

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1275

ブレード翼端形状が前進飛行時のヘリコプタ・  
ブレード上に生ずる衝撃波に及ぼす影響

青山剛史・齊藤茂

1995年7月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

## 目 次

概要	
記号	4
1. 序論	4
2. 計算法	5
3. 解析法の検証（実験値との比較）	5
4. 矩形ブレード上の衝撃波の挙動	6
4.1 スパン方向，方位角方向の変化	6
4.2 非定常性の影響	8
5. 翼端形状が衝撃波に及ぼす影響	9
5.1 後退角の影響	9
5.2 前進角の影響	10
5.3 順テーパの影響	12
5.4 逆テーパの影響	12
5.5 翼端の3次元効果	12
6. ブレード平面形デザインの指針	12
6.1 新たに工夫された形状	12
6.2 <i>BERP</i> 翼端の平面形について	16
6.3 <i>PF2</i> 翼端の平面形について	18
7. 結論	19
謝辞	20
参考文献	20



# ブレード翼端形状が前進飛行時のヘリコプタ・ ブレード上に生ずる衝撃波に及ぼす影響\*

青山 剛史\*<sup>1</sup> 齊藤 茂\*<sup>2</sup>

## Effect of Blade Tip Planform on Shock Wave of Advancing Helicopter Blade \*

Takashi Aoyama \*<sup>1</sup> and Shigeru Saito \*<sup>2</sup>

### ABSTRACT

Shock waves are generated on the advancing side of the blade tip of a helicopter rotor in the high-speed forward flight condition. They cause an increase in drag, vibration, and noise. In this study, the effect of blade tip planform on behavior of shock wave on the advancing rotor blade was investigated in detail using a calculation method which solves three-dimensional Euler equations by an implicit finite-difference method. The Newton iterative method was added to obtain the unsteady solution in forward flight. The calculations were performed for blades having the NACA0012 airfoil section along the entire blade span to investigate the planform effect alone. The parametric study clarified the effect of the sweep and the taper on shock wave behavior. In addition, a guideline of the blade planform design for the advancing blade was suggested, and a newly-devised tip planform which prevents shock wave generation was proposed. The effectiveness of the BERP and ONERA PF 2 planform which are examples of advanced tip planforms were also presented.

**Keywords** : Helicopter Blade, Tip Planform, Shock Wave, Advancing Side

### 概 要

ヘリコプタが高速前進飛行する際、前進側ブレード上に衝撃波が生じ、抵抗の増大や振動、騒音の原因となる。そこで、本研究においては、ヘリコプタのブレード翼端形状が、前進側ブレード上に生ずる衝撃波の挙動に及ぼす影響を解析した。用いた計算法は、回転座標系で記述された3次元オイラー方程式を陰的差分法で解く方法で、前進飛行時の非定常解を得るために、ニュートン法で時間精度を上げている。まず、ブレード平面形の影響を理解するために、後退角やテーパといった簡単な形状変更についてパラメトリック・スタディを行い、その結果これらの形状変更が及ぼす影響を定量的に理解することができた。そして、ここで得られた知見より、前進側ブレード上に生ずる衝撃波の発生と発達を抑える平面形をデザインするに当たっての指針が得られた。この指針をもとに、簡単かつ少ない形状変更量にもかかわらず、衝撃波の発生と発達を効果的に抑える新たな翼端形状が考案されたのでこれを報告する。また、先進的な翼端形状の例として BERP と ONERA の PF 2 を取り上げ、これらの平面形がどの程度効果的に衝撃波の発生と発達を抑えているかを解析した。ただし、ここではブレード平面形の影響だけを考慮するために、全ての計算を全スパン位置で NACA0012 の翼断面形を有するブレードについて行った。

\* 平成7年5月11日受付 (received 11, May 1995)

\* 1 数理解析部 (Computational Sciences Division)

\* 2 飛行実験部 (Flight Research Division)

## 記号

$AR$	: アスペクト比
$C$	: ブレードのコード長
$C_p$	: 圧力係数
$n$	: タイムステップの番号
$M_n$	: 2次元翼素に平行な速度成分のマッハ数 $M_n(r/R, \psi) = M_\infty \sin \psi + M_T(r/R)$
$M_T$	: 回転速度の翼端マッハ数
$M_\infty$	: 前進飛行速度のマッハ数
$p$	: 静圧
$p_\infty$	: 一様流の静圧
$r$	: 回転中心からのスパン方向位置
$r_{peak}$	: ある方位角位置で $\Delta(-C_p)_{peak}$ の生ずるスパン方向位置
$r_{range}$	: ある方位角位置で $\Delta(-C_p)$ の存在するスパン方向の幅
$R$	: ブレード半径
$(r/R)_0$	: ブレード翼端の形状変更を始める無次元スパン位置
$t$	: 時間
$V_0$	: 前進速度
$x', y', z'$	: ブレード固定の回転座標系
$\Delta(-C_p)$	: 衝撃波前後の $-C_p$ の差
$\Delta(-C_p)_{peak}$	: ある方位角位置での $\Delta(-C_p)$ のピーク値
$\theta_C$	: コレクティブピッチ角
$\mu$	: 前進比
$\xi, \eta, \zeta$	: 計算空間での座標系
$\rho$	: 密度
$\rho_\infty$	: 一様流の密度
$\psi$	: 方位角 (ロータの回転中心を原点、機体のテール方向を $0^\circ$ として、ロータの回転方向に測られる)
$\Omega$	: ロータの回転角速度

## 1. 序論

従来ヘリコプタの経済的最高速度は  $240 \sim 260$  [km/h] であるといわれてきたが、鉄道などがますます高速化されている状況の中で、ヘリコプタが交通機関として生き残っていくためには、高速化の問題を避けて通るわけにはいかない。しかし、ヘリコプタが高速前進飛行する際、ロータの前進側 (方位角  $\psi$  が  $90^\circ$  の周辺) では衝撃波が、また後退側 (方位角  $\psi$  が  $270^\circ$  の周辺) ではストールが非定常的に生じて、抵抗の増大 (極端な場合には抵抗発散) や振動を生み出し、コントロールを困難にする。また、前進側の衝撃波は、高速衝撃騒音 (*High-Speed Impul-*

*sive Noise : HSI Noise*) の原因にもなる。

しかし、最近複合材技術の発展等によって、スパン方向に翼型の変化するブレードの使用、先進的な翼型の開発、あるいはブレード翼端の平面形の工夫など、この2つの問題を軽減する試みがなされている。中でも平面形の工夫は特に注目を集めているとともに、その効果も期待されているので、NASAやONERAを中心に精力的に研究が進められている。

過去において実験的に研究された主な平面形としては、以下のものが挙げられる。SpiveyとMorehouseによる後退角および3重後退角<sup>1)</sup>、Stroubによる後退角やテーパおよびテーパ付き後退角<sup>2)</sup>、BerryとMineckによる後縁S字形曲線および短い後縁S字形曲線<sup>3)</sup>、PhilippeとChattotによる放物状後退角<sup>4)</sup>、Binghamによる長いテーパ<sup>5)</sup>、SilvaniとVuilletによる前縁後退角<sup>6)</sup>、McVeighとMcHughによる短いテーパ<sup>7)</sup>、Shenoyによる双曲状後退角<sup>8)</sup>、RileyとMillerによる後退角<sup>9)</sup>、PerryによるBERP (*British Experimental Rotor Program*) 形状<sup>10)</sup> などである。上述の実験では、個々の形状に関してその特徴が把握されているが、いかなる形状変更が衝撃波にどのような影響を及ぼすかについての包括的な理解には至っていない。また、回転翼の実験は、固定翼のそれよりはるかに困難で莫大なコストがかかるため、実際問題として、実験から包括的な知見を得るのはかなり困難であると思われる。

従って、実験的研究の欠点を補うため、CFD (*Computational Fluid Dynamics*) による各種計算法が開発されてきたが、現在までのところ、その努力も専らコードの開発にとどまっておき、翼端平面形が衝撃波に及ぼす影響を詳細に解析するには至っていない。例えば、支配方程式として遷音速微小擾乱ポテンシャル方程式 (TSD) を用いた文献<sup>11) 12)</sup>、完全ポテンシャル方程式を用いた文献<sup>13) 14)</sup>、また強い衝撃波の生ずる現象を解明するのにこれらより適しているオイラー方程式を用いた文献<sup>15)</sup> などがあるが、いずれも2, 3の形状について計算したのみで、包括的知見を得るものではない。また、最近Navier-Stokes方程式を用いた文献<sup>16) 17)</sup> も見られるが、これらも計算された形状は限られ、さらに計算条件は、前進飛行でなくホバリングに限られている。

そこで、本研究においては、オイラー方程式を非定常的に解く解析法を用いて、翼端平面形が前進側で非定常的に生ずる衝撃波に及ぼす影響を、詳細かつ定量的、そして包括的に把握するため、数多くの形状を対象としてパラメトリック・スタディを行い、衝撃波の発生と発達を抑えるブレードのデザインを行うに当たっての指針を得ることを目的とした。

## 2. 計算法<sup>18)</sup>

以下に計算法の概略を述べる。支配方程式は、図1に示すブレード固定回転座標系  $(x', y', z')$  で記述された、3次元非定常オイラー方程式であり、任意の曲線座標系での計算を可能にするため、この方程式は図1に示す任意曲線座標系  $(\xi, \eta, \zeta)$  に変換されている。支配方程式を解く数値解法は、効率化された *Beam - Warming* 法を基礎とし、右辺に *Chakraverthy - Osher* の TVD スキーム<sup>19)</sup> を用いたものである。

前進飛行時の非定常現象を解明するためには、時間精度を上げる必要があるが、ここではニュートン法<sup>20)</sup> を用いて時間精度の向上をはかった。すなわち定常計算のスキームを

$$LHS (Q^{n+1} - Q^n) = -\Delta t RHS$$

と書けば、非定常計算のスキームは

$$LHS^m (Q^{m+1} - Q^m) = -\Delta t \{ (Q^m - Q^n) / \Delta t + RHS^m \}$$

と表されることになる。ここで  $m$  はニュートン法の反復回数を表す。具体的な計算法としては、まず方位角  $\psi = 90^\circ$  の位置で準定常解を求め、それを出発点として徐々にブレードを回転させ、解が周期的になった時点でそれを非定常計算の解とする。ちなみに、 $\psi$  と  $\psi + 360^\circ$  におけるコード方向の  $C_p$  分布を比較すると、 $\psi \geq 200^\circ$  でその分布は完全に一致するので、 $\psi = 200^\circ$  以降では周期解が得られていると判断できる。そこで本計算においては、例えば前進側  $\psi = 90^\circ$  の解として、 $\psi = 450^\circ$  における解を用いている。角方位角位置でのニュートン法の反復回数は4回程度で十分であり、計算ケースによって異なるが、方位角方向の分割数は約1000とした。

格子生成は、簡単のため代数的手法で行っている。格子は図1に示すように  $C-H$  型で、格子点数は  $\xi$  方向に105点 (翼面上は77点)、 $\eta$  方向に41点、 $\zeta$  方向に27点 (翼面上は19点) であり、格子は翼面上で直交化されている。また格子点数の決定に際しては、それを  $105 \times 41 \times 27$  以上にしても結果がほとんど変わらないことをあらかじめ確認した。格子の領域は、 $\eta$  方向の遠方境界が翼から約  $7C$ 、流出境界が後縁から約  $7C$ 、 $\zeta$  方向の外側境界が翼端から約  $4C$ 、内側境界が翼端から約  $5C$ 、最小格子幅は翼表面の  $\eta$  方向が  $0.01C$ 、翼端の  $\zeta$  正の方向に  $0.03C$ 、負の方向に  $0.3C$  とした。

全ての境界条件は、簡単のため陽的に与えた。遠方境界および外側境界では、決定すべき5つの量 (密度、速度の3成分、単位体積当りのエネルギー) をすべて一様流の値に固定した。内側境界は3次元性の強い翼端からかなり離れているので、ここではほぼ2次元性が成り立

っているとみて、内点からの0次外挿で諸量を求めた。流出境界においては、圧力のみ一様流の値に固定し、他は内点からの0次外挿で求めた。ブレード表面では、流れが翼面に沿うという条件を課し、密度は内点より1次外挿で求め、圧力は翼に垂直な方向の運動量保存式から得られる圧力方程式を解いて求めた。ウェイク・カットおよびブレード延長部の境界においては、諸量は上下点の平均で定めた。

