がある。

数値解析においては、計算精度を高めるために実際の現象をどの程度正確に再現するかを前もって決めておく必要がある。例えば、BVI騒音はブレードと翼端渦との干渉により発生する音であるため、ブレードの運動と翼端渦の挙動を計算モデル内でできるだけ正確に再現することが望ましい。ブレードの運動はピッチ角の動的な制御の他に弾性変形による受動的な運動が加わり、1回転の間に複雑に変化する。また翼端渦はブレードが作る不均一な後流の中を移動し、その強さも粘性によって時間的に減衰する。これらの要素を正確にモデル化することによって計算精度の向上が期待できるが、計算負荷やコーディングの負荷が加わり、精度の向上とはトレードオフの関係にある。例えば、ブレードの弾性変形においてはブレード周りの空力計算と、ブレード本体の構造計算を連成させて解く必要があり、大きな計算負荷を伴う。また翼端渦の減衰の効果においては、渦の生成から減衰に至るまでの計算時間と、その間の渦の移動を含めた広範囲な流れ場の計算が必要であり、同様に大きな計算負荷を伴う。従って、予測システムの開発において、これらの複雑な現象をどの程度正確にモデル化する必要があるか、またそれによってどの程度の計算精度の向上が期待できるかを事前に知る事ができれば、計算負荷と精度向上のトレードオフを検討する上で都合が良い。そこで、本研究ではJAXAが持つ2種類の計算コードのうち、高速計算用の単一ブレードモデルを用いて、できるだけ効率的にブレードの弾性変形と渦の減衰が計算精度に及ぼす影響を調べた。弾性変形の考慮には、変形を数値的に解くのではなく、HART IIテスト (2nd Higher harmonic control Aeroacoustic Rotor Test)^{5,6)}によって計測された弾性変形のデータを用いて、ブレードの運動を再現した。HART IIテストとは、ブレードピッチ角の高調波制御がBVI騒音や振動に及ぼす影響を調べることを目的として国際共同で行われた実験である。また、渦減衰の評価には、Bhagwat & Leishman (2002)⁷⁾を参考にして、Lamb-Oseenの渦モデル^{8,9)}を用いた。以下にその詳細を述べる。

2. 数値解法

2.1 CFD ソルバ

数値解法で用いているソルバは3次元のEuler方程式に基づくもので^{10,11)}、効率化されたBeam-Warming法を基礎とし、右辺にChakravarthy-OsherのTVDスキームを適用している。計算の空間精度は2次、時間精度は1次であるが、前進飛行のような非定常計算を高精度で行うため、

計算の各時間ステップにおいて4回のニュートン反復法を用いて時間精度を向上させている。

計算格子は図1に示すような1つのブレードを囲むC-H型格子である。各格子点には、主流の他に先行するブレードから放出された翼端渦が生成する誘導流が存在するが、誘導流の速度成分を格子点に反映させるために、Field Velocity Approach (FVA)¹²⁾という手法を用いる。FVAでは、ブレード上の回転座標系と固定座標系との座標変換に用いるメトリックの計算において、オリジナルの計算式である

$$\begin{aligned}\xi_x &= -x_i \xi_x - y_i \xi_y - z_i \xi_z \\ \eta_x &= -x_i \eta_x - y_i \eta_y - z_i \eta_z\end{aligned}\quad (1)$$

$$\zeta_x = -x_i \zeta_x - y_i \zeta_y - z_i \zeta_z$$

を、

$$\begin{aligned}\xi_x &= -(x_i - u_i) \xi_x - (y_i - v_i) \xi_y - (z_i - w_i) \xi_z \\ \eta_x &= -(x_i - u_i) \eta_x - (y_i - v_i) \eta_y - (z_i - w_i) \eta_z \\ \zeta_x &= -(x_i - u_i) \zeta_x - (y_i - v_i) \zeta_y - (z_i - w_i) \zeta_z\end{aligned}\quad (2)$$

に変更することにより、各格子点に誘導流の速度成分 (u_i, v_i, w_i) を取り込む。誘導流の速度は次節で述べる翼端渦モデルによって与える。

2.2 翼端渦モデル

格子点に与える誘導流を決定するために、渦減衰の有無に応じて2種類の翼端渦モデルを用いる。第一のモデルは渦の減衰を考慮しないもので、次のScullyの渦モデルによって渦の周速を与える。

$$v_\theta(r) = \frac{\Gamma}{2\pi r} \frac{r^2}{(r_a^2 + r^2)}\quad (3)$$

ただし、渦は3次元的に分布しており、渦の中心から格子点までの距離 r と格子点に誘起される周速の大きさ

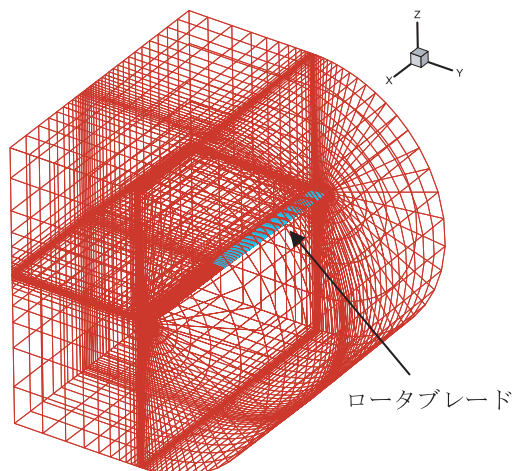


図1 CFD用の計算格子

$v_\theta(r)$ やその向きは場所ごとに变化する．このため，渦を微小断片に分けて，各断片が格子点に作る誘導流を足し合わせるという方法を用いる．各断片の誘導流は (3) 式と Biot-Savart の法則によって与えられ¹³⁾，これを渦に沿って足し合わせることで，渦全体が格子点に作る誘導流が求まる．(3) 式の循環 Γ は Beddoes の定式化¹⁴⁾ に従って次のように与える．

$$\Gamma/cR\Omega = 2.4C_T/\sigma \quad (4)$$

Scully の渦モデルは渦減衰を考慮しないため，ロータの前進速度やブレードの回転速度が速い場合，あるいはブレードの枚数が多い場合のように，ブレードが渦と衝突するまでの時間が短い場合には有効である．しかしながら，そうでない場合には渦の影響を過大に評価してしまうため，第2のモデルとして Lamb-Oseen モデルを用いて渦減衰の影響を考慮する^{7,8,9)}．Lamb-Oseen モデルでは，減衰がある場合の渦の周速が

$$v_\theta(r) = \frac{\Gamma_0}{2\pi r} \left[1 - \exp\left(-\alpha \frac{r^2}{r_a^2}\right) \right] \quad (5)$$

で表され，渦のコア径 r_a の増加とともに周速が減衰する． α は Oseen parameter と呼ばれ， $\alpha = 1.25643$ で与えられる． r_a の増加は

$$r_a(t) = \sqrt{r_0^2 + 4\alpha\delta vt} \quad (6)$$

で与えられる．ここで δ は Squire によって提案された effective diffusion constant あるいは eddy viscosity coefficient と呼ばれるもので¹⁵⁾，渦レイノルズ数 (vortex Reynolds number) に応じて決まる値である．

2.3 翼端渦の幾何学的な形状

ブレードから放出後の翼端渦は，流入速によって図2に示すように螺旋状に後方へ流れていく．この過程でロータの吹き下しを受けて徐々に下方へ移動し，進行方向に対して傾斜を持つ配置となる．このような3次元的な渦の形状を表現するために，本研究では Beddoes generalized wake model¹⁴⁾ を用いる．このモデルは図2における渦の軌跡の x - y 平面への投影を単純な epi-cycloid と仮定し，その x - y 座標を以下のように与える．

$$\begin{aligned} x_v &= r_v \cos\psi_v + \mu_x \Delta\psi_v \\ y_v &= r_v \sin\psi_v \end{aligned} \quad (7)$$

ここで， μ_x ， $\Delta\psi_v$ はそれぞれ $\mu_x = V \cos \alpha_{TPP} / R\Omega$ ， $\Delta\psi_v = \psi_b - \psi_v$ である．さらに，渦の z 座標はロータに流入する流れ

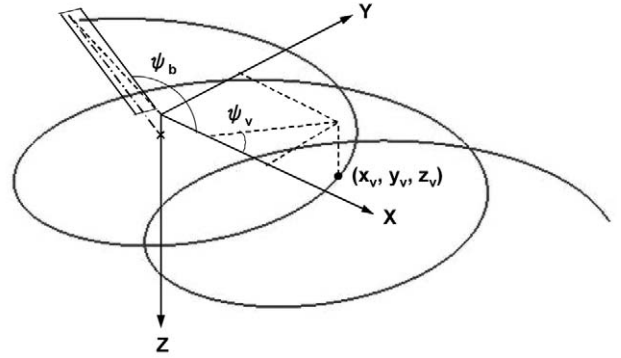


図2 翼端渦の軌跡と Beddoes generalized wake model における座標系

の下向き成分と，吹き下ろしによる下方への移動を積分した形で与えられ，

$$\begin{aligned} z_v &= (1/R\Omega) \int_{\psi_v}^{\psi_b} (-V \sin \alpha_{TPP} + v) d\psi \\ &= \int_{\psi_v}^{\psi_b} (-\mu_z + v/R\Omega) d\psi \\ &= -\mu_z \Delta\psi_v + \int_{\psi_v}^{\psi_b} (v/R\Omega) d\psi \end{aligned} \quad (8)$$

