

移動重合格子法とFW-H式を用いたロータ空力／騒音解析

ROTOR AERODYNAMIC AND ACOUSTIC ANALYSES USING A MOVING OVERLAPPED GRID METHOD AND FW-H FORMULATION

○近藤 夏樹¹⁾, 青山 剛史²⁾, 齊藤 茂³⁾

Natsuki KONDO, Takashi AOYAMA, Shigeru SAITO

- 1) 宇宙航空研究開発機構 (〒182-8522 調布市深大寺東町 7-44-1, E-mail: kondo@chofu.jaxa.jp)
- 2) 宇宙航空研究開発機構 (〒182-8522 調布市深大寺東町 7-44-1, E-mail: aoyama@chofu.jaxa.jp)
- 3) 宇宙航空研究開発機構 (〒182-8522 調布市深大寺東町 7-44-1, E-mail: ssaito@chofu.jaxa.jp)

This paper presents calculated results of rotor aerodynamics and acoustics. The pressure on a blade surface of a four-bladed model rotor and the location of tip vortex are computed using a CFD technique applying an overlapped grid method. The acoustic waveform generated by the rotor is obtained by the Ffowcs Williams and Hawkings (FW-H) formulation. These results are in good agreement with the experimental data obtained in the 6.5m×5.5m wind tunnel at JAXA. The effect of body fairing on the blade-surface pressure and the sound pressure of the model rotor are also analyzed. The difference between the blade loads with and without fairing is large around the azimuth angle of 0° and it causes the difference of acoustic waveform.

Key Words: Helicopters, Over-lapped grid method, FW-H formulation

1. はじめに

ヘリコプタ等のロータ周りの流れ場やロータ空力騒音を予測する場合、ロータ・ブレードから放出される翼端渦や後流をいかに精度良く求めるかが重要なポイントであると言える。古くは渦をフィラメント要素でモデル化し、各要素から誘起される吹き下ろし分布を渦理論により求め、これを境界条件としてブレード周りの流れ場を CFD で求める手法⁽¹⁾が多く用いられてきた。しかし、計算機の発達に伴い、近年では翼端渦や後流を含むロータ周りの流れ場全てを CFD により計算する手法が主流になりつつある。越智ら⁽²⁾は移動重合格子法を用いて、緩降下条件のヘリコプタ・ロータ・ブレードが自身の発生する翼端渦と干渉する BVI(Blade-Vortex Interaction)現象を世界で初めて CFD 使って捉えることに成功した。また、ロータ性能の予測計算においては、ロータと胴体フェアリングを含んだ空力計算もいくつか実施されている⁽³⁾⁽⁴⁾。これらの計算はヘリコプタがホバリングや低速前進飛行中のロータ／胴体空力干渉を調べることが目的で、BVI 現象に対する胴体フェアリングの影響を調べる研究は、渦理論を使った検討⁽⁵⁾はあるものの、全てを CFD で解いた事例はまだない。移動重合格子法ではブレード格子と背景格子が分離しているため、格子生成や新しい格子の追加が比較的容易であるというメリットがある。本研究では、この点を生かして越智らの使用したコードをベースにロータ下方に胴体フェアリングの格子を新たに追加し、実験結果との比較により解の妥当性を確認するとともに、胴体の有無によ

るロータ空力の違いについて調べたので報告する。

2. 解析手法

2.1 空力解析

CFDによる空力解析に使用した格子を Fig. 1 に示す。本格子は、ブレードおよび胴体周りの格子とそれを包む2種類の背景格子から成っており、時間ステップ毎にブレード格子と背景格子の間で情報の交換を行う。2種類の背景格子はいずれも直交格子で、内側背景格子は翼端渦を捉えられるように外側背景格子よりも細密である。一方、ブレードおよび胴体フェアリング部の格子にはO-Hトポロジー(翼周りまたは胴体周りがO型)を使用している。この格子構成により、格子点数を抑えつつロータ全体を含む流れ場の解析を行うことが出来る。支配方程式は圧縮性の非定常 Euler 方程式である。次式で示すようにブレード格子上ではブレードと共に移動する回転座標系で記述される Euler 方程式を用いている。