本計算法で用いた基礎方程式や計算手法の詳細については、文献21)を参照されたい。

## 3. 解析法の検証 (実験値との比較)

遷音速ロータの翼端形状に関する実験は、1970年代から既に行われていたが、これらは数値計算の結果を検証するために行われた実験ではないので、コード方向の圧力分布などといった流れ場の詳細な情報については計測が行われておらず、数値計算の検証に供し得る実験は最近になって行われるようになってきた。しかし、ヘリコプタの場合、ブレードのアスペクト比が大きくコードが小さいため、実機のロータあるいはその縮小モデルで実験を行った場合、コード方向に圧力孔を十分あけることが困難な上、弾性変形もかなり大きくなってしまふ。そこで通常、数値計算の結果を検証するために行われる実験は、実機に比べてかなりアスペクト比が小さく (6~7程度)、弾性変形も起こしにくい材料で作ったモデルロータで行われている。ただし、回転するものの表面の圧力分布を計測するのは根本的に困難なので、使える実験データは数少なく、我が国ではヘリコプタ・ブレードの翼面上圧力分布の計測は行われていない。

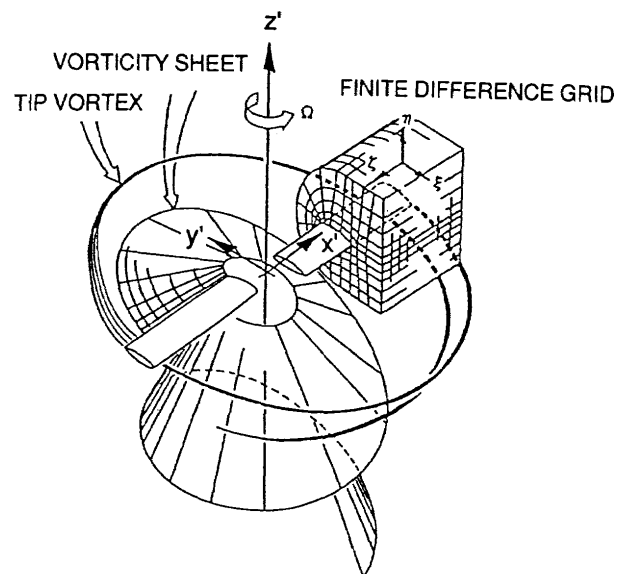


図1 座標系と計算格子

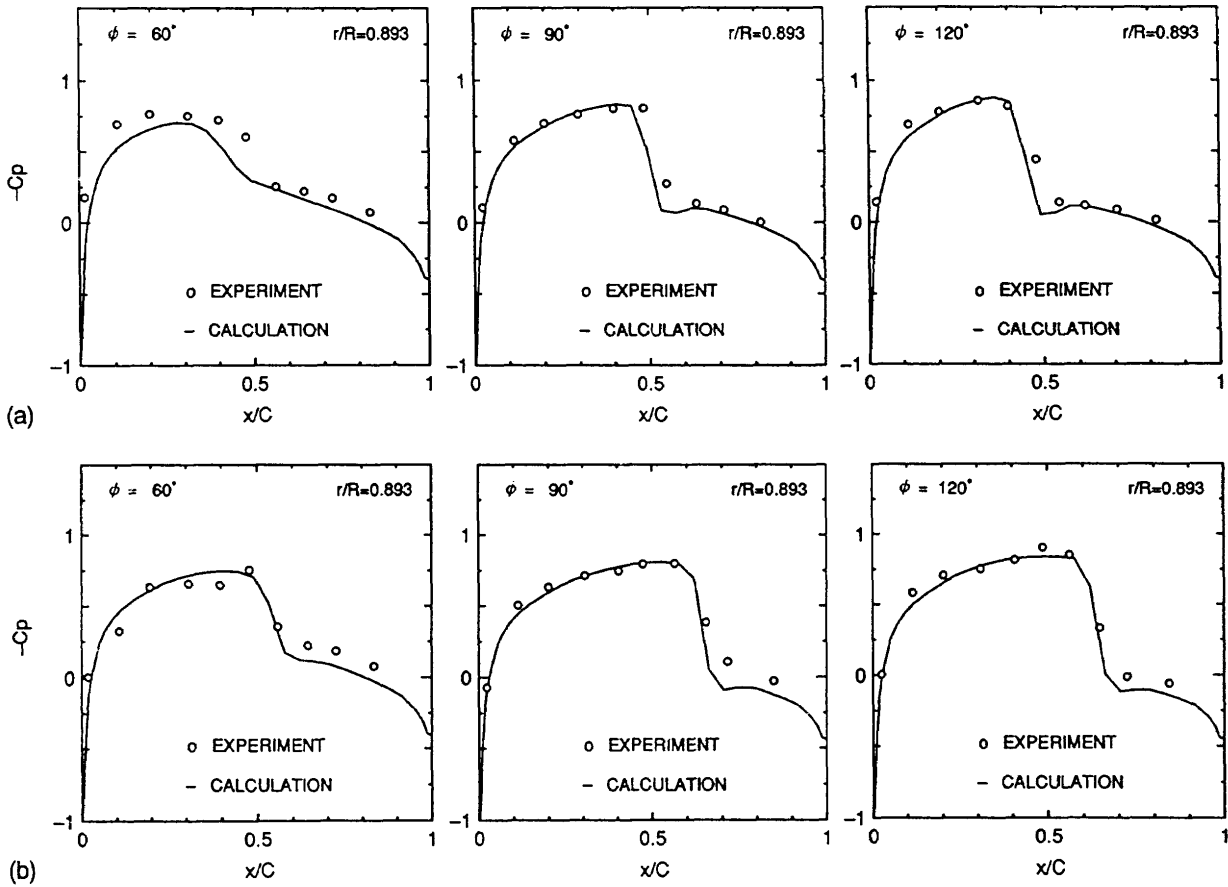


図2 無揚力前進飛行時のブレード翼面上圧力分布の比較； $AR = 7$ ,  $NACA0012$ ,  
ねじりなし：(a)  $M_T = 0.7$ ,  $\mu = 0.3$ ；(b)  $M_T = 0.8$ ,  $\mu = 0.2$

ここでは解析法の有効性を検証するため、NASAで行われたアスペクト比7、翼型  $NACA0012$ 、ねじり無しモデルロータに対する実験<sup>22)</sup>を比較対象として選んだ。実験条件は

$$(a) M_\infty = 0.21, M_T = 0.7, \mu = 0.3, \theta_c = 0^\circ$$

$$(b) M_\infty = 0.16, M_T = 0.8, \mu = 0.2, \theta_c = 0^\circ$$

である。(a) (b)とも、対称翼を断面とするねじりの無いブレードを迎角 $0^\circ$ で回転させているので、揚力の発生しない無揚力の条件である。図2 (a) (b)はそれぞれ、上の(a)と(b)の条件でブレード翼面上圧力分布の実験値と計算結果を比較した図である。ここで $C_p$ は

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{(1/2) \rho_\infty (V_0 \sin \psi + \Omega r)^2}$$

と定義されている。図より、計算結果は両ケースとも、どの方位角位置においても実験値との一致が良好である。また、流入速度の最大になる $\psi = 90^\circ$ を過ぎても衝撃波が減衰せず、 $\psi = 120^\circ$ においてもかなり強い衝撃波が残っているなどの非定常現象がとらえられており、本方法が

前進側で非定常的に生ずる衝撃波を解析するのに有効な手段であることが示された。

#### 4. 矩形ブレード上の衝撃波の挙動

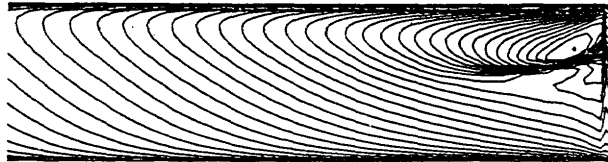
##### 4.1 スパン方向、方位角方向の変化

翼端形状が衝撃波の挙動に及ぼす影響を調べる前に、まずその基礎となる矩形ブレードの上に生ずる衝撃波の挙動について詳細に調べた。図3は、前節ケース(a)の条件で計算したブレード翼面上の等マッハ数線図である。図より、衝撃波の位置や強さが非定常的に変化していく様子が見て取れるが、これをより定量的に把握するために、図4で定義される $\Delta(-C_p)$ を導入する。従来から圧縮性の影響を調べる指標として、各スパン位置での局所マッハ数の最大値がよく用いられてきたが、この値は衝撃波の強さとの相関が必ずしもよくない。一方ここで導入した $\Delta(-C_p)$ は、衝撃波の強さと直接結び付いており、それを表す指標としては、より適切な値であると思われる。ただし、ここでは $C_p$ を

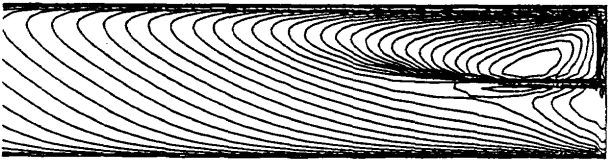
$$C_p = \frac{p - p_\infty}{(1/2) \rho_\infty (V_0 + \Omega R)^2}$$

と定義した。

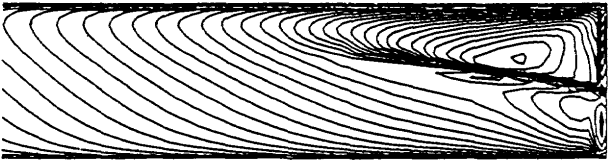
図5は、 $M_T = 0.7$ 、 $\mu = 0.3$ の条件で、 $\psi = 50^\circ \sim 150^\circ$ まで、スパン方向の $\Delta(-C_p)$ の様子を $10^\circ$ おきに表示したものである。ただし、煩雑さを避けるために図5(a)では $\psi = 50^\circ \sim 100^\circ$ までを、図5(b)では $\psi = 100^\circ \sim 150^\circ$ までを図示してある。図においてグラフの線が切れている部分は、そこにおいては図4で定義できるような急激な圧力回復が生じていないことを示している。図よ



$\psi = 60^\circ$



$\psi = 90^\circ$



$\psi = 120^\circ$

図3 ブレード翼面上の等マッハ数線図； $M_T = 0.7$ 、 $\mu = 0.3$

り、このケースでは $\psi = 50^\circ$  廻りから弱い衝撃波が生じ始め、ほぼ $\psi = 150^\circ$ で消滅していることがわかる。図5の結果をさらに詳細に検討するために、図6に示す $\Delta(-C_p)_{peak}$ 、 $r_{peak}$ 、 $r_{range}$ の3つの値を導入する。まず $\Delta(-C_p)_{peak}$ について述べると、 $\psi = 100^\circ$ 付近までは増加し、それ以降減少していく。次に $r_{peak}$ は、 $\psi = 50^\circ$ で $0.97R$ 付近にあったものが、方位角の増加とともに翼根側に移動し、 $\psi = 110^\circ$ 付近で最も翼根側に達し、その後再び翼端側に移動する。最後に $r_{range}$ であるが、 $\psi = 120^\circ$ 付近まで増加し、それ以降急激に減少していく。従って、どの値も極値 $\Delta(-C_p)_{peak}$ と $r_{range}$ の最大値、及び $r_{peak}$ の最小値は流入速度が最も大きくなる $\psi = 90^\circ$ を過ぎてから生じ、その極値を与える方位角位置に位相差がある。ただし、この計算があくまで無揚力時のものであることを、ここであらためて断わっておく。また、これ以降の計算結果もすべて無揚力時のものである。