となる．ここで $\mu_z = V \sin \alpha_{TPP} / R\Omega$ であり，吹き下ろし v は，進行方向と左右方向に対する傾斜や不均一な分布を考慮して，下記のように定式化する．

(ロータディスク内)

$$v = v_0 (1 + 8E/15\pi + Ex' - 2\mu_x y' - E|y'|^3) \quad (9)$$

(ロータディスク外)

$$v = 2v_0 (1 + 8E/15\pi - 2\mu_x y' - E|y'|^3) \quad (10)$$

ここで， v_0 はロータディスク内で一様な吹き下しを仮定した場合の吹き下ろしであり， $v_0 = -\lambda_l R\Omega$ で与えられる． λ_l は次式の解である．

$$-C_T / 2\lambda_l = [(\mu_z + \lambda_l)^2 + \mu_x^2]^{1/2} \quad (11)$$

また，(9)，(10) 式のプライム付の変数は縮流半径 r_v で無次元化された変数であることを示し，後流の進行方向に対する傾斜 E は，次式の傾斜角 χ を用いて $E = |\chi|$ と表される．

$$\chi = \tan^{-1} [\mu_x / -(\mu_z + \lambda_l)] \quad (12)$$

(9)，(10) 式における $8E/15\pi$ と $-2\mu_x y'$ の2項はオリジナルの Beddoes モデルには存在しないが⁸⁾，前者は運動量の保存を満たすために必要であり¹⁶⁾，後者は吹き下ろしの左右方向の非対称性を考慮するために必要である¹⁷⁾．(8) 式右辺の第2項は，(9)，(10) 式を用いて解析的に積分

が可能であり、以下のように3つのケースに分けて与えられる。

- [1] 翼端渦の渦要素が常にロータディスク内にある場合
 $(x_v < -r_v \cos \psi_v)$

$$\int_{\psi_v}^{\psi_b} (v/R\Omega) d\psi = -\lambda_l \left[1 - 2\mu_x y' + E \left(\frac{8}{15\pi} + \cos \psi_v + \mu_x \Delta \psi_v / 2r_v - |y'|^3 \right) \right] \Delta \psi_v \quad (13)$$

- [2] 翼端渦の渦要素が常にロータディスク外にある場合
 $(\cos \psi_v > 0)$

$$\int_{\psi_v}^{\psi_b} (v/R\Omega) d\psi = -2\lambda_l \left[1 - 2\mu_x y' + E \left(\frac{8}{15\pi} - |y'|^3 \right) \right] \Delta \psi_v \quad (14)$$

- [3] 上記のどちらでもない場合、すなわち渦要素が積分時間の間にロータディスクの内側から外側へ移動する場合

$$\int_{\psi_v}^{\psi_b} (v/R\Omega) d\psi = -2\lambda_l x_v \left[1 - 2\mu_x y' + E \left(\frac{8}{15\pi} - |y'|^3 \right) \right] / \mu_x \quad (15)$$

通常、渦の放出点であるブレード翼端の後縁の位置は、ロータのプレコンに加えてブレードのピッチ角制御によって変化するため、上記の計算によって求められた (x_v, y_v, z_v) に対して、放出点の変位量を $(\Delta x_p, \Delta y_p, \Delta z_p)$ として以下のように渦座標を修正する。

$$\begin{aligned} x_v' &= x_v + \Delta x_p \\ y_v' &= y_v + \Delta y_p \\ z_v' &= z_v + \Delta z_p \end{aligned} \quad (16)$$

ただし、プレコンとピッチ角による変動は z 軸方向が主であるため、この軸成分のみを次式で与え、 x, y 軸方向の変動を無視する ($\Delta x_p = \Delta y_p = 0$)。

$$\Delta z_p = -[\tan \beta_0 - (0.75c/R) \tan \theta_p] \quad (17)$$

さらに、ブレードに弾性変形が加わる場合は、渦放出点における弾性変形量を $(\Delta x_e, \Delta y_e, \Delta z_e)$ とし、(16) 式で求めた座標に対して以下のように変形量を加える。

$$\begin{aligned} x_v'' &= x_v' + \Delta x_e \\ y_v'' &= y_v' + \Delta y_e \\ z_v'' &= z_v' + \Delta z_e \end{aligned} \quad (18)$$

この他にも、渦放出点の変動にはブレードの固定ヒンジ周りの自由回転によるものがあるが、HART II テストではヒンジレスブレードが用いられているため、変動量は(16)~(18)式のみで考慮する。

2.4 ブレード運動のモデル化

ブレードの運動は、ピッチ角制御と弾性変形により回転方向にもスパン方向にも非定常に変動する。この変動は前節で述べた渦放出位置の変動や、放出された渦とブレードが干渉する際の3次元的な位置関係に影響を与えるため、BVI騒音の正確な予測を行うためにはまず、ブレード運動の正確なモデル化が必要である。本研究では、HART II テストで用いられたピッチ角の制御パラメータと、計測されたブレードの弾性変形のデータを用いてブレードの運動をモデル化する。ブレードの弾性変形には、図3に示すようにブレード面に垂直な変形 (flap)、ブレード面に沿った変形 (lead-lag)、ねじれ変形 (torsion) の3つの成分があり、HART II テストではそれぞれの成分についてスパン方向に18点 (0.229 R ~ 0.996 Rの間を17等分割)、回転方向に15度刻みで計測値を与えている。ただし、ブレードの位置情報の計測は、図4に示されたブレード上のマーカの位置を、胴体下側からレーザ計測によって測るという方法で行われているため、スパン方向のデータのうちロータの基部に近い内側のデータは胴体の陰に入って計測できず、一部のデータが欠損している。従って、計測されたデータから計算に必要な連続値を得

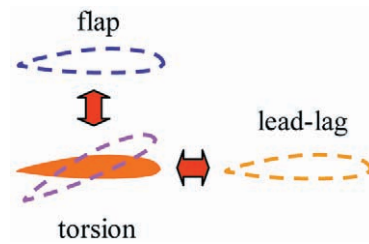


図3 ブレード弾性変形の3成分



図4 ブレード上のレーザ計測用マーカ⁵⁾

るためには、まず最初に最内側の欠損データを補間する必要がある。そこで、利用可能な計測データを用いて、最内側のブレード位置を6次のフーリエ近似を用いて回転方向に補間し、連続データを得る。これを半径方向の各スパン位置においても同様に行い、得られた連続データから、スプライン補間を用いてスパン方向の任意の位置の弾性変形量を得る。これによって、回転方向とスパン方向の双方に連続な弾性変形の近似値を得る。この連続データのうち、ブレード先端の変形量は前節で述べた翼端渦の放出位置の補正量 ($\Delta x_e, \Delta y_e, \Delta z_e$) として用い、ブレード全体の変形量は後述するようにCFD計算における計算格子の修正に用いる。

2.5 音響解析

本研究では、Lighthillの音響アナログに基づく音の波動方程式の解である Ffowcs Williams and Hawkins (FW-H)¹⁸⁾ の Farassat の Formulation 1¹⁹⁾ と呼ばれる式を用いて音響解析を行う。この式は以下の(19)式のような形をしており、ブレードの運動とCFDによって計算されたブレード表面の圧力変動から、任意の観測点における音圧の変動を与えることができる。

$$p(x,t) = \frac{1}{4\pi} \times \left(\frac{\partial}{\partial t} \int \frac{\rho v_n}{r\Lambda} d\Sigma + \frac{1}{a_\infty} \frac{\partial}{\partial t} \int \frac{p_b \cos\theta}{r\Lambda} d\Sigma + \int \frac{p_b \cos\theta}{r^2\Lambda} d\Sigma \right) \quad (19)$$

上式の Λ は次式で定義される。

$$\Lambda \equiv (1 + M_n^2 - 2M_n \cos\theta)^{1/2} \quad (20)$$

(19)式の右辺の第一項は、ブレードの運動によって押しつけられた空気によって生じる音で翼厚音 (thickness noise) と呼ばれ、第2、第3項はブレード表面の圧力変動によって生じる音で荷重音 (load noise) と呼ばれる。翼圧音は単極子音、荷重音は双極子音に属する。また距離 r に比例して減少する項を far-field noise、 r^2 に比例して減少する項を near-field noise と呼ぶ。音源にはこれ以外にも流れの乱れを音源とする四重極子以上の成分が存在するが、BVI騒音では双極子以下の音源が支配的であるため、これよりも高次の音源を除外した(19)、(20)式を用いて計算を行う。

3. 結果と考察

3.1 計算コードの検証

まず最初に、前節で述べたCFDと音響解析コードの精度を検証するために、過去に行われた実験と同じ条件で

表1 作動条件

Thrust Coefficient, C_T	0.0054
Tip Mach number, M_{tip}	0.664
Inflow ratio, μ	0.164
Angle of tip path plane, α_{TPP}	1.0°
Collective pitch angle, θ_0	5.73°
Lateral cyclic pitch angle, θ_{1c}	0.97°
Longitudinal cyclic pitch angle, θ_{1s}	-1.86°