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial F_i}{\partial \xi_i} + H = 0 \quad (1)$$

ただし、

$$Q = J^{-1} \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u_1 \\ \rho u_2 \\ \rho u_3 \\ e \end{pmatrix}, F_i = J^{-1} \begin{pmatrix} \rho U_i \\ \rho u_1 U_i + \xi_{i,1p} \\ \rho u_2 U_i + \xi_{i,2p} \\ \rho u_3 U_i + \xi_{i,3p} \\ (e+p)U_i + \xi_{i,p} \end{pmatrix}, H = J^{-1} \begin{pmatrix} 0 \\ -\rho \Omega u_2 \\ \rho \Omega u_1 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \quad (2)$$

ここで、

$$(\xi_1, \xi_2, \xi_3) = (\xi, \eta, \varsigma)$$

$$(u_1, u_2, u_3) = (u, v, w)$$

$$(U_1, U_2, U_3) = (U, V, W)$$

であり、 J はヤコビアン、 ρ は密度、 u, v, w は回転座標での速度成分、 U, V, W は反転速度成分、 ξ, η, ς は格子の単位ベクトル、 Ω は回転角速度、 p は圧力である。

ブレード格子のスキームは Beam-Warming 法を基礎とした陰解法⁽⁶⁾で、空間に2次、時間に1次の精度を持ち、時間積分にニュートン法を適用している。また、ブレード格子を動かすことで、フェザリングやフラッピングなどの各ヒンジ点回りの運動を考慮できる。これらの運動の入力には理論計算や実験で得られたロータの操舵入力値が必要になるが、本計算では実験値を用いた。一方、背景格子のスキームは MUSCL+ SHUS⁽⁷⁾を用いた風上法で、空間、時間ともに4次の精度を持っている。以下に計算の手順を示す。

1. 1番目のブレード格子の外部境界条件を内側背景格子のデータから補間して求める(内側背景格子の初期条件はロータ前進速度を一様流として与える)
2. 1番目のブレード格子の計算を行う
3. 内側背景格子の1番目のブレード格子と重合している部分について、ブレード格子から背景格子へデータを補間する
4. 2番目以降のブレード格子および胴体格子について1~3の手順を繰り返す
5. 内側背景格子の計算を行う
6. 内側背景格子から外側背景格子へデータを補間し、外側背景格子の計算を行う
7. 内側背景格子の外部境界条件を外側背景格子のデータから補間して求める
8. 時間ステップ分、ブレードを回転させ、手順1へ戻る(ブレードのフェザリング、フラッピング等の動きもここで考慮される)

なお、格子間の補間は対象となる格子点を囲む8点のデータを用い線形補間を行っている。

2.2 騒音解析

遠方へ伝播する騒音の解析には Ffowcs Williams and Hawlings (FW-H)の波動方程式⁽⁸⁾をベースとした音響解析コードを用いた。観測点における音圧を p 、音源となる翼表面の圧力を p_b 、音が伝わる気体の平均密度を ρ_0 、音速を c_0 、物体から観測点までの距離を r とすると基礎方程式は次式のようになる⁽⁹⁾。

$$p(x, t) = \frac{1}{4\pi} \left(\frac{\partial}{\partial t} \int \frac{\rho_0 v_n}{r\Lambda} d\Sigma + \frac{1}{c_0} \frac{\partial}{\partial t} \int \frac{p_b \cos \theta}{r\Lambda} d\Sigma + \int \frac{p_b \cos \theta}{r^2 \Lambda} d\Sigma + \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} \int \frac{T_{ij}}{r\Lambda} dV \right) \quad (3)$$

