

# ホバリング・ロータ周りの流れの粘性解析

青山 剛史\* 河内 啓二\*\* 齊藤 茂\*\*\*

## Navier-Stokes Analysis for Flowfield Around Hovering Rotor

by

Takashi AOYAMA, Keiji KAWACHI and Shigeru SAITO

### ABSTRACT

The three-dimensional Navier-Stokes equations are solved to analyze the flowfield around a blade tip of a hovering rotor. The eddy viscosity is calculated by employing the Baldwin-Lomax zero-equation turbulence model and the  $q-w$  two-equation turbulence model developed by Coakley. An implicit finite-difference method is used to solve the equations and the algebraic method is adopted to generate the grids. The effect of wake outside of the grid is taken into calculation by correcting the equivalent geometric angle of attack along the blade radius. Its value is estimated by using prescribed vortex lattice method (VLM) or Local Circulation Method (LCM). The pressure distribution on blade surface predicted by the present method are similar to other theoretical results and are in reasonable agreement with the experimental data. In addition, the present results are compared with the results calculated by our Euler code. In transonic case, some differences are shown in these results.

### 1. はじめに

高速ヘリコプタのロータ性能に大きな影響を及ぼす現象として、前進側での衝撃波の発生及び後退側でのストールが挙げられる。従って、以前から我々は、まず前進側に着目して、衝撃波特性の良いブレード翼端形状を探るため、後退角やテーパなどといった簡単な形状について解析を行ってきた。この際、解析法としては、後流の影響を見積る渦格子法と流れ場を解くオイラー差分法を組み合わせたものを用いてきた。

ところで、このようなロータ周りの流れの解析に関する研究は、はじめ支配方程式として微小擾乱ポテンシャル<sup>1)</sup>を用いたものから始まり、完全

ポテンシャル<sup>2)</sup>、オイラー<sup>3)</sup>へと発展し、最近ようやく、NASA エームス研究所やマクダネル・ダグラス、ジョージア工科大学といったグループが、Navier-Stokes 方程式 (NS)<sup>4-6)</sup>を解いた論文を発表するようになってきた。

しかし、これらのグループは、乱流モデルとして0方程式モデルを用いている。このモデルは、高速ヘリの後退側で起こる大規模な剥離現象を十分に表し得ないと考えられる。

そこで、今回我々は、元々高速プロペラの解析用に開発されたコード<sup>7-8)</sup>を参考に、以前から用いている解析法をNSを基礎としたものに拡張し、乱流モデルとしては0方程式及び2方程式モデルを用いて、ロータ周りの流れの解析を行った。