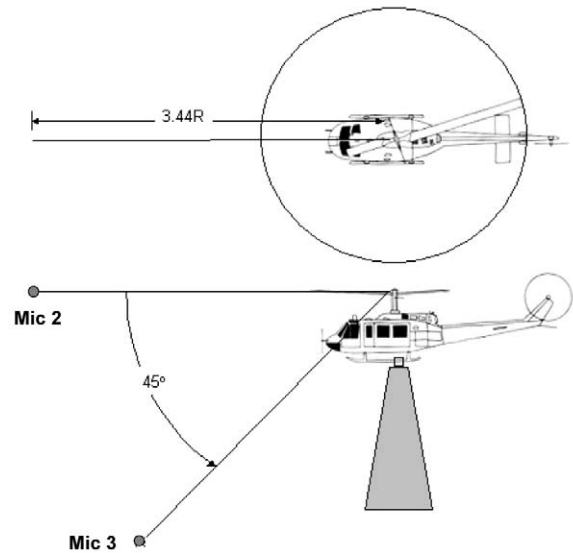


図5 マイクロフォン位置

計算を行い、結果を比較した。実験はOLSと呼ばれるAH-1ヘリコプタの1/7スケールモデルを用いたもの²⁰⁾で、表1に示す作動条件を用いて行われた。また、騒音の観測は図5に示すMic 2とMic 3で行われた。検証用の計算も実験と同じ作動条件、同じ観測点という設定で行った。その結果を図6～図8に示す。なお、本検証には、参考データとして高精度モデルを用いた計算結果も載せている。

図6は、Mic 3における騒音の波形を、a) 実験値、b) 高精度モデルによる計算結果²¹⁾、c) 本研究で用いた単一ブレードモデルによる計算結果の3者で比較したものである。ここで、高精度モデルとは移動重合格子法を用いたモデルで、流れ場全体を覆う外側背景格子、ロータ周辺を覆う内側背景格子、個々のブレードを包むブレード格子の3種類の格子を組み合わせることで、渦のモデル化を必要とせず、CFDで直接的にヘリコプタの後流を捉えることができる手法である。本研究で用いた単一ブレードモデルに比べて膨大なメモリと多大な計算時間を要するものの、渦のモデル化による任意性を排除できる点で高精度な計算が可能である。

図6より、本研究の方法は高精度モデルの結果と同様

に、実験値に見られるBVIの2つの正のピーク（図の#1と#2）をよく予測できている。また、高精度モデルがピーク#2とその直前の負のピーク値を過大予測しているのに対して、本方法では比較的实验値に近い値を予測している。ただし、ピーク#3を過大に予測している点や、ピーク#1以降に振動が現れている点は、高精度モデルの結果に劣っている。上記のピーク#3の過大予測は、ロータ面上の圧力コンタを表す図7において、#3と示した位置でBeddoes generalized wake modelで与えられた渦の位置とブレードとの間の距離 (= miss-distance) が、実験値のそれより小さいことに起因すると考えられる。また、ピーク#1以降の振動は、図7の点線で囲まれた部分に見られる圧力の振動に起因する。この圧力振動は、図7のa)とb)を比較することでわかるように、スパン方向の計算格子点数 (Lmax) を増やすことで減少していることから、

格子点数に依存するものであることがわかる。ちなみに、図6の結果は、Lmax = 144で得られたものである。図8は、Mic 2におけるBVI騒音波形の比較を示す。図より、本研究の方法は2つの正のピークを大幅に過小予測しており、翼厚音である負のピークの予測精度も高精度モデルには及ばない。

従って、本方法は、ここで用いた条件では、BVI騒音が強く伝播する斜め下方向 (Mic 3) の位置で比較的良好にBVI騒音の波形を予測するものの、ロータ面と同一面内の観測点 (Mic 2) では予測精度が落ちると言える。この原因はBeddoesのモデルで得られる渦の軌跡において、特に鉛直方向の渦の位置に問題があり、その結果、ブレードと渦が干渉する瞬間の鉛直面内での交差角度が実際の角度とずれることに起因すると考えられる。

続いて、縦方向と横方向の音の指向性の予測精度を検

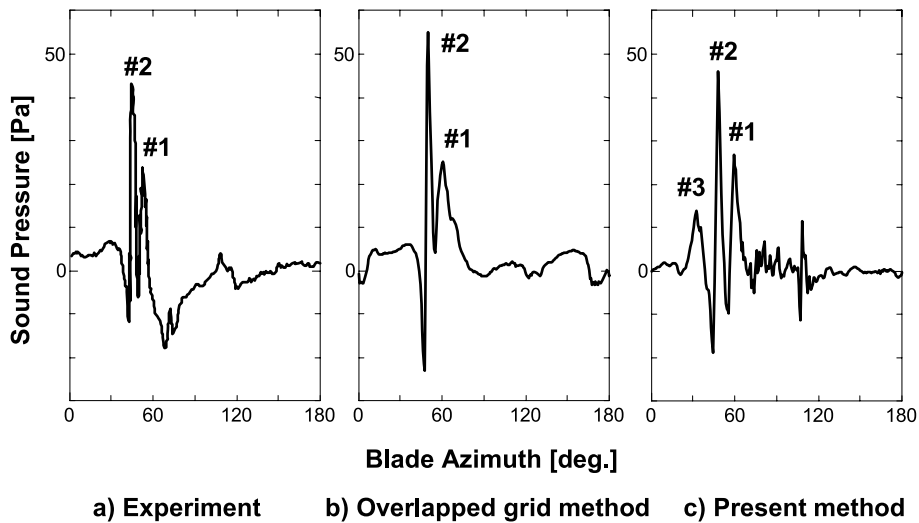


図6 Mic 3におけるBVI騒音波形の比較

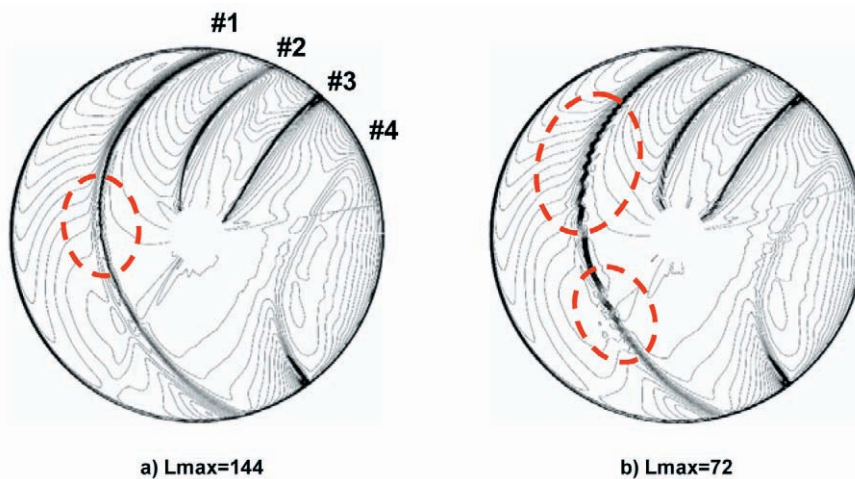


図7 ロータ面上の圧力コンタ (単一ブレードモデルの結果)