$$\Lambda = \sqrt{1 + M_n^2 - 2 M_n \cos \theta} \quad (4)$$

$$T_{ij} = \rho v_i v_j + p_{ij} - c_0^2 (\rho - \rho_0) \delta_{ij} \quad (5)$$

T_{ij} は Lighthill の応力テンソル、 Λ は指向性係数と呼ばれる。同式の右辺第1項は単極子音、第2項と第3項は双極子音、第4項は四極子音である。これらをロータにおける物理現象に置き換えると、単極子音と双極子音は翼厚音、荷重音と呼ばれ、前者は翼が空気を切り裂くことにより発生する排斥音、後者はロータ回転中の翼面上の圧力に起因する騒音である。なお、BVI騒音は荷重音のカテゴリーに含まれる。四極子音は衝撃波や渦などの流体の乱れに起因する騒音として取り扱われるが、ロータ・ブレード翼端の相対速度が亜音速で、かつ BVI騒音が支配的な条件の場合、四極子音を無視しても差し支えないため、本計算では2.3式から四極子音の項を除いた式を使用した。

3. 風洞試験の概要

検証に使用した風試データ⁽¹⁰⁾は、JAXA が所有する回転半径1mのモデル・ロータを用い、三菱重工業と共同で JAXA の 6.5m×5.5m 低速風洞用において取得した。ロータ作動条件は BVI 現象の発生しやすい緩降下飛行条件を選び、ロータ騒音、ブレード表面の圧力変動、翼端渦位置の計測を行った。ロータ諸元および作動条件を Table 1 に、装置の設置状況写真を Fig. 2 に示す。

4. 解析結果

4.1 概要

空力計算には JAXA が所有する数値シミュレータ III (NS III) を用いた。並列化には富士通の XPFortran を使用している。非定常計算であるため、Fig.3 に示すように計算の開始からの各ブレードの推力の変動をモニターし、4枚のブレードの推力変動が重なった時点で周期解が得られたと判断した。本計算では、ロータが約3回転した時点でほぼ周期解が得られていることがわかる。周期解が得られるまでの計算時間は62CPUを用い実計算時間で90~100時間程度である。

4.2 ブレード表面圧力

Fig.4 は周期解が得られた後のブレード翼端部上面の前縁部 ($r/R=0.9, x/C=0.04$ C:ブレード翼弦長) におけるロータ1回転中の圧力変動を実験と比較した結果を示す。実験データは圧力センサからの出力電圧値であるため、本稿では定性的な比較に止める。実験と解析の双方にロータ方位角 (ψ 角) 60° および 300° 付近で BVI に起因するスパイク状の圧力変動が確認できる。 300° 付近の BVI については、最初の大きなピークは良く捉えられているが、その後の小さなピークについて若干の差が見られる。フェアリングの後流に入る領域付近 (ψ 角 0° 付近) では流れの予測精度が悪くなると推定される。

4.3 音圧波形

Fig.2 で示した 3 本のマイク位置における音圧波形の比較を Fig.5 に示す。実験の音圧波形は 30 回転分のデータを集合平均したものである。ロータ右舷に設置した Mic.1 および Mic.3 では 60°付近の BVI に起因する正のスパイク状のピーク、ロータ左舷の Mic.2 では 300度付近の BVI に起因する負のスパイク状のピークが見られ、解析でもこれらのピークを良好に捉え、定量的にも良い一致を示していることがわかる。

4.4 翼端渦位置

Fig.6 は任意のブレードが方位角 60°にある時、ロータ中心から 0.76R 右側の面内における、等過度線の解析結果を示す。図中の#1~#7 の渦は、先行するブレードもしくは 1 周前の自身が方位角 120°付近で放出した翼端渦が一様流によって後方へ流されていく軌跡を示す。#5 の渦が方位角 60°にあるブレードの下面側に干渉し、圧力変動を引き起こしたと考えられる。一方、#8~#10 の渦は方位角 60°にあるブレードが放出した翼端渦である。次に同面内における翼端渦位置を PIV(Particle Image Velocimetry)を用いた計測値⁽¹¹⁾と比較した結果を Fig.7 に示す。放出直後の渦#1 については、解析と実験で位置がほぼ一致している。後流に流されるに従って、解析と実験の差異がやや認められ、#5 の渦については、実験に比べ解析の方がやや下方に位置している。

