

二次元粘性流計算ソフトウェアの実用化

海田 武司* 宮川 淳一*
 廣瀬 直喜** 河合 伸坦**

Practical Application of Two-Dimensional Viscous Flow Computation

by

Takeshi KAIDEN, Junichi MIYAKAWA
Mitsubishi Heavy Industries Co., Ltd.

Naoki HIROSE and Nobuhiro KAWAI
National Aerospace Laboratory

ABSTRACT

Computational aerodynamics as an aircraft design tool now stands shoulder to shoulder with wind tunnel testing due to the rapid progress of computer software and hardware. In particular, the Navier-Stokes computation which has been researched recently, enables us to analyze airflow not only at a design point but also in off-design regions.

NSFOIL, the high Reynolds number transonic airfoil analysis code developed at NAL, has been verified by comparing computations based on the code with results obtained from actual wind tunnel tests.

This paper presents a validative discussion of the NSFOIL code in the region of low speed and high attack angle. The computational results are compared with results of wind tunnel tests and the vortex method, which is a separated flow analysis method, to investigate the validity of the code and to further the development of future improvements. NSFOIL is found to be able to predict non-linear characteristics, in which conventional numerical methods are powerless. There is still some room for improvement to be able to calculate an exact stall angle.

1. はじめに

今や、計算空気力学は航空機の設計ツールとして、風洞試験と肩を並べつつある。特に、フルポテンシャルや遷音速微小擾乱方程式による空力計算は、既に実用化されており、航空機設計者にとっては必要

不可欠なものとなっている。一方、我々航空機設計者にとっては、運用範囲内で要求性能を満たす様設計するのは当然のことながら、運用範囲外での性能も十分に検討しなければならない。しかしながら、従来の計算法（フルポテンシャル、遷音速微小擾乱方程式等）により、運用範囲外での空力特性を精度良く推算するのは、非常に困難であると言える。そこで、最近のコンピューターの著しい発達も加わり、

* 三菱重工業株式会社

** 航空宇宙技術研究所

ナビア・ストークス計算コードが脚光を浴び始めたわけである。

我々も、筆者のうちの二人が開発した高 Re 数遷音速流翼型解析プログラム NSFOIL¹⁾を使って、遷音速翼型のクリーン及びエルロン形態について計算を行ない、同条件の風洞試験と比較・検討し、迎角・エルロン舵角に対する非線形性推定の有効性を確認した^{2,3)}。今年度は、低速、大迎角領域を対象に、NSFOILと剥離流れの解析法の一つである渦点法により計算を行なった。計算結果は、三菱重工・名古屋航空機製作所の二次元煙風洞における風試結果と比較・検討され、粘性流計算法の実用性を評価し、必要な改良点を調べた。

