

ナビア・ストークス解析による ヘリブレード翼型の高迎角特性推算の試み

足立直人* 石黒満津夫* 中尾雅弘*
廣瀬直喜** 佐藤 衛**

Numerical Analysis of Airfoil for Helicopter Blade at High Angle of Attack
Using Navier-Stokes Code.

by

Naohito ADACHI, Mistuo ISHIGURO, Masahiro NAKAO
Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.
Naoki HIROSE, Mamoru SATOU
National Aerospace Laboratory

ABSTRACT

Numerical analysis using Navier-Stokes code is conducted in order to develop the method to simulate flow fields around helicopter airfoils at high angle of attack. The results are compared with experimental data to investigate the subject for the simulation of the flow fields at high angle of attack. Based on the investigation, the effect of grid system is examined. It is shown that the concentration of the grid at the trailing edge is important.

1. 緒言

ヘリブレード翼型では、作動領域が速度、迎角ともに広い範囲にわたるため、その翼型設計においては最大揚力係数などの高迎角時における翼型の特性を十分な精度で推算することが必要となる。従来、翼型の設計には、2次元フルポテンシャル

コードが用いられてきたが、高迎角での計算にはこのコードでは対応できない。このためこれまで様々な推算法が考えられてきたが、いずれの推算法も十分な精度を有しているとは言いがたく、形状の僅かな違いによる影響を評価しなければならない空力設計では、高迎角時の特性を評価する設計ツールとしての使用に耐えるものとは言えない。

一方、より高精度の設計ツールとして開発されたナビア・ストークスコードは、比較的迎角の小さい遷音速特性の推算には優れた能力を発揮して

* 三菱重工業(株)

** 航空宇宙技術研究所

きたが、これまで高迎角時の計算に対してはあまり用いられることはなかった。しかし、基礎方程式の厳密さから言えば、ナビア・ストークスコードは、他のどの推算手法よりも、高迎角特性の推算に高いポテンシャルを持っていると言える。

本研究は、ヘリブレード翼型に対する高迎角特性推算法の確立を目的として、まず、ナビア・ストークスコードの高迎角特性推算能力に関する評価を行った。このため、幾つかの翼型及び気流、姿勢角等の条件下で、数値解析と風洞試験を行い、計算結果と風洞試験結果を比較し、ナビア・ストークスコードを用いた C_{lmax} 等の高迎角特性に関する推算能力について評価・検討を行った。特に、本研究では、計算格子の解像度の影響について検討を行い、後縁近傍の格子解像度の影響等について考察を加えた。

2. 数値解析

2.1 計算手法概要

計算コードとしては、三菱重工・名航が所有する2次元圧縮性ナビア・ストークスコード⁽¹⁾を用いた。本計算コードの概要を以下に示す。

- (1) 差分法 : 中心差分法
- (2) 時間積分 : 近似因数分解法(ADI)
- (3) 乱流モデル : Baldwin-Lomaxモデル
- (4) 粘性計算 : 薄層近似
- (5) 抵抗計算 : 後流総圧の積分により算出
(2次元風洞試験と同じ)

2.2 計算ケース

数値解析は、下記のように、翼型、計算条件及び計算格子を変えて行った。

(1) 解析翼型形状

解析は、当社で設計したヘリブレード用翼型を対象に行った(図1参照)。

(2) 計算条件

計算条件は、実際にヘリブレード用翼型が使用される条件を考え、下記のように広く変えて計算を行った。

- マッハ数 $M = 0.1 \sim 0.7$
- 迎角 $\alpha = -2^\circ \sim 20^\circ$
- レイノルズ数 $Re = 1 \sim 10 \times 10^6$

(3) 計算格子

計算格子は、放物型計算格子生成コードを用いて生成した。基本的な計算格子の例を図1に示す。計算格子としては、Cタイプのものを使用した。

また、計算格子の解像度による影響を調べるため、表1に示すような4つの計算格子を用いて計算を行った。Type 1の計算格子は、ベースとした基本格子である(図1, 図5(a))。Type 2の計算格子は、Type 1に比べ境界層に格子を約2倍程度集めたものである。Type 3の計算格子は、翼後縁の流れ場をより精度良く推算するために、後縁と後流部分に格子を集中させたものであり、格子点数もこのため50%程度増加している(図5(b))。また、Type 4の計算格子は、翼型後縁を鈍頭形状とすることにより後縁の部分まで格子を切り、翼後縁の形状を正確に表現したものである(図8)。

