

ホバリング・ロータに及ぼす翼端形状の影響

青山 剛史* 河内 啓二** 齊藤 茂***

Effects of Blade Tip Planforms on Rotor Performance in Hover

by

Takashi AOYAMA

Faculty of Engineering, University of Tokyo, Tokyo, Japan

Keiji KAWACHI

Research Center for Advanced Science and Technology (RCAST),

University of Tokyo, Tokyo, Japan

and Shigeru SAITO

National Aerospace Laboratory, Chofu, Japan

ABSTRACT

A calculation method is developed to analyze the flow around a helicopter blade in hover. Aerodynamic loads generated by a blade are calculated by solving the three-dimensional Euler equations in a rotating coordinate system on body-conforming curvilinear grids around a blade. These equations are solved by employing Beam-Warming scheme and TVD scheme is used in order to capture the accurate shock wave. The local induced velocity generated by the rotor-wake is taken into the calculation by subtracting the equivalent angle of attack along the blade from the geometrical one. This equivalent angle of attack is calculated by using prescribed-wake vortex theory. The ability of the present method is verified in comparison with the results of the experiment and the analytical method.

In addition, the effects of the planforms of a blade tip on the performance of a helicopter rotor and on the flow around a blade in hover are analyzed. The comparison among swept-back, tapered and swept-back tapered tips is presented. As a result, one tip planform, which has sweep-back angle and inverse-taper, is found to improve the performance of the rotor.

1. はじめに

ヘリコプタはそのホバリング特性のため、固定翼機に比べて離着陸や低速域で便利なので広く使

われている。また同時に、これを高速化することによって、より有力な交通手段とすることは重要な課題である。そこで、ヘリコプタを高速化の際起きる二つの問題点、即ち前進側での圧縮性と後退側での失速の問題を軽減するため、最近翼端形状を変える試みがなされている。

例えばウェストランドのリンクスは、BERP¹⁾

* 東京大学工学部航空学科

** 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

と呼ばれる翼端形状を採用し、従来の常識を打ち破る400km/hという世界最高速の記録を樹立した。しかし、このような翼端形状はもちろん、後退角やテーパといった簡単な形状についてもそれを解析した例は少ない。そこで、今回オイラー差分法とパネル法を組み合わせた解析法を用いて、翼端形状の設計パラメータの内とくに後退角とテーパが、圧縮性の影響する回転速度で作動するホバリング・ロータ周りの流れ場及び性能に及ぼす影響を解析することを試みた。

2. 解析法

ヘリコプタでは、ブレードから離れた後流が回転翼独特のリターニング・ウェイクとなってブレード付近の流れに大きく影響し、特にホバリング時に顕著となる。しかし、後流の領域を差分法の計算領域でカバーしようとしても、現在の計算機的能力では実質上不可能である。

そこで、Fig.1のように、ブレードを揚力面とするパネル法でブレード上の誘導速度を求め、これに見合う誘導迎角をブレードのピッチ角から差し引くことにより、後流の影響をオイラー差分法に組み込む方法を採用した。パネル法では、規定渦（プレスクライブド・ウェイク）と呼ばれる実験から求められた後流形状を用いることにより計算精度を高めた。また、オイラー差分法は、効率化された Beam-Warming 法に TVD の概念を導入したものを用いた。差分法の計算領域は、計算時

間やメモリーの節約を考慮して、ブレード一本を覆うものを用いた。

もちろんパネル法単独でもロータの性能は得られるが、圧縮性を考慮した計算は不可能である。本計算のように、パネル法とオイラー差分法を組み合わせることにより、後流の影響も考慮した差分法の計算ができ、衝撃波発生の様子など流れの微細な情報を得ることができるようになった。

3. 結果と考察

(1) 本解析法と実験値及び他の解析法との比較

Fig.2は x/R で表される各無次元半径位置における翼面上圧力分布である。図中の実線がピッチ角の補正に規定渦法の結果を用いたもの、即ち本解析法である。また、点線が Agarwal らの自由渦法（フリー・ウェイク）の結果²⁾を用いたもの、○と□が実験値³⁾を表す。まず、翼端で差が出ているのは、自由渦法に比べて規定渦法が翼端渦の