2. 計 算

(1) NSFOIL

計算の対象とした翼型を図 1 に示す。計算に先立って、翼型幾何形状をもとに、翼型格子形成コード AFMESH⁴⁾によって図 2 に示す C 型物体適合座標



図 1 計算解析翼型

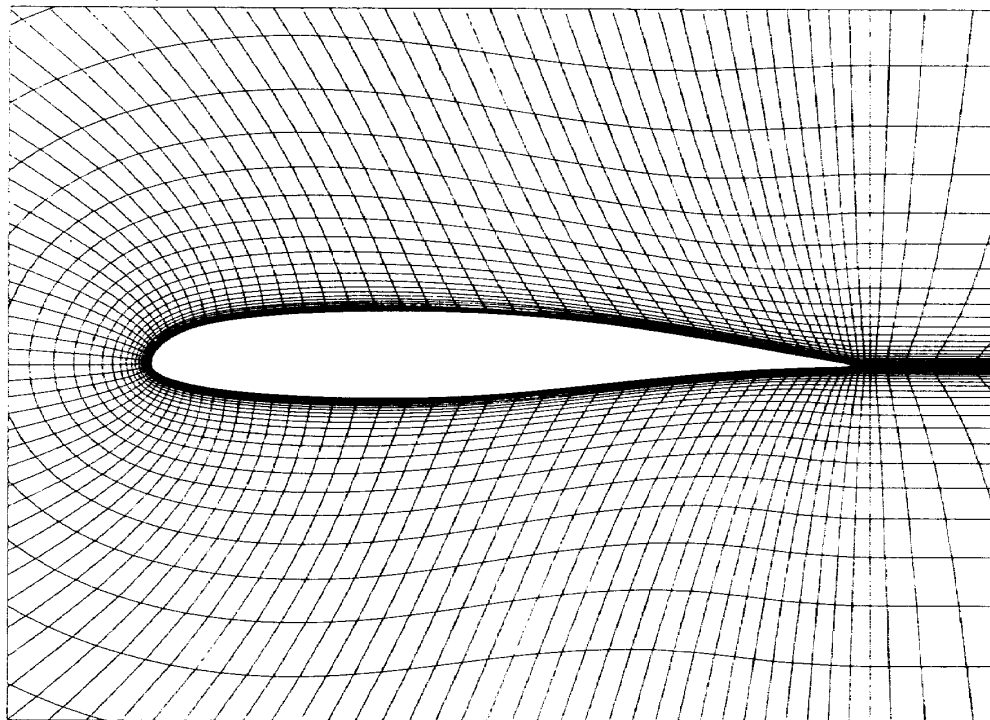


図 2 翼型計算格子

を生成する。格子点の数は 133×43 である。翼面上には 93 点の格子を分布させ、 η 方向の最小メッシュ幅は 1×10^{-5} とした。

計算条件は、 $M=0.1$ 、 $Re=1.9 \times 10^5$ 、 7.4×10^5 で $\alpha=0^\circ \sim 20^\circ$ の 5° おきとした。レイノルズ数は、風洞試験のそれに合わせた。

NSFOILの計算結果は、NSOUTPUTにより出力される。出力の一例として図 3 に、 $Re=1.9 \times 10^5$ 、 $\alpha=20^\circ$ の速度ベクトル図を示す。激み点が翼下面に大きく回り込み、25%コードより剥離している様子が伺える。

(2) 渦点法

渦点法は、境界要素法的一种である特異点分布法と渦放出モデルとを結びつけることによる剥離を伴う非定常流れの解析法である。本手法は、物体表面を連続渦分布で置き換えることにより、複雑な形状物体にも適用可能にし、さらに剥離点の位置も境界層方程式(境界層の遷移も含む)を解くことにより決定することができる⁵⁾。

