

# ヘリコプタ空力騒音統合解析手法の開発

## Development of Integrated Analysis Method of Aerodynamic Noise of Helicopter

名古屋航空宇宙システム製作所 中尾雅弘\*<sup>1</sup> 竹中啓三\*<sup>1</sup>  
 三菱エンジニアリング株式会社 鈴木博史\*<sup>2</sup>  
 独立法人航空宇宙技術研究所 齊藤茂\*<sup>3</sup> 青山剛史\*<sup>4</sup>

ヘリコプタロータの出す空力騒音を空力解析と音場解析を統合することで解析する手法を開発した。音場解析手法としては、FWHとKirchhoffの2種類の方法を適用している。さらに、解析コードの検証として、航空宇宙技術研究所との共同研究を通して、直径のブレード模型を用いて、ヘリコプタ衝撃騒音試験を実施した。ロータ回転数は約2400rpmを実現し、翼端マッハ数は約0.9を達成し、国内では初めて衝撃騒音の特徴である非対称音圧分布のデータ取得に成功した。このデータを用いて解析手法の検証を行った結果、良い一致が得られることを確認した。

In this paper, rotor CFD (Computational Fluid Dynamics) and aerodynamic noise analyses of helicopter rotors are presented. Two types of rotor noise prediction code (based on Kirchhoff equations and FW-H (Ffowcs Williams and Hawkings) equations) have been developed. A CFD code is combined with the rotor noise prediction code to predict the HSI (High Speed Impulsive) noise. To validate aeroacoustic code, a wind tunnel test, which is the first wind tunnel test of HSI noise in Japan, was conducted in NAL (National Aerospace Laboratory of Japan) low speed wind tunnel. Sound pressure histories were obtained with 2.4m diameter 2-bladed rotor. The asymmetric sound pressure histories that are typical characteristic of HSI noise have been captured by the present FWH/CFD method and a comparison between wind tunnel test results and numerical results shows good agreement.

### 1. ま え が き

ヘリコプタは狭い国土と住宅が密集した都市を持ち、空港の規模も限られるわが国にとっては有効な交通手段であるとともに、その機動性から災害救助の手段としても期待されている。しかしながら、固定翼機に比べ、大きな回転翼を持っていることと、比較的低空を飛行することから、特に都市周辺では騒音問題が、普及の妨げになっている。さらに近年、国際的な騒音基準の強化が進められており、今後、新規に開発するヘリコプタに対しては、飛行性能と同等の重要度で騒音対策が要求されることになる。このような状況の中、当社では、数年前からヘリコプタの空力騒音解析に取り組んできた。ヘリコプタロータの代表的な騒音の1つであるブレード渦干渉音解析については、すでに、1997年の当社技報でも紹介済みである<sup>1)</sup>。ここでは、もうひとつの代表的な騒音であるヘリコプタ衝撃騒音に対して、数値流体力学(CFD: Computational Fluid Dynamics)と音場解析を統合して解析する手法を紹介する<sup>2)</sup>。さらに、今回、開発した手法の検証を行うため、航空宇宙技術研究所との共同研究を通して、大型低速風洞にて国内では初めての衝撃騒音試験を実施した。ここでは、開発した解析手法による結果と風洞試験結果との比較を行ったので紹介する。

### 2. ヘリコプタの空力騒音

ヘリコプタの騒音にはメインロータやテールロータの空力騒音、エンジン騒音、ギヤボックス音等があるが、最も顕著なものはロータの空力騒音である。ロータの空力騒音としては、ロータブレードの翼の厚みが空気を押しよけることで発

生する翼厚音、ブレード上の圧力の変動によって発生する荷重音、ブレード表面境界層の乱流の微小な渦に起因する乱流渦騒音、そして、スラップ音といわれるブレード渦干渉音(BVI: Blade Vortex Interaction Noise)と衝撃騒音(HSI: High Speed Impulsive Noise)がある。図1に示すように、ブレード渦干渉音は、先行するブレードの翼端渦が後続のブレードと干渉することにより発生する音で、主に離着陸時に機体の下方で顕著となる。一方、衝撃騒音は前進側のブレードで翼端の相対速度が遷音速になる際、ブレード翼端で発生する衝撃波により発生する。この騒音は特にロータ面内で顕著で、他の騒音と比べて遠方まで伝播するという特徴がある。また、ロータの空力騒音を音源の種類という観点から見ると、