### 2. 解析法

ブレード上の圧力・空気力は、図1の回転座

\* 東京大学大学院

\*\* 東京大学先端科学技術研究センター

\*\*\* 航空宇宙技術研究所

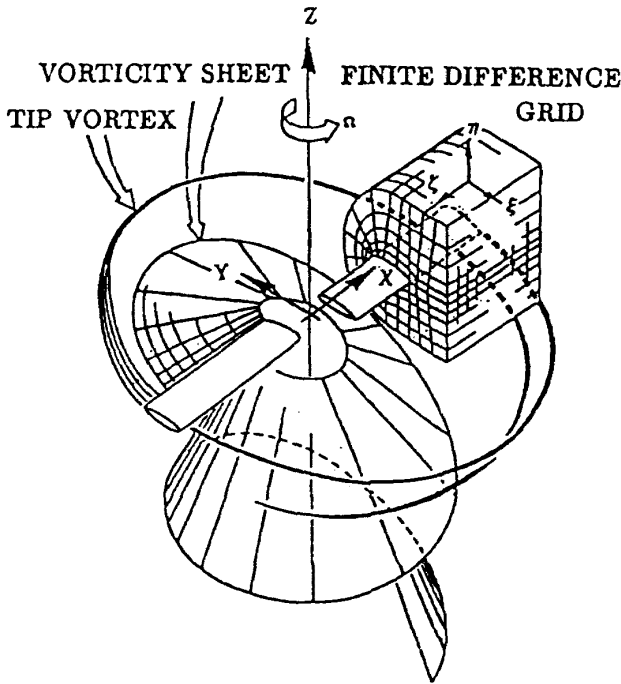


図1 座標系と格子

標系  $(x, y, z)$  で記述した NS 方程式を差分法で解くことにより求める。これは、効率化された Beam-Warming 法を基礎とし、衝撃波を鋭く捕らえるために、右辺に TVD<sup>9)</sup> スキームを適用したものである。乱流モデルには、0 方程式モデルとして Baldwin-Lomax<sup>10)</sup> のもの、2 方程式モデルとしては Coakley の  $q-\omega$  モデル<sup>11)</sup> を用いた。計算領域はブレード 1 本の周辺のみで、これにより計算時間とメモリの節約を図っている。格子点数は、NS で  $105 \times 51 \times 39$ 、オイラーで  $105 \times 41 \times 27$  であり、図 1 の  $\eta$  方向の最小格子幅は NS で  $10^{-6}$ 、オイラーで  $10^{-3}$  である。

また、ヘリコプタでは、先行するブレードから離れた後流がリターニング・ウェイクとして大きな影響を及ぼすため、格子の外にある後流の影響をいかにうまく見積るかが重要である。実際には渦理論などで各半径位置での誘導速度を求め、これから得られる誘導迎角を幾何学的なピッチ角から差し引くことにより、この影響を入れている。

現在我々が、後流補正のための誘導速度を求めるのに用いている方法は 3 つある。第一は、局所循環法 (LCM)<sup>12)</sup>。この計算法は、局所運動量理論を発展させたもので、ヘリコプタの空力性能を短い計算時間で精度よく見積ることが確かめられて

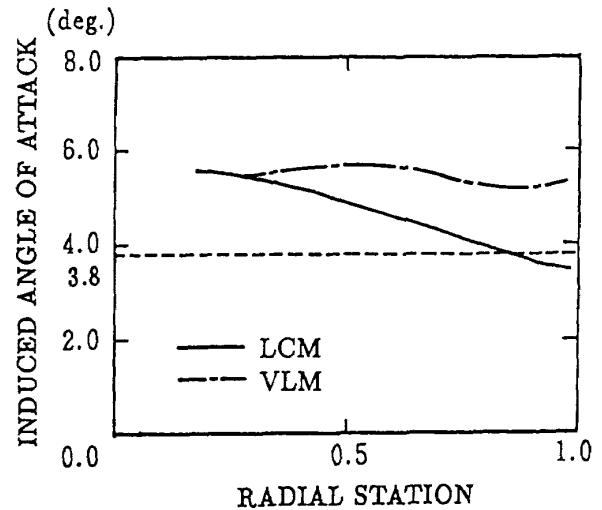


図2 計算法による誘導迎角分布の比較

いる。今回は、圧縮性の影響を入れるため、亜音速から遷音速の範囲で行われた 2 次元翼型データ<sup>13)</sup> を用いている。第二は、渦格子法 (VLM)。これは、ブレードを揚力面とし、後流形状には K-B-H<sup>14)</sup> の規定渦を用いた渦理論である。そして第三は、半径方向に一定 ( $3.8^\circ$ ) の誘導迎角を用いる方法である。この方法の根拠は参考文献 3) に詳しい。

### 3. 結果と考察

#### 3.1 後流補正の影響

図 2 は、翼端マッハ数  $M_T$  が 0.44 の場合、前述の 3 つの方法で求めた半径方向の誘導迎角分布である。これを用いて今回の計算法で求めたブレード上圧力分布が図 3 で、 $x/R$  は無次元半径位置を表す。図より、ブレード先端では一定の誘導迎角を用いた結果が実験値に近い値を予測し、逆にミッドスパンでは VLM の誘導迎角を用いた結果が実験値に近い値を予測することがわかる。図 2 より、LCM は両者のよい部分を取った形になっているので、結果的に図 3 のように圧力分布はどの位置でも比較的实验値に近い値を予測している。以前、LCM がオイラー解析の後流補正法として有効であることが示されたが、今回これが NS 解析においてもいえることが示された。さらに、LCM は計算時間が短い (航技研の FACOM M-780 で 1 ケース約 20 秒) という利点も持っている。