4.5 胴体フェアリングの影響について

胴体フェアリングの BVI 解析への影響を調べるため、フェアリングを考慮した場合としない場合とで、翼面上の圧力変動と騒音波形の解析結果にどの程度の差があるか比較した結果を Fig.8 および Fig.9 に示す。BVI 発生付近の圧力変動については、両者の差は微小であると言えるが、音圧波形には大きな違いが見られた。この差異の原因は、胴体フェアリングを考慮しない場合、ロータ面後方の荷重分布に Fig.10 に示すような乱れが生じているためと推測される。

5. まとめ

本研究により得られた結果を以下にまとめる。

- ・ 移動重合格子法により降下飛行条件におけるロータ周りの空力解析を行い、風試結果と比較したところ、翼面上の圧力変動や翼端渦位置について、実験結果と良好な一致を見せることが確認できた。
- ・ FW-H式を用いた音響解析コードにより BVI 騒音波形を解析し、実験結果と比較したところ、解析がスパイク状のピークを良好に捉えられていることが確認できた。
- ・ 胴体フェアリングの有無が BVI に与える影響は小さいと考えられる。ただし、本ケースでは胴体フェアリングを考慮しない場合、ロータ面後方の荷重分布の乱れが発生し、騒音波形の予測に影響を与えることがわかった。

今後、ロータ迎角や一様流速などのロータ作動条件を変え、検証を進めていく予定である。

謝辞

検証に使用した実験データの取得にあたり、共同研究者である三菱重工業の関係者の方々に多大なご協力を頂きました。ここに記して感謝の意を表します。

参考文献

- (1) Tadghighi, H., et al., "Prediction of Blade-Vortex Interaction Noise Using Airloads Generated by a Finite-Difference Technique," 46th Annual Forum, American Helicopter Society, Washington D.C., May 1990.
- (2) Ochi, A., et al., "BVI Noise Predictions by Moving Overlapped Grid Method", 55th Annual Forum, American Helicopter Society, Montreal, Canada, May 25-27, 1999.
- (3) Wachspress, D. A., et al, "Rotorcraft Interactional Aerodynamics Calculations with Fast Vortex/Fast Panel Methods," 56th Annual Forum, American Helicopter Society, Virginia Beach, Virginia, US, May 2000.
- (4) Boniface, J. Ch., et al., "Development of a Chimera Unsteady Method for the Numerical Simulation of Rotorcraft Flowfields," AIAA paper No. AIAA-0421, January 1998.
- (5) Charles, N. D. and Hassan, A. A., "Airframe Interference Effects on Rotorcraft BVI," 55th Annual Forum, American Helicopter Society, Montreal, Canada, May 25-27, 1999.
- (6) Aoyama, T., et al., "Unsteady Calculation for Flowfield of Helicopter Rotor with Various Tip Shapes," 18th European Rotorcraft Forum, Paper No.B03, Avignon, France, September 1992.
- (7) Shima, E., et al., "Role of CFD in Aeronautical Engineering (No.14) -AUSM type Upwind Schemes-," Proc. of the 14th NAL Symposium on Aircraft Computational Aerodynamics (NAL SP-34), pp.7-12, Tokyo, Japan, July 1996.
- (8) Ffowcs Williams, J. E.; and Hawkings, D. L., "Sound Generation by Turbulence and Surface in Arbitrary Motion," Phil. Trans. Roy. Soc. London, ser. A, vol. 264, May 8, 1969, pp. 321-342.
- (9) Nakamura, Y., and Azuma, A., "Rotational Noise of Helicopter Rotors," Vertica, vol. 3, No. 3/4, pp.293-316, 1979.
- (10) 近藤夏樹, 他, 多目的高速回転翼試験装置を用いた BVI 騒音の計測, 第 40 回飛行機シンポジウム講演集, 2002.
- (11) Kato, H., et al., "Application of stereoscopic PIV to Helicopter Rotor Blade Tip Vortices," 20th International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities, Göttingen, Germany, August 2003.