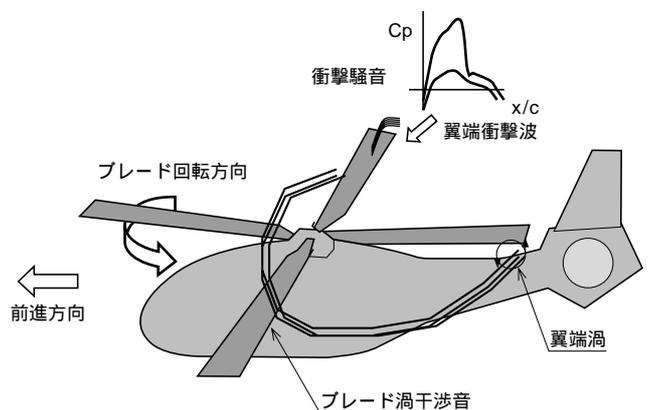


図1 ヘリコプタロータの空力騒音 ヘリコプタロータの空力騒音としてはブレード渦干渉音と前進側ブレードの翼端で発生する衝撃波に起因する衝撃騒音がある。  
Helicopter rotor aerodynamic noise

\*<sup>1</sup> 研究部空力研究課 \*<sup>3</sup> 流体科学研究センター回転翼空力グループリーダー 工博

\*<sup>2</sup> 空力試験統括部 \*<sup>4</sup> 企画経営室研究企画主任 工博

翼厚音は単極子，荷重音は二重極子，乱流渦騒音，衝撃騒音は四重極子である．ブレード渦干渉音は翼面上の圧力変動が音源となるので二重極子である荷重音の一種である．二重極子はブレードの表面での圧力変動に起因するが，四重極子は空間の圧力の非線形な変動に起因する．この空間の圧力変動の1つで，特にヘリコプタ衝撃騒音では特徴的な現象として，非局在化現象というものがある．ブレードに乗った回転系からみると，回転中心から外側に離れるにつれて相対速度が大きくなり，特に翼端の相対速度が遷音速の場合は，図2に示すようにそのすぐ外側で超音速領域が現れる．一方，ブレード上で流れが加速されると表面に超音速領域が発生し，その後方で衝撃波が形成される．さらに相対速度が大きくなると，ブレード上での衝撃波は翼端から飛び出し，やがて図2の右側に示すように翼端外側の超音速領域とつながるようになる．このような状態を非局在化現象といい，急激に音が増大