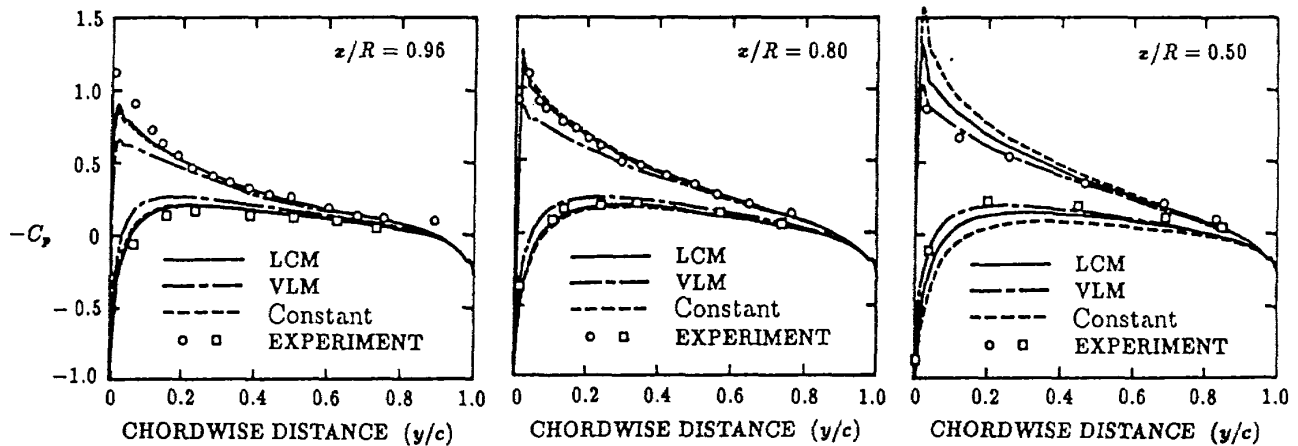


図3 後流補正の違いによるブレード上圧力分布の比較

3.2 他の解析法及び実験値との比較

以下の計算では、他の解析法と比較するために、後流補正として半径方向に一定の誘導迎角分布を用いた。対象ブレードは、アスペクト比6、翼断面がNACA 0012の矩形ブレードである。図4に以下の各場合のブレード上圧分布を示した。

- (a) 亜音速で揚力無し  
( $\theta c = 0^\circ, M_T = 0.52, Re_R = 1.38 \times 10^7$ )
- (b) 亜音速で揚力有り  
( $\theta c = 8^\circ, M_T = 0.44, Re_R = 1.17 \times 10^7$ )
- (c) 遷音速で揚力有り  
( $\theta c = 8^\circ, M_T = 0.877, Re_R = 2.33 \times 10^7$ )

ここで、 $\theta c$ はコレクティブ・ピッチ角、 $Re_R$ はブレード半径と翼端速度を用いたレイノルズ数である。図中の実線は2方程式モデルを用いた今回の結果、一点鎖線はAgarwal<sup>4)</sup>らの0方程式モデルを用いた結果、点線はSrinivasan<sup>5)</sup>らの0方程式モデルを用いた結果で、○と□はCaradonna<sup>15)</sup>らの実験結果である。後流補正を必要としない(a)で実線が他より実験値に近い値を予測していることから、本NSコードの精度が確かめられた。(b)ではどの計算結果も同様によく実験値を予測している。前縁ピークでの実験値との多少のずれは後流補正法の改善によって解消される可能性がある。翼端速度が遷音速になる(c)では多少結果に差異が見られるが、本計算法は比較的よい結果を与えている。しかし、流れ場が簡単なホバリングという条件での計算なので、0方程式モデルの結果と比較した場合、2方程式モデルを用いたことの利点