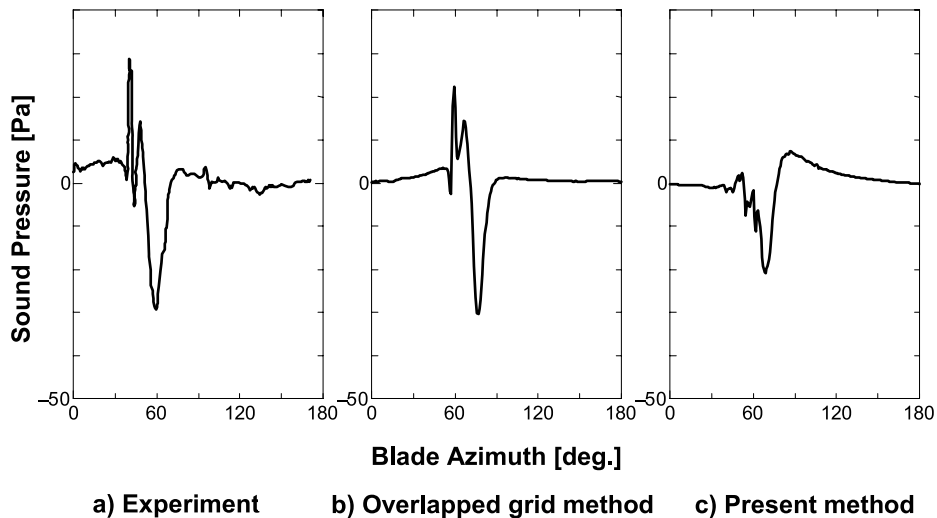


図8 Mic 2における BVI 騒音波形の比較

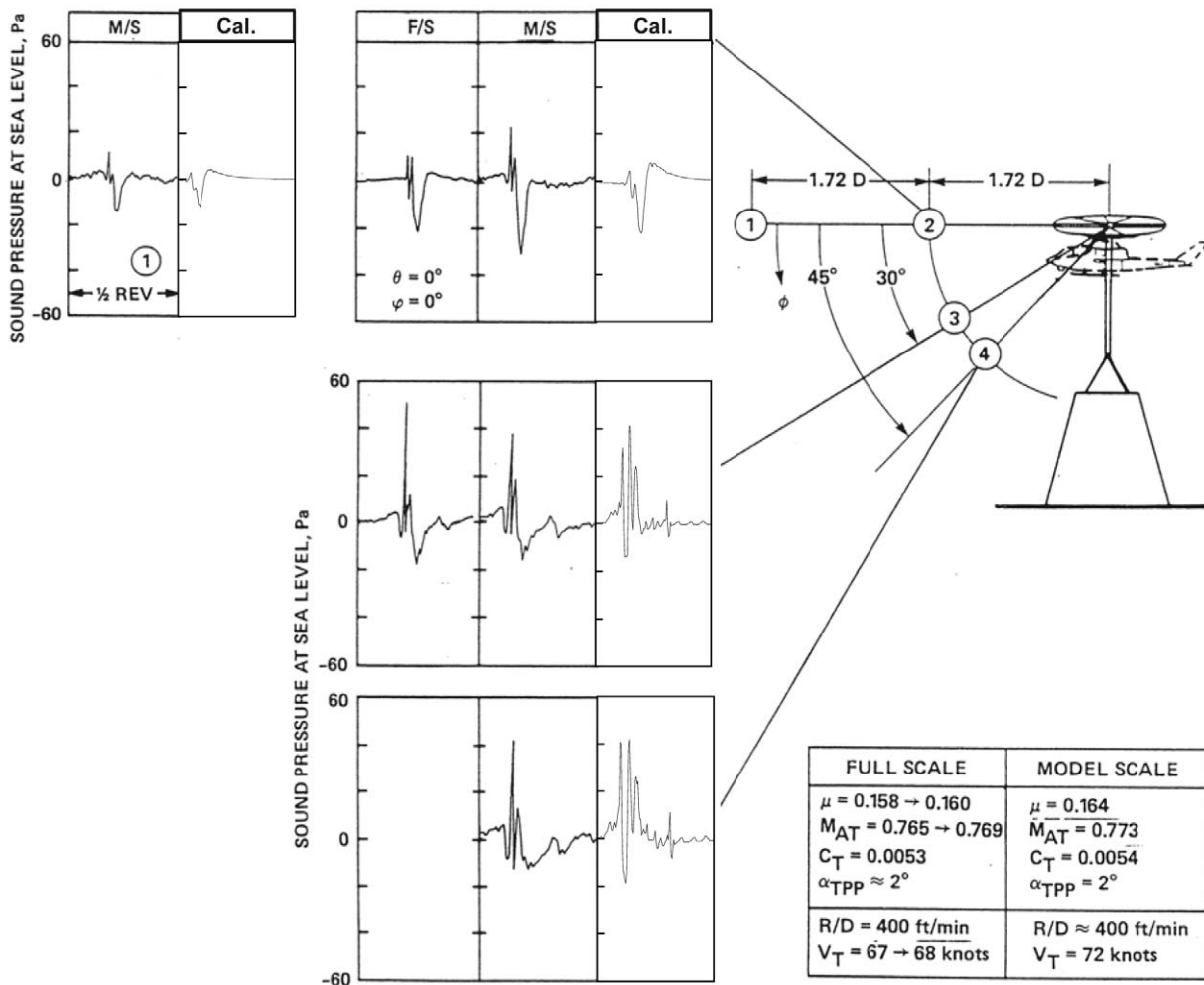


図9 縦方向の指向性の比較

証するために、図9と図10に示された位置で計測された騒音²⁰⁾と、同じ条件で計算した結果を比較した。図9は

縦方向の指向性、図10は横方向の指向性の結果であり、図のF/S (Full Scale) は実機を用いた飛行試験での計測結

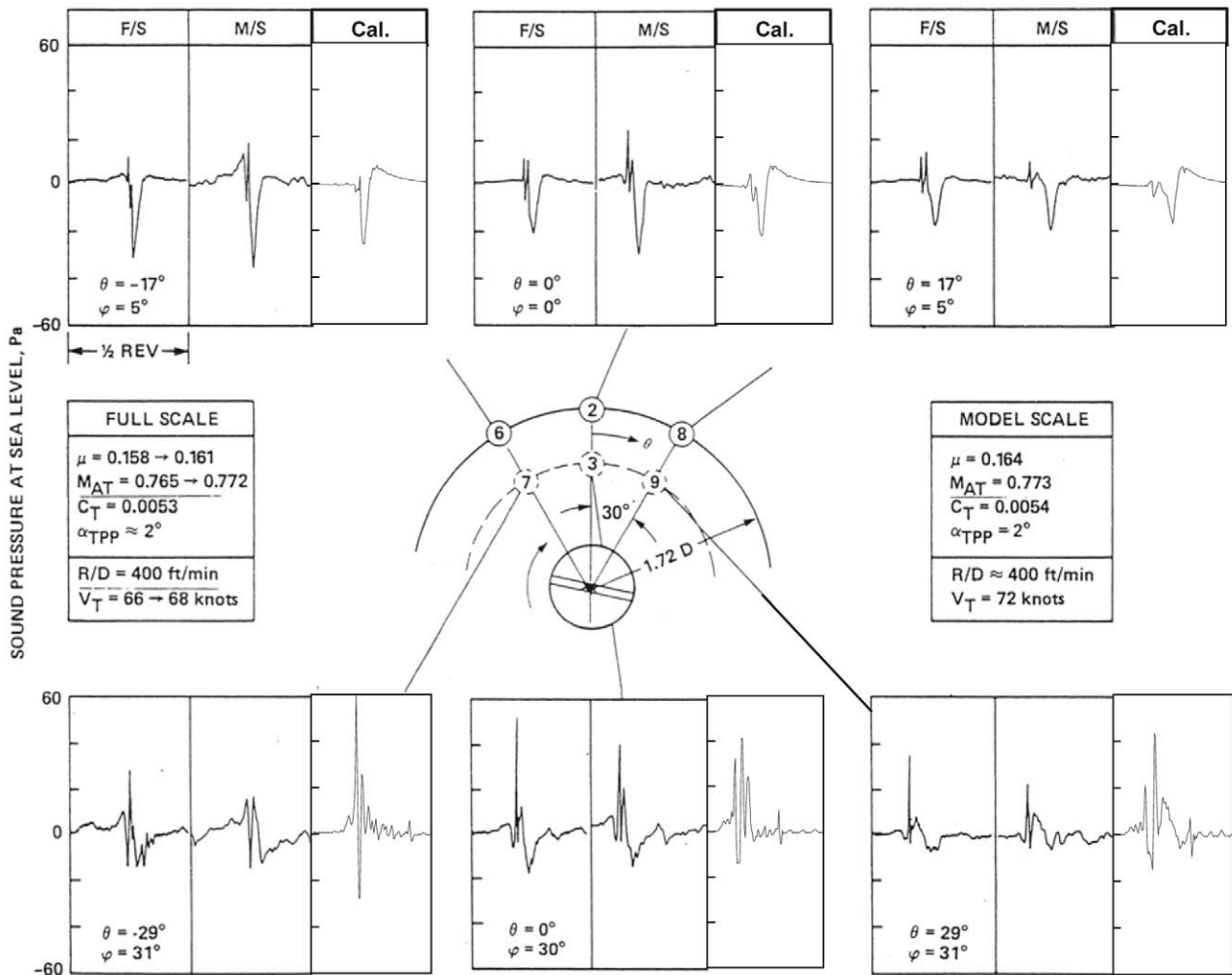


図10 横方向の指向性の比較

果、M/S (Model Scale) は1/7スケールのAH-1ヘリコプタのモデルを用いた風洞実験での計測結果、Cal.は計算結果を示す。計算条件については、図内に示してあるMODEL SCALE (M/S)の実験条件を用いた。図9の縦方向の指向性については、F/S、M/Sの実験結果がともに下方へ行くほど騒音が増加する傾向を示し、計算結果もほぼ同様な傾向を示している。また、実験において遠方(①)ほど騒音が減少する傾向も計算で再現できている。さらに、①、②の計算結果を見ると先の検証結果と同様に、ブレードと同一面内で正のピークの過小予測が見られるが、③、④の斜め下方では実験結果との類似性が高い。一方、図10の横方向の指向性においては、ブレードの前方(②、③)と後退側(⑧、⑨)で、上下方向の角度によらず実験結果と計算結果が良い一致を示しているが、ブレードの前進側(⑥、⑦)においては、下方の位置(⑦)で計算結果に過大予測が見られる。この原因としては、先の検証でも述べたように、Beddoes generalized wake modelを使用することに起因する miss-distance の誤差

が挙げられるほか、実験では胴体が存在するのに対して計算ではブレードしか存在しないことによって、胴体による音の反射などのフェアリング効果が再現できていないことに起因すると考えられる。

以上より、本研究で用いる単一ブレードモデルは、ブレードと同一面内や、前進側の下方といった特定の場所において実験結果との間に相違が見られた以外には、全体的に良い一致が見られた。本モデルの計算時間が高精度モデルに比べて約1/30であることを考えれば、本モデルは、適切な条件下で用いることによって、信頼性と高速性を両立できる効率的なモデルであるといえる。

3.2 HART IIテストで用いられたブレード運動のモデル化

本研究では、HART IIテストで行われた計測実験のうち標準条件 (Baseline: BL) での実験^{5,6)}に計算条件を合わせることとし、まず最初に表2に示したブレード諸元と作動条件を用いて弾性変形が無い状態でのブレードの運動

を与えた。続いて、BLにおいて計測されたブレードの弾性変形データから、前述したようにフーリエ近似とスプライン補間を用いて、回転方向とスパン方向の双方に連続なブレードの弾性変形値を作成し、先の弾性変形が無い運動に付加することによって、実験条件に近いブレードの運動をモデル化した。図11に弾性変形の計測値と、フーリエ近似とスプライン補間によって得られた連続値を示す。連続値の作成においては、前述したように最初に回転方向にフーリエ近似を行った後に、スパン方向にスプライン補間を行った。このため、図11bに示すようにスプライン補間の通過点は実際の計測点とは異なる場合がある。表2の作動条件と、作成した弾性変形値から再現されたブレードの運動を図12に示す。図12はブレードを15度刻みで表示したものだが、実際の計算では回転方向、スパン方向ともに連続値としてブレードの運動が与えられている。