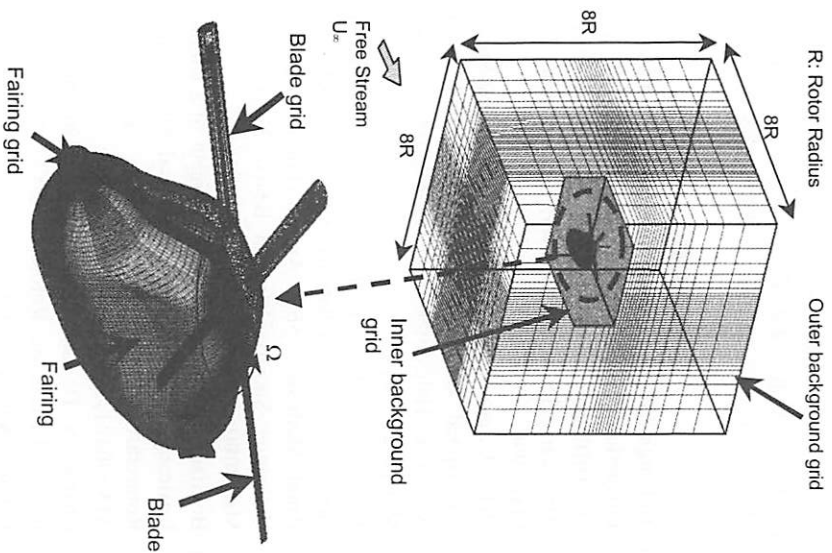


Fig. 1. Grid system.

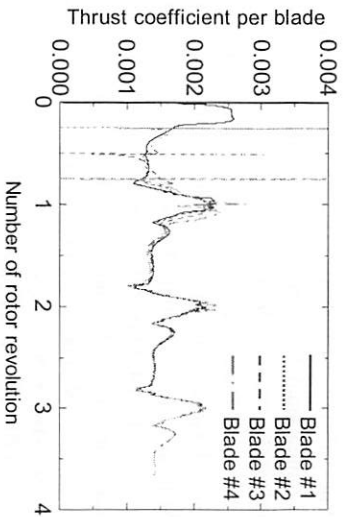


Fig. 3 Blade thrust histories.

Number of Blade	: 4
Rotor Radius	: 1m
Chord Length	: 0.065m
Blade Twist	: -8°
Airfoil	: NACA0012
Free stream velocity	: 16.8m/s
Rotor RPM	: 1000
Rotor shaft tilt angle	: 4° (+; aft.)
Rotor thrust coefficient	: 0.0080
Collective pitch angle	: 6.72°
Lateral cyclic pitch angle	: -3.20°
Longitudinal cyclic pitch angle	: 2.60°

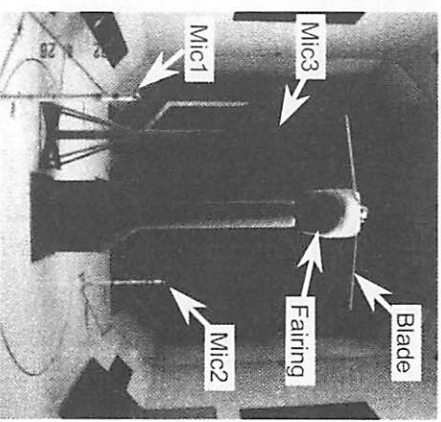


Fig. 2. Model rotor set-up in the close test section of LW11 in JAXA.