は示されなかった。

3.3 オイラーとの比較

図5には、上と同様の条件でオイラーとの比較を行った結果を示した。図中の実線が2方程式モデルを用いたNS、一点鎖線が0方程式モデルを用いたNS、点線がオイラーの計算結果で、○と□は実験値である。これも(a)、(b)では大きな差異は認められないが、衝撃波-境界層相互干渉など複雑な現象が発生する(c)では、それぞれの結果に多少の相違がみられ、0方程式モデルを用いたものは特に下面において実験値とのずれがはげしい。

ホバリング時のブレード上圧力分布に限れば、オイラーでもそれを十分予測できることが示されている。今後、大規模な剥離が生ずる前進飛行時の後退側における解析を行った場合、NSの特に2方程式を用いた計算法が威力を発揮すると思われる。

4. 結 論

LCMを用いた後流補正法は、計算時間が短い。ブレード上の圧力分布に対する計算結果を改善するので、NSの計算における後流補正法として用いる場合にも有効な手段である。

乱流モデルに2方程式モデルを用いた今回のNSは、ブレード上圧力分布の計算において、翼端マッハ数が亜音速でも遷音速でも、実験値とよく一致した。だが、流れ場が簡単なホバリングの条件

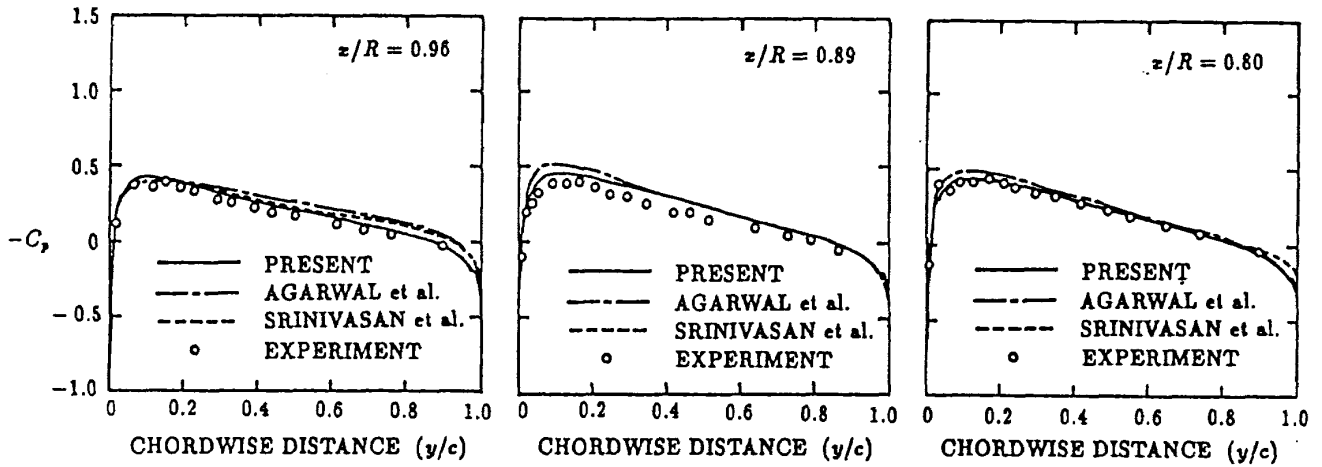
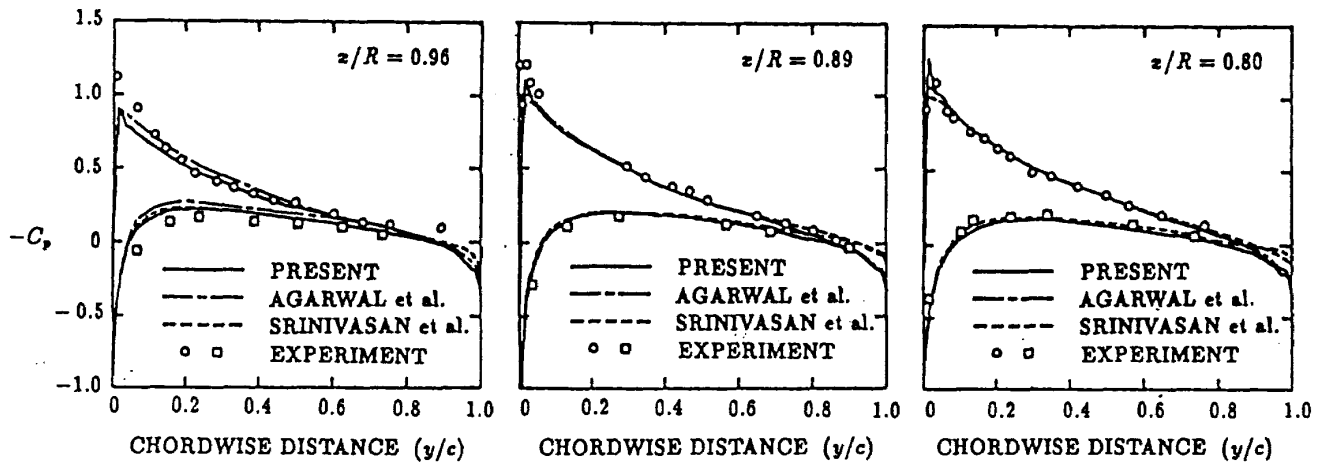