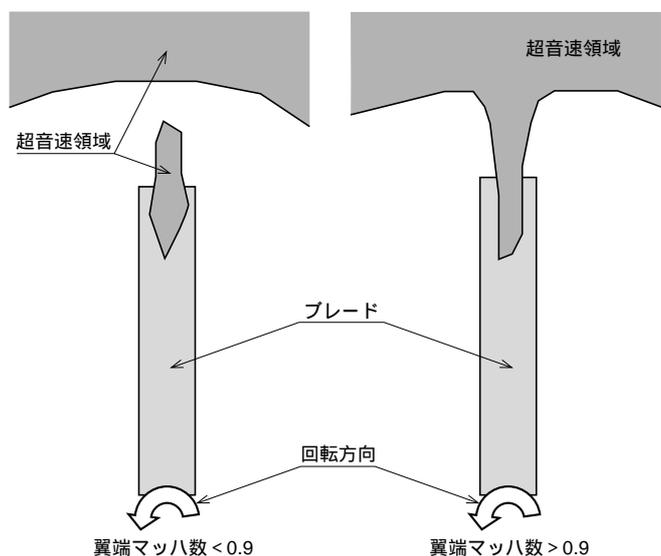


図2 非局在化現象 ブレード上の超音速領域が翼端外側の超音速領域とつながると急激に騒音が大きくなる現象が発生する．  
Delocalization

する．これは，ちょうど超音速旅客機で問題となるソニックブームと同様の現象である．ソニックブームは機体の通過時のみであるが，ヘリコプタの場合は，ロータの回転ごとに発生し，しかも，機体そのものの速度は遅いため，観測者としては，比較的長い時間このような騒音を経験することになる．一般に，このような現象はヘリコプタでは，翼端の相対マッハ数が0.9を超えるあたりから発生するといわれている．この現象を解析でとらえるには空間の圧力変動を精度良く推算する手法が要求される．

### 3. 衝撃騒音解析手法

ロータの空力騒音を解析する方法としては，従来から，ロータの表面の圧力変動を音源として，音の伝播の方程式を解くという方法が用いられてきた．しかしながら，この方法では，衝撃騒音のような場合，空間の圧力変動が主な音源となるため，精度良く解析することができない．一方，CFDを用いることにより，空間の流れ場の状態を精度良く解析することが可能となってきた．最も精度良い方法は，音の伝播する空間全体を流体の基礎方程式である Navier-Stokes 方程式を直接解く手法であるが，これには，莫大な計算機的能力が必要となり，現状の計算機的能力では非現実的である．そこで，ロータ近傍流れ場をCFDで解析し，その結果得られた圧力変動を音源として音場の波動方程式を解く統合的な方法を採用した．この方法は，ブレード渦干渉音の解析でも採用している．音場解析に用いる基礎方程式としては Kirchhoff の方程式<sup>3)</sup>と FW-H (Ffowcs Williams and Hawkins) 方程式<sup>4)</sup>の2つを採用している．FW-Hはブレード渦干渉音解析でも採用しているが，衝撃騒音を解析するために四重極子まで計算可能なように拡張している．