この運動にもとづき、CFD計算で用いる計算格子を各計算ステップで修正した。修正では、ブレード表面の格子点を変形に合わせて移動させ、他の格子点もそれに応じて移動させた。移動は内部の格子点のみとし、外部境界の格子点の位置は不変とした。その一例として、図13にブレード先端周辺の格子点位置の移動の様子を示す。

3.3 翼端渦のモデル化

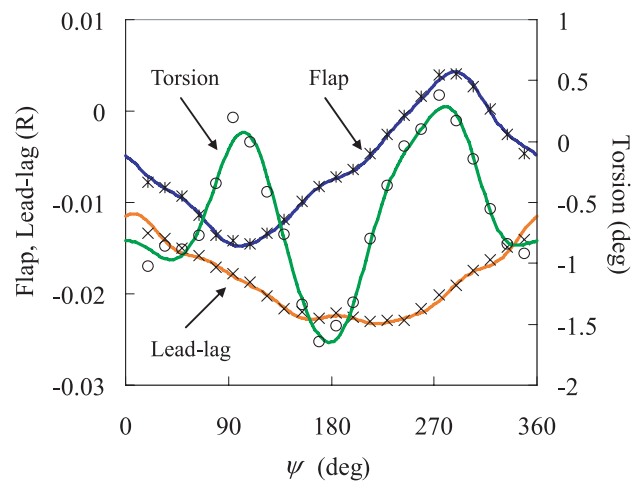
翼端渦の軌跡のモデル化はBeddoes generalized wake modelにて行い、HART IIのデータを参考にして再現されたブレード運動からブレード先端後縁の移動量 (Δx_e , Δy_e , Δz_e) を求めて(18)式に代入し、弾性変形の影響を考慮した。図14に計算された翼端渦の軌跡を示す。また、翼端渦の周速は、減衰を考慮しない場合は(3)式のScullyモデルを用いて計算し、考慮する場合は(5)、(6)式のLamb-Oseenモデルを用いて計算した。図15は(5)、(6)式によって計算された渦の周速とコア径の時間変化、およびHART IIによって計測された周速の時間変化を示す⁶⁾。HART IIでは、渦中心から約0.25% Rの距離における周速が計測されており、図15aに示す計算値も0.25% Rにおける周速である。HART IIの計測値を見てわかるように、渦は放出直後から減衰しており、ブレードが90度回転する間に周速が約1/2に減少している。また、この減少は(6)式において $\delta = 120$ とした場合によく近似されることから、以降の計算で渦減衰を考慮する場合にはこの値を用いて周速の計算を行った。

3.4 ブレードの空力荷重係数

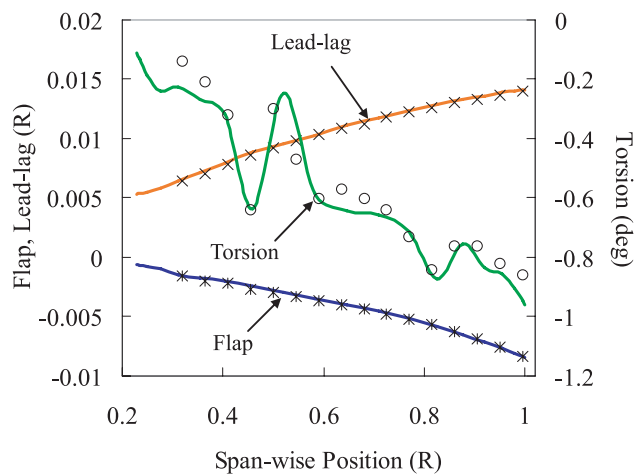
BVI騒音は、ブレードが翼端渦と干渉する際に生じるブレード表面の圧力変動を主要な音源として発生するため、音響解析の前にまず、ブレード表面の圧力変動が

表2 ブレードの諸元と作動条件

Rotor radius, R (m)	2.0
Blade chord length, c (m)	0.121
Twist angle ($/R$)	-8.0°
Precone angle, β_0	2.5°
Thrust Coefficient, C_T	0.0044
Tip Mach number, M_{tip}	0.6387
Inflow ratio, μ	0.15
Angle of tip path plane, α_{TPP}	4.5°
Collective pitch angle, θ_0	3.2°
Lateral cyclic pitch angle, θ_{1c}	2.0°
Longitudinal cyclic pitch angle, θ_{1s}	-1.1°



(a) 回転方向 (0.996Rのスパン位置における値)



(b) スパン方向 ($\psi = 34^\circ$ における値)

図11 ブレードの弾性変形の計測値と補間値 (回転方向は6次のフーリエ近似、スパン方向はスプライン補間を用いている。FlapとLead-lagはブレード長Rで無次元化してある)

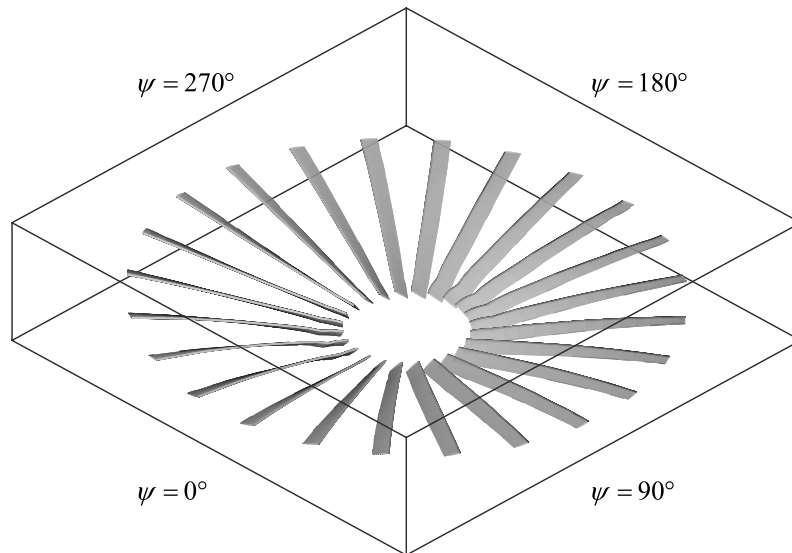


図12 再現されたブレードの運動

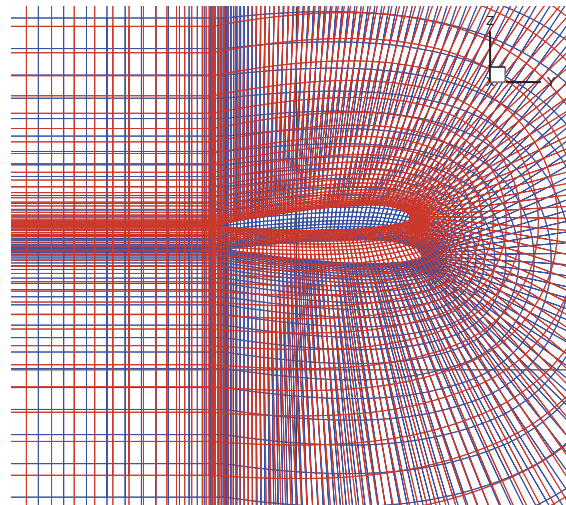


図13 ψ = 180° (青色) と ψ = 270° (赤色) におけるブレード先端付近の断面の計算格子

CFDによって正確に再現されているかどうかを確認する必要がある。そこで、CFDの計算から得られたブレード表面の圧力分布に基づいて、HART IIテストと同様に87%スパン位置におけるブレードの空力荷重係数 ($C_n M^2$) の時間変動を、下記の定義式に従って計算した。その結果を図16に示す。

$$C_n M^2 = \frac{2}{\rho a_\infty^2 c} \left(\sum_{low} P_{low} \Delta x_{low} - \sum_{up} P_{up} \Delta x_{up} \right) \quad (21)$$

図では、(a) ブレードの弾性変形を考慮しない場合、即ち(18)式において $(\Delta x_e, \Delta y_e, \Delta z_e) = (0, 0, 0)$ とした場合と、(b) HART IIの計測データから得られた $(\Delta x_e, \Delta y_e, \Delta z_e)$ を(18)式に代入して弾性変形を考慮した場合、および、

(c) 弾性変形と渦減衰の両方を考慮した場合の3つの結果を示している。(a)、(b)についてはScullyモデル、(c)についてはLamb-Oseenモデルを用いて渦の周速を与えている(以下同様)。図より明らかなように、(a)の弾性変形を考慮しない場合は常にHART IIの計測値よりも荷重係数を過大予測しており、BVIに起因する前進側 ($\Psi = 0^\circ \sim 60^\circ$)、および後退側 ($\Psi = 270^\circ \sim 360^\circ$) の鋭いピークの振幅も計測値より大きい。それに比べて、(b)のブレードの弾性変形を考慮した場合は全体的に過大予測が改善され、特に $\Psi = 60^\circ \sim 270^\circ$ の間は計測値と非常に良い一致を見せている。BVIのピークの振幅も過大予測は残るものの、弾性変形が無い場合に比べて改善されている。これに対して(c)の弾性変形と減衰効果の両方を考慮した場合は、(b)に比べてBVIのピーク値が若干減少し、3