計算モデルは、翼面上に 62 点の渦点を分布させ(図 4)、計算条件は、 $\alpha=0^\circ \sim 20^\circ$ の 5° おきとした。

渦点法の出力結果例として、 $\alpha=20^\circ$ の渦点の様子

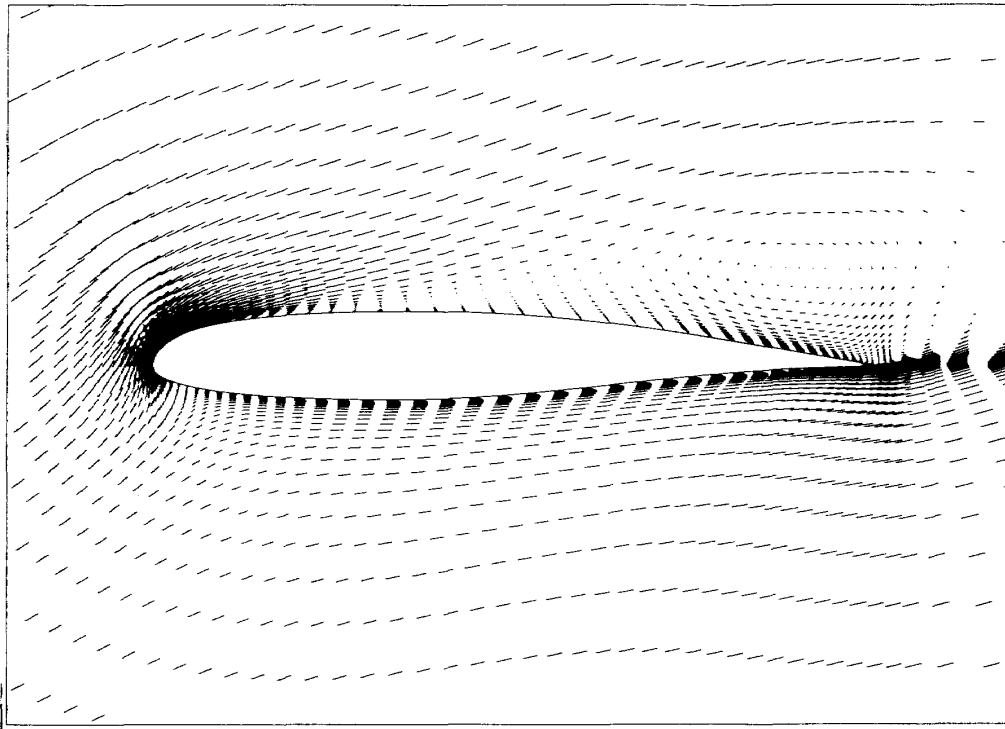


図3 速度ベクトル図 ($\alpha=20^\circ$, $Re=1.9 \times 10^5$)

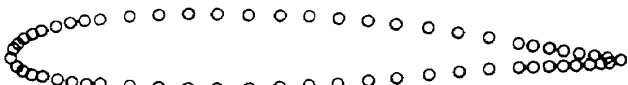


図4 翼面上渦点分布



図5 渦点の様子 ($\alpha=20^\circ$)

を図5に示す。○印が翼上面、×印が翼下面から放出された渦点であり、前縁剥離している様子がはっきりとわかる。

3. 風洞試験

風洞試験は、三菱重工・名古屋航空機製作所の二次元煙風洞にて行なった。図6に風試概要図を示す。供試体は翼弦長 272mm，翼幅 201mm で，試験条件は計算ケースと同一である。風洞は吸込み式で，上下，側壁は固定壁である。計測項目は次のとおりで

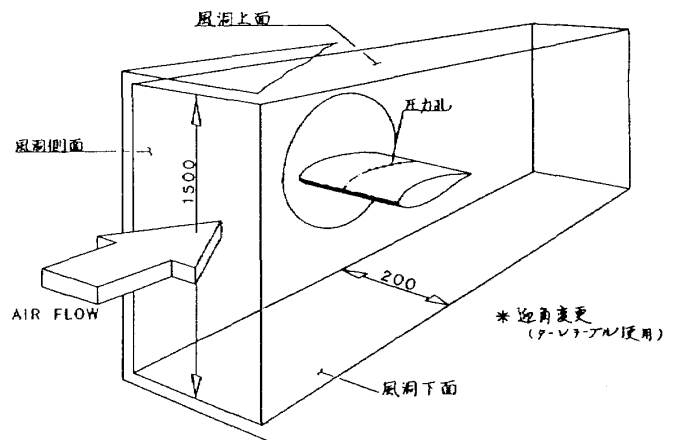


図6 風試概要図

ある。

(1) 翼面上圧力分布 (風速 40m/s ($Re = 7.4 \times 10^5$) の場合) ; 供試体上下面に 22 点の圧力孔を設け，風洞外部のスキヤニ・バルブにて計測する。

(2) 煙による流れの可視化 (風速 10m/s ($Re = 1.9 \times 10^5$) の場合) ; 端板にあけられた穴から煙 (ケシロン) を噴出させることにより，前縁剥離領域を正確に把握する。

煙による流れの可視化図 ($\alpha=20^\circ$, $Re=1.9 \times 10^5$) を図7に示す。

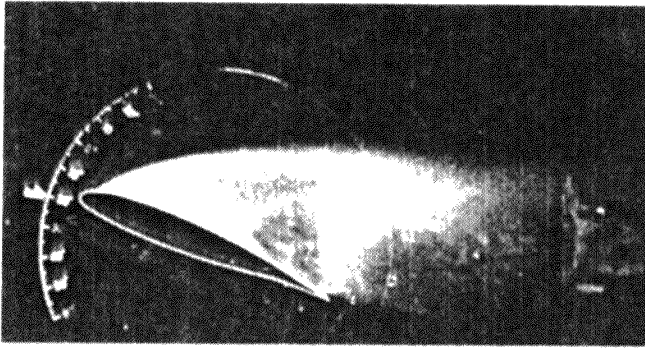


図7 実験の剝離領域

4. 計算と風洞試験の比較・検討

揚力、ピッチングモーメント特性の比較は、 $Re = 7.4 \times 10^5$ 、剝離領域の比較は、 $Re = 1.9 \times 10^5$ で行なった。