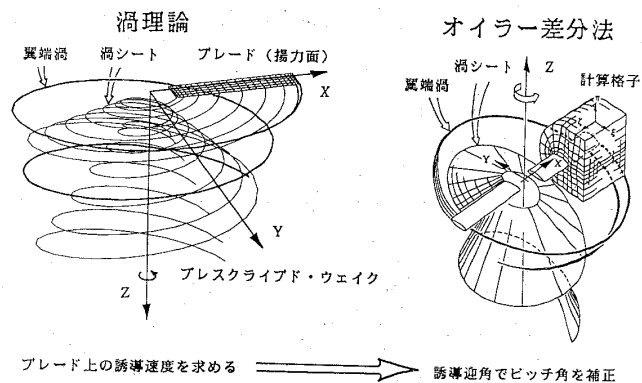
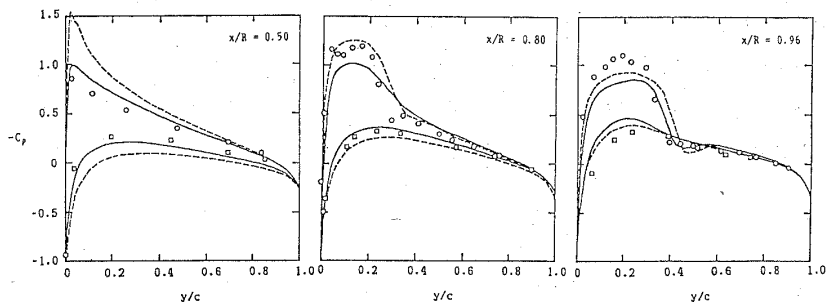


Fig.1 解析法の概要



($\theta_c = 8^\circ$, $M_t = 0.877$)

----- フリー・ウェイクの結果を用いた場合
 ———— プレスクライブド・ウェイクの結果を用いた場合
 ○ □ 実験値

Fig.2 実験値及びフリー・ウェイクでの結果との比較

微妙な位置を予測する能力に多少欠けることが原因だと考えられる。しかし、ミッド・スパンでは実線の方が実験値に近い値を示しており、結果的に推力係数の値は規定渦法を用いた方が実験値に近い値が得られた。以上より、本解析法は自由渦法を用いた解析ほど計算時間をかけずに、ある程度実験値をよく予測することができるといえる。

(2) 翼端形状の影響

① 後退角

計算は Fig.3 のように後退角が -30° , 0° , 20° , 40° のケースについて行い、付け始めの位置は無次元半径位置 x/R が $0.80, 0.85, 0.90, 0.95$ からとした。ちなみに、Fig.3 は $x/R=0.85$ から後退角を