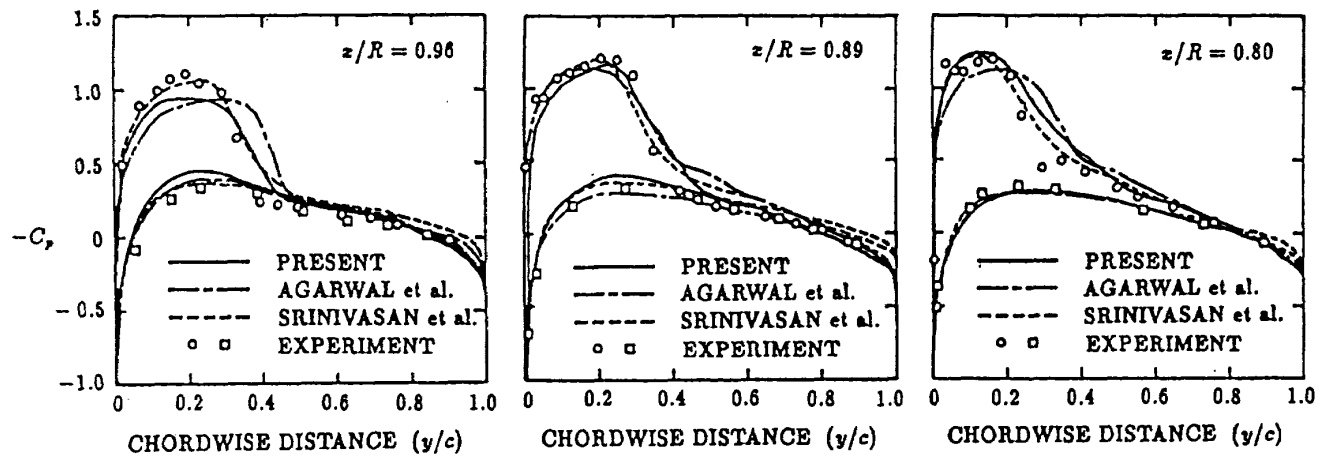
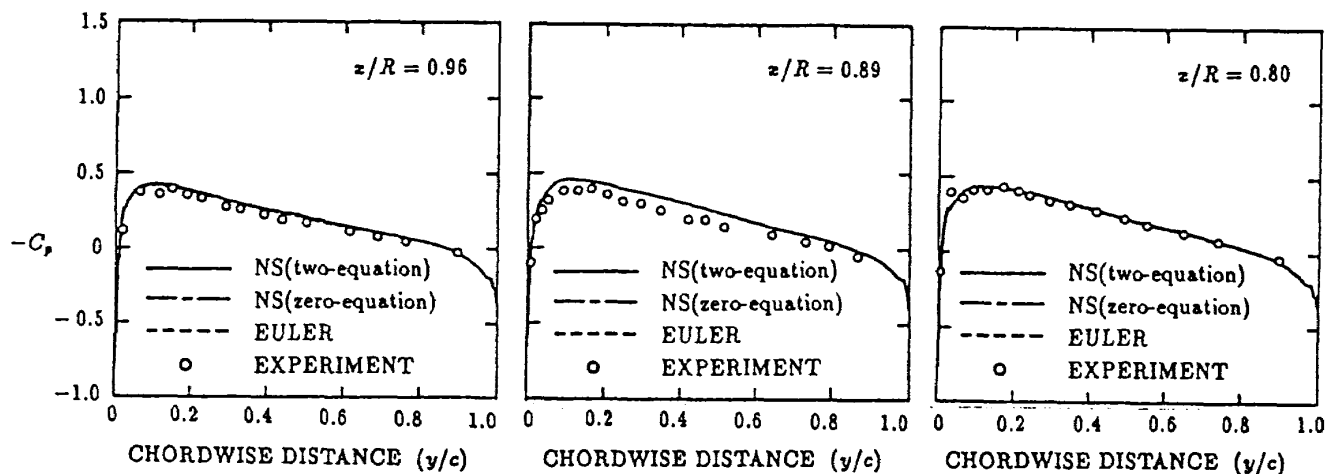
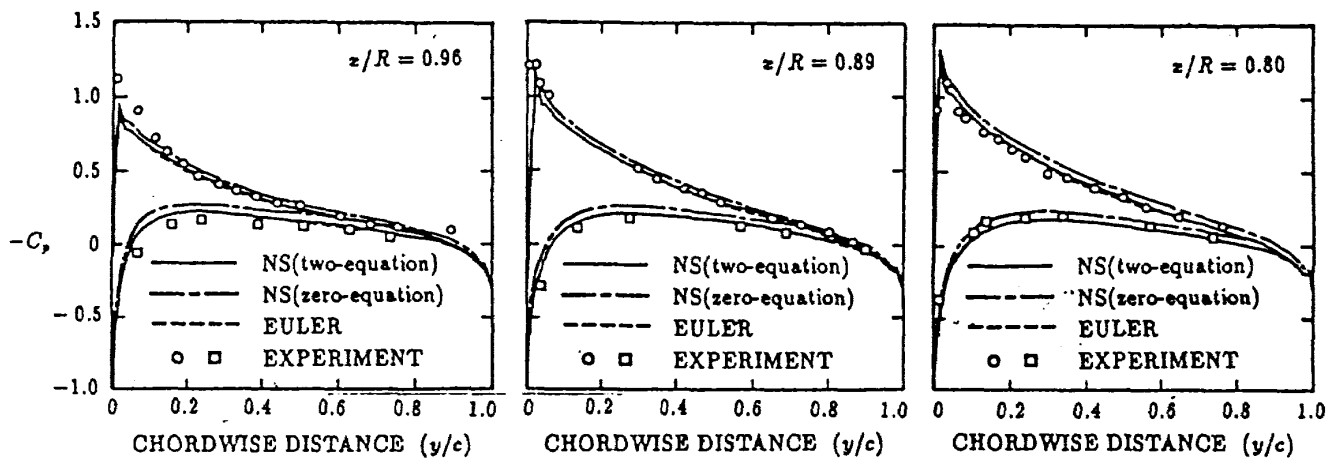
(a)  $\theta_c = 0^\circ, M_T = 0.52, Re_R = 1.38 \times 10^7$ (b)  $\theta_c = 8^\circ, M_T = 0.44, Re_R = 1.17 \times 10^7$ (c)  $\theta_c = 8^\circ, M_T = 0.877, Re_R = 2.33 \times 10^7$ 

