

ナビア・ストークス解析を用いたヘリコプタ・ロータ・ブレード用
第3世代高性能翼型の設計

中 舘 正 顯*

小 生 方 正 裕*

A Design of Third-generation Airfoils for Helicopter Rotor Blades Using Navier-Stokes

by

Masaaki NAKADATE, Masahiro OBUKATA

Fuji Heavy Industries, Ltd.

ABSTRACT

Recent progress in the performance of helicopters has been so remarkable that maximum speed of over 200 knot is not uncommon among experimental helicopters. Such high performance owes much to the progress in rotor aerodynamics including advanced airfoils. Also remarkable has been the recent progress in computational fluid-dynamics(CFD) and super computers, which makes it possible to predict airfoil performance accurately up to and beyond maximum lift where viscous and vortical effects prevail.

In this context, a study on the design of advanced airfoils has been carried out at Fuji Heavy Industries as part of company funded research. A compressible two dimensional Navier-Stokes code was fully coupled in the design procedure, which made effective as well as accurate prediction of maximum lift possible.

First of all, a practical design target was settled, that is to obtain airfoil shapes with comparable performance to that of Boeing Helicopter's third-generation airfoils VR-12 through VR-15. Prior to the design a parametric study on leading edge thickness and camber was carried out upon the fact that maximum lift of airfoils depends much upon leading edge shape. In practical design an optimal combination of leading edge thickness and camber was selected upon the parametric study. Then, the shape especially around the leading edge was successively refined by relaxing leading edge pressure peak to realize much higher maximum lift without spoiling other performance. Last of all off-design and overall characteristics were checked up to transonic Mach numbers.

The airfoil thus designed, which is designated U896H, has thickness over chord ratio of 0.10 and has symmetric section shape except for the optimized camber around the leading edge. Wind tunnel results of the airfoil showed high maximum lift and high drag divergence Mach number as expected and enough to be among third-generation airfoils.

1. まえがき

近年ヘリコプタの性能は著しく向上し、図1に示すように実験機では200 KTを超える高速の機体も珍しくなくなっている。このような性能向上は、高性能翼型を始めとしたロータ空力技術の進歩に負うところが大きい。

一方、計算空気力学とスーパー・コンピュータの進歩も目覚ましく、翼型の性能を、粘性や渦の影響が強い最大揚力を超える領域まで精度よく推算することも、さほど困難ではなくなっている。

本報告では、当社が実施したナビア・ストークス解析を用いたロータ・ブレード用高性能翼型の設計を紹介する。

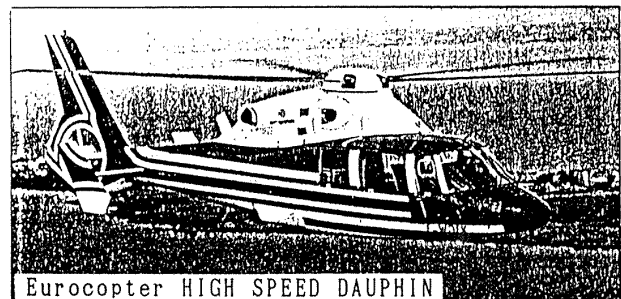
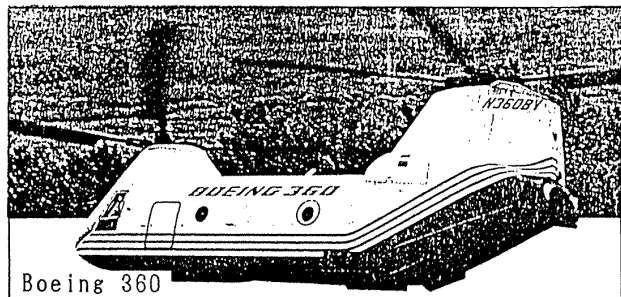
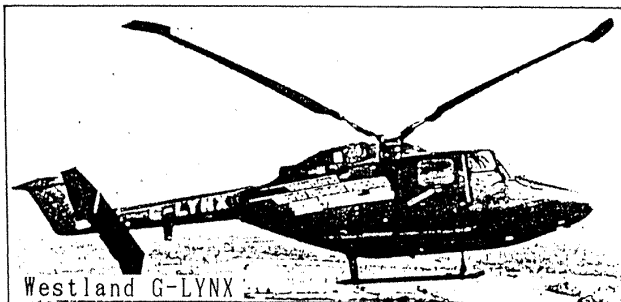