3. 検証風洞試験

3.1 試験目的

ナビア・ストークス解析によるヘリブレード翼型の高迎角特性推算法の検証に必要な圧力分布等のデータを取得するため、ヘリブレード翼型模型を用いて、2次元風洞試験を行った。

3.2 使用風洞

風洞試験は、航空宇宙技術研究所の2次元高レイノルズ数風洞⁽²⁾を用いて行った。この風洞は、高さ1m、幅0.3mの測定部を有しており、また、風洞内部の気圧を高めることにより高レイノルズ数下での試験が可能である。

3.3 模型

風洞試験では、数値解析に使用した翼型に対して模型を製作し試験を行った。翼型模型のコード長及びスパンはそれぞれ下記のとおりである。

- コード長 : 250mm
- スパン : 300mm

3.4 試験条件

試験条件は、計算との比較を考え、マッハ数、レイノルズ数及び迎角等の条件を下記のように設定し、試験を行った。

マッハ数	: 0.3 ~ 0.9
レイノルズ数	: 5.0×10^6 , 8.5×10^6
迎角	: $-4.0 \sim 20.0^\circ$
風洞総圧	: 2.28 ~ 3.25 kg/cm ²

3.5 計測項目

高迎角特性推算法を検証するため、下記の計測を行った。

- (a) 一様流諸量
- (b) 翼型模型表面圧力分布
圧力計測点 : 90点
(上面56点、下面34点)
- (c) 後流総圧分布

模型にかかる荷重は、揚力及びピッチングモーメントに関しては翼面上の圧力分布を積分することによってもとめ、また、抵抗に関しては後流総圧の積分によって算出した。

4. 計算結果及び考察

4.1 風洞試験結果との比較

図2に、揚力特性の比較を示す。この図から、全体的に、計算値の方が、試験結果に比べ、やや高い値を示していることがわかる。これは、風洞試験結果においては、揚力による迎角補正は行っているものの、試験マッハ数の補正は行っておらず、風洞試験と数値計算の間に実質的なマッハ数のずれが生じているためと考えられる。

次に、高迎角時の揚力特性、特に失速特性について検討する。

風洞試験結果では、この翼型では、揚力は失速後も緩やかに減少し、後縁剥離型の失速傾向を示している。これに対し、計算結果では、揚力が失速後急速に減少しており、前縁剥離型の失速傾向を示し、風洞試験結果と失速後の様子が大きく異なっていることがわかる。また、 C_{lmax} も両者の間では異なっており、風洞試験結果に比べ、計算結果はより大きな値を示している。

図3に、圧力分布の比較を示す。

図3(a)に示されるように、低迎角時には、計算結果と風洞試験結果はよい一致を示していることがわかる。一方、高迎角の場合には、図3(b)に見られるように、風洞試験結果では見られる前縁部のバブルの発生が、計算では捕らえられてい

ない。また、失速後の迎角で比較すると(図3(c))、圧力分布は大きく異なっており、計算結果では翼上面全域に剥離領域が広がっているのに対し、風洞試験結果では、後縁近傍の圧力が低くなっている程度であり、剥離域は未だ翼全体には広がっていないことがわかる。

これらの失速特性の違いから、数値計算においては、風洞試験で起こっているような翼後縁からの緩やかな剥離の成長が捕らえられておらず、後縁で発生した剥離が前縁まで急激に伝わってしまったものと考えられる。従って、高迎角時の解析を行う際には、翼後縁近傍の流れ場を精度よく捕らえることが必要であろうと思われる。