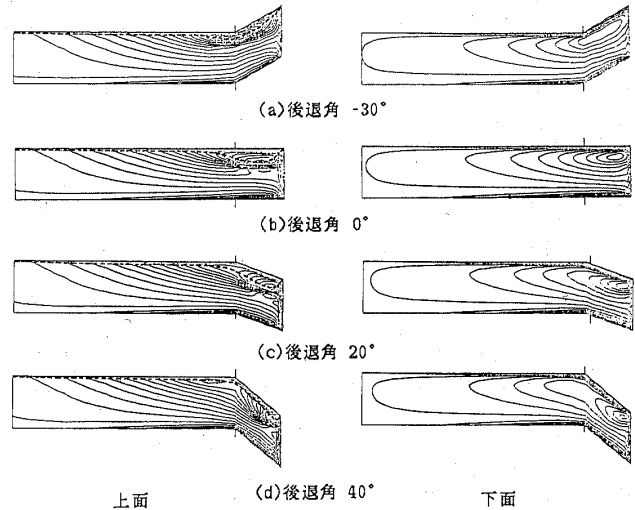


Fig.3 $x/R=0.85$ から後退角を付けたときのブレード上等 C_p 線図

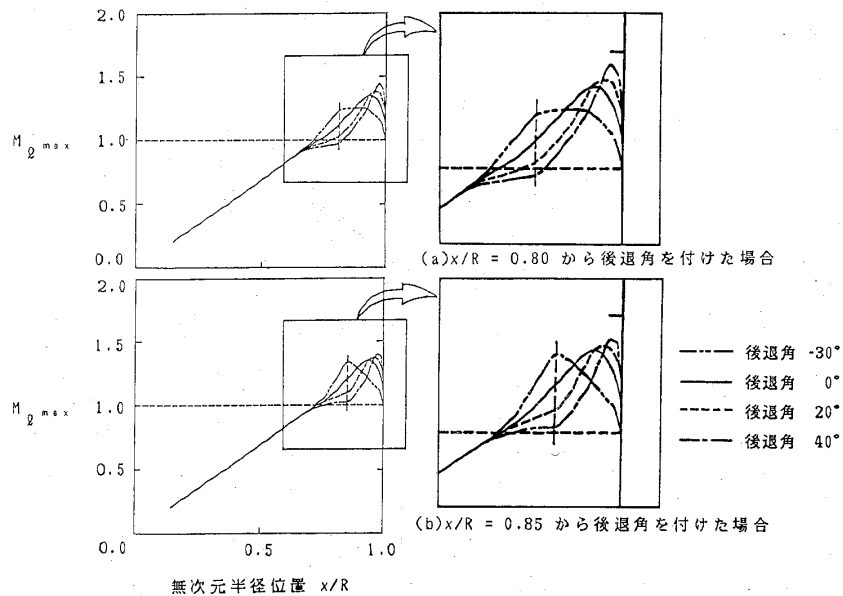


Fig.4 後退角を付けたときの局所マッハ数の最大値

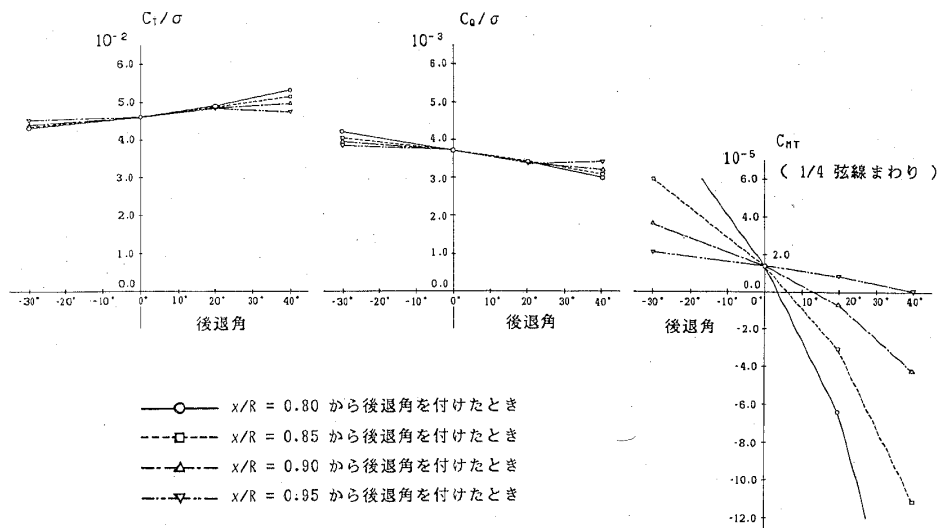


Fig.5 後退角を付けたときの C_T/σ , C_Q/σ , C_{MT}

付けたときのブレード上の等 C_p 線図である。図から後退角によって衝撃波の位置と強さが変化していることがわかる。これを定量的に見るために、ブレード上の局所マッハ数の最大値を選び、その半径方向の変化を描いたのが Fig.4 である。図から付け始めの位置で後退角効果により衝撃波がかなり弱まっていることがわかる。また、翼先端では誘導速度の減少から誘導迎角が下がり、結果として有効迎角が大きくなるので多少衝撃波は強まっている。従って、以上のような性質から、今回の範囲では、Fig.5のように推力やトルクの性能は後退角を内側から大きく付ける程よくなった。ここで、ソリディティ、即ちロータの円盤面積に対するブレード面積の合計の比で推力係数を割っ