図1 高速ヘリコプタ実験機

2. 設計の評価パラメータ

図2に説明するように、高速で前進しているヘリコプタの前進側ロータ・ブレードでは、回転速度に前進速度が加わるので翼端付近では遷音速に

達する。一方、後退側では、前進速度が差し引かれ動圧が低くなるので、前進側と釣り合う揚力を発生させるために迎角を大きくとる必要があり、部分的には失速に至ることもある。

このように、ロータ・ブレード用の翼型は広い速度領域及び迎角領域で高性能を発揮すること、具体的には、各種文献等で言及されているように、亜音速域での高い最大揚力、遷音速域での低抵抗及び（頭下げ）縦揺モーメントが小さいことが要求されている。実際の設計に際しては比較の便宜上、文献1)~3)と同様に以下の4項を設計に用いる評価パラメータとして選定した。

• 0.4 マッハに於ける最大揚力係数 $C_{l_{MAX}}$

: 後退側ブレードの失速に対する耐性を評価する。

• 零揚力抵抗発散マッハ数 M_{d0}

: 前進側ブレード翼端付近の衝撃波発生に対する耐性を評価する。

• 0.6 マッハ、 $C_l = 0.6$ に於ける抵抗レベル C_d

: ホバリングの効率を評価する。

• 0.6 マッハでの零揚力縦揺モーメント C_{m0}

: 操縦系統への荷重を評価する。

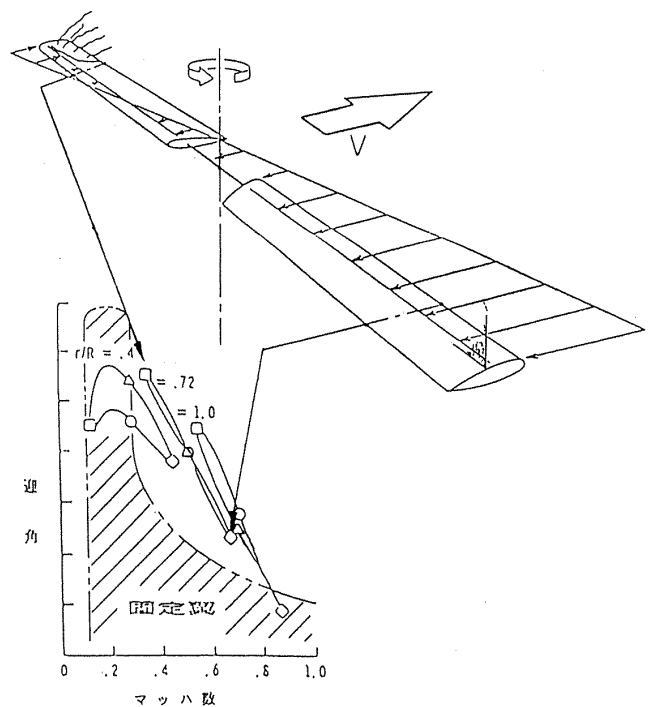


図2 ロータ・ブレードの運用環境

3. 設計の目標値

前節の評価パラメータを受けて、高性能翼型の代表ボーイング・ヘリコプタの第3世代翼型VR-12、VR-13と同等の性能を実現することを目標として、以下の具体的目標を設定した。