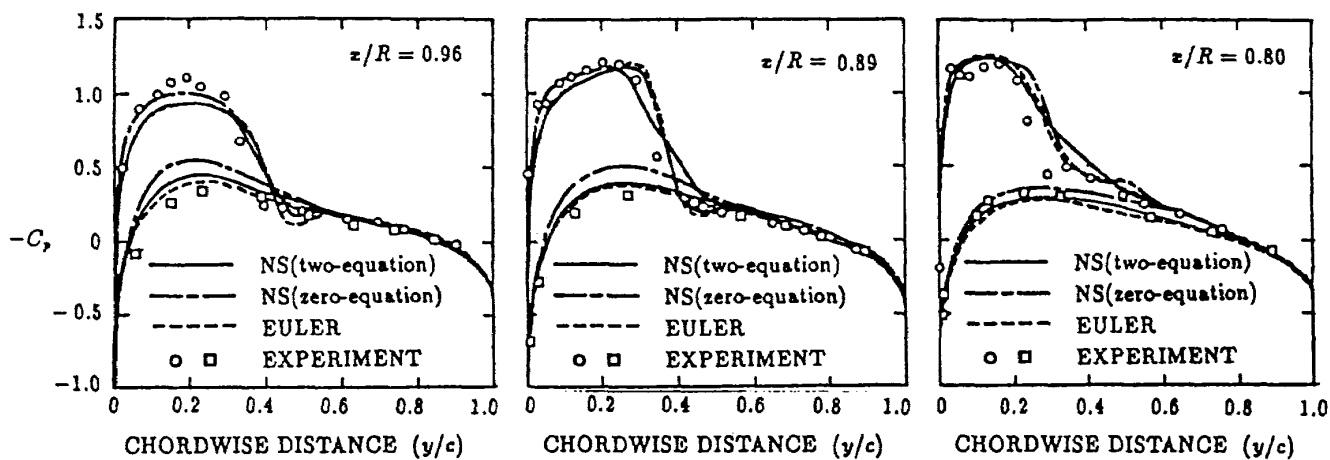
図4 他の解析法とのブレード上圧力分布の比較



(a)  $\theta_c = 0^\circ, M_T = 0.52, Re_R = 1.38 \times 10^7$



(b)  $\theta_c = 8^\circ, M_T = 0.44, Re_R = 1.17 \times 10^7$



(c)  $\theta_c = 8^\circ, M_T = 0.877, Re_R = 2.33 \times 10^7$

図5 NSとオイラーによるブレード上圧力分布の比較

では、他の0方程式モデルを用いた計算法の結果に対してきわだった改善はみられなかった。

乱流モデルに0方程式モデルを用いた今回のNSは、ブレード上圧力分布の計算において、翼端マッハ数が亜音速のときは実験値と一致するが、遷音速では2方程式のものほど一致はよくない。

ホバリング時のブレード上圧力分布に限って言えば、オイラーでも十分それを予測できる。

### 参考文献

- 1) Caradonna, F.X. et al., AIAA Journal, Vol. 10, No. 12, pp. 1606-1612, 1972.
- 2) Strawn, R.C. et al., AIAA Paper 86-0079, 1986.
- 3) Agarwal, R.K. et al., AIAA Paper 86-1782, 1986.
- 4) Agarwal, R.K. et al., AIAA Paper 88-0106, 1988.
- 5) Srinivasan, G.R. et al., Journal of Aircraft Vol. 25, No. 10, 1988.
- 6) Wake, B.E. et al., Journal of the American Helicopter Society, April 1989.
- 7) Matsuo, Y. et al., AIAA Paper 88-3094.
- 8) Matsuo, Y. et al., AIAA Paper 89-2699.
- 9) Chakravarthy, S.R. et al., AIAA Paper 85-0363, 1985.
- 10) Baldwin, B.S. et al., AIAA Paper 78-257, 1978.
- 11) Coakley, T.J., AIAA Paper 83-1693, 1983.
- 12) Azuma, A. et al., Vertica, Vol. 7, No. 1, 1983.
- 13) Harris, C.D., NASA TM 8 1927, April, 1981.
- 14) Kocurek, J.D. et al., 36th Annual Forum of the American Helicopter Society, May 1980.
- 15) Caradonna, F.X. et al., 6th European Rotorcraft and Powered Lift Aircraft Forum, September 1980.