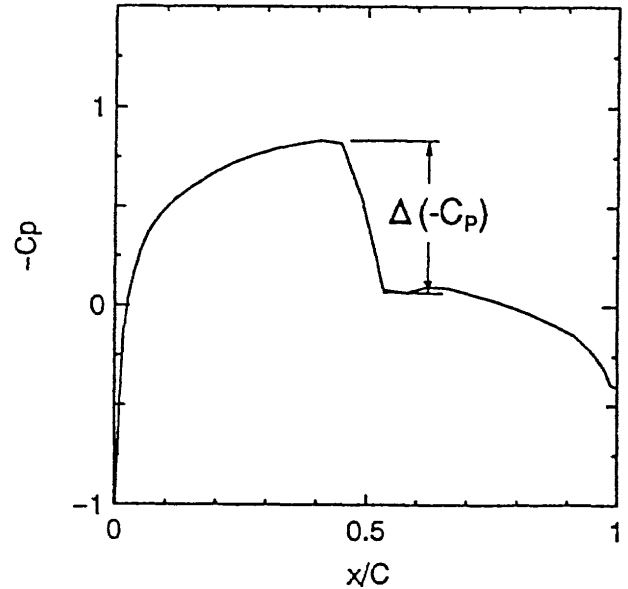


図4  $\Delta(-C_p)$ の定義

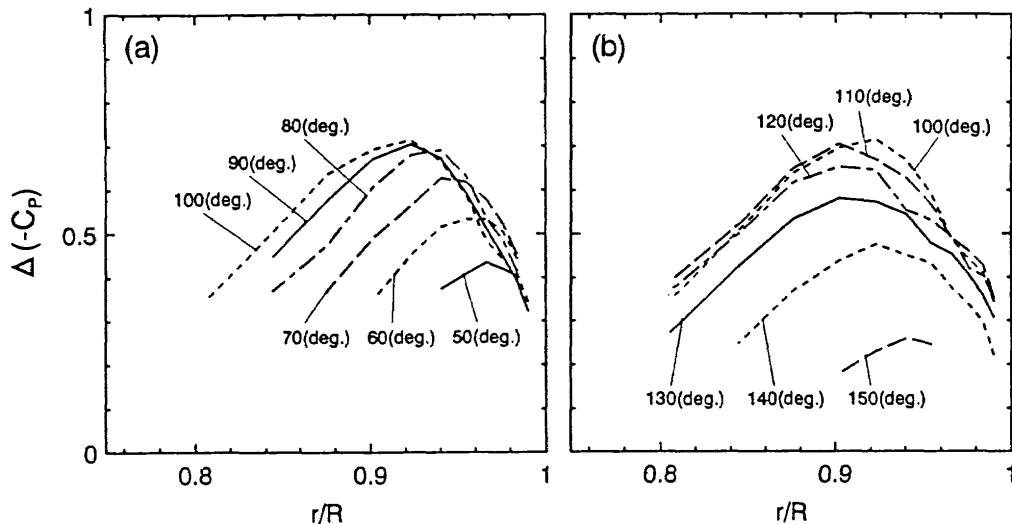


図5 矩形ブレードの $\Delta(-C_p)$ の変化：(a)  $\psi = 50^\circ \sim 100^\circ$ ；(b)  $\psi = 100^\circ \sim 150^\circ$



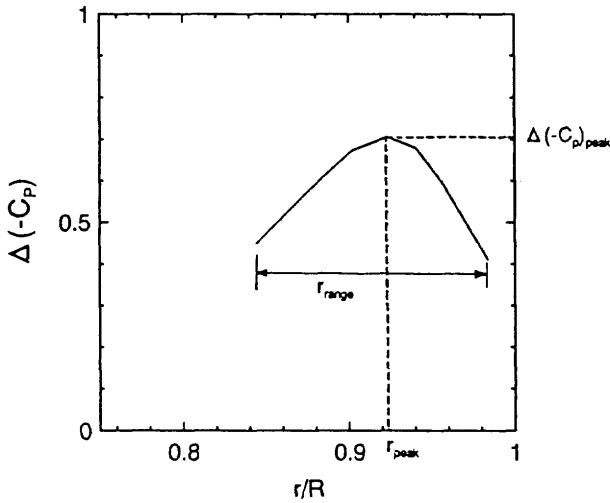


図6  $\Delta(-C_p)_{peak}$ ,  $r_{peak}$ ,  $r_{range}$  の定義

### 4.2 非定常性の影響

次に非定常性の度合いが  $\Delta(-C_p)$  に及ぼす影響を調べるために、以下の3ケースについて比較を行い、図7の結果を得た。

- (a)  $M_\infty = 0.31$ ,  $M_T = 0.6$ ,  $\mu = 0.52$ ,  $\theta_C = 0^\circ$
- (b)  $M_\infty = 0.21$ ,  $M_T = 0.7$ ,  $\mu = 0.3$ ,  $\theta_C = 0^\circ$
- (c)  $M_\infty = 0.11$ ,  $M_T = 0.8$ ,  $\mu = 0.14$ ,  $\theta_C = 0^\circ$

これらのケースはともに、前進側  $\psi = 90^\circ$  での翼端マッハ数 ( $M_\infty + M_T$ ) が 0.91 になるよう、機体の前進速度とブレード回転数を変化させたものである。ケース (a) は Westland 社の Lynx が世界最高速の記録を樹立した作動状態、即ち  $M_\infty = 0.326$ ,  $M_T = 0.651$ ,  $\mu = 0.5$  に近い状態であり、3ケースの中では最も非定常性の高いものである。図7においては、煩雑さを避けるために、方位角位置  $\psi = 60^\circ, 90^\circ, 120^\circ$  のみを図示した。3ケースの比較を行うと、(c) (b) (a) の順に方位角位置間の差が顕著になっている。これは  $M_n$  が、図8に示されるように、どのス

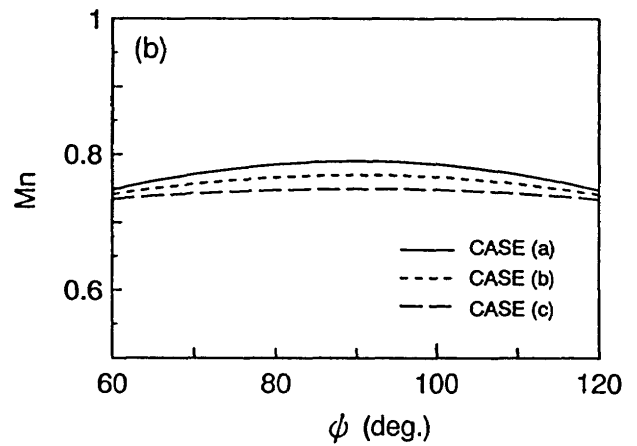
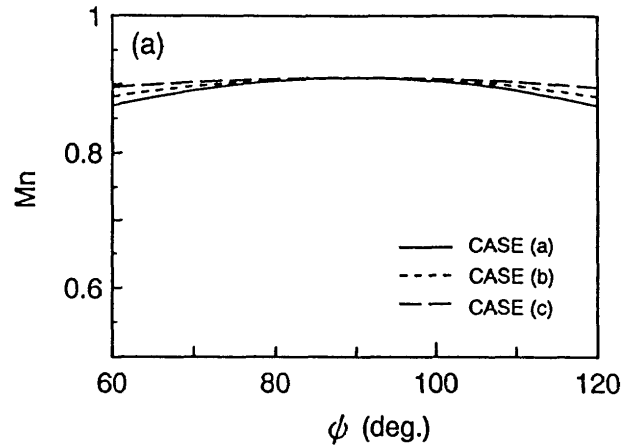


図8  $M_n$  の方位角方向の変化：  
(a)  $r/R = 1.0$  ; (b)  $r/R = 0.8$

パン位置においても、ケース (c) (b) (a) の順に非定常性を増している、即ち方位角位置による  $M_n$  の値の変化が増しているからである。また図9 (b) に示されるように、 $\psi = 60^\circ$  では翼端付近で (a) (b) (c) の順に  $M_n$  の値が大きくなっているため、この順に多少  $\Delta(-C_p)_{peak}$  も大きくなっている。しかし図9 (a) に示されるように、 $\psi = 90^\circ$  では全スパン位置で (c) (b) (a) の順に  $M_n$  の値が大き

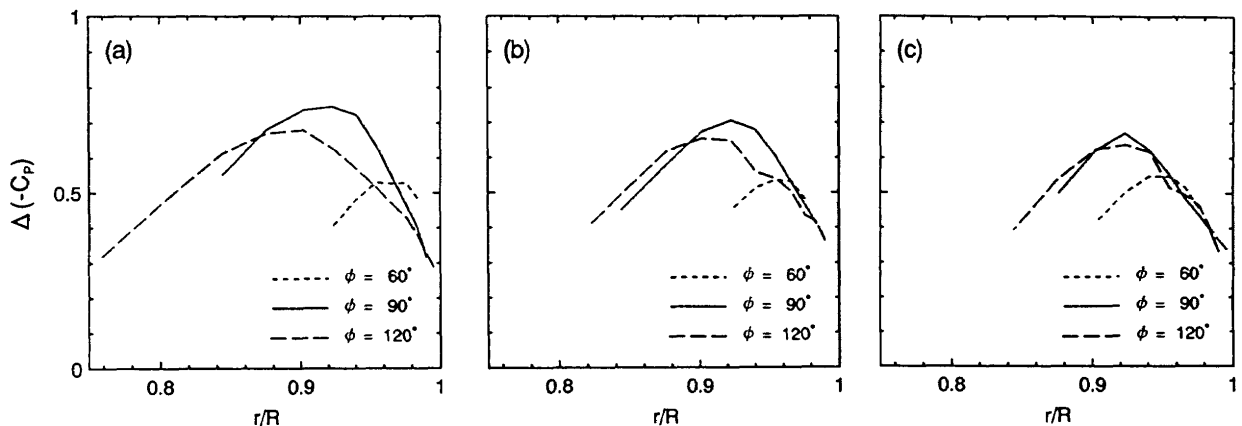


図7 非定常性の相違が  $\Delta(-C_p)$  に及ぼす影響： (a)  $M_T = 0.6$ ,  $\mu = 0.52$  ; (b)  $M_T = 0.7$ ,  $\mu = 0.3$  ; (c)  $M_T = 0.8$ ,  $\mu = 0.14$

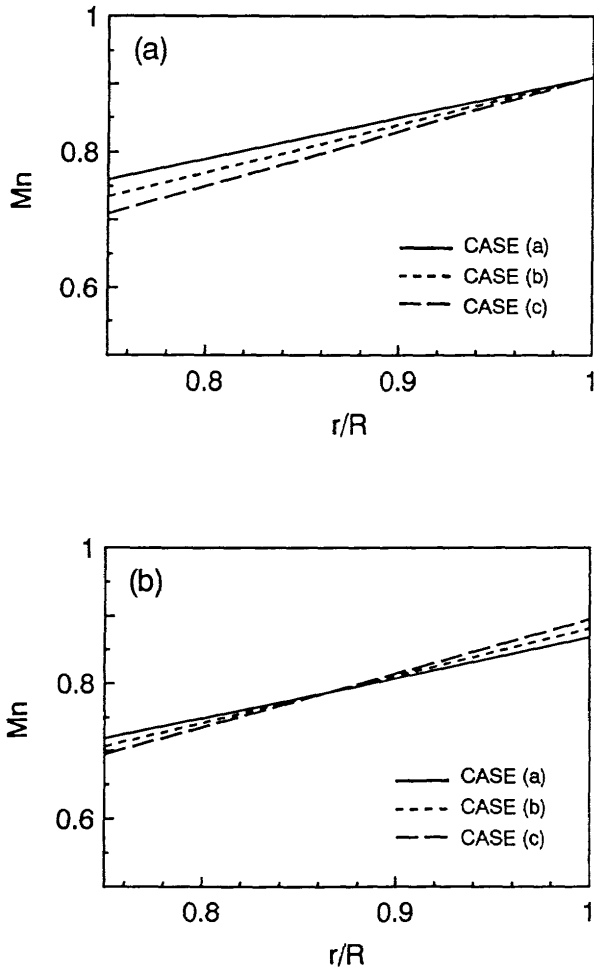


図9  $M_n$ のスパン方向の変化: (a)  $\psi = 90^\circ$ ; (b)  $\psi = 60^\circ, 120^\circ$

くなっているの、この順に $\Delta(-C_p)_{peak}$ も大きくなっており、また $r_{range}$ も大きくなっている。そして $\psi = 120^\circ$ では、 $M_n$ の様子が $\psi = 60^\circ$ と同じであるにもかかわらず、 $\psi = 90^\circ$ で生じた強い衝撃波の影響が残っているために、 $\Delta(-C_p)_{peak}$ は(c)(b)(a)の順に大きくなっており、また $r_{range}$ も大きくなっている。

以上より、前進側での衝撃波発生とその発達及び消滅は極めて非定常的な現象であり、この計算例では、 $M_n$ が増加する側( $\psi = 0^\circ \sim 90^\circ$ )で、ほぼ $M_n$ の大きさから $\Delta(-C_p)$ の様子が準定常的に説明できるのに対して、 $M_n$ が減少する側( $\psi = 90^\circ \sim 180^\circ$ )では、ヒステリシスの強い現象が生じ、準定常的には説明できないことがわかった。また、同じ前進側翼端マッハ数の条件でも、非定常性の度合いによって衝撃波の様子がかなり異なることもわかった。