- 1) 0.4 マッハに於ける最大揚力係数 $Cl_{MAX} \geq 1.5$
- 2) 零揚力抵抗発散マッハ数 $M_{d0} \geq 0.80$
- 3) 0.6 マッハ、 $Cl = 0.6$ に於ける抵抗 $Cd \leq 0.010$
- 4) 0.6 マッハでの零揚力縦揺モーメント $|C_{m0}| \leq 0.015$

4. 設計の概要

航空機計算空気力学シンポジウムということで、設計に用いた空力解析ツールから説明する。

設計に際しては、圧縮性2次元ナビア・ストークス解析を多用して高精度な最大揚力の推算を目指した。解析に用いたプログラムは、Baldwin-Lomax 乱流モデルを用いて薄層近似ナビア・ストークス方程式を解くものであり、空間差分に3次の風上差分TVDスキームを、時間積分にLU-ADI法を採用することにより、高速・高精度を実現している。⁴⁾ 設計に先立ち、幾つかの翼型を選定して解析を行い、風洞試験結果と比較した。図3に示すように、推算の絶対値の一致は完全とは言えないものの、風洞による試験値の差を考慮すれば十分に設計に用い得る精度である。但し、23012のように若干大きめの最大揚力を示す翼型が存在すること、また、計算格子により結果が変わることがあるということも判明しており、設計に当たっては十分な注意が必要であり、今後の研究が待たれる。

解析ツールから見た設計の流れは以下の通りである。

- 1) Cl_{MAX} 2次元ポテンシャル・コード⁵⁾ (粘性付き)

- 剥離ウェークの効果が考慮できるコードである。
- 最大揚力の絶対値の一致が十分でないこと、境界層ルーチンが発散し易い等の欠点はあるが、汎用のIBM端末上で対話的に実行可能であり、変化分を見積もるのには十分使用可

能ということで、 Cl_{MAX} の概略チェックに用いた。

- 2) Garabedian-Korn 2次元完全ポテンシャル・コード⁶⁾ (粘性付き)

- 格別目新しいコードではないが、衝撃剥離以前の遷音速特性が比較的高精度で推算できる。
- IBM端末上で対話的に実行可能であり、抵抗発散マッハ、抵抗のレベル及び縦揺モーメントのチェックに用いた。

- 3) 圧縮性2次元ナビア・ストークス・コード

- 上記1)、2)で得られた翼型の最大揚力の確認に用いた。

以上の流れをまとめると図4のようになる。

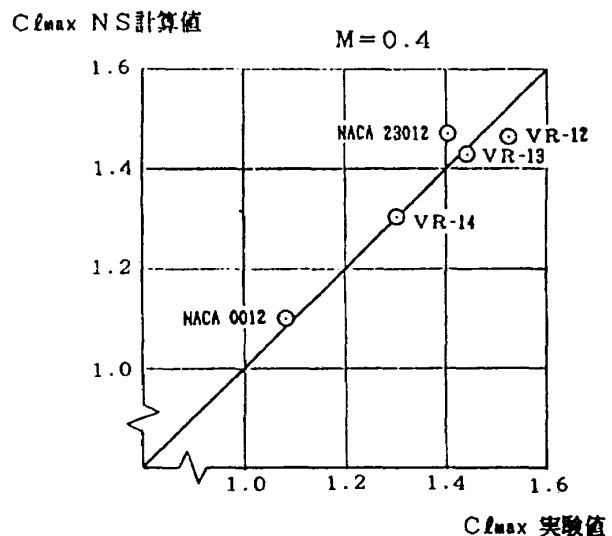
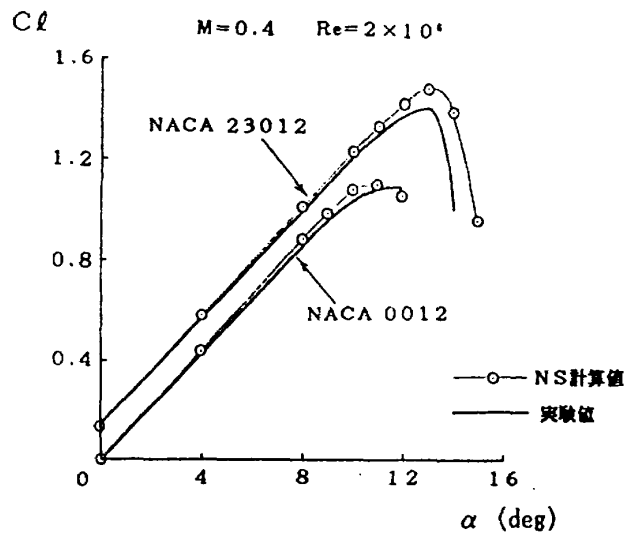