初めに、揚力特性について比較・検討する。図8に揚力係数の迎角に対する変化を示す。NSFOILは、 $\alpha = 15^\circ$ までは実験値と良い一致を見せるが、 $\alpha = 20^\circ$ では大きく異なる。つまり、NSFOILでは、フルポテンシャルにない非線形性は捉えられているが、失速は推定していない。また、渦点法では、逆に失速角を小さく推算する傾向がある。

次に、ピッチング・モーメント特性について比較・検討する。図9にピッチング・モーメント係数の迎角に対する変化を示す。ここでも、NSFOILは従来の非粘性流計算法にない非線形性を大方捉えているが、 $\alpha = 20^\circ$ では大きく違う。また、渦点法では、 $\alpha = 10^\circ$ 付近より急激に頭下げとなり、失速している。

さらに圧力分布について比較・検討する。図10は、 $\alpha = 10^\circ$ における翼面上圧力分布である。NSFOILは実験と非常に良い一致を見せているが、渦点法では渦放出点で圧力が不連続となり、フルポテンシャルでは前縁負圧部を過大評価している。図11は、 $\alpha = 15^\circ$ における翼面上圧力分布である。NSFOILでは、実験より前縁負圧を大きく見積っているが、かなり良く一致している。逆に渦点法では、前縁負圧を小さく評価してしまう。これらの前縁部の圧力分布の違いが、前述の揚力係数の差異の原因と思われる。図12は、 $\alpha = 20^\circ$ における翼面上分布である。実験では明らかに前縁剝離を起こし失速しているが、

