

7 ヘリコプタの高速衝撃騒音を低減するブレード形状の設計に関する考察

青木 誠* 近藤 夏樹* 齊藤 茂** 青山 剛史**

Study on Design of Helicopter Blade for Reduction of High-Speed Impulsive Noise

Makoto AOKI, Natsuki KONDO

Advanced Technology Institute of Commuter-helicopter Co., Ltd.

Shigeru SAITO, Takashi AOYAMA

National Aerospace Laboratory

ABSTRACT

The effect of blade tip planform, airfoil, dihedral and anhedral on high-speed impulsive (HSI) noise of a helicopter rotor are investigated. A combined method of CFD with an extended Kirchhoff's equation is used to estimate the acoustic pressure of the rotor noise. The method solves Euler equations to obtain the flow field around a rotor blade. The Kirchhoff's equation extended to a moving surface is then used to estimate the acoustic pressure at an observer position by using the Euler solutions on the Kirchhoff surface in which all the acoustic sources are enclosed. Calculations are performed under the condition of non-lifting hover as the first stage of our study. The calculated results show that the modification of blade tip planform remarkably reduces the absolute value of the negative peak pressure of the rotor noise. It is indicated that the blade with the sweepback angle of 40 degree and the taper ratio of 0.333 from 90% rotor radius leads to the reduction of the peak pressure by about 70%. The calculated results also show that the modification of blade tip thickness reduces the absolute value of the negative peak pressure of the rotor noise. It is indicated that the blade with the thickness varying linearly from 12% to 6% in the outer 10% radial region leads to the reduction of the peak pressure by about 45%. As a result, it is suggested that the optimal combination of planform and thickness makes it possible to design a quiet rotor.

1. はじめに

近年、ヘリコプタによる旅客輸送の需要が増すにつれ、ヘリコプタの機外騒音が問題になっている。特に、市街地での運航を目的とするコミュータ・ヘリコプタにおいては、住宅密集地にヘリポートが設置されるなどの理由により、機外騒音の低減は重要な課題である。

ヘリコプタの機外騒音は、空力騒音と機械騒音（エンジン音など）の2つに大別できる。本研究では、前者の空力騒音を扱い、騒音への寄与度が高いメイン・ロータの空力騒音に着目する。さらに、その中でも、ヘリコプタが高速で前進飛行する際に発生する高速衝撃騒音（High-Speed Impulsive Noise : HSI Noise）に着目する。従来の研究では、幾つかのタイプの異なる翼端平面形状を取り挙げ、それらの形状が騒音に与える効果を解析により調べたものなどがある^{(1), (2)}。

本研究では、高速衝撃騒音を低減するブレードの設計指針を得るため、翼端平面形状のみならず翼厚比や翼型、上/下反角が高速衝撃騒音に及ぼす影響を解析により調べた。また、翼端平面形状については、後退角とテーパ比で定義される形状を取り挙げ、両パラメータが騒音に及ぼす影響を調べた。その結果、本騒音を低減するブレード設計への指針を得ることができた。

* (株)コミュータヘリコプタ先進技術研究所 (ATIC)

** 航空宇宙技術研究所

2. 高速衝撃騒音の解析方法

高速衝撃騒音の解析は、以下に示す2段階の手順を経て行う⁽³⁾。

- (i) 回転座標系で記述された3次元オイラー方程式を差分法で解く方法を用いて、ブレード周りの流れ場を求める。
- (ii) ブレードより離れた地点に伝播する圧力の擾乱、すなわち高速衝撃騒音は、ブレードを包含する閉曲面上における圧力値や圧力勾配値を(i)より求め、これらの値をもとに、移動する個体面の影響を含むKirchhoffの波動方程式を解くことにより求める。

解析の対象としては、半径 $R=1.045\text{m}$ 、アスペクト比13.71のブレードを用いた。解析条件は、翼端部に衝撃波が生じるように翼端マッハ数 M_{Tip} を0.9とし、現象の把握を容易にするため、ホバリングかつ無揚力を想定した。また、高速衝撃騒音はブレードの回転面内に強い指向性を持つので、音の観測点はブレード回転面内における回転中心から $3R$ 離れた地点とした。なお、高速衝撃騒音の時刻歴波形は鋭く顕著な負のピークを持つので（図1参照）、ここでは高速衝撃騒音の大きさを表す指標として、その負のピーク値を用いる。