図3 2次元NSコード検証例

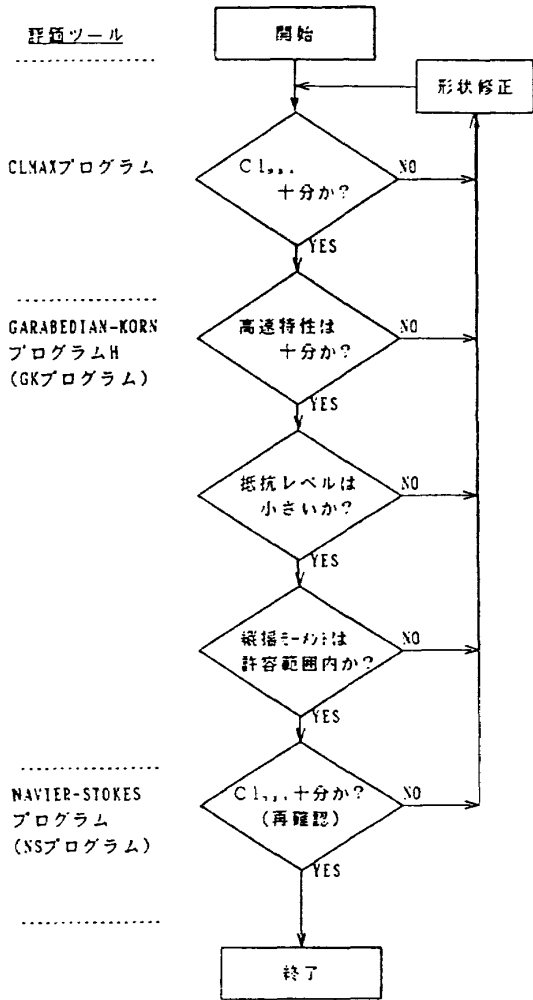


図4 設計の流れ及び解析ツール

実際の設計に於いては、最大揚力が前縁形状、特に、前縁の厚さとキャンパーによって大きく変化することに着目し、以下のステップを踏んだ。翼厚比は、設計に先立ってVR-12とVR-13の中間値を取り0.10と設定した。

1) 前縁形状のパラメトリック検討

- CLMAX コード及びGarabedian-Korn コードを用いて、前縁ドループ（キャンパー）量、前縁ドループ開始位置及び最大翼厚位置による性能及び特性の変化を調べた。
- 最大揚力についてはコードの特性上、絶対値の評価ができないので、ドループなし（対称翼）からの増分として評価した。
- 抵抗発散マッハについては、 M_{dd} 付近の代表点として、0.8 マッハの抵抗値を用いて評価した。
- 抵抗のレベルについては、解析による抵抗値に加えて、局所マッハ数の前縁ピーク値も抵