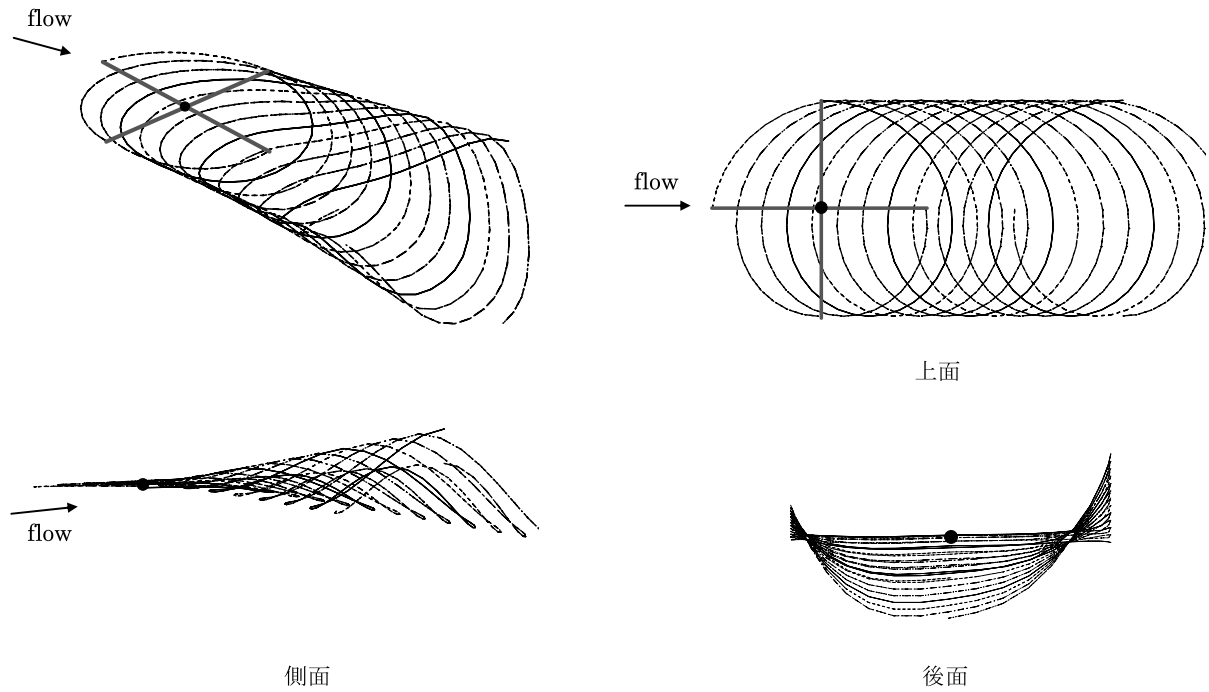


図14 Beddoes generalized wake model によって計算された翼端渦の軌跡

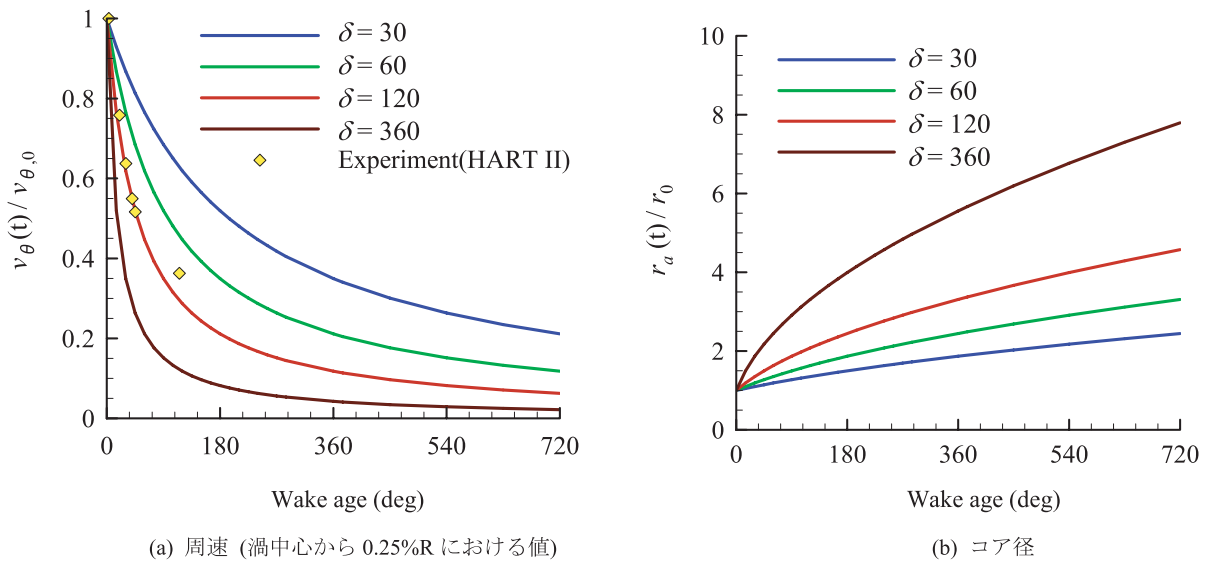


図15 Lamb-Oseen モデルによる翼端渦の減衰の評価 ($v_{\theta,0}$ と r_0 はそれぞれ渦生成直後の周速とコア径)

つの計算結果の中では最も実験値に近い結果を示している。

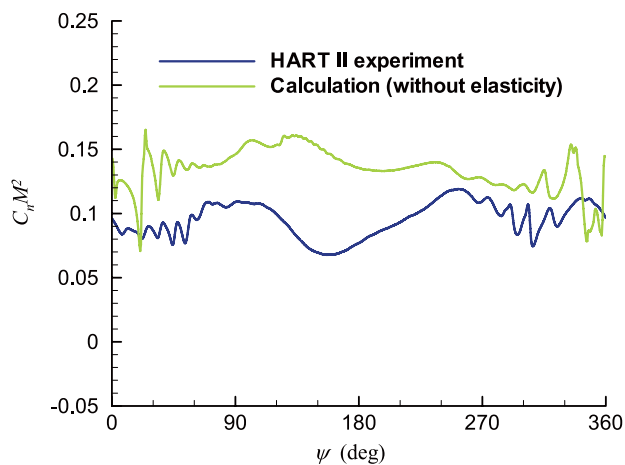
3.5 ブレード上下面の圧力差

BVI騒音の予測においては、ブレードと翼端渦が干渉する際の相対的な位置関係が、騒音のレベルや指向性に影響を与えるため、前節で述べたブレード表面の圧力変

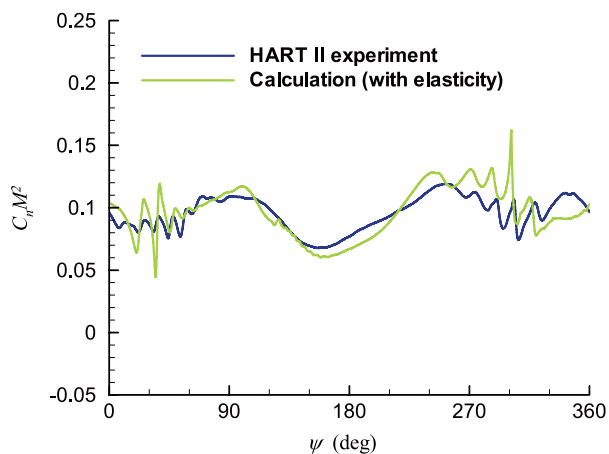
動に加えて、渦とブレードとの干渉位置が正確に再現されていなければならない。この干渉位置は、図17において模式的に赤の破線で描いたような配置を取るが、これを確認するため、図18、図19にブレードの前縁から3%コード位置におけるブレード上面と下面の圧力差を、ブレードのスパン方向と回転方向に対して連続的に表示した。図18はHART IIの計測結果、図19は計算結果を示す。

HART II の計測結果に見られる縞模様は、図 17 に模式的に示したブレードと翼端渦との干渉位置を示すもので、実験では翼端渦がこの位置でロータディスクを上面から下面に横切っていることが確認されている。図 19 の計算

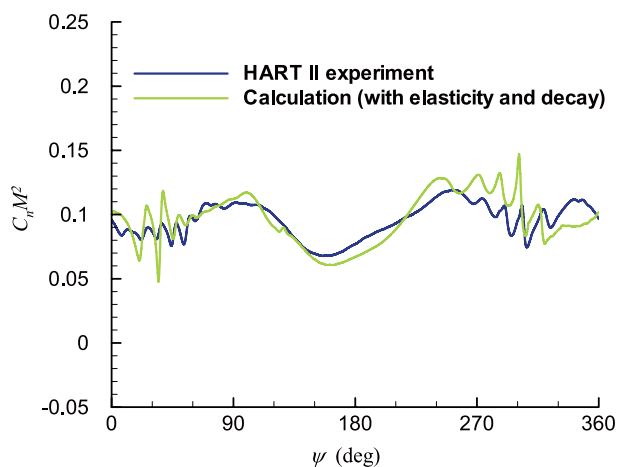
結果にも同様な縞模様が見られており、これによって翼端渦との干渉の位置や強さを確認することができる。HART II の計測結果と比較した場合、(a) の弾性変形が無い場合の計算結果は、実験結果に比べて後流側の一部を除いて縞模様が非常に弱く現れており、また、縞模様の位置もロータディスクの後方だけに集中しており計測結果とは異なる。一方、(b) の弾性変形を考慮した計算結果では、HART II の計測結果よりも縞模様が強く現れているが、ロータディスクの後流側での縞模様の位置に類似性が見られる。(c) の弾性変形と減衰効果の両方を考慮



