

前縁半径の小さい単独翼廻りの2次元粘性流解析 コードの検証

福田 正大* 中橋 和博* 廣瀬 直喜*
河合 伸坦* 菊野 栄次**

Verification of 2D-Viscous Flow Simulation Codes Using Airfoil with Very Small Leading Edge Radius

by

Masahiro FUKUDA, Kazuhiro NAKAHASHI,
Naoki HIROSE and Nobuhiro KAWAI

National Aerospace Laboratory

Eiji KIKUNO

Sumitomo Precision Products Co., Ltd.

ABSTRACT

In recent years, numerical simulation method based on viscous equation is widely applied to aerodynamic research and development in the field of airfoil, wing, fuselage, etc. It is proved powerful, and the application of this method to propeller blades research and development, especially for the ATP-blades, is natural. While many experiences with two-dimensional viscous simulation for thick airfoils are accumulated, however experience for such thin airfoils with very sharp leading edge as often propeller blades have the characteristics is relatively few. The verification of the two-dimensional viscous simulation codes, NSFOIL and NS2D applied to one of those airfoils, NACA 16-204 airfoil which was tested by the two-dimensional wind tunnel at NAL last year, is main object of the present report. Mach number sweeps at low angles of attack and angle of attack sweeps at $M=0.6$ and 0.85 were made. The comparison of the computed aerodynamic characteristics with the wind tunnel data assure us that the method is useful in this field, although some improvements of the codes are to be desired.

1. ま え が き

高速ターボプロップ(ATP)の目標は、高亜音速($M=0.8$)まで高い推進効率を維持する推進システムを実現させることで、そのためにはプロペラの

空力形状、構造および材料、駆動用エンジン、減速機構など各種新技術の研究開発を必要としている。本研究は、スーパーコンピュータの飛躍的發展によりその実用化が目覚ましい計算空気力学をプロペラ空力の研究開発に応用しようとするものの一環である。

プロペラ翼型は、薄翼かつ前縁半径が非常に小さ

* 航空宇宙技術研究所

** 住友精密工業

いことを特徴としている。このような特徴を持つ翼型についての実験・数値シミュレーションの経験はこれまで我が国にはなく、昨年度に航技研の2次元風洞で初めて4%厚翼型の実験が行われた。一方航空機の主翼を対象とした翼型廻りの数値シミュレーションは我が国でも十分経験が積み、その有用性も認識されており、これを利用した高性能翼型・主翼の研究開発も盛んに行われている。プロペラ空力の研究および新プロペラ翼型の開発にこの数値シミュレーション技術を活用するには、上述したような特徴を持つ翼型に適用してその妥当性、適用範囲等を検証することが必要である。

2. 数値シミュレーション

最初の検証例として昨年度に風洞試験されたNACA16-204翼型を取り上げた。この翼型は最大厚み比0.04で前縁半径が翼弦長1に対して約 8×10^{-4} と非常に鋭い前縁形状をしている。

粘性流数値シミュレーションコードとしては廣瀬、河合らによるNSFOIL¹⁾と中橋によるNS2D²⁾を用いた。いずれも代数乱流モデルを用いた時間平均ナビエ・ストークス方程式に対する陰的差分解法に基づいている。他に廣瀬らによる遷音速微小擾乱方程式に基づくTSFOIL³⁾も使用した。

今回の解析の目的は、このように前縁の鋭い翼型でも計算可能であり、定量性も満足できることを示すこと及び、新しいプロペラ翼型の研究・開発に資するデータの取得である。このためシミュレーション範囲として、マッハ数(M)0.6および0.85での迎角(α)スィープおよび低迎角での M スィープの計算を実施し、風試結果との比較を行うことにした。

計算領域は、遠方境界が約20翼弦長、下流境界が10翼弦長である(図1に計算領域のうち翼近傍の格子図を、図2に前縁近傍の拡大図を示す)。対象翼型の鋭い前縁形状を忠実に表現するために相当点数を翼前縁に集中させており、総格子点数は 299×60 で、そのうち翼面上に251点が配置されている。レイノルズ数は風試条件と同じく 8×10^6 とし、前縁からすでに乱流状態であるとしてそれぞれのコードが持っている乱流モデルに従った。当然のことではあるが二つのコードとも同じ格子を用いて計算を