### 4. 空力解析手法

空力解析手法としては，ブレード渦干渉音の解析と共通化したオイラーCFDコードを用いている．ブレード回りの流

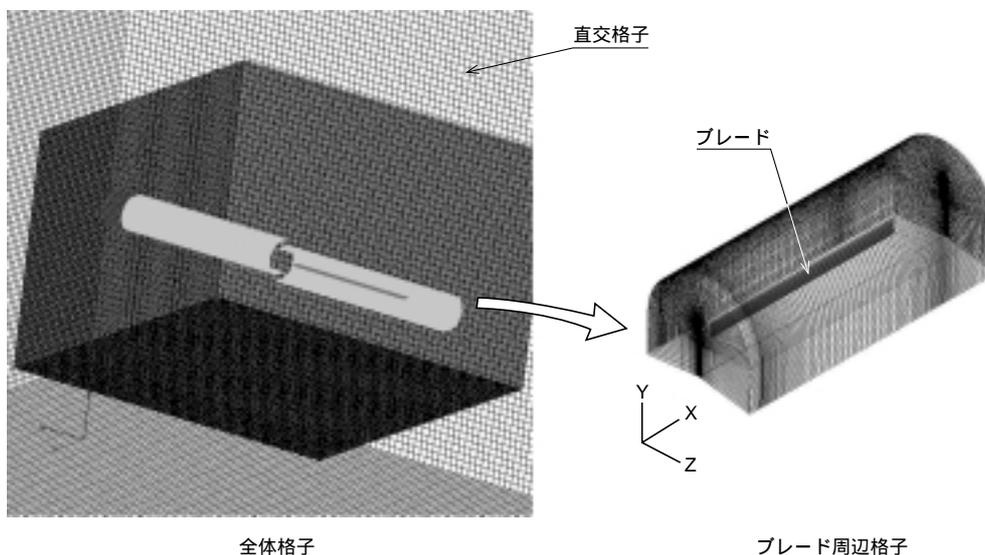


図3 計算格子 ブレード近傍は形状適合型の格子を用い，空間全体は直交格子を用いた重合格子法を採用している．  
Numerical grid

れ場を解析するためのCFD計算には、空間の圧力変動を精度良くとらえるため、ブレード近傍には形状適合型の格子、ロータ全体を含む領域には直交格子を生成し、これらを重ね合わせた重合格子法を用いている。図3に計算に用いたブレード回りの計算格子を示す。左の図は2枚のロータを含む計算空間全体の格子を示したものである。全体を含む格子は、正六面体で等間隔に分割した直交格子である。この計算ではさらにその中に細分化した直交格子を配置し、2段階の直交格子の密度を用いて、計算精度と計算効率の向上を実現している。2枚のブレードはこの細分化した格子に含まれる。また、図3の右の図は1枚のブレード周辺の格子を拡大したものである。ブレード周辺の格子は、ブレードの形状に沿ったC-Hタイプといわれる形状適合型格子を用いている。ブレードの周辺にこのような形状適合型格子を用いることにより、ブレード近傍での詳細な流れ場の解析を実現している。実際の計算ではブレード周辺の格子を直交格子の中で回転させている。各格子間では、計算ごとに重なり合う格子でデータを補間し、お互いにデータをやり取りしながら計算を進めている。

## 5. 衝撃騒音試験

航空宇宙技術研究所との共同研究の一環として、平成12年度、同研究所大型低速風洞にて、ロータ衝撃騒音試験を実施した。使用したブレード模型は翼型が対称翼型で12%厚みのNACA 0012、ねじりなしの矩形ブレードで、直径は2.4 m、コード長は5 cm、ブレード枚数は2枚である。試験装置は航空宇宙技術研究所保有の高速回転試験装置を使用し、最大約2 400 rpmで駆動させた。図4は試験概要図である。図に示すように騒音計測用のマイクは、衝撃騒音が最も顕著となるロータ面内に設置している。また、風洞の周囲には音の反射を抑えるため、吸音材を設置した。図4下側に試験状態写真を示す。中央にあるのがロータ回転装置であり、後方には吸音材を配している様子が分かる。

## 6. 解析及び試験条件

解析及び試験条件は、各ケースとも一様流速度は0の無風状態で、ブレードピッチ角は0°である。したがって条件のパラメータはロータ回転数のみである。ロータ回転数は1 000 rpmから2 400 rpmで試験を行った。ロータ回転数2 400 rpmの翼端マッハ数は約0.9となる。

## 7. 試験結果と解析結果の比較

計算結果の例として、翼端マッハ数0.9におけるブレード翼端付近の等マッハ線を図5に示す。ブレード上では、翼端に超音速領域が発生しており、この領域が、翼端から外側の空間に延びている様子が分かる。ただし、計算結果からは、外側の超音速領域とは完全につながっておらず、非局在化現象までには至っていない。図6にロータ中心から半径の3倍の位置における音圧履歴の実験値と解析値の比較を示す。この図は横軸が時間、縦軸が音圧でパスカル表示している。図6(a)の翼端マッハ数は0.85の条件である。解析値としては