このような高迎角時の計算結果と風洞試験結果の違い、特に、失速特性の違いは、以下のような項目が原因として考えられる。

- (1) 流れ場の非定常性
- (2) 計算格子の解像度(粗さ)
- (3) 粘性計算の近似法
- (4) 風洞試験における流れの3次元性及び風洞壁との干渉

本研究では、特に、(2) 計算格子の解像度について検討を行った。

4.2 計算格子による影響

計算格子による失速迎角近傍での揚力特性に対する影響を調べるため、表1の4種類の計算格子を生成し、

- (a) 境界層内格子点数の影響
 - (b) 後縁近傍における計算格子の解像度の影響
- について、検討を行った。

以下に、計算格子による影響を示す。

4.2.1 境界層内格子点数の影響

図4に、Type 1及びType 2の計算格子を用いて求められた圧力分布の比較を示す。両者の圧力分布にはほとんど差異は見られず、本研究で行った計算の範囲では、翼型の高迎角特性推算においては、境界層内に十分な格子が集められていれば、その数にはほとんど影響されないことがわかる。

4.2.2 後縁近傍における解像度の影響

次に、前項で示したように、計算結果と風洞試験結果では翼後縁の流れ場に大きな差異が見られたため、格子を翼後縁部に集中し後縁近傍の解析精度を上げて計算を行った。図5に、Type 1及び

Type 3の計算格子の翼後縁部の拡大図を示す。

Type 3による計算結果とType 1による結果及び風洞試験結果との圧力分布の比較を図6示す。この図に示すように、格子を集めた翼後縁部ばかりではなく、翼前縁部の圧力分布にも差異が見られる。例えば、Type 1の計算格子による結果では、圧力ピークの値は風洞試験結果と比較的よく一致しているものの、風洞試験結果に見られるような圧力の凹凸は見られない。Type 3の計算格子では、圧力ピークは風洞試験結果に比べ僅かに高いものの、風洞試験同様の圧力分布の凹凸が捕らえられている。また、圧力ピーク的位置に関してType 3の計算格子の方が風洞試験結果に近くなっていることがわかる。従って、後縁に格子を集めることにより、圧力分布全体が風洞試験結果により近づくものと予想される。

以上の結果から、高迎角時の翼の特性、特に失速時の特性を推算するためには、後縁部近傍の流れ場を十分に精度よく捕らえることが有効であると考えられる。

図7に、後流域の速度ベクトル分布を示す。この図に示されるように、Type 1の格子では、後縁付近の格子が粗いため、後縁点で流れが周り込むこともなく滑らかに流れており、後縁極近傍の流れが捕らえられていない(図7(a))。一方、Type 3の格子では、後縁点で周り込む流れが捕らえられており、Type 1の格子に比べ、より実際に近い流れ場が捕らえられているものと考えられる(図7(b))。しかし、Type 3の計算格子では、翼面上の境界条件の問題から、翼の内部に入り込むような流れとなっており、翼後縁部の流れを正確に捕らえているとは言い難い。

そこで、翼後縁の形状をより精度よく表現するため、Type 4の計算格子を考案した。図8に、Type 4の計算格子の後縁近傍の様子を示す。この図に示されるように、翼後縁を鈍頭形状とすることにより、翼後縁まで計算格子を生成し、後縁の形状をType 3等の従来の計算格子に比べより精度よく表現しようとしたものである。

Type 4の計算格子による翼後縁の速度ベクトル解析結果を図9に示す。Type 4の計算格子を用いた場合、翼後縁は固体壁として取り扱われる。このため、後縁近傍の流れ場を見ると、翼後縁で流れが巻き込まれた後、翼面に沿って流れが上下に

分流しており、Type 3の計算格子の場合に見られたような翼内部への流れは見られない。従って、Type 4の計算格子による解析結果は、Type 3の計算格子の場合に比べ、より実際に近い流れ場になっているものと考えられる。

図10に、Type 4の計算格子を用いて得られた圧力分布を示す。これらの図から、Type 4の計算格子を用いた場合にも、Type 3の場合と同様、翼前縁部における圧力分布の凹凸が捕らえられていることがわかる。また、圧力ピーク的位置は、Type 3に比べわずかに前方に移動するとともに、その大きさも若干小さくなっており、より風洞試験結果に近いものとなっている。従って、Type 4の計算格子を用いることにより、翼後縁の流れ場を精度よく捕らえることができるとともに、高迎角特性推算に有効であることがわかった。