ているが、これは後でテーパの影響を見るとき、テーパによりブレード面積が変化する分を補正す

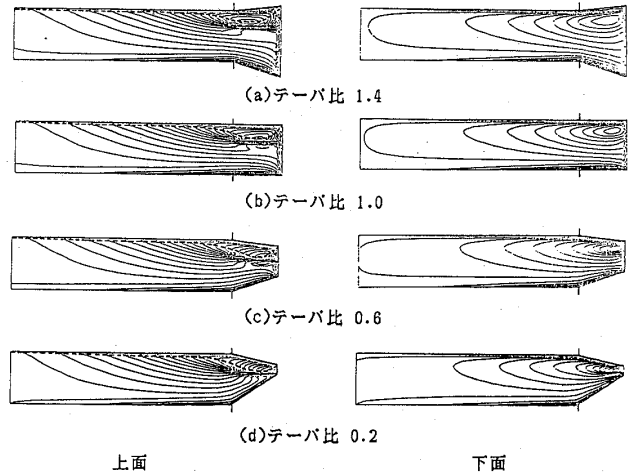


Fig.6 $x/R=0.85$ からテーパを付けたときのブレード上等 C_p 線図

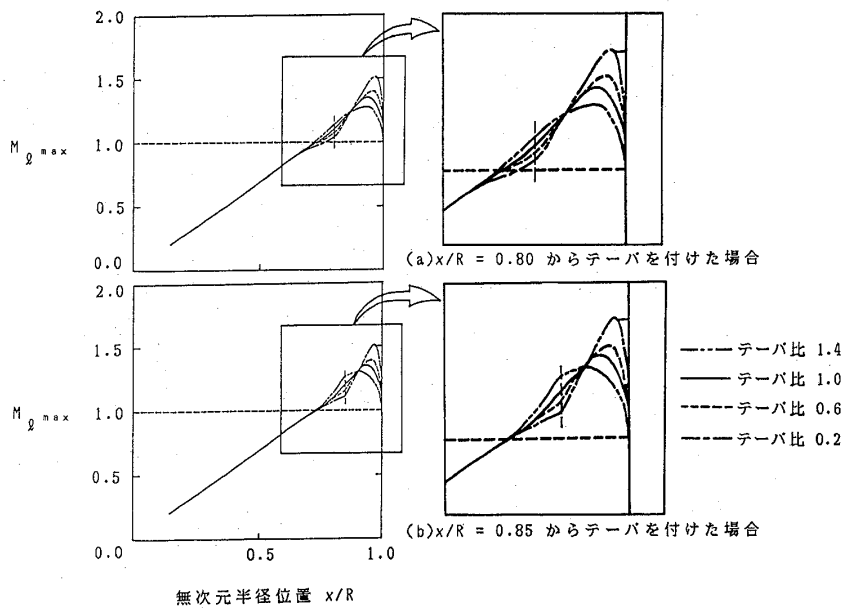


Fig.7 テーパを付けたときの局所マッハ数の最大値

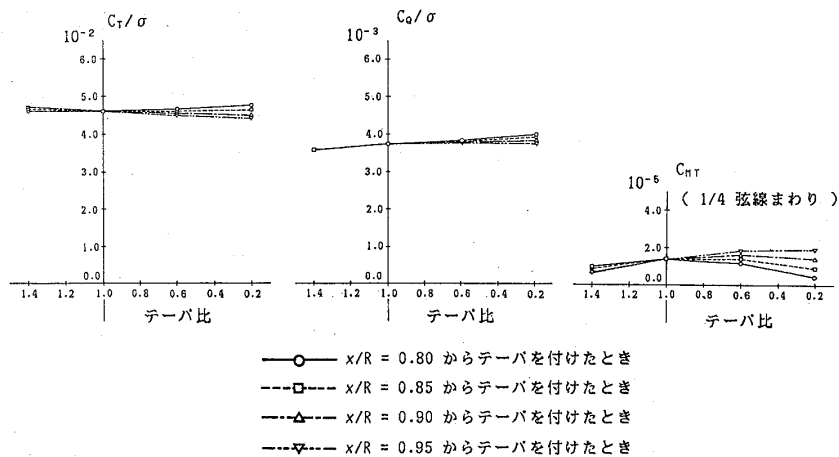


Fig.8 テーパを付けたときの C_T/σ , C_Q/σ , C_{MT}

るためである。さて、推力やトルクには良い影響を与える後退角だが、1/4弦線まわりの振りモーメントについて言えば容易に想像できるように、後退角を付けると急激に増大するので、構造上の問題が起こる。前進角について言えば、付け始めの位置でかなり衝撃波を強めるため性能は下がってしまう。また、不安定な頭上げの振りモーメントを生ずるので好ましくない。

② テーパ

計算は Fig.6 のようにテーパ比が 1.4, 1.0, 0.6, 0.2 のケースについて行い、付け始めの位置は後退角のときと同じとした。図からテーパ比が 1 以下では衝撃波が強まり、1 以上では弱まっていることがわかる。これを定量的に見るために、先と同様にブレード上の局所マッハ数の最大値を選び、半径方向の変化を描くと Fig.7 を得る。図から付け始めの位置で多少後退角効果がみられる。また、翼先端では、誘導速度の減少から誘導迎角が下がり、結果として有効迎角が大きくなる上、テーパにより局所 C_l が上がるので衝撃波は非常に強まる。しかし、揚力を主にかせぐ部分への影響はあまり大きくない。従って、推力やトルクの性能は Fig.8 のように、テーパを付けてもあまり変わらない。逆テーパについて言えば、摩擦の入らない今回の解析では有利であるという結果であった。また、後退角で問題になった振りモーメントも、テーパではほとんど問題にはならない。

③ 後退角とテーパの組合せ

以上により、後退角とテーパのうまい組合せで振りモーメントを著しく増加させることなしに推力やトルクの性能を上げる翼端形状が見つかる可能性がある。そこで、両者の組合せを解析したところ、Fig.9 のように後退角とテーパがそれぞれ単独で示す性質を線形的に組み合わせることによって、その性質をだいたい把握できる。さらに、 $x/R=0.85$ から後退角とテーパをつけたものを比較したところ、Fig.10 のように、逆テーパが衝撃波を弱める性質を利用して、振りモーメントが制限範囲内になるように後退角と組み合わせるのがよさそうである。実際に Sikorsky の UH-60 Black