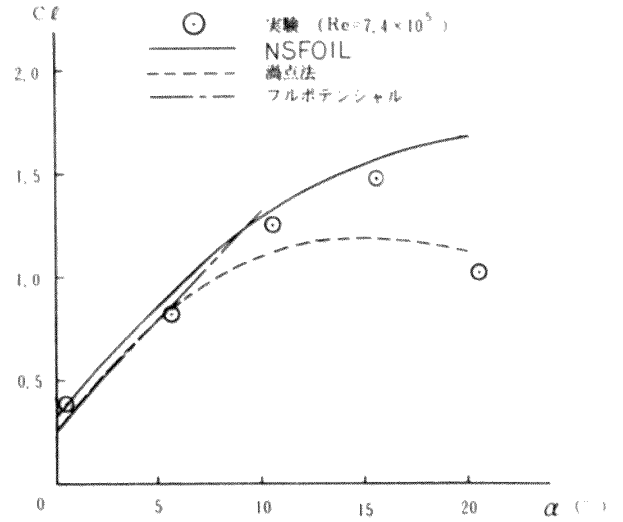


図8 揚力特性

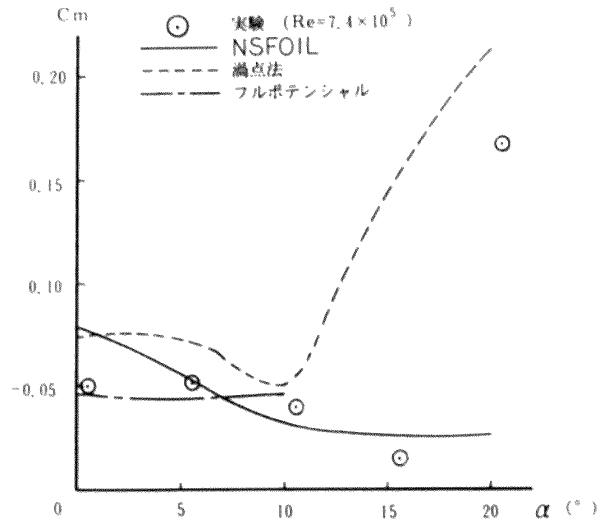


図9 ピッチング・モーメント特性

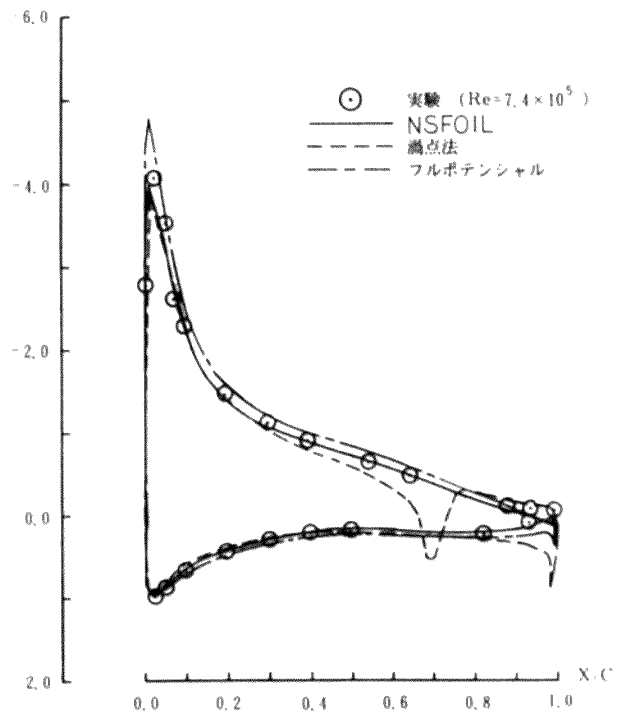


図10 圧力分布 ($\alpha = 10^\circ$)

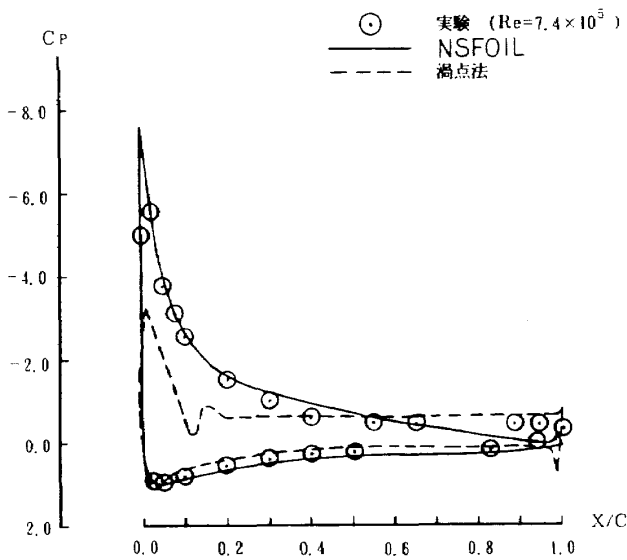


図11 圧力分布 ($\alpha = 15^\circ$)

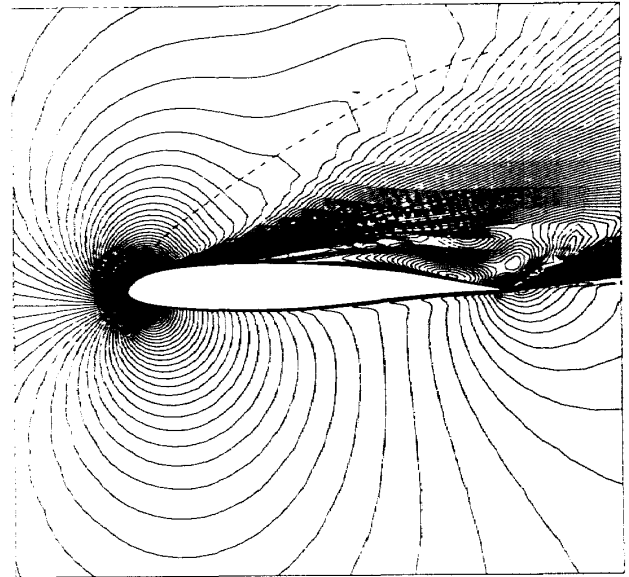


図13 剥離領域の比較 ($\alpha = 20^\circ$, $Re = 1.9 \times 10^5$)
(NSFOILと実験<----->)