5. まとめ

2次元ナビア・ストークスコードを用いて、ヘリブレード翼型に対して高迎角時を中心に計算を実施し、風洞試験結果と比較することにより、最大揚力係数等の高迎角特性の推算を試みた。その結果、最大揚力係数及び失速後の揚力の変化等において、解析結果と試験結果の間に大きな差異が見られた。この差異を改善するため、計算格子の影響について検討を加え、ナビア・ストークスコードを用いた翼型の高迎角特性推算には、後縁部近傍の流れを精度よく捕らえることが有効であることを確認した。そして、後縁部近傍における解析精度向上に有効な計算格子を提案した。

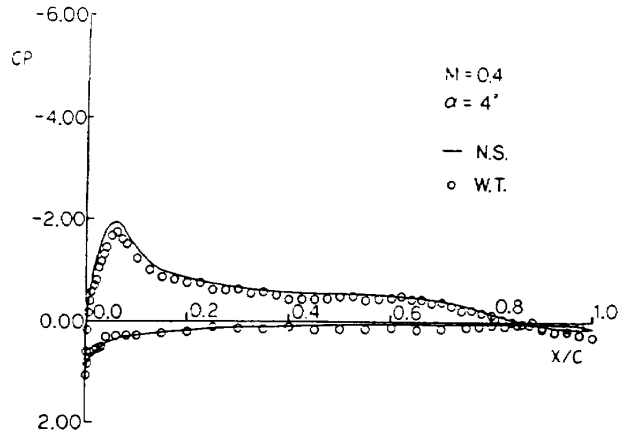
今後、これらの結果を基に、ヘリブレード翼型の高迎角特性推算法についてさらに検討を加えて行きたい。

6. 参考文献

- (1) 海田武司, 荻野 純: 第10回航空機計算空カシ
ンポジウム ワークショップ, 1992.
- (2) 空気力学第二部: NAL TR-647, 1980.

表1 計算格子一覧

計算格子	特徴	格子点数
Type 1	基本格子	333×51=16,983
Type 2	境界層内格子集中	333×51=16,983
Type 3	後縁部格子集中	493×66=25,143
Type 4	鈍頭後縁格子	367×66=24,222



(a) 低迎角

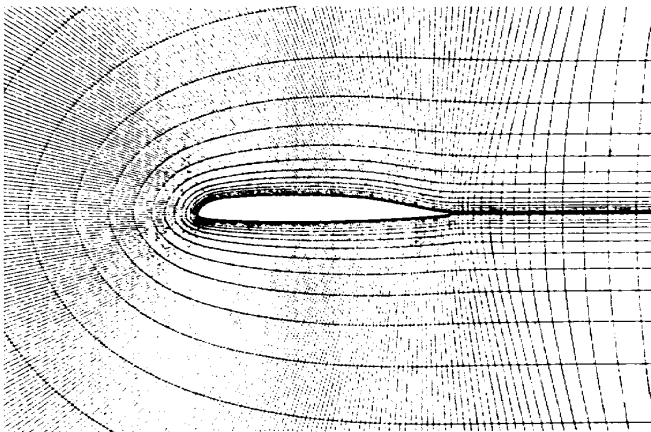
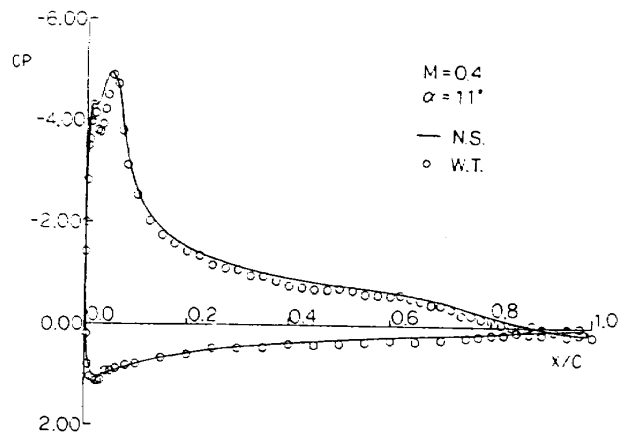


図1 計算格子 (基本格子)



(b) 高迎角(失速前)

