

ヘリコプタロータ空力騒音解析プログラムの開発

Development of Aeroacoustics Analysis Program for Helicopter Rotor

名古屋航空宇宙システム製作所

内山直樹^{*1}中尾雅弘^{*2}

中菱エンジニアリング株式会社

鈴木博史^{*3}

文部省宇宙科学研究所

藤井孝藏^{*4}

株式会社コンピュータ・テクノロジー・インテグレイタ

大村稔^{*5}

近年、ヘリコプタの低騒音化を目指した設計技術の一環として、ロータ空力騒音の数値解析への要求が高まりつつある。ロータ空力騒音は、ブレード上の非定常な空気力に起因する騒音であり、その推定には複雑なロータ周りの流場解析と音場解析が必須となる。本研究では、特に都市部での離着陸の機会の多い民間ヘリコプタにおいて問題となる、ブレードと先行するブレードからの翼端渦との干渉 (Blade-Vortex Interaction: BVI) による空力騒音の推定を目的とした解析プログラムを開発した。適用例として、飛行試験及び風洞試験を模擬した解析を行い、解析と試験データを比較した。この結果、本プログラムによる数値解析により BVI 騒音の推定が可能であることが示された。

An analysis system for predicting helicopter rotor aerodynamic noise has been developed. The system consists of a Navier-Stokes solver for near rotor flowfield computation and an acoustic wave equation solver for computing the sound pressure propagation to the farfield. For aerodynamic validation, the results obtained from Caradonna's test rotor for hovering and the AH-1 G OLS rotor in forward flight are presented. For aeroacoustic validation, the sound pressure history obtained from the UH-1 rotor for hovering and the AH-1 G OLS rotor in forward flight are presented.

1. ま え が き

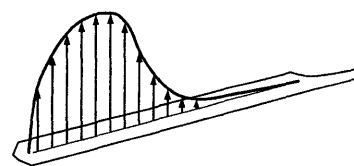
近年、ヘリコプタの普及とともに、飛行性能や乗心地に加えて環境に対する配慮から、低騒音化が重要課題となってきている。

ヘリコプタの騒音源としてはロータ、ギャボックス、エンジン等があるが、特にロータ空力騒音は、機外騒音の主要な部分を占める顕著なものである。ロータ空力騒音にかかわるパラメータとしては、ブレード形状、ブレード運動のコントロール手法、飛行条件等が挙げられる。ロータの設計段階から低騒音化を考慮した、最適ブレード形状及び飛行条件等を設定できるようにするため、当社では、ヘリコプタの騒音解析手法の開発に取り組んできた。

ここでは、その一環として行ったロータ BVI (Blade-Vortex Interaction) 騒音推算手法の開発について述べる。

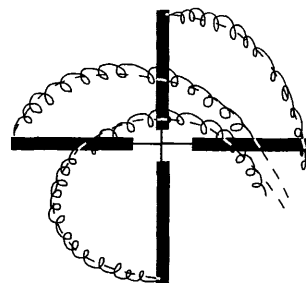
2. ヘリコプタロータ騒音

ロータ騒音は大別して、ブレード面上の圧力変動及び音源一観測者間の相対加速度運動に起因する周期的自己騒音、先行するブレードの出す翼端渦と後続のブレードが干渉して音を発生する BVI 騒音、ブレード表面上の境界層乱れや後流渦等が音源となる広い周波数域に分布する広帯域音の 3 種がある (図 1 参照)。このうち、周期的自己騒音と広帯域音は飛行条件にかかわらず発生するが、BVI 騒音については降下/着陸時に顕著となる音で、ばたばたという羽ばたき音となる。特に、民間ヘリコプタの場合は、BVI 騒音がヘリポート周辺での騒音問題の要因となる。本研究では、特に BVI 騒音に着目して解析手法の開発を行った。この BVI 騒音を推算するためには、ブレードの発する後流渦の強さと位置をいかに精度良く推算するかが技術的なポイントとなる。そこで、渦とブレードとの干渉効果を解く方法として、従来用いられてきた揚力線理論に代り、CFD (Computational Fluid Dynamics) を用いた空力解析コードを開発した。本手法と同様なアプローチを