### 5. 翼端形状が衝撃波に及ぼす影響

以下の計算はすべて、4.2節のケース(b)の条件で行った。

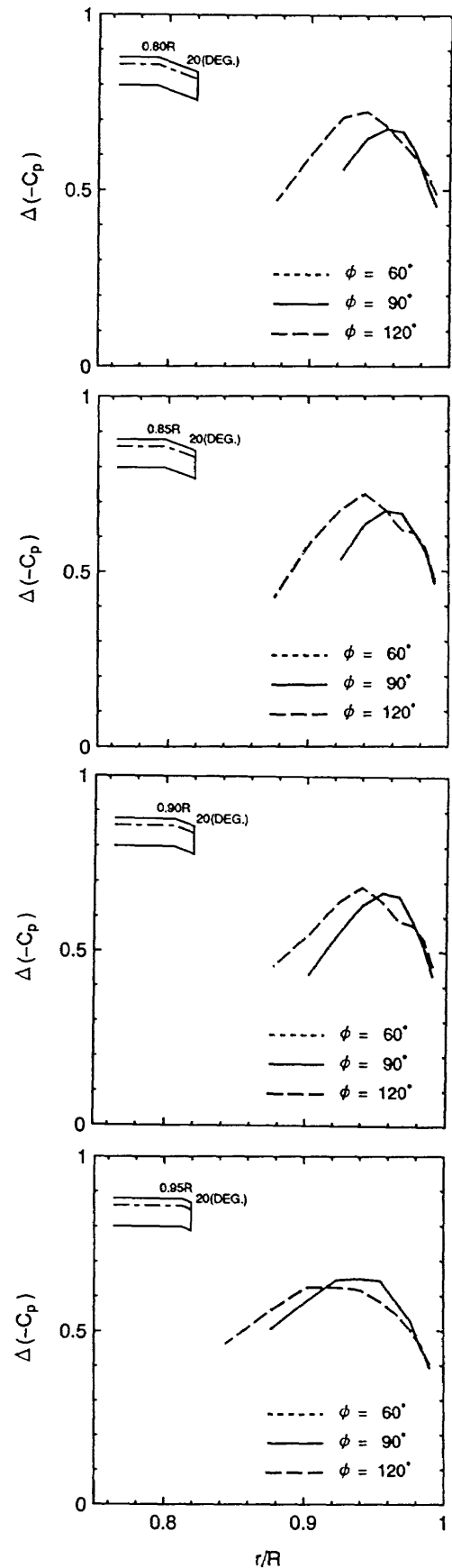


図10 翼端に後退角を付けたときの $\Delta(-C_p)$

#### 5.1 後退角の影響

図10は、後退角が $\Delta(-C_p)$ に及ぼす影響を調べたも

のである。ここで計算した形状は、図中に示すように後退角  $20^\circ$ 、後退角を付け始める位置  $(r/R)_0$  が 0.80, 0.85, 0.90, 0.95 の 4 つである。後退角を付けると、後退角のある部分の翼素は、一様流に対して幾何的に後退角の分だけ方位角が減少したことになり、衝撃波の発生消滅もその分だけ遅くなる。これはよく知られている後退角効果である。従って、図 10 の左端の図に示されているように、 $\psi = 60^\circ$  では衝撃波が発生せず、 $\Delta(-C_p)_{peak}$  は  $\psi = 120^\circ$  で  $\psi = 90^\circ$  よりかなり大きくなっていることがわかる。また、この図を図 7 (b) の矩形に対する結果と比較した場合、 $\Delta(-C_p)_{peak}$  は  $\psi = 90^\circ$  で矩形より小さくなっており、 $\psi = 120^\circ$  では矩形より大きくなっている。また  $r_{peak}$  は  $\psi = 90^\circ, 120^\circ$  とともに矩形より翼端側に移動しており、 $r_{range}$  は  $\psi = 90^\circ, 120^\circ$  とともに矩形より小さくなっている。衝撃波の発生するスパン位置については、図 11 の  $\psi = 90^\circ$  におけるブレード翼面上等マッハ数線図でも明かである。さらにこの図より、 $r_{peak}$  が後退角を付け始める位置  $(r/R)_0$  を避ける傾向を見せているのがわかる。そして、図 10 の下端以外の図を比較すると、 $(r/R)_0$  が大きい程（後退角を付け始める位置を翼端に近づけるほど）顕著であることがわかる。逆に言えば、後退角の影響が小さくなるので、多少  $\psi = 90^\circ$  で  $r_{range}$  が大きく、 $\psi = 120^\circ$  で  $\Delta(-C_p)_{peak}$  が小さくなっている。ただし、3 者に大きな差は見られない。しかし、下端の図では他と全く傾向が異なり、 $\psi = 120^\circ$  で  $\Delta(-C_p)_{peak}$  が減少しているものの、 $r_{range}$  が大きくなっている。この突然の傾向変化は、以下の理由によるものと思われる。即ち、 $0.95R$  という位置は、矩形において衝撃波のピークが現れるスパン位置（このケースでは  $0.92R$  付近）を越えており、結果として、 $(r/R)_0 = 0.95$  の形状では他と異なり、 $r_{peak}$  が後退角の付いていないスパン位置に現れるからである。

さらに後退角に関しては、その値を  $40^\circ$  にした形状についても計算を行い、図 12 の結果を得た。この図から衝撃波は  $\psi = 90^\circ$  でほぼ消え、 $\psi = 120^\circ$  でも最先端付近に多少残る程度であることがわかる。また、傾向の変わる  $(r/R)_0 = 0.95$  の形状では、 $r_{range}$  が大きくなるものの、 $\psi = 120^\circ$  で  $\Delta(-C_p)_{peak}$  は小さくなり、矩形と比べてときの形状変更量が小さいことを考えると、衝撃波の発生と発達を抑えるのにかなり有効な形状であることがわかる。

以上より後退角の影響をまとめると、後退角効果によって  $\psi = 90^\circ$  では矩形より衝撃波を弱めるものの、 $\psi = 120^\circ$  では逆に強めることがわかった。そして、ねじりモーメントも考慮した場合、矩形において衝撃波の強さのピークが現れるスパン位置（このケースでは  $0.92R$  付近）辺りから後退角を付けることが、衝撃波の発生と発達を抑えるのに最も有効であることがわかった。また、ブレ

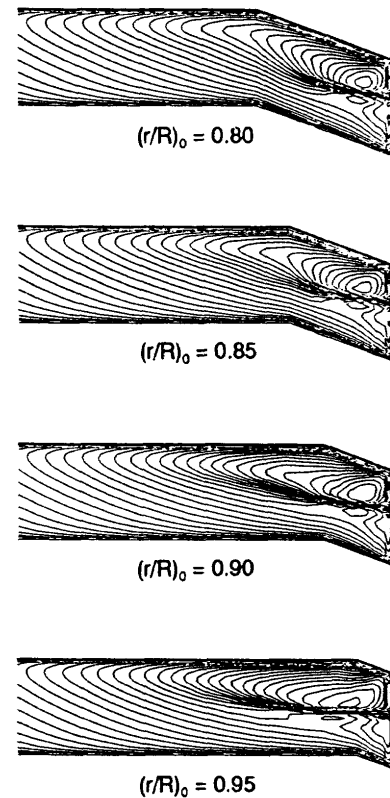


図 11 翼端に後退角を付けたときの等マッハ数線図：  $\psi = 90^\circ$

ード先端付近に大きな後退角を付けると、矩形と比べてときの変更量が小さいにもかかわらず、かなり有効に衝撃波を抑えられることも示された。

## 5.2 前進角の影響

図 13 は、前進角が  $\Delta(-C_p)$  に及ぼす影響を調べたものである。ここで計算した形状は、図中に示すように前進角  $20^\circ$ 、前進角を付け始める位置  $(r/R)_0$  が 0.80, 0.85, 0.90, 0.95 の 4 つである。前進角を付けると、前進角のある部分の翼素は、一様流に対して幾何的に前進角の分だけ方位角が増加したことになり、衝撃波の発生消滅もその分だけ早まる。従って、図 13 の上端の図を図 7 (b) と比較すると明かなように、 $\Delta(-C_p)_{peak}$  は  $\psi = 60^\circ$  で矩形より大きく、 $\psi = 120^\circ$  で矩形より小さくなっている。また  $r_{peak}$  についていえば、 $\psi = 60^\circ$  で矩形より翼根側に移動しており、 $\psi = 120^\circ$  では、矩形において  $\psi = 90^\circ$  より翼根側であるのに対して、 $\psi = 90^\circ$  より翼端側にずれている。さらに  $r_{range}$  については、 $\psi = 60^\circ$  で矩形より大きくなっており、 $\psi = 120^\circ$  では小さくなっている。衝撃波の発生するスパン位置については、図 14 の  $\psi = 90^\circ$  におけるブレード翼面上等マッハ数線図でも明かである。さらにこの図を見ると、 $r_{peak}$  が前進角を付け始める位置  $(r/R)_0$  に引き付けられる傾向を見せているのがわかる。これは、図 11 で衝撃波のピークが後退角を付け始める位置を避け

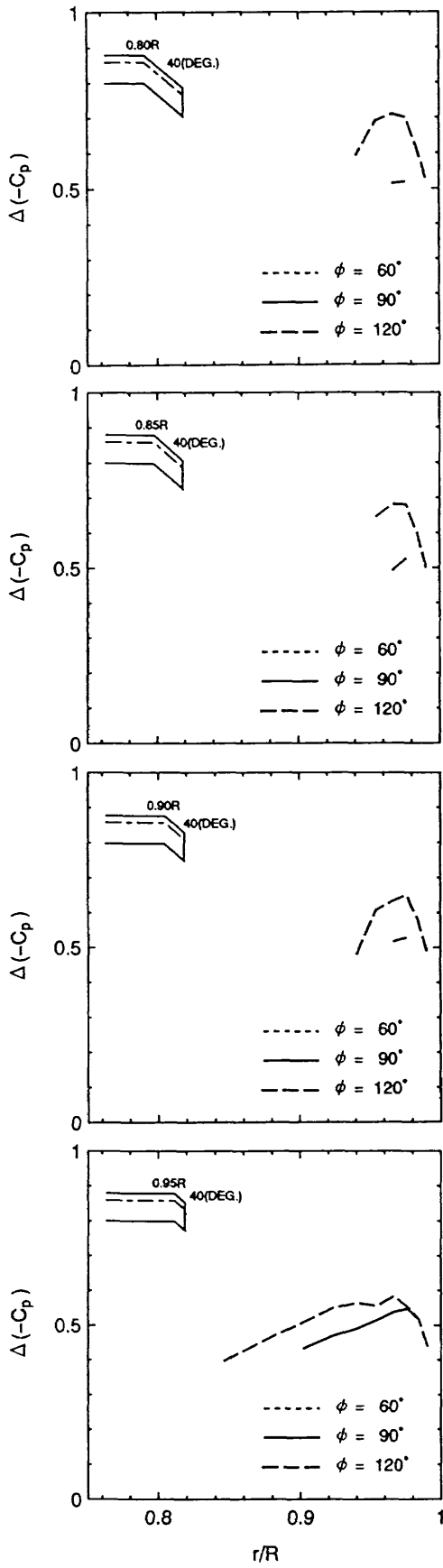


図12 翼端に大きな後退角を付けたときの $\Delta(-C_p)$

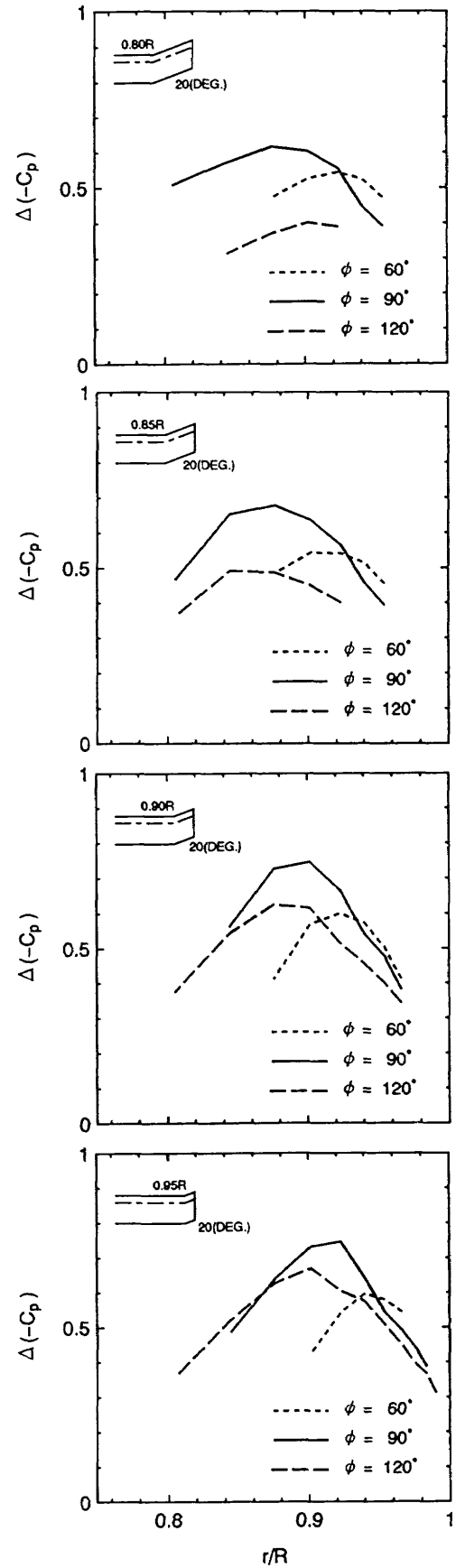


図13 翼端に前進角を付けたときの $\Delta(-C_p)$

ているの対称的である。そして図 13 より、前進角の影響は  $(r/R)_0$  が小さいほど（前進角を付け始める位置を翼端から遠ざけるほど）顕著であることがわかる。逆に言えば、 $(r/R)_0$  が大きくなると前進角の付いた翼素の領域が小さくなるので、矩形翼端の性質に近づく。