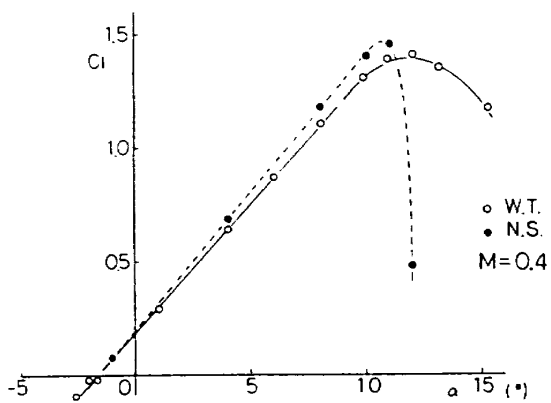
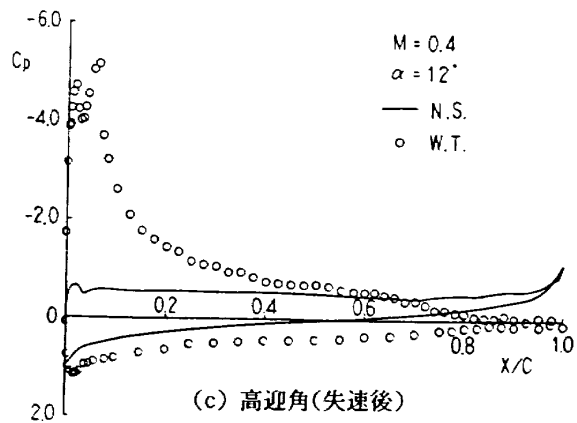


図2 揚力特性



(c) 高迎角(失速後)

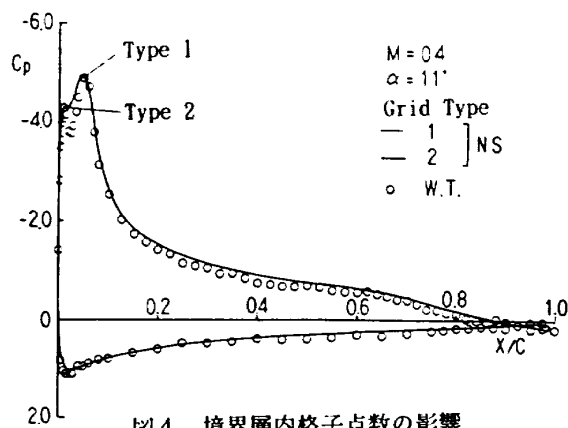


図4 境界層内格子点数の影響

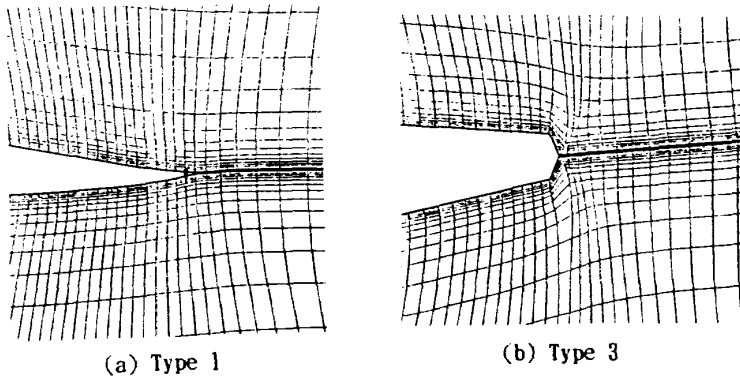


図5 計算格子(後縁部拡大)

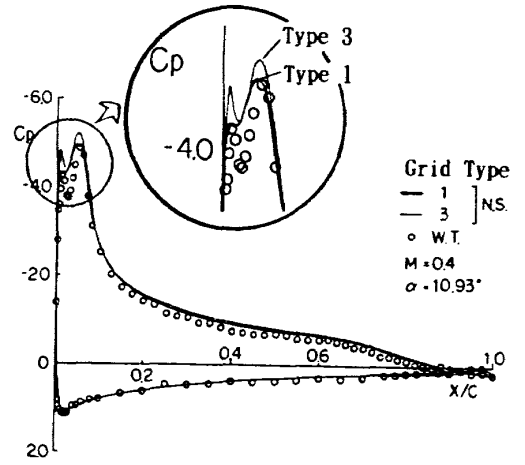


図6 後縁近傍における解像度の影響(圧力分布)