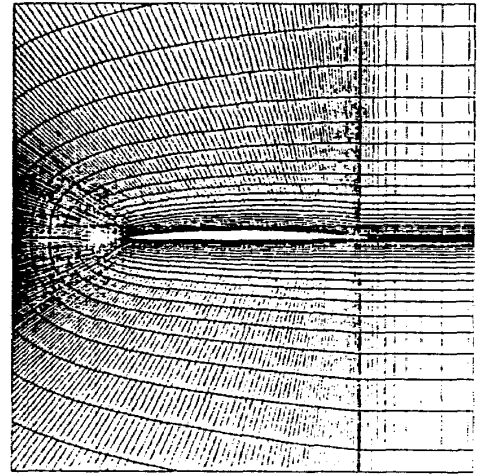


図1 翼近傍計算格子

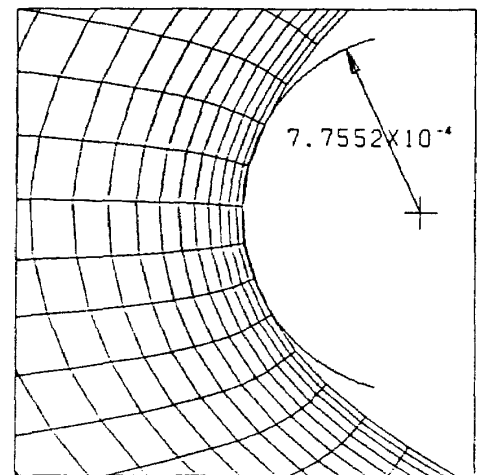


図2 前縁近傍の格子

行った。

3. 数値シミュレーション結果

できるだけ広い範囲で風試結果と比較しようとして数多く計算したが、紙面の都合上その一部だけを紹介する。

揚力係数(C_l)値が風試データと一致する0度付近の迎角で計算した結果を図3、図4に示す。表面圧力(C_p)分布は、風試結果と概ね良好な一致を示しており、NACA16シリーズの設計方針である前縁から後縁にかけての広い範囲で平坦な C_p 分布を与えている。高マッハ数では、風試結果より後縁側に負荷がかかった結果が得られており、また $M=0.85$ では、風試結果にない衝撃波が現れている。

迎角を大きくしていった場合、低マッハ数($M=0.6$)では早くに(低迎角で)、計算困難(NSFOIL

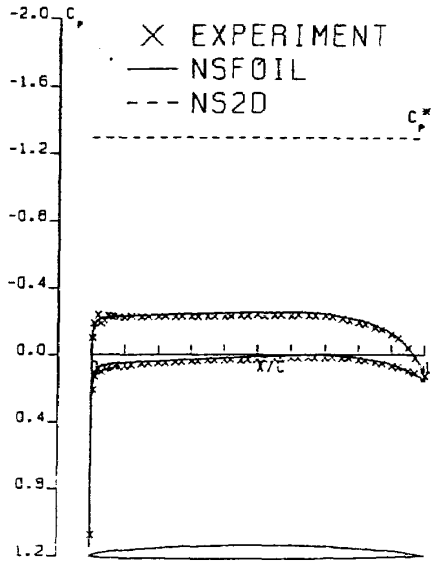


図3 C_p 分布
 $M=0.6$ $C_{Lex}=0.244$
 $\alpha_{ex}=0.78$
 $\alpha_{NSFOIL}=0.39$
 $\alpha_{NS2D}=0.39$

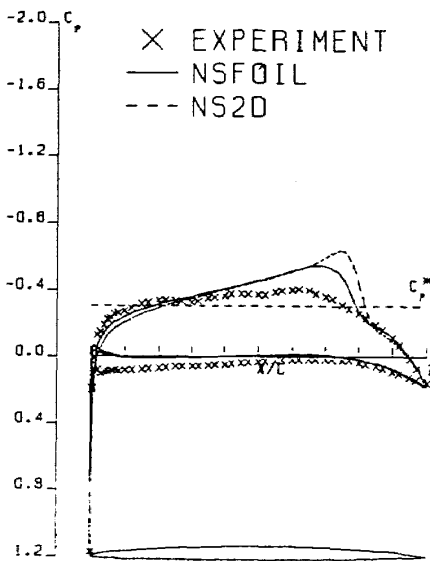


図4 C_p 分布
 $M=0.85$ $C_{Lex}=0.337$
 $\alpha_{ex}=0.73$
 $\alpha_{NSFOIL}=0.02$
 $\alpha_{NS2D}=0.08$