3. 解析結果および考察

本節では、ブレードの翼厚比や翼型、上/下反角、翼端平面形状が高速衝撃騒音に及ぼす影響を調べるとともに、解析結果に対する考察を行う。ここでは、高速衝撃騒音の低減量を評価するための基準ブレードとして、翼厚比が12%の対称翼型であるNACA0012を断面形状とし、平面形状が矩形のブレードを用いる。

3. 1 翼厚比の影響

文献⁽⁴⁾によれば、翼端部に翼厚比の小さな翼型を用いた場合、高速衝撃騒音の低減効果は大きいとされている。ここでは、ブレード翼端部における翼厚比を小さくし、これが高速衝撃騒音に及ぼす影響を調べる。解析に用いたブレードは実機例を参考にして、図2のようにブレードスパン方向の最先端部 ($r/R=1.0$) の翼厚比を6%とし、翼厚の変化を付け始める位置 (r/R)₀ を0.90と0.95の2通りとした。

空力騒音は一般的に、音の発生メカニズムおよび指向性の違いにより、単極子音、双極子音、四極子音の3種類の音源要素で表すことができる⁽⁵⁾。本研究では流れ場の解析条件を無揚力としているため、高速衝撃騒音にはブレードの揚力に起因する双極子音は含まれない。すなわち、本解析における高速衝撃騒音は、ブレードの翼厚に起因する単極子音（翼厚音）と、流体自身の内部応力に起因する四極子音（特に、本解析においては衝撃波に起因する）の2種類の音源要素で構成される。したがって、ブレード翼端部における翼厚比を小さくし、翼端部に薄翼領域を設けることにより、高速衝撃騒音は以下に示す2つの理由による低減が見込まれる。

- (i) 単極子音は翼の厚みに起因するので、翼端部の薄翼領域が広がるにつれて低減する。
- (ii) 翼型の特性として、薄翼ほど衝撃波の発生は抑制される。したがって、衝撃波の発生に起因する四極子音は、翼端部の薄翼領域が広がるにつれて低減する。

(i), (ii)について検証するため、図3に(r/R)₀と高速衝撃騒音（図中のTotal）、および単極子音、四極子音の関係を示す。なお、四極子音は、Kirchhoff方程式より求めた高速衝撃騒音の負値ピークから、FW-H方程式より求めた単極子音の負値ピークを引算することにより算出した。図3より、(r/R)₀が翼根側にあるほど、すなわち翼端部における薄翼領域が広いほど単極子音はほぼ線形的に小さくなっており、(i)の妥当性が確認できる。図より、四極子音も単極子音と同様、(r/R)₀が翼根側にあるほど小さくなっている。この結果が、衝撃波の発生が抑制されたことによるものかを確認するため、ブレード上に発生する衝撃波の

強度を調べた。ここで、衝撃波の強度を表すパラメータとして、図4に示す $\Delta(-C_p)$ を導入する。図5は、(r/R)₀がスパン方向の $\Delta(-C_p)$ 分布に及ぼす影響を示す。図より、(r/R)₀が翼根側にあるほど $\Delta(-C_p)$ の最大値（以下、 $\Delta(-C_p)_{peak}$ と称す）は小さい。したがって、本結果より(ii)の妥当性が確認できる。また、単極子音と四極子音の高速衝撃騒音に対する寄与度は、両音源要素ともほぼ同程度であるが、翼端部の薄翼領域を広くすることは、単極子音に比べて四極子音に対する低減効果大きい。

(i), (ii)を合わせた高速衝撃騒音全体の低減効果についてみると、低減量は(r/R)₀=0.95で30%、(r/R)₀=0.90で45%とかなり大きく、翼端部に薄翼領域を広く設けることが効果的な低減法であることがわかる。また、低減効果は(r/R)₀が翼根側にあるほど大きくなるが、(r/R)₀が小さくなるに従って低減量の増加は鈍る傾向にある。(r/R)₀の設定においては、ブレードの構造強度や翼端失速についても考慮する必要があるため、これらが問題とならない範囲で騒音低減量との適度な妥協を行い、最適な値を設定する必要がある。