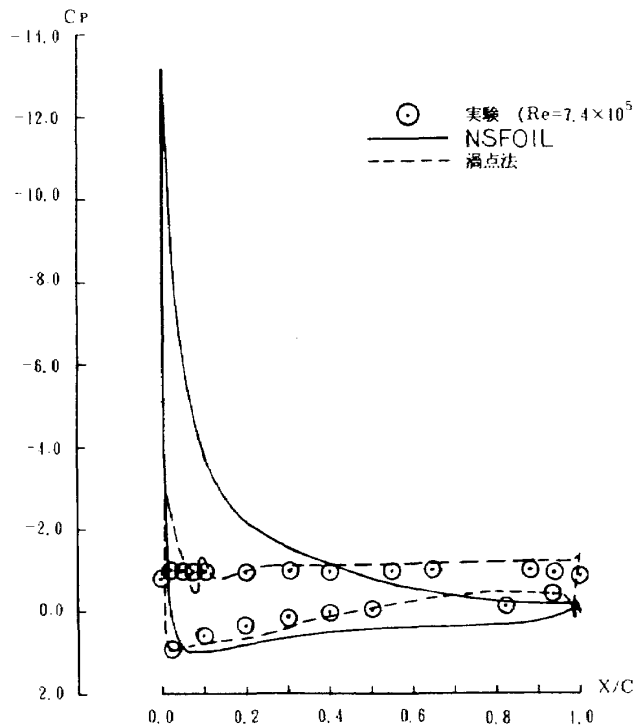


図12 圧力分布 ($\alpha = 20^\circ$)

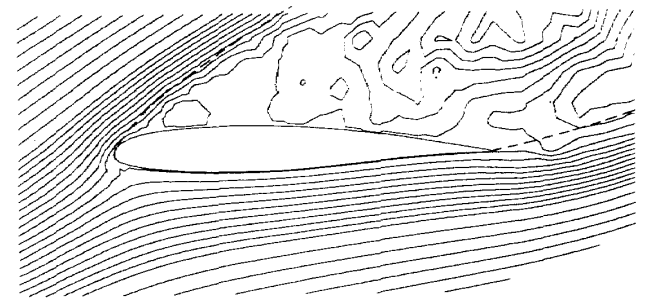


図14 剥離領域の比較 ($\alpha = 20^\circ$, $Re = 1.9 \times 10^5$)
(渦点法と実験<.....>)

今回の $\alpha = 20^\circ$ における渦点法と実験の良い一致の原因は、剥離点が明らかに前縁になっているからである。また、NSFOILと実験の不一致は、乱流モデルに起因するものと考えられる。すなわち、この計算では流れは前縁から層流剥離した後、層流から乱流に移る。そして乱流モデルの μ_t の影響により、流れは再付着してしまう。

5. ま と め

翼型の低速、大迎角領域を対象に、高Re数遷音速流翼型解析プログラムNSFOILと渦放出モデルを用いた特異点分布法なる渦点法により解析を行ない、二次元風洞試験と比較・検討した。その結果、NSFOILは、従来の非粘性流計算法にない非線形性を捉えているが、失速角付近では合わないことが確かめられた。今後、乱流モデルを改良 (μ_t の適正

NSFOILでは失速せずに前縁に鋭い負圧ピークを持ってしまう。一方、渦点法は実験とかなり良く一致している。

最後に、気流可視化による剥離領域の比較を行なう。図13はNSFOILと実験を、図14は渦点法と実験を比較したものである。NSFOILにより計算された剥離領域は、実験のそれに比べかなり小さいものである。一方渦点法の剥離領域は、実験と比べ良く一致している。

な評価)することにより, 定量的な精度向上を目指すものとする。

参 考 文 献

- 1) 河合, 廣瀬, 伊沢; 高 Re 数遷音速流翼型解析プログラム NSFOIL の開発, 第21回飛行機シンポジウム講演集, 404, (1983)
- 2) 宮川, 廣瀬; 遷音速翼型の風洞試験と計算の対応, 第2回航空機計算空気力学シンポジウム論文集, 245, (1984)
- 3) 宮川, 廣瀬, 河合; 遷音速翼型のエルロン効きの風洞試験と計算の対応, 第3回航空機計算空気力学シンポジウム論文集, 235, (1985)
- 4) 廣瀬, 河合; 遷音速翼型解析法のための格子形成コード AFMESH の開発, 日本航空宇宙学会第13期年会講演会講演集, 158, (1982)
- 5) 稲室, 足立; 渦放出モデルを用いたはく離を伴う非定常流れの一解法, 日本機械学会論文集, 1600, 52-476, B (昭 61)