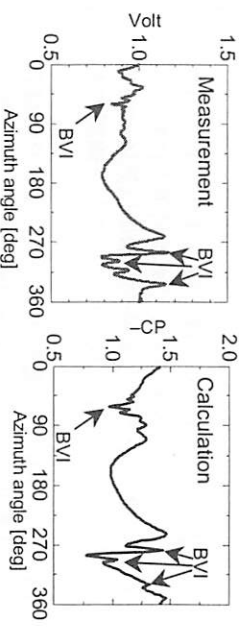


Fig. 4 Blade upper surface pressure histories at $r/R=0.9$, $x/C=0.04$.

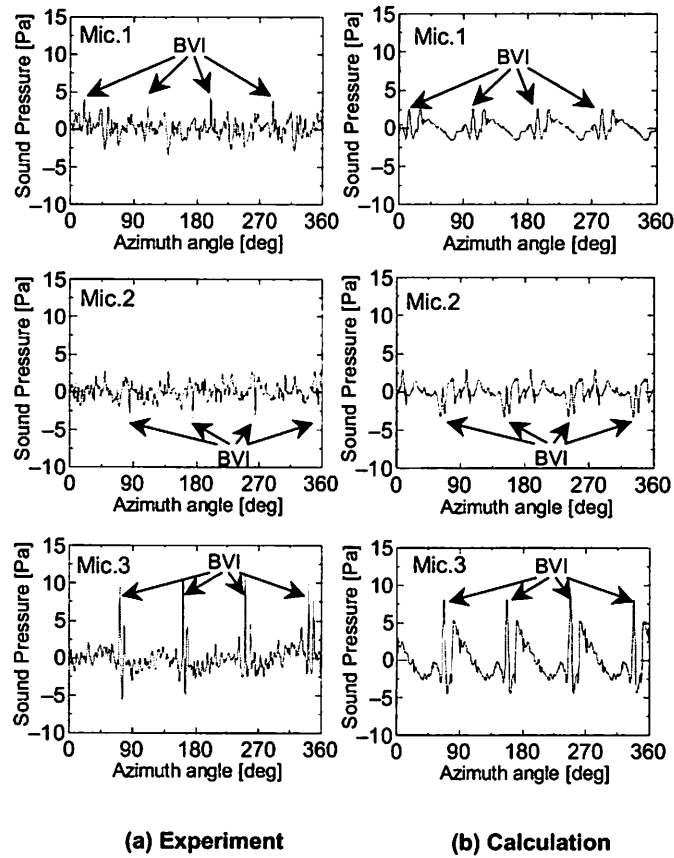


Fig.5 Measured and calculated acoustic waveforms.
 $(\mu=0.16, \alpha_s=4^\circ, C_T=0.0080)$