抗特性の評価指標として用いた。
検討結果の例を図5に示す。

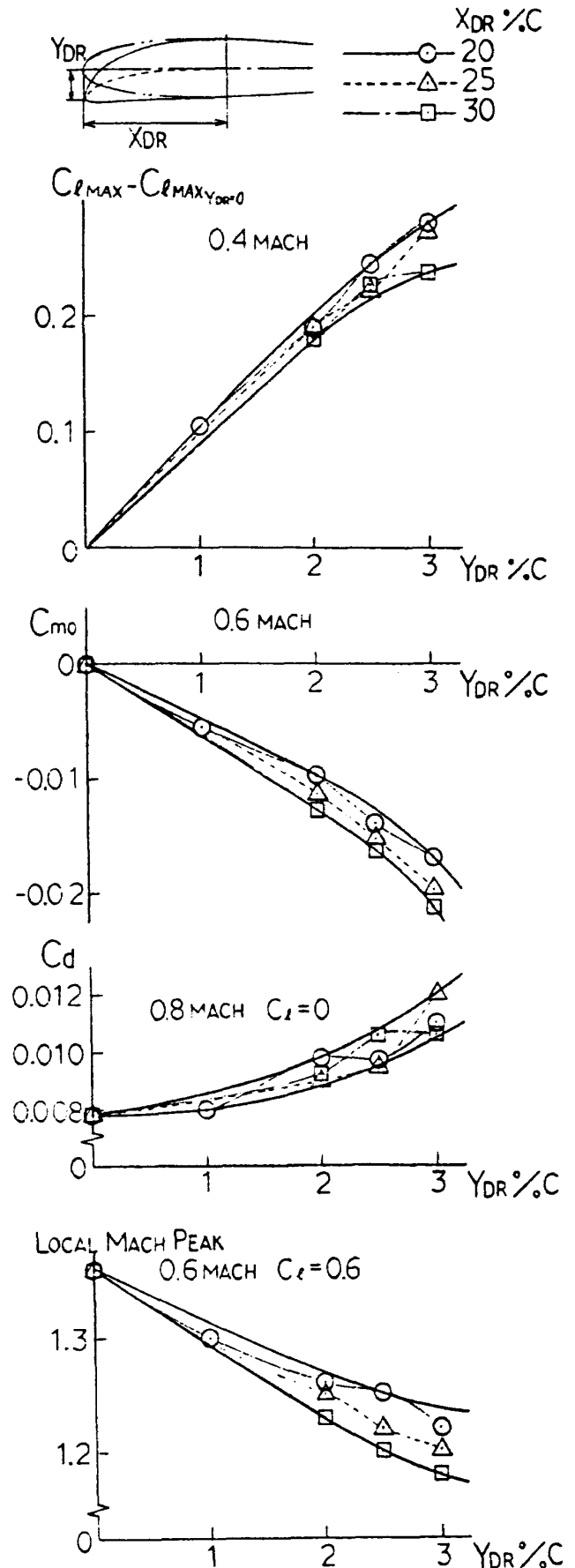


図5 ドループの効果(CLMAX/GK)推算例 (RN/MACH=10⁷)

2)前縁形状最適化

- 1)の結果から、前縁の厚さ（最大翼厚位置）、ドループ量及びドループ開始位置の最適な組合せを選定した。

3)形状のリファイン

- ナビア・ストークス・コードを用いて最大揚力の確認を行うと共に、更に高揚力を得るために前縁形状をリファインし、高迎角に於ける前縁圧力ピークを緩和した。
- 引続いて、中間弦長及び後縁付近の圧力分布をチェックした。

4)全般及びオフデザイン特性のチェック

- 亜音速から遷音速領域に至るドラッグ・ポーター及び縦揺モーメントをチェックした。

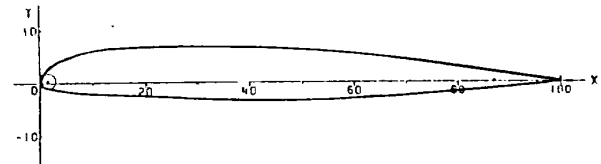


図6 U896H翼型

5. 設計の結果

以上により設計された翼型U896H-10の形状を図6に示す。最適化されたキャンバーを有する前縁付近を除いて対称な形状を有しているということに特徴があり、対称翼の有利な面（縦揺モーメント0、零揚力での抵抗発散マッハ大）を活かしつつ高い最大揚力を実現している。また、翼厚を係数倍することにより、種々の厚みを持った翼型シリーズを容易に得ることも可能である。ナビア・ストークス解析に用いた計算格子と計算例を図7に示す。