3. 2 翼型の影響

従来、高速衝撃騒音とブレードの断面形状である翼型との関係を解析的に調べた研究はなされていない。3.1節においては、翼厚比を変えることで、薄い対称翼を用いることによる騒音低減の有効性が示されたので、ここでは、非対称である翼型が高速衝撃騒音に及ぼす影響を調べる。

基準翼型としてはNACA0012を用い、これに対してヘリコプタブレード用の既存の翼型（厚み比：12%）である、NACA23012、VR-7、A-120の3種類の非対称翼型を比較対象とした。この3つの翼型は、図6に示すものであり、以下のような特徴を持つ。NACA23012は前縁部にドループを持ち、若干の反りを持つ翼型、VR-7は最大厚み位置が比較的后縁側にあり、大きな反りを持つ層流翼型、A-120は比較的大きな抗力発散マッハ数（以下、 M_{dd} と称す）を実現した、小さな反りを持つ翼型である。なお、ここでは翼型のみの影響を調べるため、ブレードの平面形状を矩形とした。さらに、解析においては、双極子音の影響を除くため、全ての翼型において無揚力を条件としている。

ここでは、翼型の高速領域における性能を表す指標の一つである M_{dd} を取りあげ、この M_{dd} と高速衝撃騒音の関係を図6に示した。図6より、 M_{dd} の高い翼型ほど高速衝撃騒音は低くなる傾向にある。これは、翼端マッハ数を0.9と固定した場合、高 M_{dd} の翼型ほど衝撃波強度が弱まる傾向にあるからである。以上よ

り、高速性能の優れた M_{dd} の高い翼型は、高速衝撃騒音の低減に有効であるといえる。ただし、翼型による定量的な低減効果は比較的小さく、図6よりA-120の場合に基準ブレードと比べて約9%の低減効果が得られるに留まる。

3.3 上/下反角の影響

高速衝撃騒音は、ブレード回転面内に強い指向性を持つ騒音である。そこで、本騒音を低減する方法の一つとして、ブレードの翼端部に上/下反角を付けることにより、その指向性を変化させて回転面内での騒音を低減することが考えられる。ここでは、翼端部0.9Rの位置に $\pm 10^\circ$ の角度を持つ反りを付け、上/下反角が高速衝撃騒音に及ぼす影響を調べた。なお、ONERAではブレード/渦干渉騒音の低減を図る目的で、下反角 10° を付けたブレードを実際に使用している。図7に、 10° の上/下反角、及び基準ブレードである矩形の場合の高速衝撃騒音の指向特性を示す。図より、上/下反角による指向性の有意な変化はみられず、翼端部に付ける反り角は高速衝撃騒音の低減にはそれほど有効でないことがわかる。

3.4 翼端平面形状の影響

従来、高速衝撃騒音を低減する翼端平面形状に関する研究は盛んに行われており、解析事例も数多く存在するが^{(1)~(3)}、本騒音を低減するための指針などに言及した報告はみられない。そこで本研究では、ブレード設計の観点から本騒音を低減するための指針を得る目的で、翼端平面形状に関するパラメトリックスタディを実施した。

本研究では、現象の把握を容易にするため、ブレードの平面形状として、前進/後退角度 Γ 、テーバ比TR、前進/後退角およびテーバを付け始める位置 $(r/R)_0$ の3つのパラメータで定義される形状を扱う(図8参照)。特にここでは、 Γ とTRが高速衝撃騒音に及ぼす影響を調べるため、従来の研究例などを参考にして、 $(r/R)_0=0.9$ に固定した。なお、ブレード断面の翼型は全スパンにおいてNACA0012とした。

3.4.1 テーバ比を1.0に固定した場合

ここではまず、テーバ比を1.0に固定し、前進角または後退角のみの影響を解析する。一般に、固定翼における前進/後退角の効果は、ブレード前縁に垂直に流入する速度が幾何的に減速されるため、衝撃波の発生を遅延させるものとして知られている。ここで、回転翼における前進/後退角の効果を調べるため、ブレード上の $\Delta(-C_p)$ のスパン方向分布を図9に示す。図より、 $\Delta(-C_p)$ が最大となる位置(以下、 r_{peak} と称す)は、 Γ が小さいほどブレードスパン方向の最先端部から離れる傾向にある。すなわち、前進角を大き