(a) 弾性変形無し



(b) 弾性変形有り



(c) 弾性変形有り+渦減衰有り

図 16 ブレードの空力荷重係数

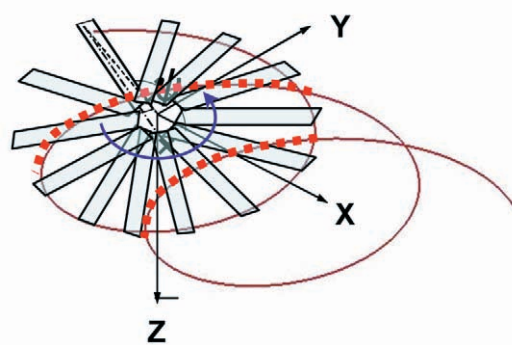


図 17 翼端渦とブレードとの干渉位置 (図では 1 ブレードの翼端渦のみを表示)

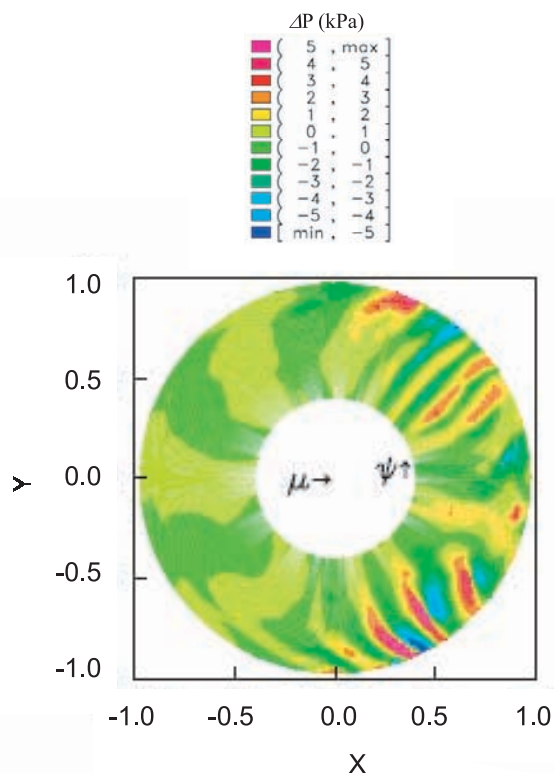


図 18 HART II テストで計測されたブレード上下面の圧力差⁶⁾

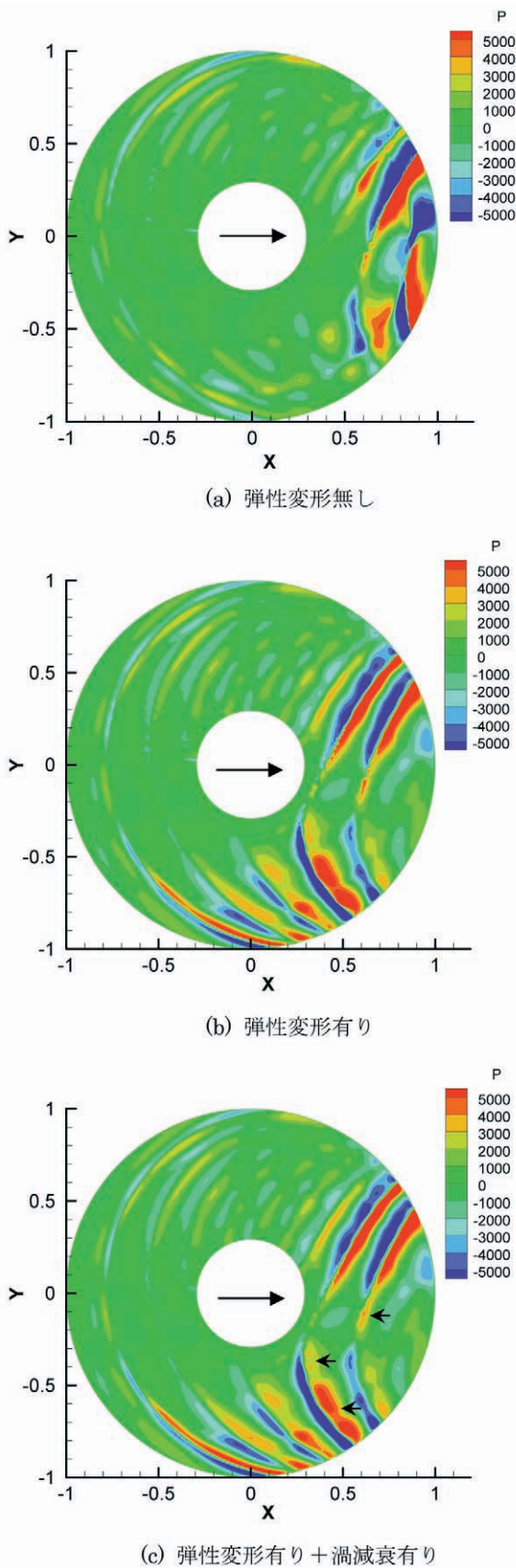


図19 計算で得られたブレード上下面の圧力差
(右向き矢印は流入速の方向を示す)

した場合は、(b) とほぼ同様な結果であるが、縞模様の強さが若干弱くなっている箇所が確認できる (図中に短い矢印で表示)。

3.6 音響解析

図20は図中に示された観測点において計測された音圧と、計算によって得られた音圧を表示したものである。HART IIの計測結果に見られる90°ごとの鋭いピークは4枚ブレードのロータから発生するBVI騒音を示している。計算結果との比較から明らかなように、(a)の弾性変形が無い場合の音圧にはBVIによる大きなピークが生じておらず、正確なBVIを再現できていないことを示している。一方で、(b)の弾性変形を考慮した場合は計測結果と同じ位相でBVIのピークが見られ、ピークの幅も類似していて、BVIを再現できていることがわかる。ただし、音圧のピークレベルには過大予測が見られ、BVI以外の部分に見られる細かい変動も実験値より大きい。(c)の弾性変形と減衰効果の両方を考慮した場合は、(b)に比べてピークレベルが下がり、BVI以外の細かい変動も減少している。さらにBVIのピークの幅も(b)に比べて若干広がって実験結果と同程度のものになり、3つの計算結果の中では実験結果との類似性が最も高い。

3.7 考察

以上の結果より、BVI騒音の正確な予測においては、ブレードの弾性変形と渦減衰の両方の考慮が効果的であることがわかった。特にブレードの弾性変形の考慮は空力計算、音響計算の双方で計算精度を大幅に向上させており、正確な騒音の予測においては必須な項目であることがわかった。ブレードの弾性変形は大まかに、(i)翼端渦の放出点の移動に伴う後流中の渦位置の変化、(ii)ブレードの変形に伴うブレード上の干渉位置の変化、(iii)ブレードの運動や迎角の変化に伴う流れ場の変化、といった要因を通してBVI騒音のレベルや指向性に影響を与えたと考えられるが、本研究では(i)をBeddoes generalized wake modelによって、(ii)と(iii)を計算格子の動的な修正とCFDによって再現することによって、予測精度の向上に成功した。ブレードの弾性変形が考慮されない場合にはこれらすべての要因が反映されず、翼端渦とブレードとの相対的な位置関係(=miss-distance)やブレード周りの流れ場が実際と異なり、正確なBVIを再現することができなくなる。本研究で得られた弾性変形無しの場合の音の波形に、BVIによる明確な音のピークが見られなかったのもそのためと考えられる。一方、本研究の計算では、空力荷重係数($C_L M^2$)やBVI騒音のピーク値に過大予測が見られた。この原因としては、翼端渦のモデル化に用いたScullyモデルが渦の減衰の効果を含んで