当社の高速風洞に於ける風洞試験で、図8に示す性能が確認された。グラフの縦軸は0.4 マッハに於ける最大揚力係数 $C_{l_{max}}$ 、横軸は零揚力抵抗発散マッハ数 M_{d0} であり、上方及び右方ほど高性能な翼型である。比較のために代表的な翼型についても併記してある。本翼型は予想通り、ボーイング・ヘリコプタのVR-12及びVR-13と同等の性能を示し、第3世代翼型の仲間入を果たしたと言える。

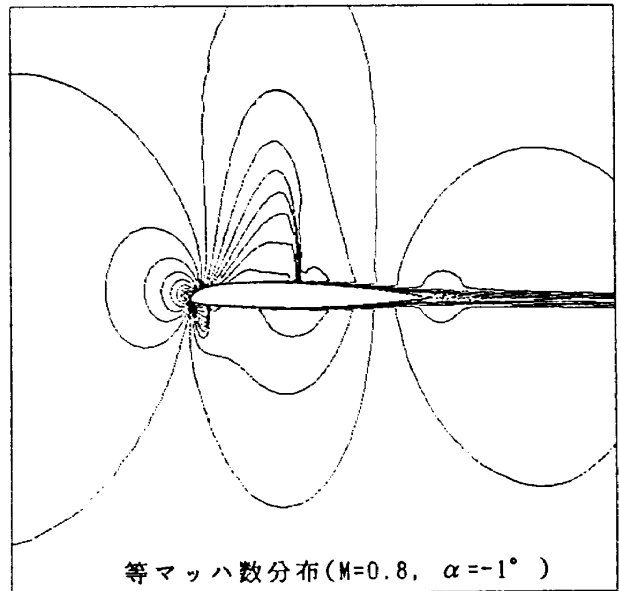
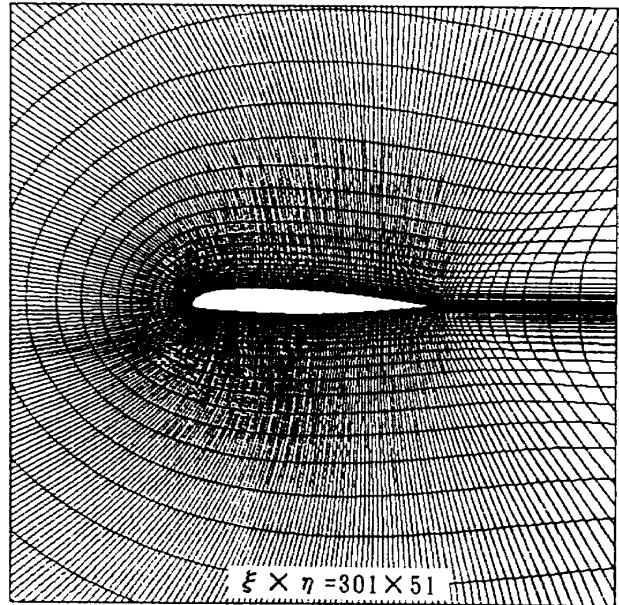


図7 計算格子及び計算結果例

6. あとがき

ナビエ・ストークス解析を活用することで、最大揚力係数を高精度に推算することが可能になり、ヘリコプタ・ロータ・ブレード用高性能翼型の効率よい開発が実現できた。 今後は、解析精度に見合った風洞試験精度（一様流マッハ数計測、側壁・上下壁干渉等）の向上・改善が望まれる。