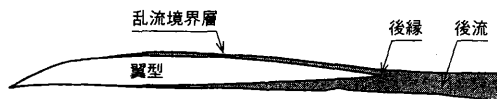
ブレード面上の圧力変動及び音源一観測者の相対加速度運動に起因する音。

(a) 周期的自己騒音



先行するブレードの出す翼端渦と後続のブレードが干渉して発生する音。

(b) BVI 騒音



ブレード表面上の境界層乱れや後流渦等による音、広い周波数域に分布する。

(c) 広帯域音

図 1 ヘリコプタ・ロータ空力騒音の分類
ロータ空力騒音は 3 種類に分類される。
Aerodynamic noise of helicopter rotor

採る研究例として文献 (1) が挙げられる。

次に、その結果を用いて遠方での音場を計算する音場解析コードの開発を行い、これらを組合せることで BVI 騒音の推算を実現した。

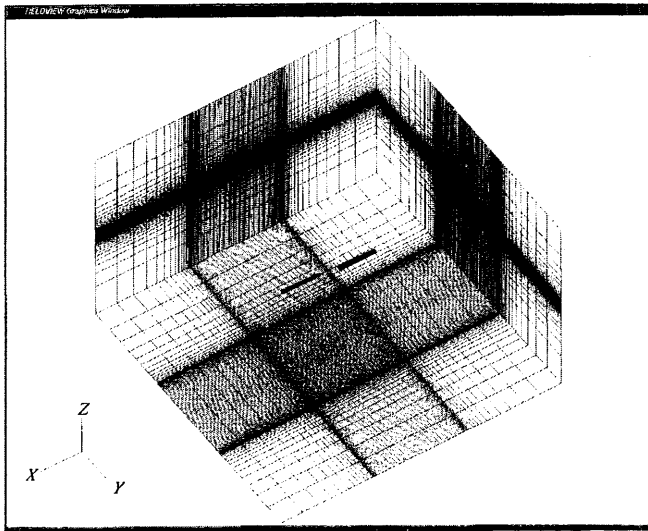
*1 研究部空力研究課 工博

*4 高速流体力学部門助教授 工博

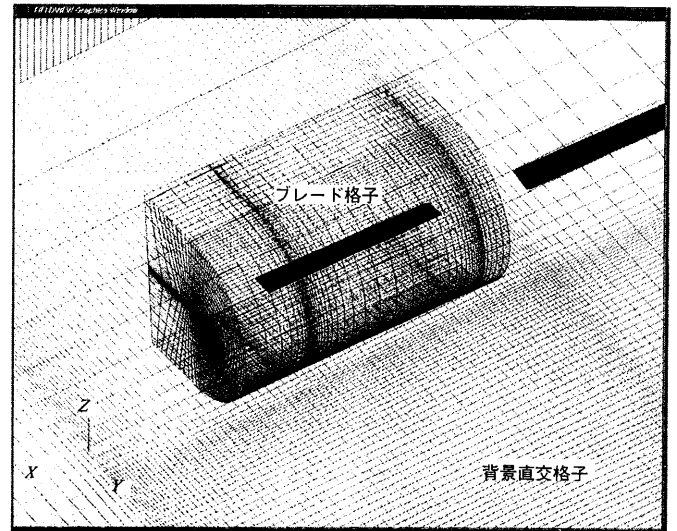
*2 研究部空力研究課

*5 科学技術事業部技師長

*3 実験総括部航空空力試験室



(a) 格子系全体



(b) ブレード近傍

図2 計算格子系 ブレード周りの格子が背景格子の中を回転する。
Numerical grid

3. ロータ空力騒音解析手法

本研究で開発したロータ空力騒音解析手法は、ロータ近傍場に対する空力解析コードとその結果を用いた音場解析コードから構成される。

以下に空力解析コードと音場解析コードの解析手法をそれぞれ説明する。

3.1 ロータ空力解析コード

3.1.1 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、ブレード格子と称す）とこれを含む背景直交格子から構成される。

図2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、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 θ 及びフラップ角 β はそれぞれアジマス回転角 Ψ の一次の調和関数として与えている。

3.1.2 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次のように使い分ける。ブレード格子では、粘性計算又は非粘性計算が選択できる。粘性計算時にはレイノルズ平均薄層 Navier-Stokes 方程式を使用し、乱流モデルには Baldwin-Lomax モデルを適用する。また、計算効率を重視し、非粘性計算を行う場合は Euler 方程式を使用する。背景直交格子では Euler 方程式を使用する。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⁽²⁾が付加される。