の場合、小さい時間刻みとなり計算時間がかかる。続行すれば周期的数値解が得られた)あるいは周期的数値解(NS2Dの場合)が現れるようになった。高マッハ数($M=0.8, 0.85$)では、高迎角で周期的数値解となるが計算可能であった。このとき一般的に以下の点で風試結果と相違している。

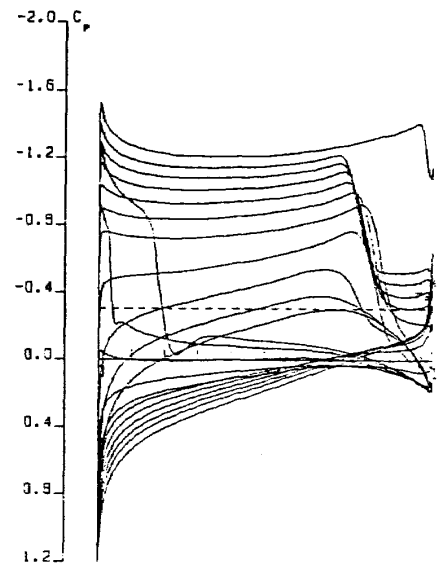


図5 $M=0.85$ での α スイープ C_p 分布図
 (NSFOIL, $\alpha=-2.0\sim 8.0$)

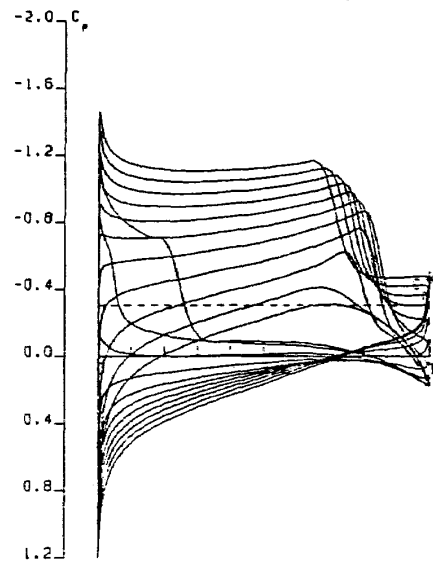


図6 $M=0.85$ での α スイープ C_p 分布図
 (NS2D, $\alpha=-2.0\sim 8.0$)

$M=0.85$ で α スイープした場合の C_p 分布を風試データと共に図5, 図6, 図7に示す。最大負圧を含め上面側の負圧が小さく、下面側が逆に加速されている。衝撃波の位置が風試に比べて後縁側に移動しており、また迎角の増加と共に衝撃波位置が前方に移動する風試データに比してNSFOILでは殆ど衝撃波の位置が変化せず、NS2Dでは迎角の増加と共に若干前方に移動しているが大差はない。また計算の方が強い衝撃波の発生を示している。この結果大きな頭下げモーメントが発生しモーメント係数(C_m)の定量的一致がみられない。

粘性流シミュレーションを行う最大利点は抵抗係数 (C_D) の算出にあり, $M=0.6, 0.85$ で α スweepした場合の $C_D-\alpha$ 図を図8, 図9に示す。この翼型では粘性による抵抗が小さく, 迎角が変化しても殆ど変わっていないせいもあってか風試データと良い一致を示している。高迎角では風試データに, 後流トラバースから算出した抵抗値より翼面圧力分布

から計算した抵抗値の方が大きいという, 後縁トラバース範囲の設定上からの制約もあって比較は困難であるが, $M=0.85$ の α スweepの結果は, 高迎

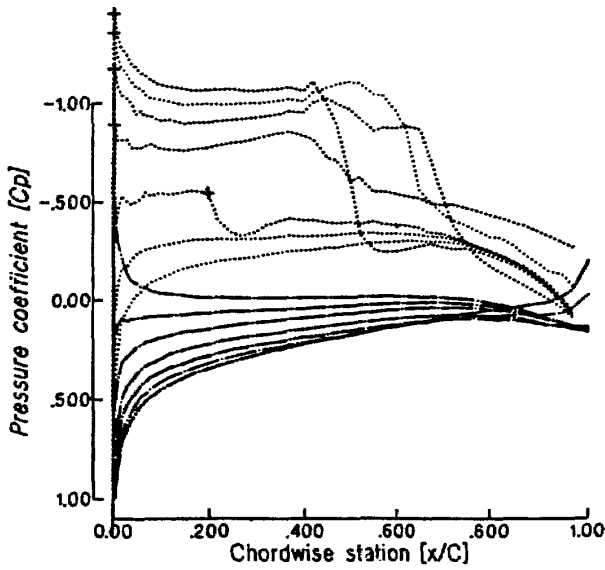


図7 $M=0.85$ での α スweep C_p 分布図 (風試結果, $\alpha=0.0\sim 7.0$)