くとると r_{peak} は翼根側へ、後退角を大きくとると翼端側へ移動する。また、 $\Delta(-C_p)_{peak}$ については、 $\Gamma=20^\circ$ 付近まではそれほど変化せず、 $\Gamma=40^\circ$ になると急激に低下する。 $\Delta(-C_p)$ の分布する範囲については、前進角の場合は Γ に対してそれほど変化しないが、後退角の場合には Γ が大きくなるほど狭まる。

次に、 Γ と高速衝撃騒音の関係を図10に示す。図より、後退角の騒音に対する効果は前進角のそれに比べて小さく、 $\Gamma=30^\circ$ 付近までは低減効果がない。これは、以下の理由によるものと考えられる。前進角の場合、 $\Delta(-C_p)_{peak}$ は矩形に比べてそれほど変化しないが、 r_{peak} がブレードスパン方向の最先端部から離れる。このため、衝撃波に起因する擾乱すなわち高速衝撃騒音は、翼端の半径方向の外側領域へ伝播しにくくなり、結果的には高速衝撃騒音が低減すると考えられる。一方、後退角の場合、 $\Gamma=20^\circ$ 付近までは $\Delta(-C_p)_{peak}$ は矩形とそれほど変わらないが、 r_{peak} がブレードスパン方向の最先端部に近づくため、高速衝撃騒音は矩形に比べて大きくなる。そして、 $\Gamma=40^\circ$ 程度にすると、 r_{peak} はさらに最先端部に近づくが、 $\Delta(-C_p)_{peak}$ が極端に小さくなるために高速衝撃騒音は低減すると考えられる。以上を踏まえると、前進/後退角度を付けた場合においては、高速衝撃騒音の大きさが $\Delta(-C_p)_{peak}$ のみならず、 r_{peak} にも依存することがわかる。

3.4.1節で得られた結果を以下にまとめる。

- (1) 前進/後退角を付けた場合、高速衝撃騒音は衝撃波強度のみならず、衝撃波の発生する位置にも依存する。
- (2) 前進角は、付けた角度にほぼ比例した低減効果がみられ、例えば、前進角 20° では約40%の低減効果がみられる。したがって、前進角は構造や振動の許す範囲で、なるべく大きくとることが望ましい。
- (3) 後退角の低減効果は 30° まではみられず、 40° 以上でみられる。このときの低減量は約20%である。ただし、後退角 40° は構造上、現実的ではないことを付記しておく。

3.4.2 テーバ比を変化させた場合

ここでは、 $\Gamma=20^\circ$ 、 30° 、 40° とし、さらにTRを従来の研究例などを参考にして0.333、0.500、0.666とした場合の平面形状を取りあげる^{(6)・(7)}。

図11に、 Γ およびTRと高速衝撃騒音の関係を示す。図より、 Γ が大きいほど、さらにTRが小さいほど、高速衝撃騒音は小さい。後退角の効果については、3.4.1節において述べたので、ここではテーバ比の効果について述べる。

$\Gamma = 30^\circ$ を例にとり、スパン方向の $\Delta(-C_p)$ 分布を図12に示す。図より、各TRにおける衝撃波の様子を調べると、 r_{peak} は殆ど変わらず、TRの小さなものほど翼端の3次元効果⁽⁸⁾により $\Delta(-C_p)_{peak}$ は大きくなっている。これを高速衝撃騒音の大きさ(図11参照)と照合すると、衝撃波の強度が強いほど高速衝撃騒音は小さくなる、という矛盾した結果になる。なお、TRが小さくなることによって翼厚が減少し(ブレード断面の翼型を全スパンにおいてNACA0012としているため)、単極子音が小さくなる影響を除き、衝撃波に起因する四極子音のみについて調べてみた場合も同様の矛盾が得られた。すなわち、四極子音についてもTRが小さくなるほど小さくなった。