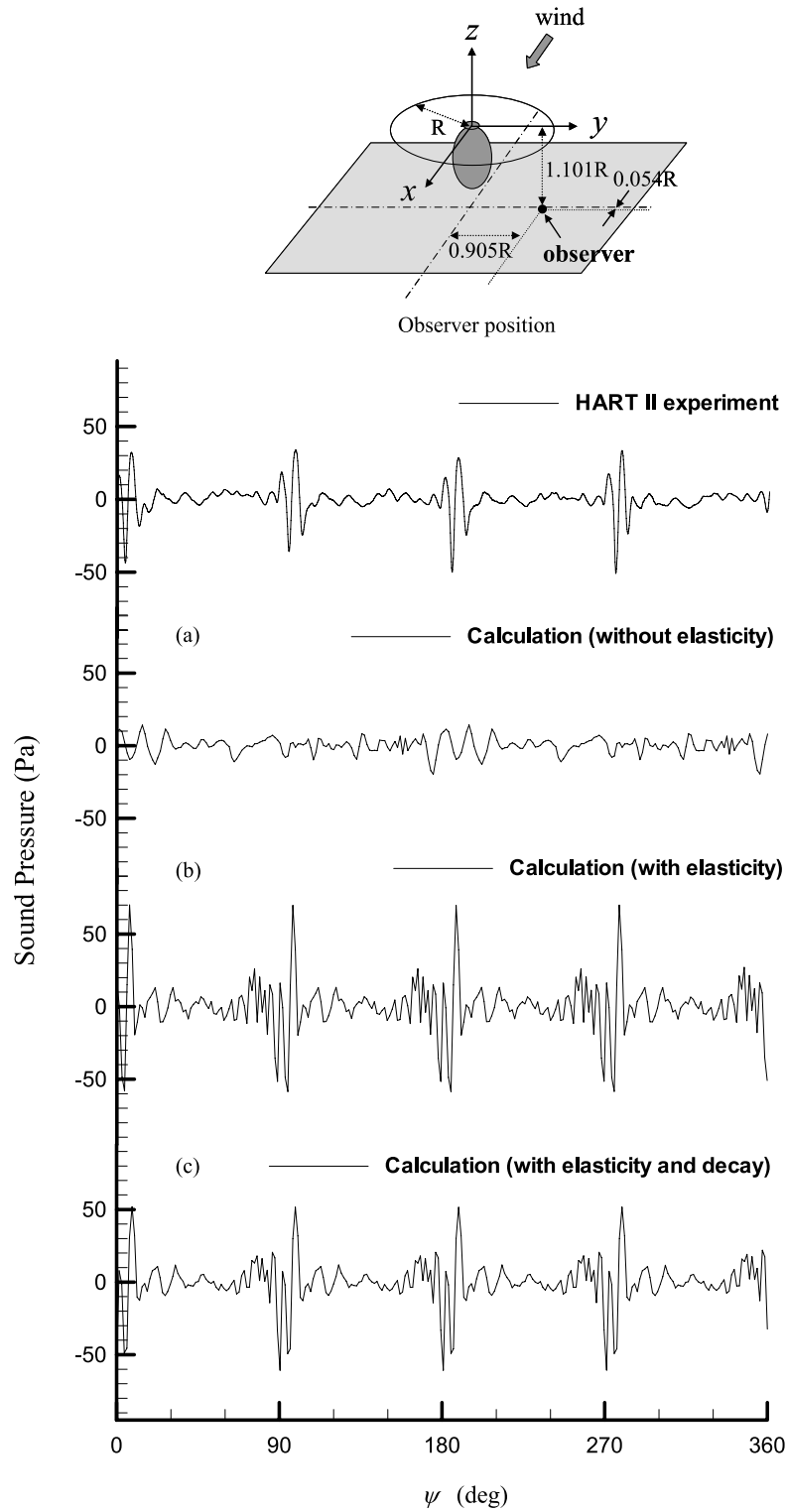


図 20 BVI 騒音の計測値と計算値

いないことが挙げられ、粘性による渦の減衰を考慮した Lamb-Oseen モデルを用いることによってある程度は過大予測を抑えることができた。ただし、完全には解決されておらず、今後も改善の余地が残っている。そのためには、上記の (i) ~ (iii) のいずれの要因が BVI 騒音の予測

精度に大きな影響を持つかを個別に分析して、改善すべき対象を特定することや、今回の計算では考慮しなかった、胴体による音の反射などのフェアリング効果を数値モデルに加えることが必要になってくると考えられる。

今回の研究では、ブレードの運動を実験データを用い

て再現したが、これは特定の実験条件に対する予測にのみ有効な方法であって最終的なゴールではない。例えば、実験データには無い運動条件での騒音予測や、設計の段階での各種の条件下での騒音の評価には、ブレードの弾性変形も含めた数値計算が必要であり、構造計算とCFDとのカップリングを実現する必要がある。さらに、渦減衰を再現するための粘性を考慮に入れたCFD計算も、予測精度の向上のために必要になってくる。これらの追加はいずれも大きな計算コストを伴うものであるが、今回の研究結果は機能の追加がもたらす有効性を十分に示すものであり、予測システムにおけるコストパフォーマンスを評価する上で重要な研究結果であると言える。

4. まとめ

本研究では、ヘリコプタのBVI騒音の予測において、ブレードの弾性変形や翼端渦の減衰が予測結果に及ぼす影響を、単一ブレードのCFDと音響解析を組み合わせた方法によって解析した。この際、HART IIテストの実験データを参考にして、弾性変形を伴うブレードの運動をモデル化し、CFD計算に組み込んだ。また、Beddoes generalized wake modelを用いて後流中の翼端渦の軌跡をモデル化し、渦が作る誘導流をScullyモデル（減衰無し）、およびLamb-Oseenモデル（減衰有り）を用いてモデル化した。その結果、以下のような成果が得られた。

- 1) 実験データとの比較の結果、本研究で用いた単一ブレードモデルは、ロータと同一面内や前進側の下方といった一部の場所を除いて、良好な計算精度を示すことが検証できた。
- 2) ブレードの弾性変形を考慮しない場合に比べて、変形を考慮した計算では、ブレードにかかる圧力変動とBVI騒音の予測精度が大きく向上した。
- 3) 翼端渦の減衰効果を加えることにより、BVIによるブレード面上の圧力変動や騒音のピーク値に見られる過大予測を改善することができた。

謝 辞

本研究においては、HART IIテストにて計測された各種のデータを利用させていただいた。また、ドイツDLRのvan der Wall博士にはロータ後流のモデル化について有益なアドバイスをいただいた。ここに心より感謝の意を表したい。

参考文献

- 1) Schmitz, F. H. and Yu, Y. H. Helicopter impulsive noise:

theoretical and experimental status, *Journal of Sound and Vibration*, 109, 3 (1986), pp. 361–422.

- 2) Caradonna, F., Kitaplioglu, C., McCluer, M., Baeder, J., Leishman, G., Berezin, C., Visintainer, J., Bridgeman, J., Burley, C., Epstein, R., Lyrintzis, A., Koustavdis, E., Rahier, G., Delrieux, Y., Rule, J., and Bliss, D., A review of methods for the prediction of BVI noise, AHS technical specialists' meeting for rotorcraft acoustics and aerodynamics (1997), pp. 1–53.
- 3) Aoyama, T., Kawada, S., Saito, S., and Hiraoka, K., Fundamental analysis of passive and active techniques for BVI noise reduction by Euler/FW-H Method, American Helicopter Society 57th Annual National Forum, Washington DC, May (2001).
- 4) Choongmo Yang, Takashi Aoyama and Shigeru Saito, Noise Analysis for Main-rotor and Tail-rotor of Helicopter, 2004 KSAS-JSASS Joint Symposium, November 18–19, Seoul, Korea (2004).
- 5) van der Wall, B. G., 2nd HHC Aeroacoustic Rotor Test (HART II) –Part I: Test Documentation –, DLR 1 B 111-2003/21, Braunschweig, Germany (2003).
- 6) van der Wall, B. G., and Burley, C. L., 2nd HHC Aeroacoustic Rotor Test (HART II) –Part II: Representative Results–, DLR 1 B 111-2005/3, Braunschweig, Germany (2005).
- 7) Bhagwat, M. J. and Leishman, J. G., Generalized Viscous Vortex Model for Application to Free-Vortex Wake and Aeroacoustic Calculations, AHS 58th Annual Forum Proceedings, Montreal, Canada, June 11–13 (2002).
- 8) Lamb, H., *Hydrodynamics*, 6th ed., Cambridge University Press, Cambridge, UK (1932).
- 9) Oseen, C. W., Über Wirbelbewegung in Einer Reibenden Flüssigkeit, *Ark. J. Mat. Astron. Fys.*, Vol. 7 (1912), pp. 14–21.
- 10) Aoyama, T., Kawachi, K., Saito, S., and Kamio, J., Unsteady analysis of transonic helicopter rotor noise, 19th European Rotorcraft Forum, B2 (1993), pp.1–12.
- 11) Aoyama, T., Kawachi, K., and Saito, S., Effect of blade-tip planform on shock wave of advancing helicopter blade, *J. Aircraft*, 32, 5 (1995), pp. 955–961.
- 12) Khanna, H., and Baeder, J. D., Coupled Free-Wake/CFD Solutions for Rotors in Hover Using a Field Velocity Approach, Proceeding of 52nd Annual Forum of the American Helicopter Society, Washington D.C., June 4–6 (1996) pp. 475–487.
- 13) Johnson, W., *Comprehensive Analytical Model of Rotorcraft Aerodynamics and Dynamics*, Johnson Aeronautics,

- Vol. I-VII, Sep (1998).
- 14) Beddoes, T. S., A Wake Model for High Resolution Airloads, 2nd International Conference on Basic Rotorcraft Research, Triangle Park, NC (1985).
 - 15) Squire, H. B., The Growth of a Vortex in Turbulent Flow, *Aeronautical Quarterly*, Vol. 16, August (1965), pp. 302–306.
 - 16) van der Wall, B. G., The Effect of HHC on the Vortex Convection in the Wake of a Helicopter Rotor, *Aerosp. Sci. Technol.* Vol. 4 (2000), pp. 321–336.
 - 17) Drees, J. M., A Theory of Airflow through Rotors and Its Application to Some Helicopter Problems, *J. Helicopter Association of Great Britain*, Vol. 3(2) (1949).
 - 18) Ffowcs Williams, J. E., and Hawkings, D. L., Sound Generation by Turbulence and Surfaces in Arbitrary Motion, *Philosophical Transactions of the Royal Society of London*, A 264 (1969), pp. 321–342.
 - 19) Farassat, F., Theory of Noise Generation from Moving Bodies with an Application to Helicopter Rotors, NASA TR R-451, Dec. (1975).
 - 20) Spletstoesser, W. R., Schultz, K. J., Boxwell, D. A., Schmitz, F. H., Helicopter Model Rotor Blade Vortex Interaction Impulsive Noise: Scalability and Parametric Variations, 10th European Rotorcraft Forum, Paper Nr.18 (1984).
 - 21) Aoyama, T., Yang, C., Saito, S., Numerical Analysis of Active Flap for Noise Reduction Using Moving Overlapped Grid Method, 61st AHS Forum, Grapevine, TX, June (2005).

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-07-016

発行 平成 20 年 2 月 29 日

編集・発行 宇宙航空研究開発機構

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町 7-44-1

URL : <http://www.jaxa.jp/>

印刷・製本 (株) 東京プレス

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記にお願いいたします。

宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター

〒305-8505 茨城県つくば市千現 2-1-1

TEL : 029-868-2079 FAX : 029-868-2956

© 2008 宇宙航空研究開発機構

※ 本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工することを禁じます。



本書は再生紙を使用しております。