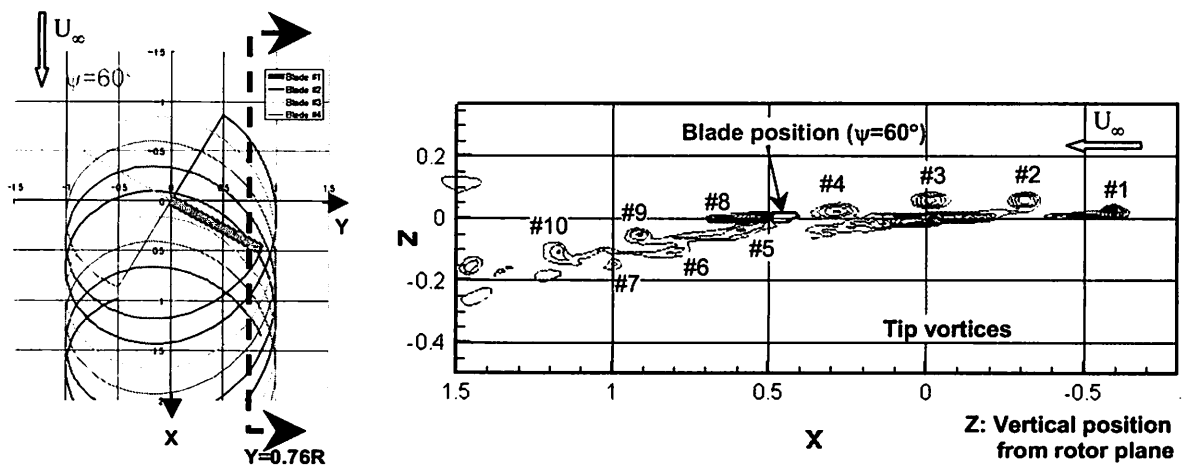


Fig.6 Sliced iso-vorticity contour in $Y=0.76R$

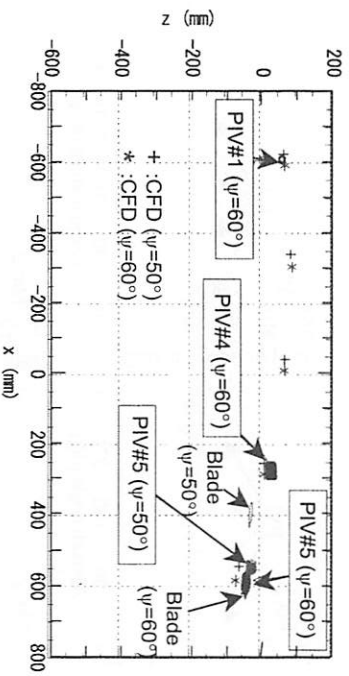


Fig. 7 Measured and calculated tip vortex position in $Y=0.76R$.

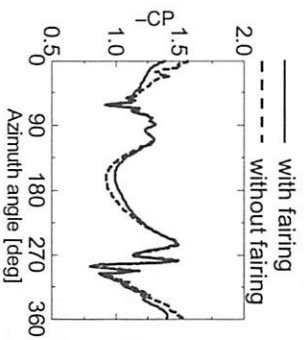


Fig.8 Calculated pressure histories on the blade upper surface with and without fairing.

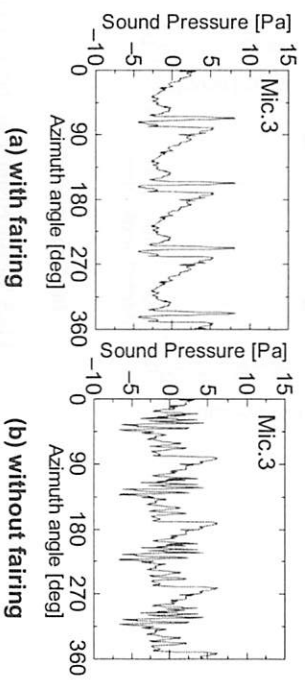


Fig.9 Calculated acoustic waveform with and without fairing.

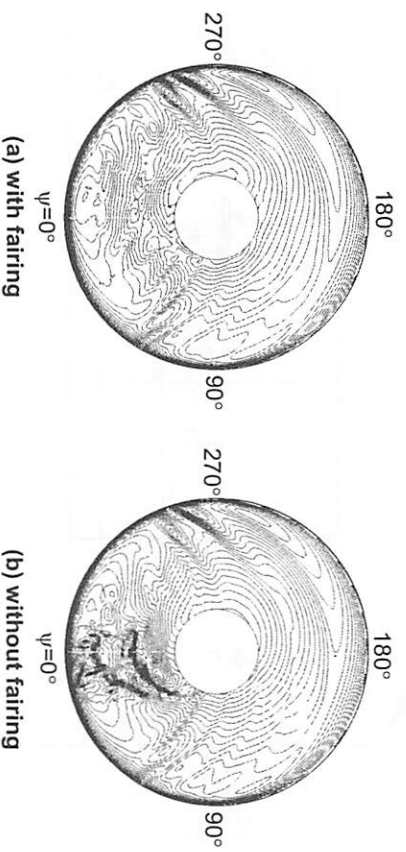


Fig.10 load contours on the rotor disk with and without fairing.