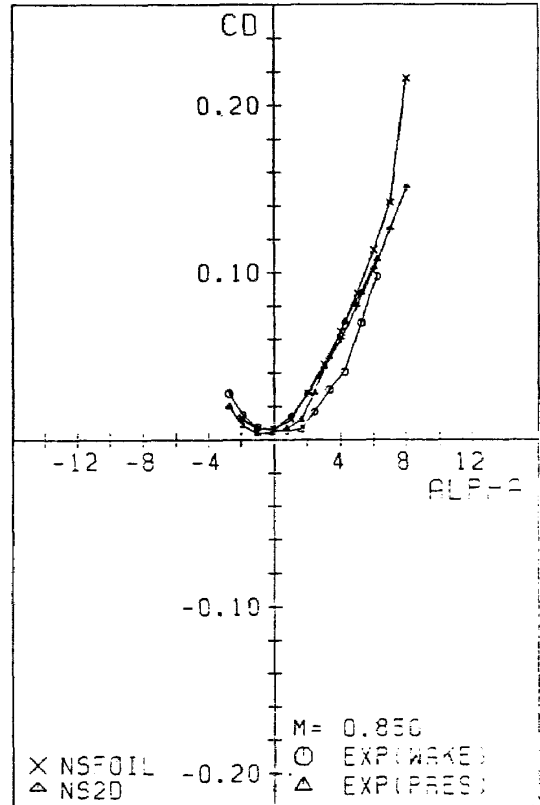


図9 $M=0.85$ での $C_D-\alpha$ 図

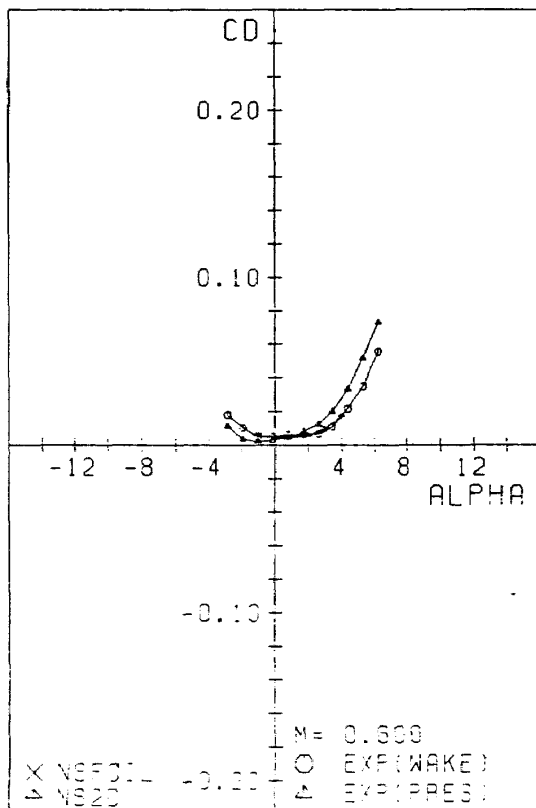


図8 $M=0.6$ での $C_D-\alpha$ 図

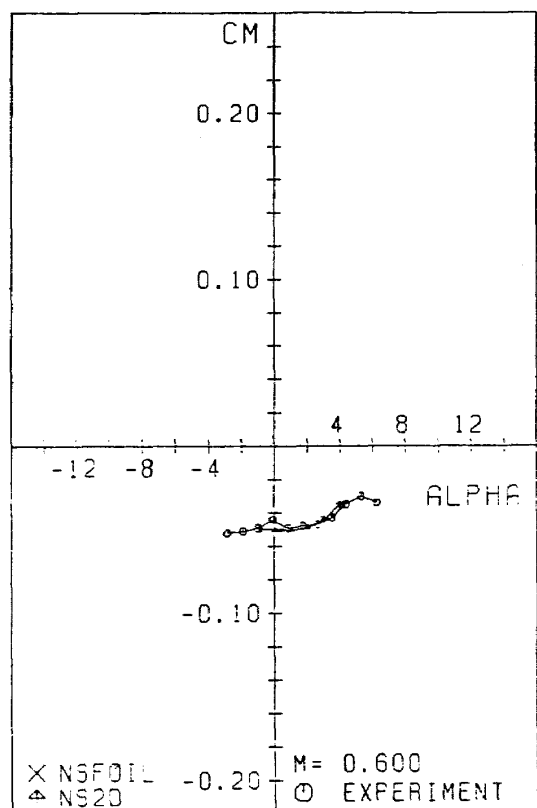


図10 $M=0.6$ での $C_M-\alpha$ 図

角での抵抗値は圧力から算出したものに良く一致している。

モーメント係数の比較のため、 $M=0.6, 0.85$ で α スweepした場合の $C_m-\alpha$ 図を図10, 図11に示す。モーメント係数は、 $M=0.6$ では風試データと良く一致しているが、マッハ数が高くなると衝撃波の位置の不一致に大きく原因して一致を示していない。

揚力発散マッハ数, 抵抗発散マッハ数は図12, 図13に見るように良く捉えられている。この翼型の場合にはこれらの様子は非粘性コードであるTS-FOILでも良く捉えられている。

次に二つのコードの比較を簡単にまとめておく。

計算時間は、FACOM VP-200で4分強/1000回で、殆ど差はなかった。収束までに要する繰り返し回数は、NS2Dは局所時間湖みを使っており、NSFOILに比べて5~10倍程度少なくすんでいる。この傾向は迎角が大きくなるほど顕著になる。