以上より前進角の影響をまとめると、後退角効果とは逆に、 $\psi = 60^\circ$  で矩形より衝撃波が強まり、 $\psi = 120^\circ$  では弱まることわかった。そして、前進角の影響を効果的に使うためには、付け始める位置をかなり翼端から離れた位置にする必要があり、ねじりモーメントの増加が予想されることから、構造的に考えて実用的であるとは言えない。

### 5.3 順テーパの影響

図 15 は、順テーパが  $\Delta(-C_p)$  に及ぼす影響を調べたものである。ここで計算した形状は、図中に示すようにテーパ比 0.7、テーパを付け始める位置  $(r/R)_0$  が 0.80, 0.85, 0.90, 0.95 の 4 つである。ただし、テーパを付けても 1 : 4 弦線が直線を保つような変更を行った。図 15 の上端の図を図 7 (b) と比較すると、順テーパによりブレード先端でコード長が減少していることから、5.5 節で述べる翼端での 3 次元効果のため、 $\Delta(-C_p)_{peak}$  はどの方位角位置でも増加している。また  $r_{range}$  に目立った変化はないが、 $r_{peak}$  はわずかに翼端側にずれており、これは図 16 の  $\psi = 90^\circ$  におけるブレード上等マッハ数線図からもわかる。そして図 15 より、 $(r/R)_0$  が小さいほど（矩形よりコード長の短い領域が大きいほど）、どの方位角位置でも  $\Delta(-C_p)_{peak}$  は大きくなっている。

以上より順テーパの影響をまとめると、順テーパを付けることによって、翼端の 3 次元効果で衝撃波が強まってしまうことがわかった。従って、順テーパを付けることは、衝撃波の発生と発達を抑えるのに有効とは言えない。

### 5.4 逆テーパの影響

図 17 は、逆テーパが  $\Delta(-C_p)$  に及ぼす影響を調べたものであり、図 18 は  $\psi = 90^\circ$  におけるブレード上等マッハ数線図である。ここで計算した形状は、図中に示すようにテーパ比 1.3、テーパを付け始める位置  $(r/R)_0$  が 0.80, 0.85, 0.90, 0.95 の 4 つである。図 17 の上端の図を図 7 (b) と比較すると、逆テーパによってブレード先端でコード長が増加していることから、5.5 節で述べる翼端での 3 次元効果のため、 $\Delta(-C_p)_{peak}$  はどの方位角位置でも減少している。しかし、前進角や後退角で見られた  $r_{peak}$  や  $r_{range}$  の変化は現れていない。また図 17 より、 $(r/R)_0$  が大きいほど（矩形よりコード長の長い領域が小さいほど）、どの方位角位置でも多少  $\Delta(-C_p)_{peak}$  が増加してい

ることがわかる。

以上より逆テーパの影響をまとめると、逆テーパを付けることによって、翼端の 3 次元効果で衝撃波は弱まることわかった。ただし、この効果が十分発揮されるためには、かなりの面積増加が予想される。

## 5.5 翼端の 3 次元効果

まず、翼端の 3 次元効果の理解を容易にするため、ブレードを回転させないで一樣流中に置いた状態での計算を行った。図 19 は、アスペクト比 10 と 20 の矩形ブレードを、マッハ数 0.9 の一樣流中に置いた場合のブレード翼面上等マッハ数線図である。翼断面はともに NACA0012 である。図より、アスペクト比 20 のブレードの方が、翼端に近い所まで衝撃波を発生させていることがわかる。この 2 つのブレードのコード方向圧力分布は、同じスパン位置で比較しても一致しないが、翼端から翼根向きに 4 コード、2 コード、0.5 コードの各スパン位置で比較すると、図 20 のように、その圧力分布は一致する。従って、回転しないブレード（固定翼機の翼と見ることも可能）の翼面上圧力分布は、翼厚が 0 になる翼端から何コード分離れているかで決ってくることになる。これが翼端の 3 次元効果である。

一方ブレードを回転させた場合、ブレード翼素に対する流入速度は半径に比例して大きくなり、また翼端付近では 3 次元効果が起こるため、両者のせめぎあいの結果、あるスパン位置での衝撃波の強さが決まることになる。図 21 は、アスペクト比が前進飛行時のブレード上圧力分布に及ぼす影響を示すものである。アスペクト比は、ロータ半径を固定して、ブレード・コードを増減することによって変えた。図より、翼端に近い  $r/R = 0.95$  のスパン位置においては、アスペクト比の違いが圧力分布に大きな変化を及ぼし、とくに衝撃波は、アスペクト比が大きくなることによって、相対的に下流側にずれて強まることわかれる。従って、翼端付近でコード長を大きくすることが、衝撃波を弱めるのに有効な手段であると言える。また、以上のことから、順テーパ及び逆テーパが衝撃波の挙動に及ぼす影響も理解できる。

## 6. ブレード平面形デザインの指針

### 6.1 新たに工夫された形状

まず図 7 (b) から、 $M_T = 0.7$ 、 $\mu = 0.3$  のケースでは、 $0.92R$  辺りで強い衝撃波が発生していることがわかるので、5.5 節の考察をもとに、このスパン位置周辺で、 $\Delta(-C_p)$  のグラフに比例するように山型にコード長を増加させれば、衝撃波を弱めることができるのではないかと考える。そこで、図 22 のように前縁に突起を付けた形状

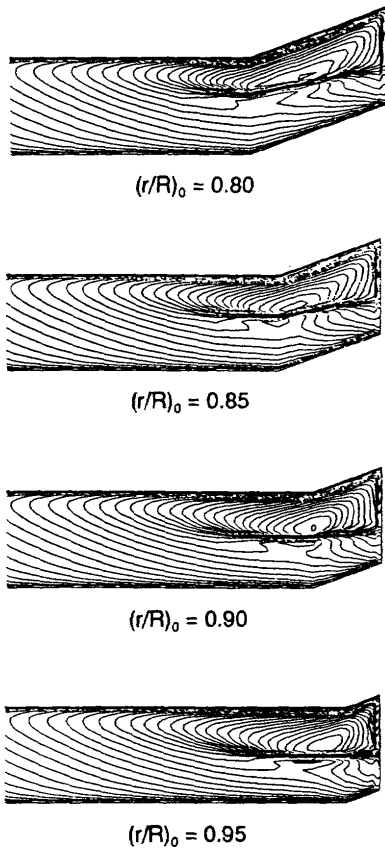


図14 翼端に前進角を付けたときの等マッハ数線図:  $\psi = 90^\circ$

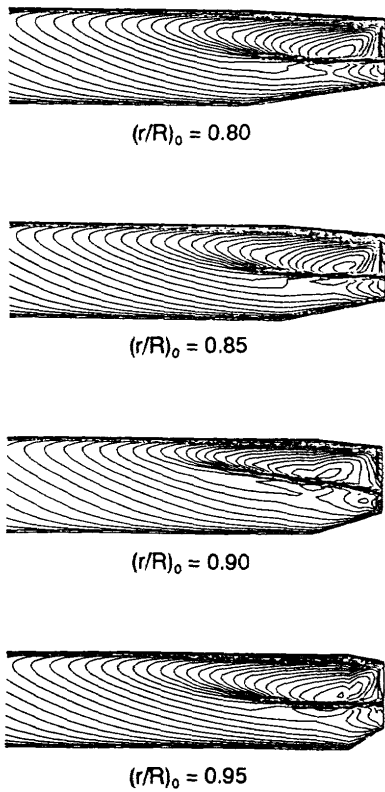


図16 翼端にテーバを付けたときの等マッハ数線図:  $\psi = 90^\circ$

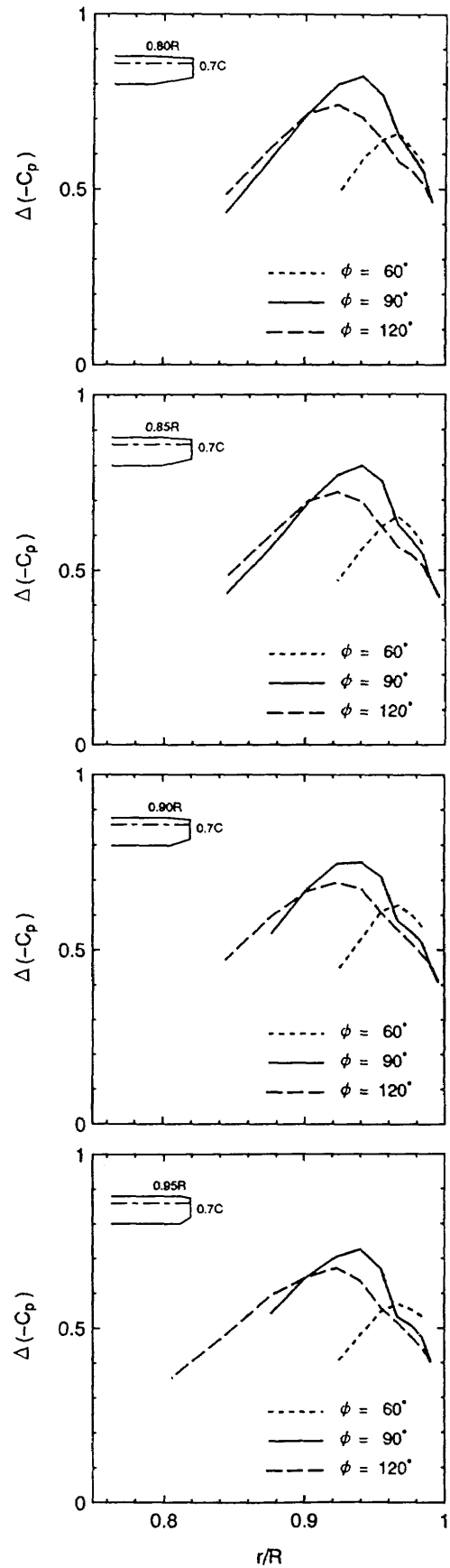
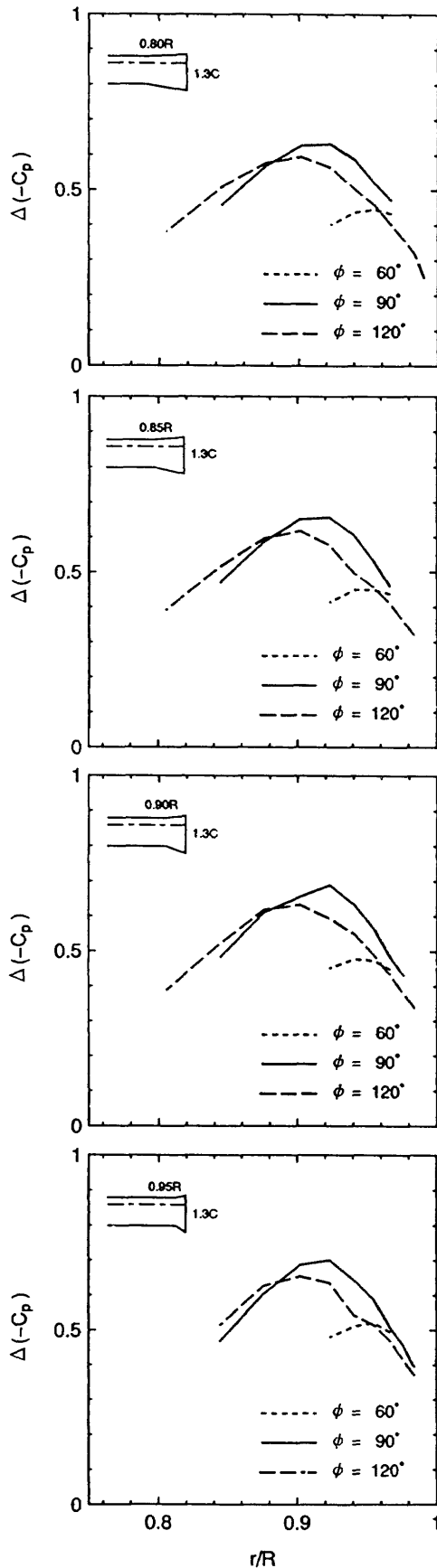
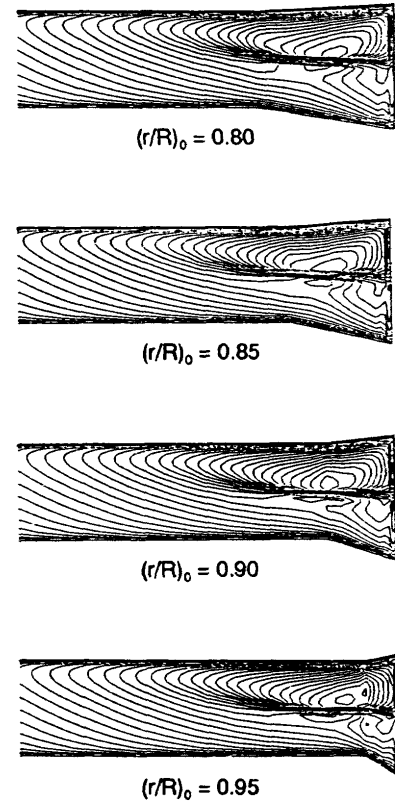