以下に本計算で用いた基礎方程式を示す。

$$\partial_t \bar{Q} + \partial_\xi \bar{E} + \partial_\eta \bar{F} + \partial_\zeta \bar{G} - \varepsilon Re^{-1} \partial_r \bar{S} = x(\bar{Q}_f - \bar{Q}) \quad (1)$$

ここで、 $\varepsilon = 0, 1$ から、それぞれ Euler 及び薄層 Navier-Stokes 方程式に切替わる。 Re はレイノルズ数を表す。 $\bar{Q}$ は保存変数、 $\bar{E}$, $\bar{F}$, $\bar{G}$ はそれぞれ一般曲線座標 (ξ, η, ζ, r) 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、解の強制される座標値 (ξ, η, ζ, r) においては、係数 x に十分大きな値として 10^5 が与えられ、保存変数 $\bar{Q}$ が強制解 $\bar{Q}_f$ に置換される。解の強制置換を必要としない大部分の格子点に対しては $x = 0$ が代入される。

3.1.3 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別とした。ブレード格子では、小さな計算格子幅でも比較的大きな時間刻み幅が採用できる LU-ADI 陰解法⁽³⁾を適用した。背景直交格子では Euler 陽解法を適用した。

3.2 音場解析コード

3.2.1 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 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。

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

ここで、

p' : 音圧 (観測点圧力 p の一様流圧力 p_0 からの差)

ρ_0 : 一様流密度

ν_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(2)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。

BVI 騒音は、ブレード-渦干渉に伴うブレード上の圧力変動に起因するものであり、一般に荷重音に分類される。本研究は亜音速域での BVI 騒音の推定を目的とする。このため、寄与の小さい第3項を無視した。また、この式は、右辺を CFD から求めた数値解で評価して既知のものとする。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 Farassat の 1A 型⁽⁴⁾と称する積分型を用いた。

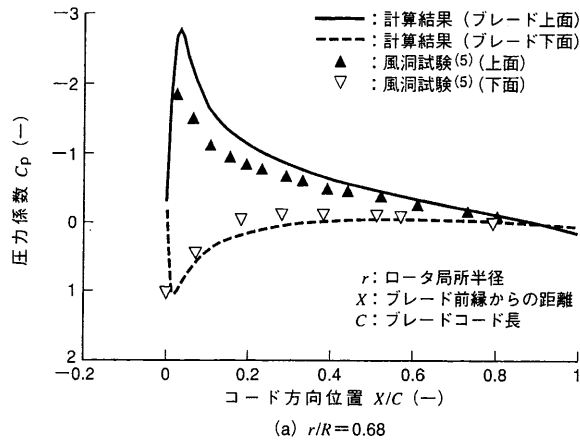


図3 ホバリング時の翼面上圧力分布 実験値とおおむね良い一致を示している。
Comparison of blade surface pressure distribution in hover

3.2.2 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取り、上式を数値積分により計算した。このとき、各要素から音が発せられた時刻はニュートン法により陰的に算出した。

4. ロータ空力騒音解析

4.1 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) モデルロータのホバリング時の粘性計算

本ケースでは Caradonna 等⁽⁵⁾による風洞試験と同条件の計算を行った。本モデルロータは、NACA 0012 翼型を有する2枚の矩(く)形ブレードから成る。ホバリング条件は、翼端マッハ数が0.794、ブレードピッチ角が12°、翼端レイノルズ数が 3.55×10^6 である。図3に本計算結果によるコード上圧力分布をスパン位置68, 89%について示す。同図中、翼根側で前縁の負圧が過大評価される傾向にあるが、Caradonnaの実験値とおおむね良い一致を示している。

(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⁽⁶⁾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。また、前進飛行であるため、ブレード運動は回転のほか、ピッチング及びブラッキングを含む。OLSロータは、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°のねじりを有する。前進