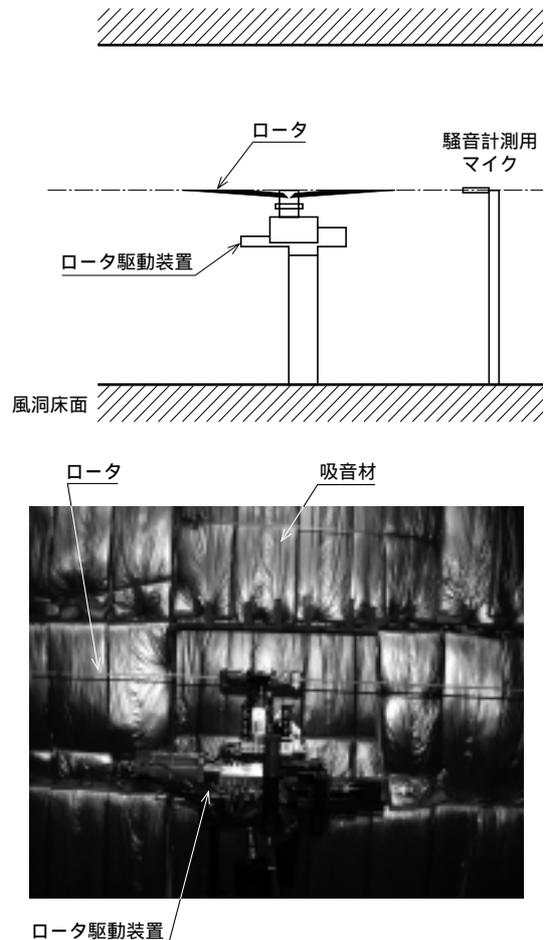


図4 騒音試験概要 騒音計測は衝撃騒音をとらえるため、ロータ面と同じ高さにマイクを設置した。  
Schematic view of rotor noise test

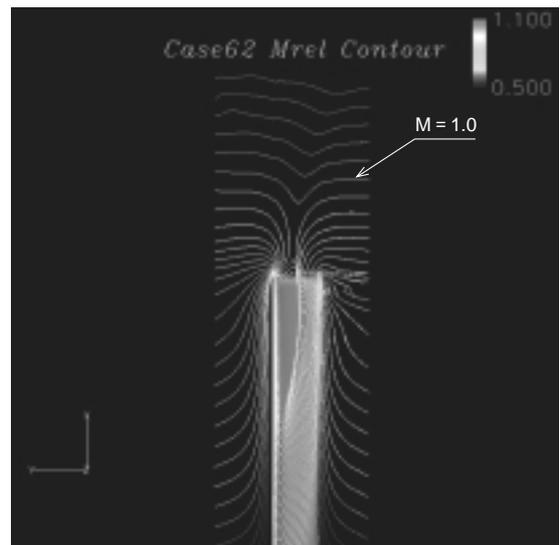
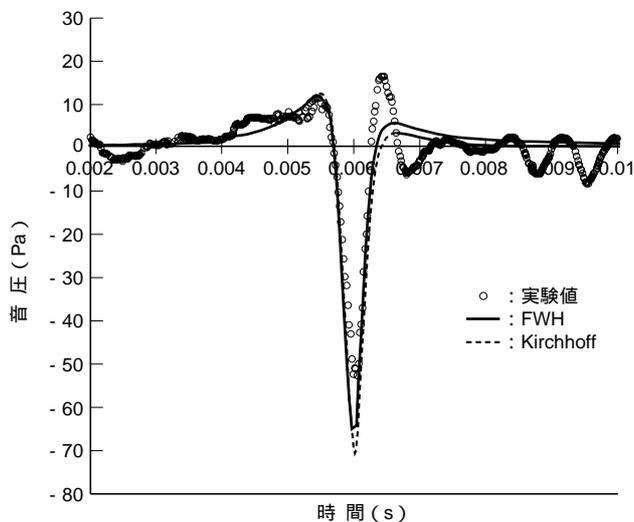
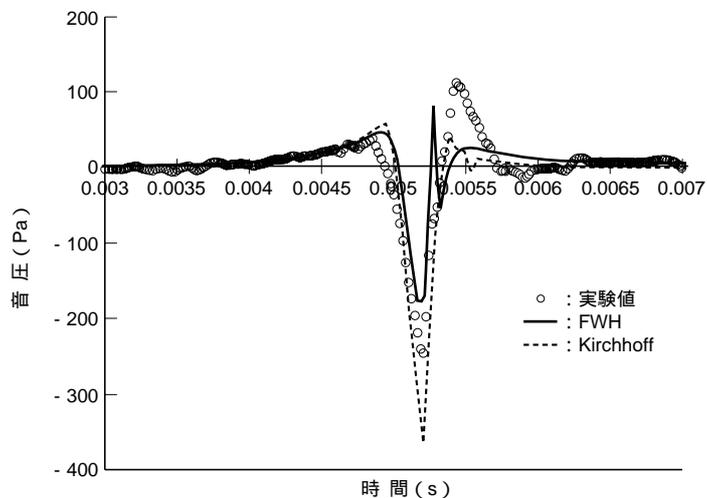