7. 参考文献

- 1)Thibert,J.J., Pouradier,J.M., 'Design and Test of an Helicopter Rotor Blade with Evolutive Profile', ICAS-80-10.3
- 2)McVeigh,M.A., McHugh,F.J., 'Recent Advances in Rotor Technology at Boeing Vertol', 38th Annual Forum of AHS, 1982
- 3)Horstmann,K.H., Koster,H., Polz,G., 'Development of Transonic Airfoil Sections for Helicopter Rotor Blades', 8th European Rotorcraft Forum, 1982
- 4)加茂他「ナビエ・ストークス翼型解析ツールの開発」日本航空宇宙学会第19回年会講演集、1988
- 5)AMI, 'CLMAX Program Description', AMI Report 7905, 1979
- 6)Bauer,F., Garabedian,P., Korn,D., Jameson,A., 'Supercritical Wing Sections II', Lecture Notes in Economics and Mathematical Systems, 1975
- 7)Braun,D., Frommlet,H., Schwarz,A., 'FEL-A New Main Rotor System', 12th European Rotorcraft Forum, 1986
- 8)Obayashi,S., Matsushima,K., Fujii,K., Kuwahara,k., 'Improvements in Efficiency and Reliability for Navier-Stokes Computation Using LU-ADI Factorization Algorithm', AIAA Paper 86-0338, 1986
- 9)Chakravarthy,S.R., Osher,S., 'A New Class of High Accuracy TVD Scheme for Hyperbolic Conservation Laws', AIAA Paper 85-0363, 1985
- 10)Baldwin,B.S., Lomax,H., 'Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows', AIAA Paper 78-0257, 1978

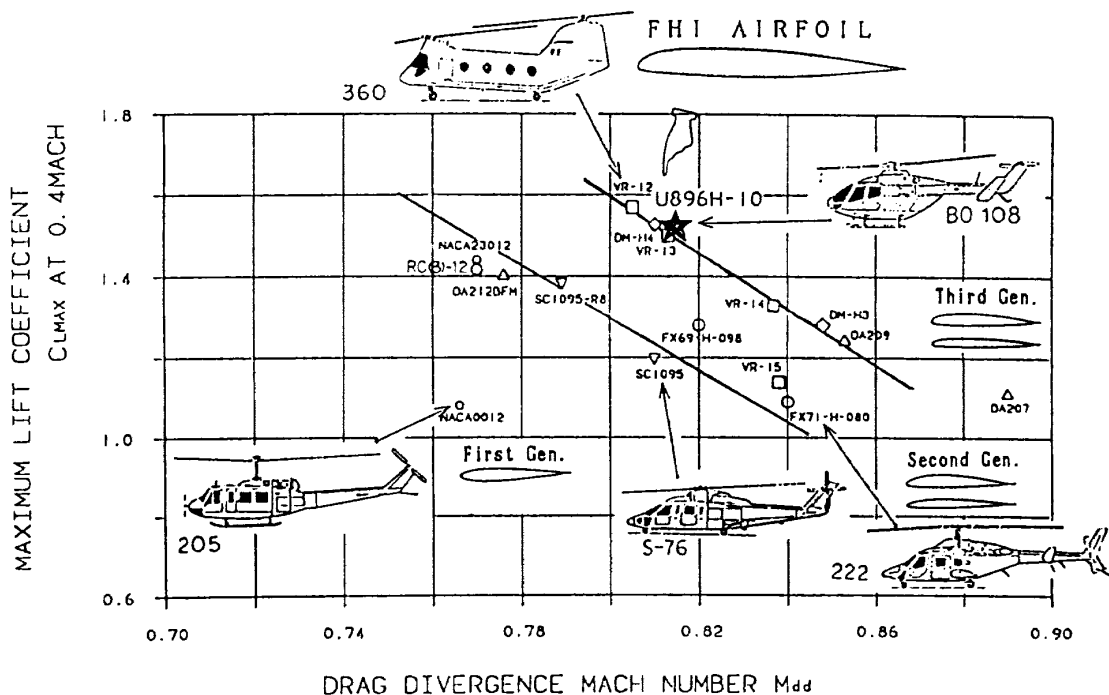


図8 U896H翼型の性能（風洞試験結果）