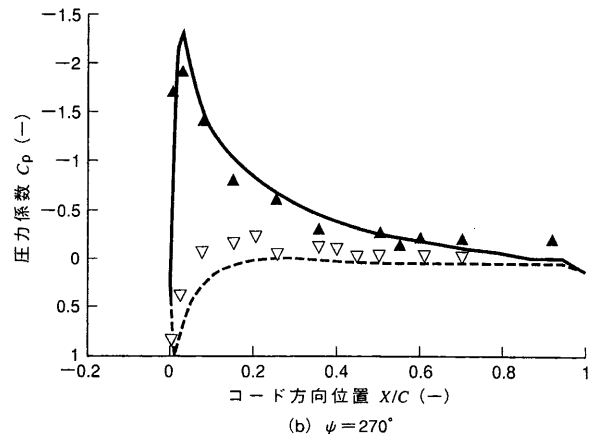
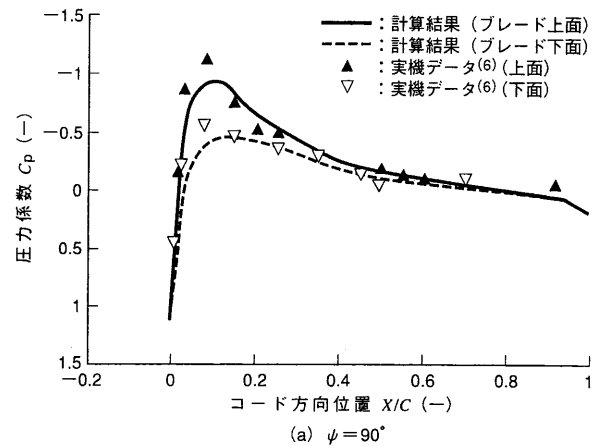


図4 前進飛行時の翼面上圧力分布 非定常性の強い前進飛行時においても実験値とおおむね良い一致を示している。
Comparison of blade surface pressure distribution in forward flight

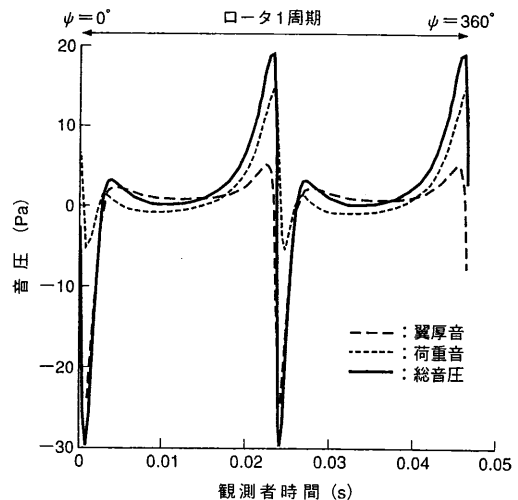


図5 ホバリング時の音圧履歴 ロータ回転面内の観測点において、翼厚音による負圧ピークと荷重音による正圧ピークが確認できる。
Sound pressure history in hover

飛行条件は翼端マッハ数が0.65、前進比が0.19である。本ケースでは、計算時間の短縮を目的に非粘性計算とした。図4に本計算結果によるスパン位置91%での圧力分布を、アジマス回転角 $\psi = 90^\circ, 270^\circ$ について示す。非定常性の強い本ケースにおいても、圧力分布が実験値とおおむね良い一致を示していることが分かる。