図5 ブレード翼端マッハ数分布 ブレードの上では超音速領域が発生し、翼端外側へ飛び出している。  
Mach contour near blade tip

当社開発のFWH方程式を用いた結果と、参考として航空宇宙技術研究所によるKirchhoff方程式を用いた方法<sup>5)</sup>を比較している(a)の中央部の“下に凸”の部分はブレードの翼厚



(a) 翼端マッハ数0.85



(b) 翼端マッハ数0.9

図6 音圧履歴 実験値と解析値は良好な一致を示している。  
Sound pressure histories

音を示しており、解析値、実験値ともほぼ一致していることが分かる。また、双方の解析結果もほとんど同じ値を示している。図6(b)は、翼端マッハ数0.9の音圧履歴であるが、試験結果では、衝撃騒音の特徴である非対称波形が顕著に現れている。解析結果では、FWHでは翼厚音のピークが試験データより小さくなっているが、正圧のピークがとらえられている。一方、Kirchhoffでは、翼厚音のピークレベルは逆に試験データより大きくなっていることが分かる。これらの差異については、今後さらに検討が必要であるが、衝撃騒音の特徴的な音は定性的にはとらえられていると言える。図7に試験結果とFWHを用いた解析結果の周波数特性の比較を示す。この図は横軸が周波数、縦軸が音圧レベルをデシベルで表わしている。条件は翼端マッハ数が0.9のケースであるが、広い周波数帯域で周波数特性が良い一致を示していることが分かる。

## 8.まとめ

空力解析と音場解析を統合することにより、ヘリコプタ空力騒音を解析する手法を開発した。特にヘリコプタの衝撃騒音に対しては、航空宇宙技術研究所との共同研究を通して、国内で初めて衝撃騒音試験を実施し、衝撃騒音解析手法検証用のデータを取得した。

このデータを用いて解析結果と比較を行った結果、衝撃騒音の特徴である非対称波形については、概ねこの特徴をとらえられており、今回開発したヘリコプタ空力騒音統合解析手法の妥当性が検証できた。

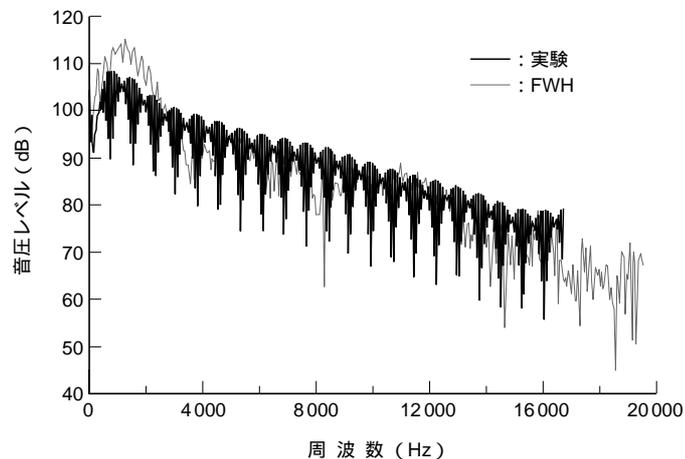


図7 周波数特性 解析値と実験値は広い周波数帯域でおおむね良い一致を示している。  
Power spectrum

## 参考文献

- (1) 内山直樹ほか、ヘリコプタロータ空力騒音解析プログラムの開発、三菱重工技報 Vol.34 No.6 (1997) p.442
- (2) 竹中啓三ほか、ヘリコプタ衝撃騒音解析、第38回飛行機シンポジウム講演集(2000)
- (3) Farassat, F., et al., Extension of Kirchhoff's Formula to Radiation from Moving Surfaces, Journal of sound and Vibration, Vol.123, No.3 (1988) pp.451-461
- (4) Farassat, F. et al., The Prediction of Helicopter Rotor Discrete Frequency Noise, Vertica, Vol.7, No4 (1983)
- (5) 青山剛史ほか、Euler/Kirchhoff 法による高速衝撃騒音の非定常解析、第36回飛行機シンポジウム講演集(1998)