図15 翼端にテーバを付けたときの $\Delta(-C_p)$

図17 翼端に逆テーパを付けたときの $\Delta(-C_p)$ 図18 翼端に逆テーパを付けたときの等マッハ数線図： $\psi = 90^\circ$ 

を考え、 $M_T = 0.7$ 、 $\mu = 0.3$ の条件で計算を行った。図22は、ブレード翼面上の等マッハ数線図で、図23は、 $\Delta(-C_p)$ の変化である。図23と図7(b)を比較すれば、この形状が衝撃波を弱めるのに有効であることがよくわかる。

しかし図22より、翼端に近いスパン位置では、まだかなり強い衝撃波が残っているので、これを抑えるために、5.1節で得た知見、即ち「ブレード先端付近に大きな後退角を付けると衝撃波を弱めることができる」を用いて、図24のような、前縁突起と後退角を持つ形状を考え、上と同様の条件で計算を行った。図24は、ブレード翼面上の等マッハ数線図で、図25は、 $\Delta(-C_p)$ の変化である。図25と図23を比較すれば、この形状はとくに $\psi = 90^\circ$ で衝撃波をかなり弱めていることがわかる。

しかし、衝撃波の発生を完全に抑えるには到っていない。そこでさらに大きな後退角を付けたいところであるが、後縁に不自然な突起が生じてしまうので、これを避けるため、前縁のみに大きな後退角を付けた図26のような形状を考え、上と同様の条件で計算を行った。図26は、ブレード翼面上の等マッハ数線図である。図より、この形状においては、完全に衝撃波の発生が抑えられているので、 $\Delta(-C_p)$ の図は描けない。従って、この形状は極めて簡単かつ少ない形状変更量にもかかわらず、衝撃波を抑える効果に優れていると言える。