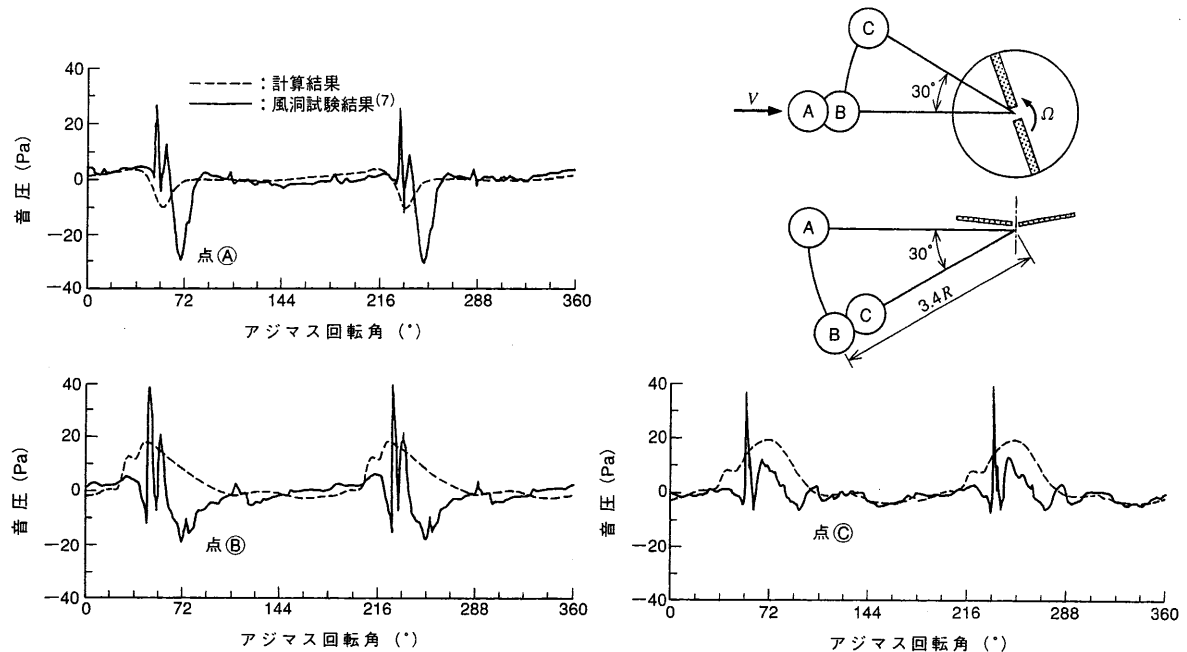


図6 前進飛行時の音圧履歴 ロータ回転面内では翼厚音による負圧ピークが、ロータ回転面から下方では荷重音による正圧変動が顕著となる。
Sound pressure history in forward flight

4.2 ロータ音場解析

音場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) UH-1 ロータのホバリング時の空力騒音

UH-1 ロータのホバリング時の非粘性空力解析を行い、この結果を用いてロータ回転面内での音圧計算を行った。UH-1 ロータは、NACA 0012 翼型を有する2枚の矩形ブレードから成る。ブレードは -10.9° のねじりを有する。ホバリング条件は、翼端マッハ数が0.73、ブレードピッチ角が 15° である。音圧計算は、ロータ回転面内においてロータ中心から $1.64R$ (R :ロータ半径)の位置に対して行った。図5に本計算から得られた音圧履歴を示す。ロータ回転面内で顕著となる翼厚音による負圧ピークと、荷重音による正圧ピークが捕えられていることが確認できる。

(2) OLS ロータの前進飛行時の空力騒音

本ケースはOLS ロータの1/7スケール風洞試験⁽⁷⁾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空力解析を行い、この結果を用いて風洞試験でのマイク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° 下方。ロータ中心から $3.4R$ 。
- 点C: 点Bから 30° 右舷(げん)。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結果と比較して示す。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えられているのが分かる。点B、Cにおいては、風洞試験結果において見られるようなBVIに伴うスパイク状のピークは十分に捕えられていないものの、荷重音による正圧変動を捕えていることが確認できる。十分な音圧ピークを捕えるためには、空力解析コードの更なる精度向上を図り、BVI現象の計算解像度を上げる必要があると考えられる。

5. 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手法を開発した。本手法の構成要素である空力解析コードと音場解析コードについて、それぞれ検証計算を行った。

- (1) 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空力を良好な精度で推定できることが確認できた。
- (2) 音場解析コードについては、ホバリング時及び前進飛行時の空力騒音を計算することにより、翼厚音及び荷重音を捕えることが可能であることが確認できた。

今後、空力解析コードの更なる精度向上により空力騒音の推定能力を高め、民間ヘリコプタの低騒音化設計へ適用する。

参 考 文 献

- (1) Ahmad, J. et al., Helicopter Rotor Blade Computation in Unsteady Flows Using Moving Embedded Grids, AIAA Paper 94-1992
- (2) Fujii, K., Unified Zonal Method on the Fortified Solution Algorithm, J. Comp. Phys., Vol.118 (1995) p.9
- (3) Obayashi, S. et al., Improvements in Efficiency and Reliability for Navier-Stokes Computations Using the LU-ADI Factorization Algorithm, AIAA Paper 86-338
- (4) Farassat, F. et al., "The Prediction of Helicopter Rotor Discrete Frequency Noise," Vertica Vol.7 No.4 (1983) p.309
- (5) Caradonna, F. X. et al., "Experimental and Analytical Studies of a Model Helicopter Rotor in Hover," NASA TM-81232 (1981)
- (6) Cross, J. L. et al., "Tip Aerodynamics and Acoustics Test," NASA RP-1179 (1988)
- (7) Yung H. et al., "Aerodynamics and Acoustics of Rotor Blade-Vortex Interactions," J. Aircraft Vol.32 No.5 (1995) p.970