これらの矛盾した結果について原因を調べるため、翼端部近傍の流れ場を図13に示す。ここで、ブレード翼端の外側にある超音速領域が、ブレード上に存在する局所的な超音速領域とつながることを非局所化といい、これが発生すると高速衝撃騒音は増大すると言われている⁽⁹⁾。図13(b)においては非局所化が発生しているが、図13(a)では発生していない。また、図13(a)、(b)と図11を照合すると、非局所化の発生により高速衝撃騒音が増大しているのがわかる。図13(b)の翼端形状が図13(a)のそれに比べて、 $\Delta(-C_p)_{peak}$ が小さいにもかかわらず、非局所化が発生しているのは、翼端部における超音速領域が広いからと推測される。すなわち、TRを大きくすることにより $\Delta(-C_p)_{peak}$ は小さくなるが、翼端部の翼弦長が長くなるとともに超音速領域も広がり、結果として非局所化が発生し、高速衝撃騒音は大きくなるものと考えられる。

3.4.2節で得られた結果を以下にまとめる。

- (1) 高速衝撃騒音は衝撃波強度や衝撃波の発生する位置のみならず、翼端部における超音速領域の広さにも依存する。テーバ比を小さくすることは、超音速領域を狭めるため、高速衝撃騒音の低減には有効である。

- (2) テーバ比は、揚力を持つ部分での面積の減少によるロータ性能低下が問題にならない範囲内で、かつ構造強度の許す範囲内でなるべく小さくすることが望ましい。例えば、 $\Gamma = 40^\circ$ 、 $TR = 0.333$ においては、矩形に比べて約70%の低減効果が得られる。

4. おわりに

本研究では、高速衝撃騒音を低減するブレード設計への指針を得るため、ブレードの翼厚比や翼型、上/下反角、翼端平面形状が高速衝撃騒音に及ぼす影響を解析により調べた。その結果、翼端平面形状および翼厚比の変更は、翼型や上/下反角に比べると騒音の低減効果が大きいことがわかった。したがって、ロータ性能および構造強度を考慮したうえで、最適な翼端平面形状と翼厚比との組み合わせを行うことにより、効果的な低騒音設計が可能となろう。

参考文献

- (1) 神尾純一、東京大学大学院修士論文、1993。
- (2) Prieur, J. et al., J. Am. Helicopter Soc., January - 1989, pp.42-51.
- (3) Aoyama, T. et al., Paper Nr. B2, 19th European Rotorcraft Forum, 1993.
- (4) Sternfeld, H., Aeronautical, August 1979, pp.306-313.
- (5) Ffowcs Williams, J. E. and Hawkins, D. L., Phil. Trans. Roy. Soc., A264(1969), pp.321-342.
- (6) Vuillet, A. et al., Paper Nr. 35, 15th European Rotorcraft Forum, 1989.
- (7) Tauber, M. E., Paper No. 401, 40th Annual Forum of the American Helicopter Society, 1984.
- (8) Aoyama, T. et al., To be published in the Sep. - Oct. 1995 issue of the Journal of Aircraft.
- (9) Schmitz, F. H. et al., Vertica, 5, 2(1981), pp.55-74.