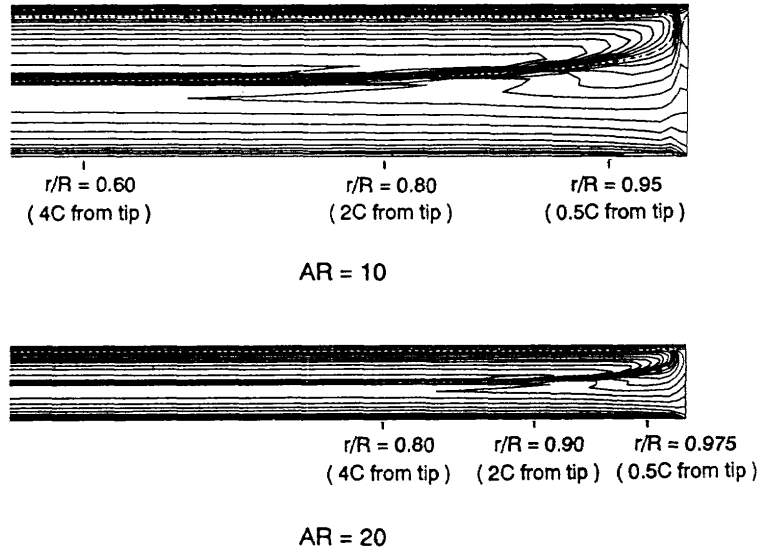


図19 アスペクト比が非回転時のブレード上等マッハ数線図に及ぼす影響

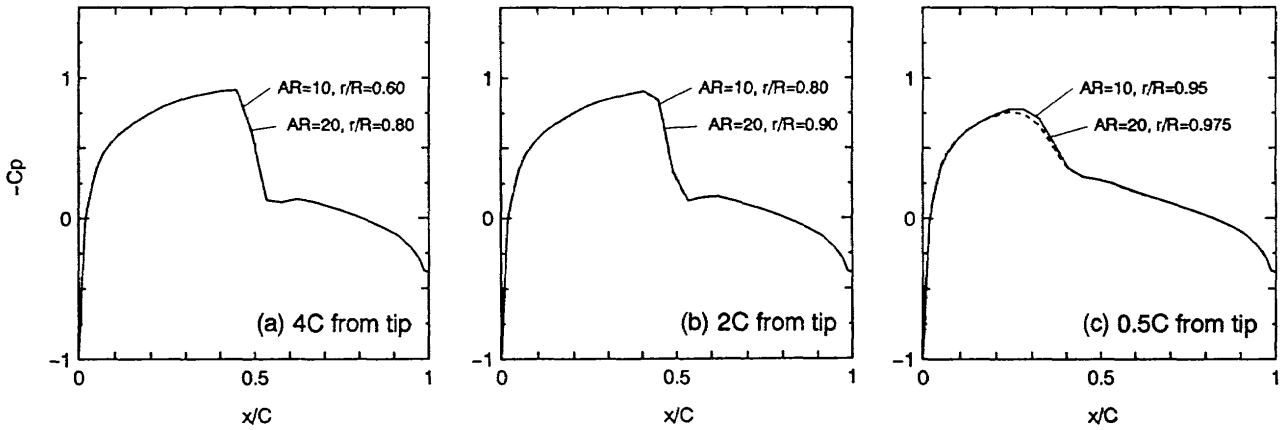


図20 アスペクト比が非回転時のブレード上圧力分布に及ぼす影響

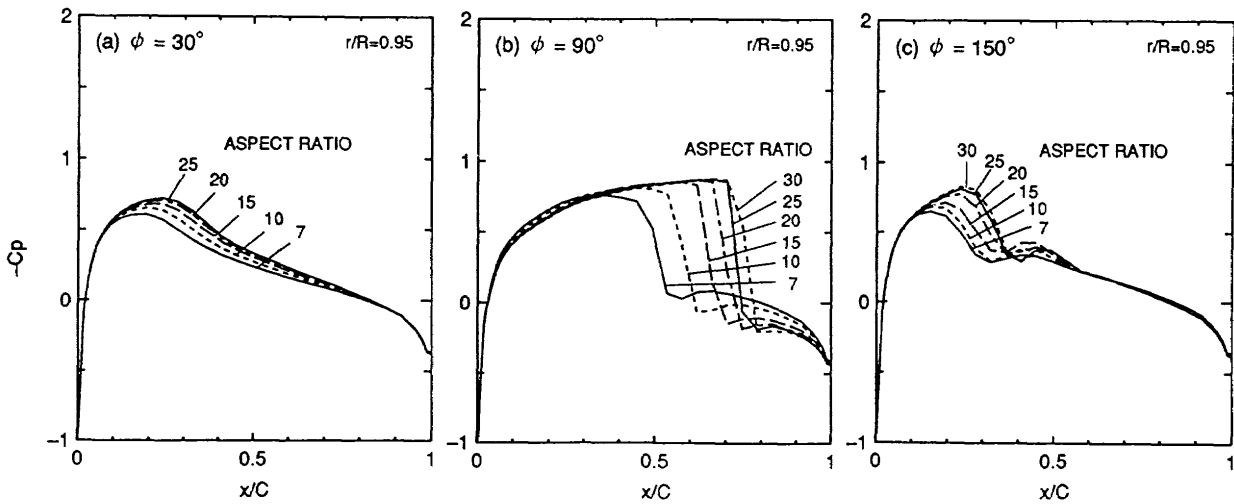


図21 アスペクト比が回転時のブレード上圧力分布に及ぼす影響



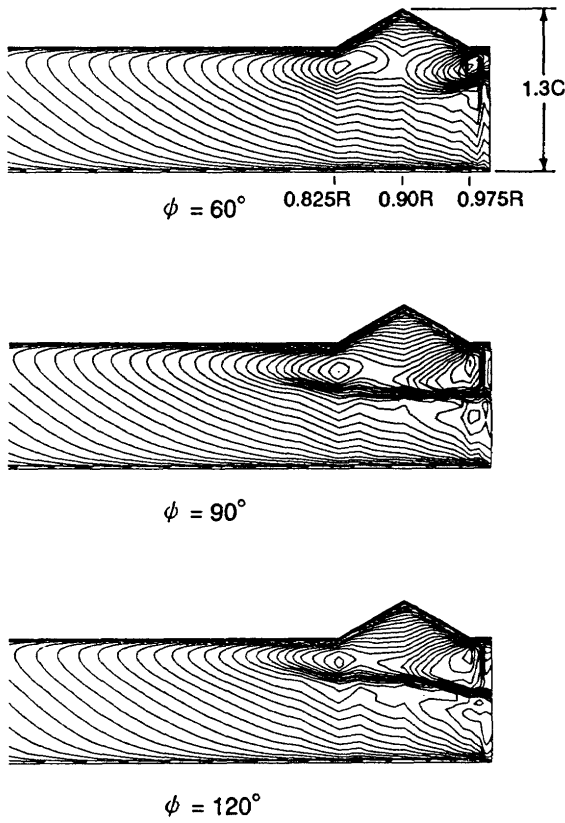


図 22 翼端に前縁突起を付けたときのブレード翼面上等マッハ数線図

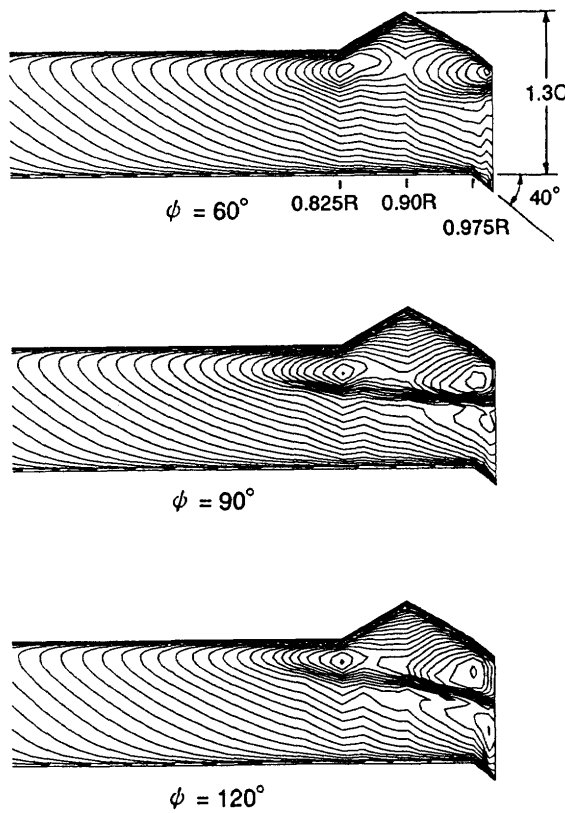


図 24 翼端に前縁突起と後退角を付けたときのブレード翼面上等マッハ数線図

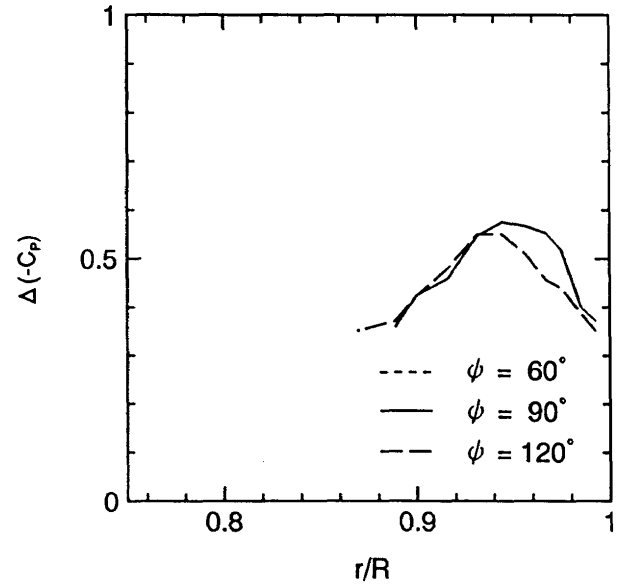


図 23 翼端に前縁突起を付けたときの  $\Delta(-C_p)$

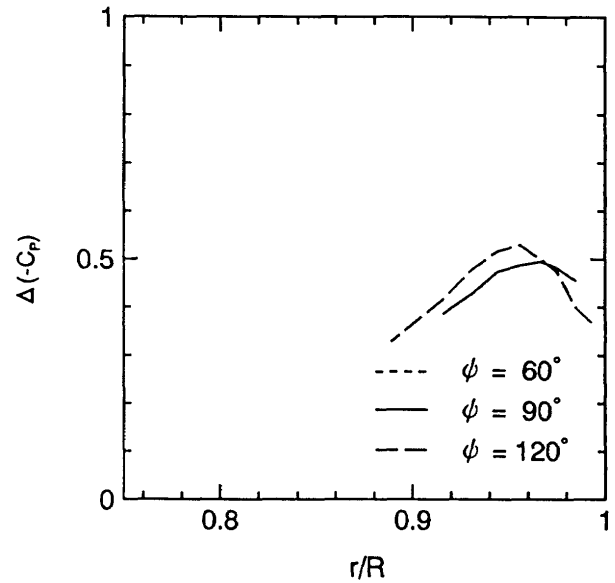


図 25 翼端に前縁突起と後退角を付けたときの  $\Delta(-C_p)$

また、前縁突起によって生ずると予想されるねじりモーメントの増加を打ち消すために、図 27 のように、さらに後縁に小さな後退角を持たせる工夫も考えられる。この後縁後退角は、翼端でのコード長を増加させるので、衝撃波を弱める効果をさらに強めることができる。

衝撃波の発生を抑えることが、必ずしも直接的にヘリコプタの性能を向上させることにつながるとは言えないが、これを抑えることで、抵抗発散や高速衝撃騒音が抑えられるので、ヘリコプタの高速飛行が可能になる。従って、上述の工夫は、高速ヘリコプタのブレード平面形デザインに新たな指針を与えることになる。

### 6.2 BERP 翼端の平面形について

以上のような結果をもとに、先進的平面形の一つであ

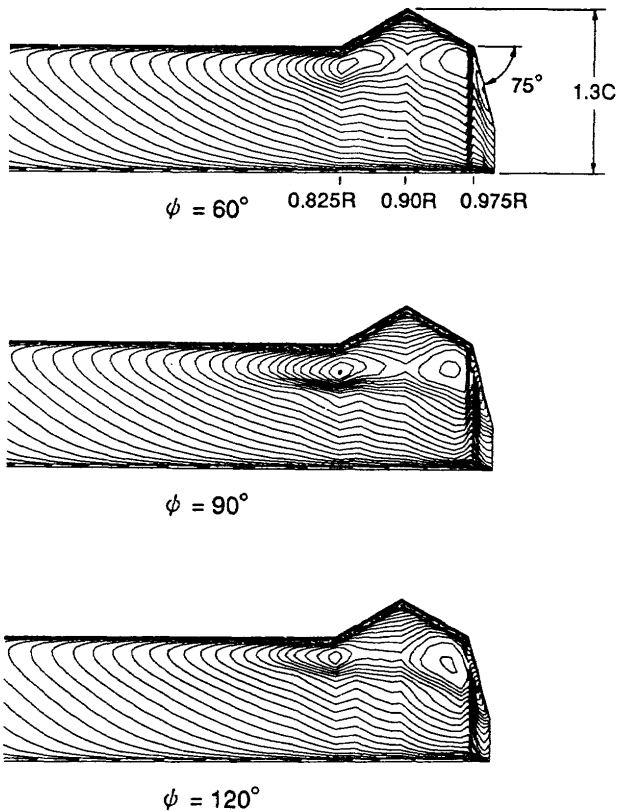


図26 翼端に前縁突起と大きな前縁後退角を付けたときのブレード翼面上等マッハ数線図

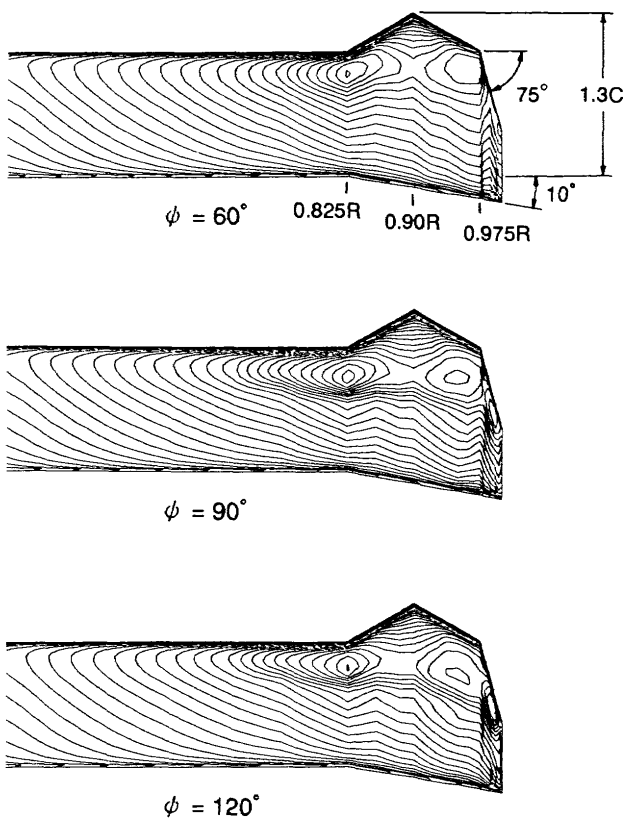


図27 翼端に前縁突起、大きな前縁後退角、後縁後退角を付けたときのブレード翼面上等マッハ数線図

る *BERP* 形状を見直してみる。まず *BERP* 翼端について多少解説を加える。1986年8月11日、Westland社のArmy Lynx (*G-LYNX*) は、400.87 km/h の速度で旧ソ連の *A-10 (Mil Mi-24)* が持っていた世界記録を塗り変えた。このときの前進側翼端マッハ数は0.977、前進比は0.5であった。この速度を達成するために、胴体に数多くの細かい改良がなされたが、基本的な胴体形状は伝統的なもので、高速化のキーポイントとなったのは、やはりメインロータの改良であった。WestlandとUK Ministry of Defenceの共同研究であるBritish Experimental Rotor Program (*BERP*) で開発されたこのロータは、65%から85%の間に12%厚でキャンパーをもつRAE9645を、85%から外側にはキャンパーを持つ薄翼のRAE9634を用いている。RAE9645はピッチングモーメントを小さく抑えたまま高揚力状態でよい  $L/D$  特性を示し、かつ高マッハ数でもなかなかよい  $L/D$  特性を示す翼型である。またRAE9634は騒音に難があるものの、高マッハ数で非常によい  $L/D$  特性を示す翼型である。このような先進的翼型の使用が速度記録樹立の重要な要素であるのはもちろんだが、*BERP* 翼端の最も注目すべき斬新さはその翼端平面形にある。この平面形の空気力学的特徴は、以下のようなものである。まず、大きな後退角によって前進側での衝撃波を遅らせ、また翼端面積の増加によって後退側での迎角を下げてストールを抑えた上、推力も上げている。さらに前縁のノッチで、内側から外側に進行する剥離を抑え、ブレード先端の極度に大きな後退角は、高迎角でストールを遅らせる安定な渦を作っている。このように *BERP* 形状のコンセプトは、主に後退側に焦点を当てて考案されたものであるが、世界記録を出したときの前進側翼端マッハ数が0.977に達し、この状態で耐えて飛行できたことを考えれば、当然前進側での衝撃波の発生と発達をかなり抑えていることが予想される。

*BERP* の翼端形状は公表されていないので、ここでは川崎重工業が実験に用いた、図28のような *BERP* に近い形

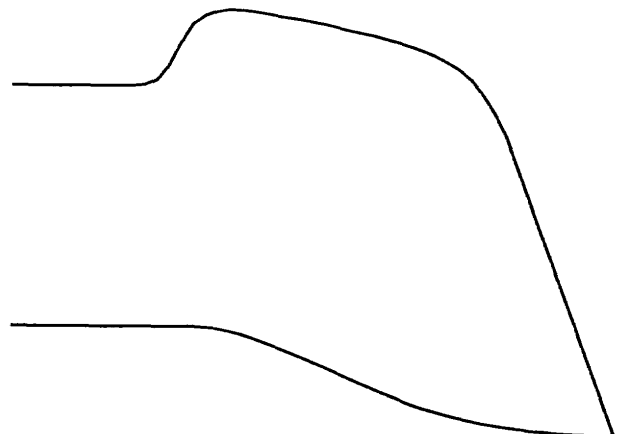


図28 *BERP* 状翼端の平面形

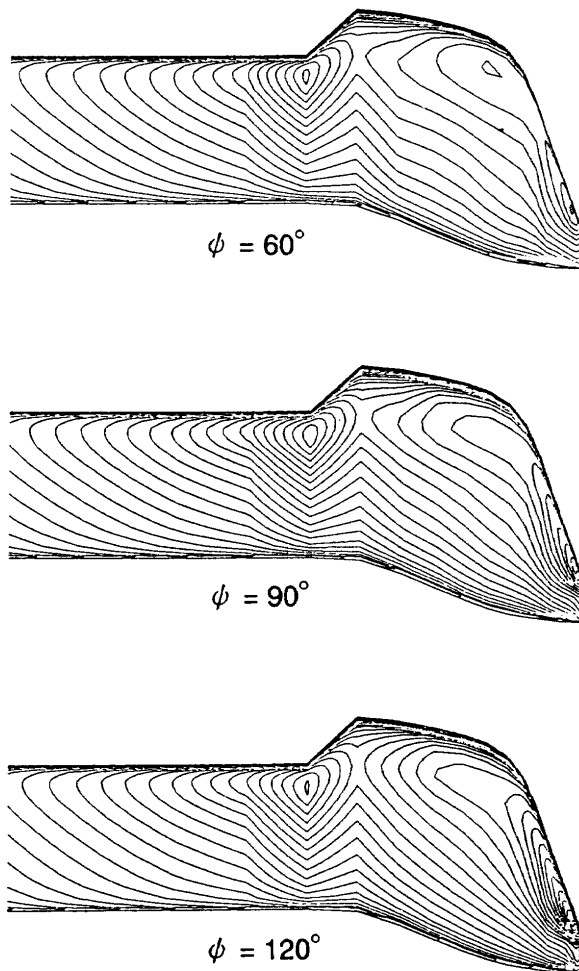


図 29 BERP 状翼端のブレード翼面上等マッハ数線図

状<sup>23</sup>について計算を行った。図 29 は、 $M_7 = 0.7$ 、 $\mu = 0.3$ でのブレード翼面上等マッハ数線図である。ただし、ここで計算対象としているブレードは、平面形の影響だけを調べるために、全スパン位置にわたって断面翼型を *NACA0012* にしているの、実際の *BERP* とはかなり異なっており、以下ではこれを *BERP* 状翼端と呼ぶ。矩形翼端では、方位角  $\psi = 60^\circ \sim 120^\circ$  の範囲において衝撃波が観察されたが、この形状では、どの方位角位置でも衝撃波が発生していない。従って、この形状に関しては、 $\Delta(-C_p)$  のグラフを描くことはできない。先にも述べたように、従来 *BERP* ブレードは、斬新な平面形で主に後退側の失速を抑え、先進的な薄翼を翼端に使用することで、前進側での衝撃波の発生を抑えたと考えられてきたが、ここでこの計算はどのスパン位置にも *NACA0012* を用いているので、平面形の工夫のみで衝撃波の発生をここまで抑えられることが明らかになった。そして、*BERP* ブレードの平面形は、従来考えられてきたように主に後退側で効果があるだけでなく、前進側でも極めて有効な形状であることがわかった。

この理由について、6.1 節で得られた知見をもとに多少

考察を加えると、内側から外側に進行する剥離を抑えるために考案された前縁のノッチは、結果的に前縁に突起を作り出しているの、衝撃波を弱める上、この突起を後縁の小さな後退角が、コード長を小さくすることなしに前縁に十分な後退角を付ける余地を確保している。そして、とくにブレード先端付近では、コード長が小さくなることによって本来なら衝撃波が生ずるはずであるが、もとは高迎角でストールを遅らせる安定な渦を作る目的のために考案された極端に大きな後退角が、これを抑える働きをしていると理解できる。