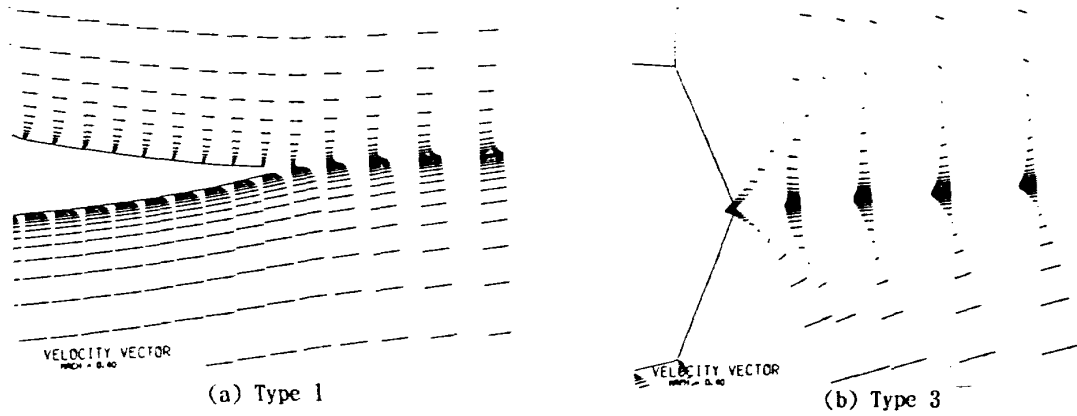


図7 後縁近傍における解像度の影響(速度ベクトル)

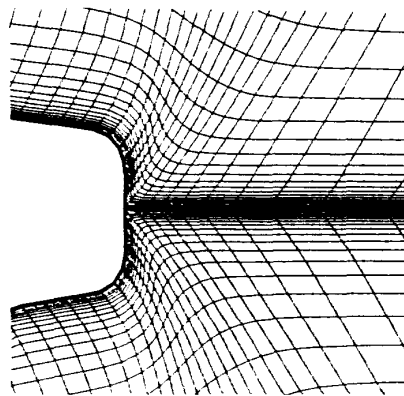


図8 鈍頭後縁格子(Type 4, 後縁部拡大)

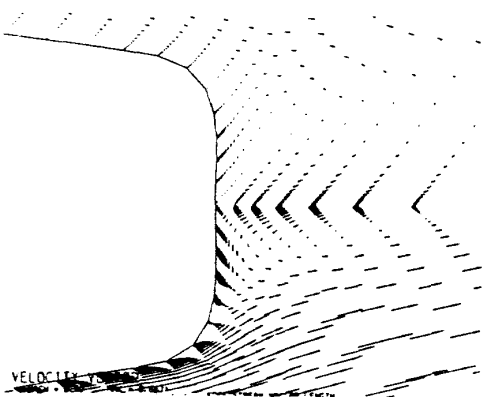


図9 鈍頭後縁格子の効果(速度ベクトル)

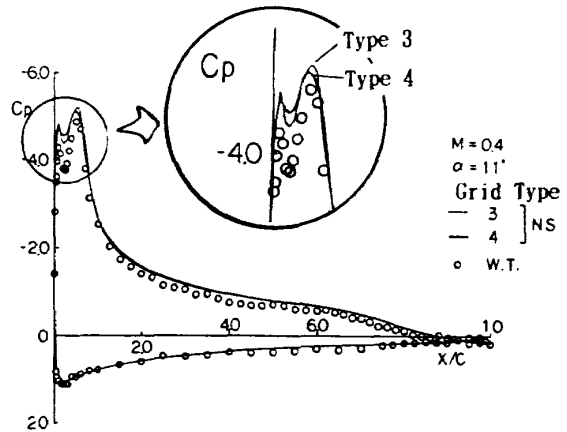


図10 鈍頭後縁格子の効果(圧力分布)