遠方境界での境界条件が一樣流(NSFOIL)と循

環による修正(NS2D)の相違があり、すでに多くの報告があるように、一樣流条件のほうが遠方境界の位置の影響を受ける。

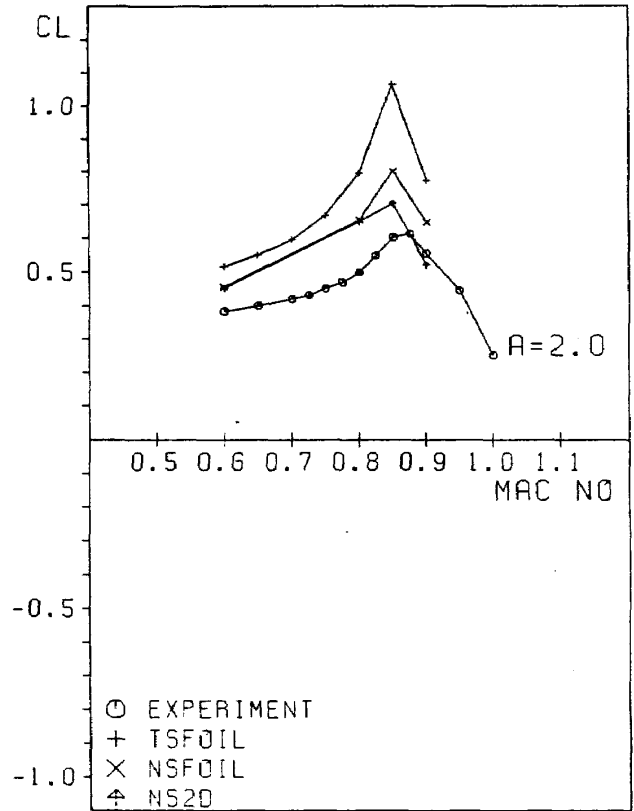


図12 $\alpha=2.0$ における C_L-M 図

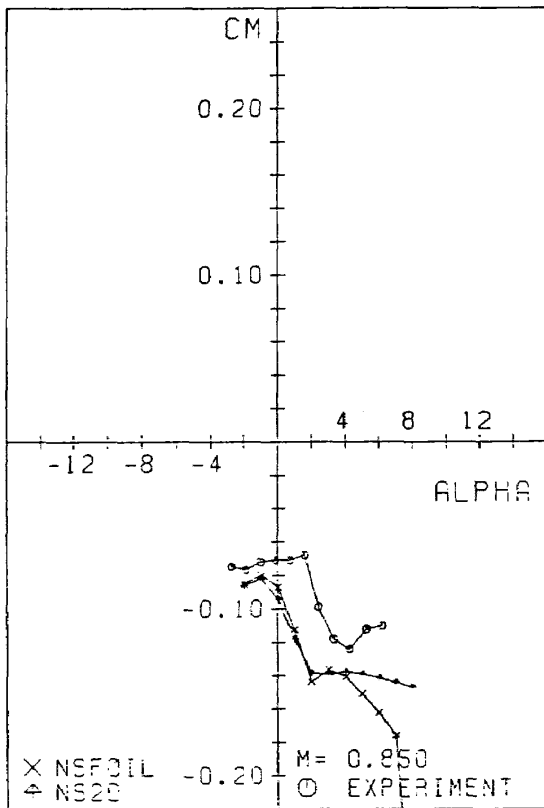


図11 $M=0.85$ での $C_M-\alpha$ 図

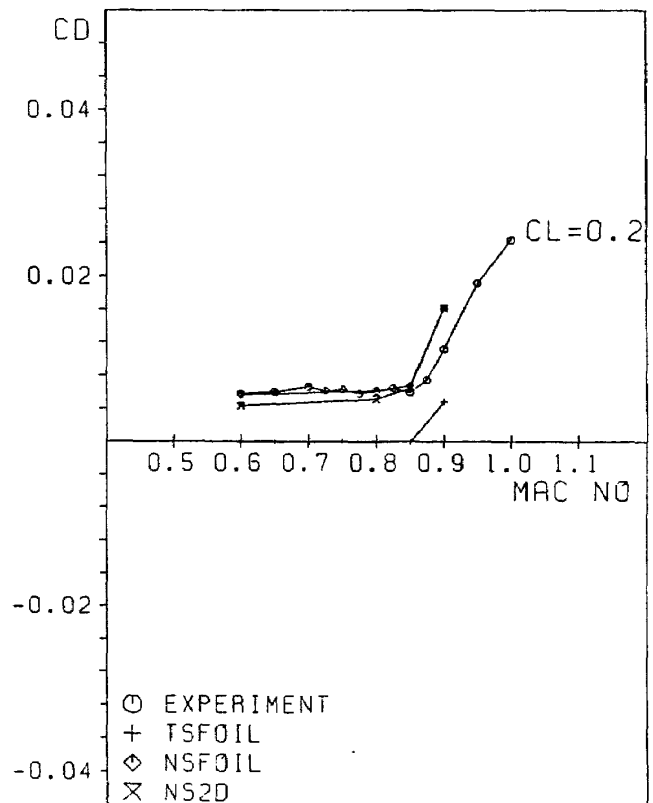


図13 $C_L=0.2$ における C_D-M 図

両コードとも、前縁が鋭い翼型の解析は、格子数を十分取ることによって可能であることがわかった。しかし高迎角での計算結果の C_p 分布を見ると、どちらも前縁での最大負圧を十分には捉えきれておらず、コードの改善が必要であろう。

4. む す び

当初の目的である、計算可能性を示すことおよび新しいプロペラ翼型の研究・開発のためのデータ取得という目的は達成され、数値シミュレーションがこの分野でもその効力を大いに発揮できることが確認できた。これに引き続き2%翼厚のNACA16-202翼型の解析および新翼型開発のための解析を進めている。

5. 謝 辞

数値シミュレーション対象としたNACA16-204の実験データを提供して頂いた航技研2次元風洞研究室諸兄に感謝の意を表します。また本研究は官民特定共同研究の一環としてなされたことを記します。

参 考 文 献

- 1) 河合, 廣瀬: 高レイノルズ数遷音速流翼型解析プログラムNSFOILの開発, 航技研報告 NAL TR-816 (1984)
- 2) Nakahashi, K., Nozaki, O., Kikuchi, K., & Tamura, A.: AIAA Paper 87-1315 (1987).
- 3) 廣瀬, 中村, 吉田: TSFOIL使用手引書, 航技研数理解析部利用マニュアル (1988)
- 4) 住友精密工業: 高速ターボプロップ要素技術の研究, NACA16-204翼型遷音速風洞試験, SATR-87-096
- 5) Thomas, P.D.: AIAA Paper 79-1447 (1979).
- 6) Baldwin, B. & Lomax, H.: AIAA Paper 78-257 (1978).
- 7) Pulliam, T.H. & Steger, J.L.: AIAA Paper 85-0360 (1985).