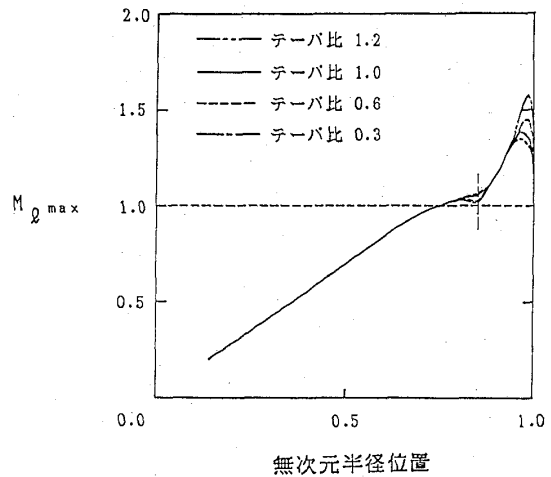


Fig.9 後退角とテーパを組み合わせたときの局所マッハ数の最大値(後退角を30°に固定)

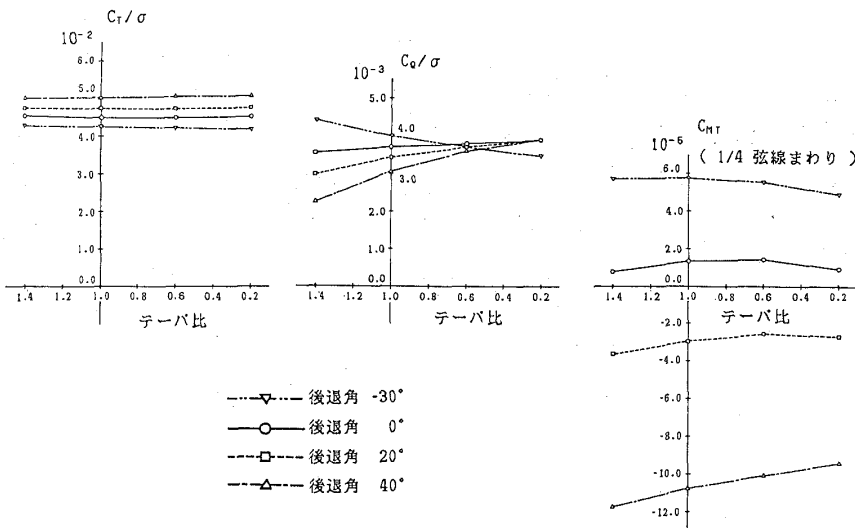


Fig.10 $x/R=0.85$ から後退角とテーパを付けたときの C_l/σ , C_d/σ , C_{MT}

Hawkは約 20° の後退角と1.2のテーバ比を用いており、本解析法の結果によく一致している。

4. 結 論

(1) 今回確立した解析法は、比較的短時間でブレード上の圧力分布やロータの性能を良く予測する。

(2) この解析法を用いて、翼端形状を決める際的设计パラメータ、特に後退角とテーバについて、それが流れ場とロータの推力やトルクの性能に及ぼす影響を調べたところ、以下のことがわかった。

- ① 後退角は、衝撃波を弱め性能を上げるが、大きな振りモーメントを生ずる。前進角は、付け始めの位置で衝撃波を強めて性能を下げ、頭上げの振りモーメントを生ずるので好ましくない。
- ② テーバを付けると、付け始めの位置で多少後退角効果が現れるが、翼端で衝撃波は強まる。性能はストレートとあまり変わらず、振りモーメントの増加はない。逆テーバは、翼端での衝撃波を弱めるので摩擦抵抗を考慮しない今回の解析結果では有利となった。

- ③ 後退角とテーバの組合せでは、それぞれの性質を線形的に組み合わせることによって、その性質をだいたい把握できる。逆テーバと後退角の組合せが、振りモーメントをあまり増加させずに性能を上げるのに適している。

5. 参 考 文 献

- 1) F.J. Perry, "Aerodynamics of the Helicopter World Speed Record," 43th Annual National Forum of AHS, May 1987.
- 2) R.K. Agarwal and J.E. Deese, "Euler Calculation for Flowfield of a Helicopter Rotor in Hover," AIAA Paper 86-1782, 1986.
- 3) F.X. Caradonna and C. Tung, "Experimental and Analytical Studies of a Model Helicopter Rotor in Hover," 6th European Rotorcraft and Powered Lift Aircraft Forum, September 1980.