このように後退側での失速特性の向上を目的に考案された *BERP* と、前進側での衝撃波特性の向上を目的に考案された本研究での新形状が結果的に似通った形状になったことは興味深いところであり、また前進側でも後退側でもともに良い特性を持つブレードを設計するという観点からすれば、非常に都合の良い結果であると言える。ここで、*BERP* が空力研究者の職人芸的エンジニアリングセンスから決まったものであって、例えば付け始めの位置や突起のコード長に対する割合、あるいは後退角の値などに対する明確な指針が示されていないのに対して、本研究での新形状は数値解析の手法で得られたので、諸量に対する明確な指針が得られ易く、また *BERP* に比べて形状も非常に簡単であるため、実機に適用する際の利点がある。今後は、後退側での失速特性の良い平面形を数値解析から求めることが期待される。

### 6.3 PF2 翼端の平面形について

一方、図 30 に示す *PF2*<sup>41</sup> のアイデアは、1970 年 *ONERA* で行われた実験にその端を発している。この実験は、先端前縁が放物線状の後退角を持つアスペクト比 6 のブレードを風洞壁に取り付けて、非回転の状態での翼端形状の空力的性質を調べたもので、その結果、前縁の放物線状後退角は翼端でかなり圧力のピークを迎えられることがわかった。そこで、*PF2* には *0.95R* より翼端側に放物線状の前縁後退角が用いられている。図 31 は、全スパン位置にわたって断面翼型を *NACA0012* とする *PF2* 状翼端のブレード翼面上等マッハ数線図である。図に示されるように、*PF2* 状翼端は *BERP* 状翼端ほどではないが、かなり衝撃波の発生を抑えており、その様子は図 32 から定量的に把握できる。

この理由について、5.1 節で得られた知見をもとに多少考察を加えると、*PF2* では、*BERP* のように前縁の突起はないが、後退角の付け始め位置を、矩形において衝撃波のピークが現れるスパン位置に配置することで、衝撃波の発生を抑えている。そしてこれをさらに効果的にするために、前縁には 2 段階の後退角が使用されており、先端側の後退角はブレード先端でできるだけ大きな後退角

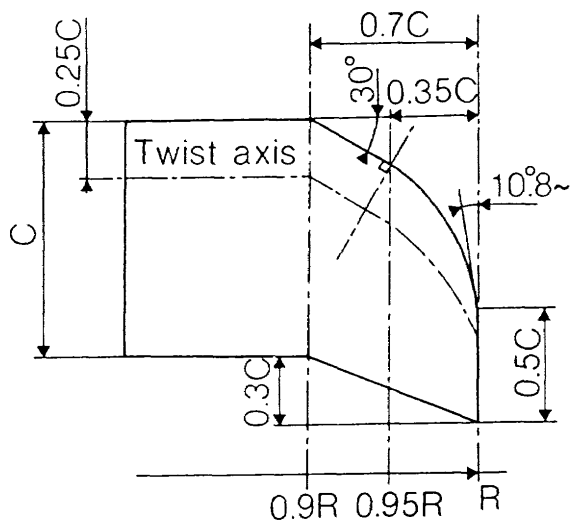


図30 PF2状翼端の平面形 [文献4)]

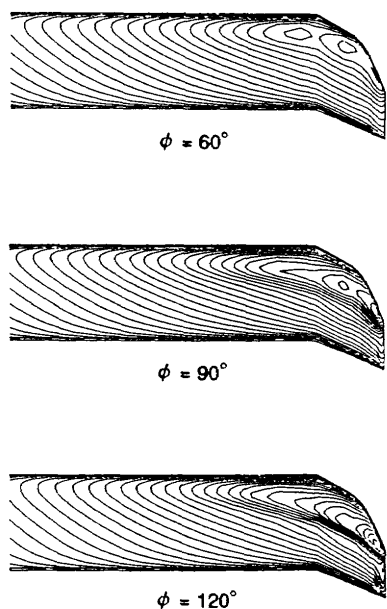


図31 PF2状翼端のブレード翼面上等マッハ数線図

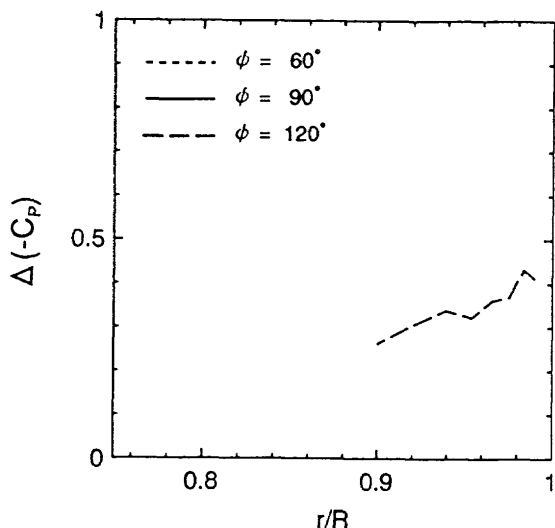


図32 PF2状翼端の $\Delta(-C_p)$

が取れるよう放物線状になっている。さらにこれら前縁後退角によってコード長が小さくなるのを防ぐために、後縁には線形的な後退角が用いられている。しかし、PF2における最先端付近の後退角は、BERPに比べて小さいため、BERPほどきれいに衝撃波の発生を抑えられていないので、この部分に改良の余地があると思われる。

### 7. 結論

オイラー方程式を陰的差分法で解く方法を用いて、ヘリコプタのブレード翼端形状が、前進側ブレード上に生ずる衝撃波の挙動に及ぼす影響を解析した。この解析は、前進側に非定常的に生ずる衝撃波の挙動を明らかにすることに焦点が当てられており、結果として、以下のような結論が得られた。

- 1) 実験値との比較により、本解析法が前進側ブレード上に非定常的に生ずる衝撃波の挙動をよくとらえていることが示された。
- 2) 衝撃波の強さを表す指標として $\Delta(-C_p)$ を用いることにより、前進側ブレード上に生ずる衝撃波の非定常的な挙動が、詳細かつ定量的に把握された。また、同じ前進側翼端マッハ数の条件でも、非定常性の度合いによって衝撃波の様子がかなり異なることも定量的にわかった。
- 3) 翼端の後退角に関して言えば、矩形において衝撃波の強さのピークが現れるスパン位置辺りから付けることが、衝撃波の発生と発達を抑えるのに有効であることがわかった。また、ブレード先端付近に大きな後退角を付けると、矩形と比べたときの変り量が小さいにもかかわらず、かなり有効に衝撃波を抑えられることも示された。
- 4) 翼端の前進角について言えば、その効果が十分発揮されるためには、付け始めの位置をかなり翼端から離す必要があり、ねじりモーメントの増加が予想されることから、構造的に考えて実用的であるとは言えない。
- 5) 翼端に順テーパを付けると、翼端の3次元効果で衝撃波が強まってしまうことがわかった。
- 6) 翼端に逆テーパを付けると、翼端の3次元効果で衝撃波は弱まることがわかった。ただし、この効果が十分発揮されるためには、かなりの面積増加が予想される。
- 7) 高速ヘリコプタのブレードをデザインするに当たっての新たな指針が得られ、衝撃波の発生と発達を抑えるのに極めて有効な翼端形状として、前縁突起と前縁後退角を組み合わせた平面形が考案された。
- 8) 先進的平面形の例であるBERPやPF2が、衝撃波の

発生と発達をどのような方法で抑えているかが理解された。

### 謝辞

本研究を進めるにあたって、東京大学先端科学技術研究センターの河内啓二教授に多大なる御指導、御協力を頂いた。ここに深く感謝の意を表します。

### 参考文献

- 1) Spivey, W. A. and Morehouse, G. G. ; New Insights into the Design of Swept - Tip Rotor Blades, AHS Annual Forum, Washington, D. C., June 1970.
- 2) Stroub, R. H. ; Full - Scale Wind Tunnel Tests of a Modern Helicopter Main Rotor - Investigation of Tip Mach Number Effects and Comparison of Four Tip Shapes, AHS Annual Forum, No. 78 - 61, May 1978.
- 3) Berry, J. D. and Mineck, R. E. ; Wind - Tunnel Test of an Articulated Helicopter Rotor Model with Several Tip Shapes, NASA TM - 80080, 1980.
- 4) Philippe, J. J. and Chattot, J. J. ; Experimental and Theoretical Studies on Helicopter Blade Tips at ONERA, ONERA TP 1980 - 96, September 1980.
- 5) Bingham, G. ; The Aerodynamic Influences of Rotor Blade Airfoils, Twist, Taper and Solidity on Hover and Forward Flight Performance, AHS 37 th Annual Forum, May 1981.
- 6) Silvani, J. P. and Vuillet, A. ; Aerospatiale Survey of Wind Tunnel Testing of Small and Large Scale Rotors, 7 th European Rotorcraft and Powered Lift Aircraft Forum, September 1981.
- 7) McVeigh, M. A. and McHugh, F. J. ; Influence of Tip Shape, Chord, Blade Number, and Airfoil on Advanced Rotor Performance, AHS 38 th Annual Forum, May 1982.
- 8) Shenoy, K. R. ; A Semi - Empirical High - Speed Rotor Noise Prediction Technique, AHS 38 th Annual Forum, May 1982.
- 9) Riley, M. J. and Miller, J. V. ; Pressure Distributions on a Helicopter Swept Tip from Flight Tests and from Calculations, 9 th European Rotorcraft Forum, Paper No. 9, September 1983.
- 10) Perry, F. J. ; Aerodynamics of the Helicopter World Speed Record, AHS 43 rd Annual National Forum, 1987.
- 11) Grant, J. ; The Prediction of Supercritical Pressure Distributions on Blade Tips of Arbitrary Shape over a Range of Advancing Blade Azimuth Angles, Vertica, Vol. 3, 1979, pp. 257 - 292.
- 12) Chattot, J. J. ; Calculation of Three - Dimensional Unsteady Transonic Flows Past Helicopter Blades, NASA TP - 1721, 1980.
- 13) Arieli, R., Tauber, M. E., Saunders, D. A., and Caughey, D. A. ; Computation of Transonic Flow about Helicopter Rotor Blades, AIAA Journal, Vol. 24, No. 5, 1986, pp. 722 - 727.
- 14) Scott, M., Sigl, D., and Strawn, R. ; Computational and Experimental Evaluation of Helicopter Rotor Tips for High Speed Forward Flight, AIAA Paper 89 - 1845, June 1989.
- 15) Chang, I. C. and Tung, C. ; Euler Solution of the Transonic Flow for a Helicopter Rotor, AIAA Paper 87 - 0523, January 1987.
- 16) Aoyama, T., Saito, S., and Kawachi, K. ; Navier - Stokes Analysis of Blade Tip Shape in Hover, 16 th European Rotorcraft Forum, September 1990, pp. I. 4. 1. 1 - I. 4. 1. 12.
- 17) Srinivasan, G. R., Raghavan, V., Duque, E. P. N., and McCroskey, W. J. ; Flowfield Analysis of Modern Helicopter Rotors in Hover by Navier - Stokes Method, Journal of the American Helicopter Society, Vol. 38, No. 3, 1993, pp. 3 - 13.
- 18) Aoyama, T., Kawachi, K., and Saito, S. ; Unsteady Calculation for Flowfield of Helicopter Rotor with Various Tip Shapes, 18 th European Rotorcraft Forum, 1992, pp. B03. 1 - B03. 12.
- 19) Chakravarthy, S. R. and Osher, S. ; A New Class of High Accuracy TVD Schemes for Hyperbolic Conservation Laws, AIAA Paper 85 - 0363, 1985.
- 20) Rai, M. M. ; Unsteady Three - Dimensional Navier - Stokes Simulations of Turbine Rotor - Stator Interaction, AIAA Paper 87 - 2058, 1987.
- 21) 青山剛史 ; ヘリコプタブレードの翼端形状の数値解析的研究, 東京大学大学院博士論文, 1992.
- 22) Caradonna, F. X., Laub, G. H., and Tung, C. ; An Experimental Investigation of the Parallel Blade - Vortex Interaction, 10 th European Rotorcraft Forum, Paper 4, 1984, pp. 4. 1 - 4. 30.
- 23) Private Letter from Kawasaki Heavy Industry.

---

## 航空宇宙技術研究所報告1275号

平成7年7月発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1  
電話三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182  
印刷所 株式会社 東京プレス  
東京都板橋区桜川2-27-12

---

**Printed in Japan**