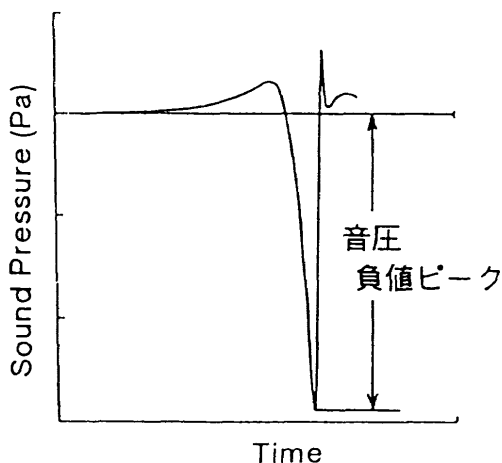


図1 高速衝撃騒音の時刻歴波形

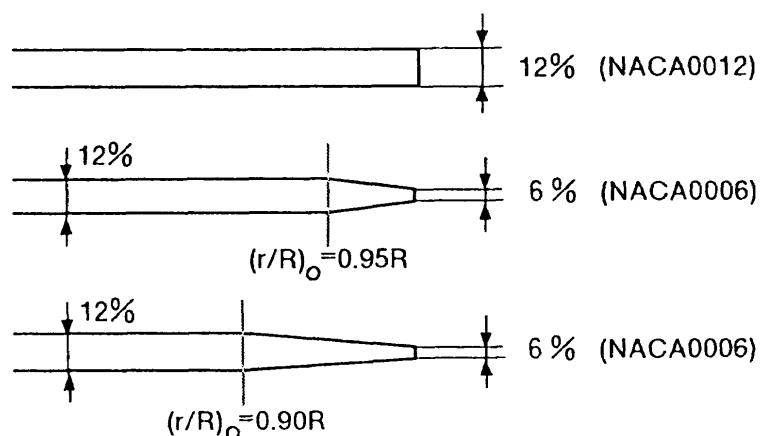


図2 解析に用いたブレードの厚み分布

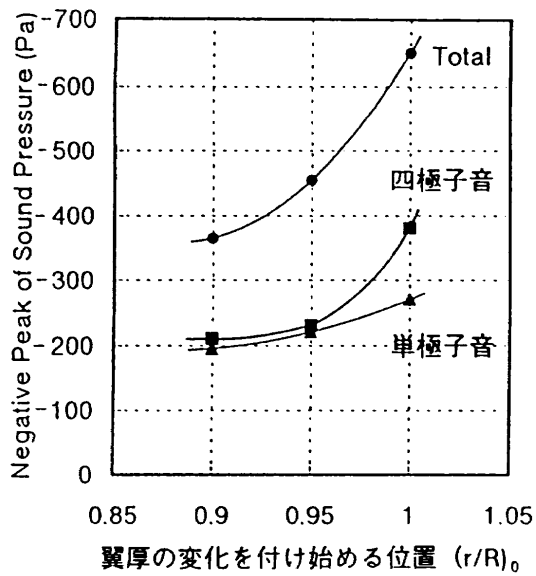


図3 翼厚の変化を付け始める位置と騒音の関係
($M_{TIP}=0.90$, in-plane, 3 R)

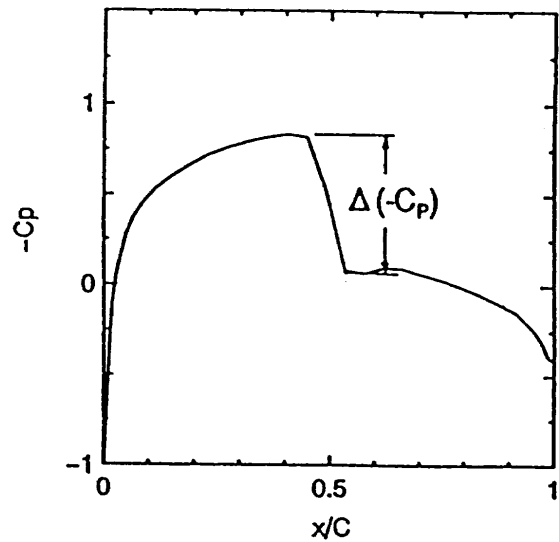


図4 $\Delta(-C_p)$ の定義

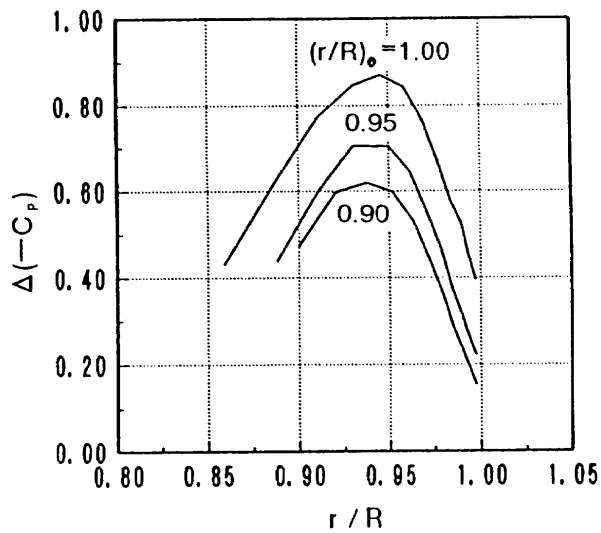


図5 翼厚の変化を付け始める位置と衝撃波強度の関係
($M_{TIP}=0.90$)

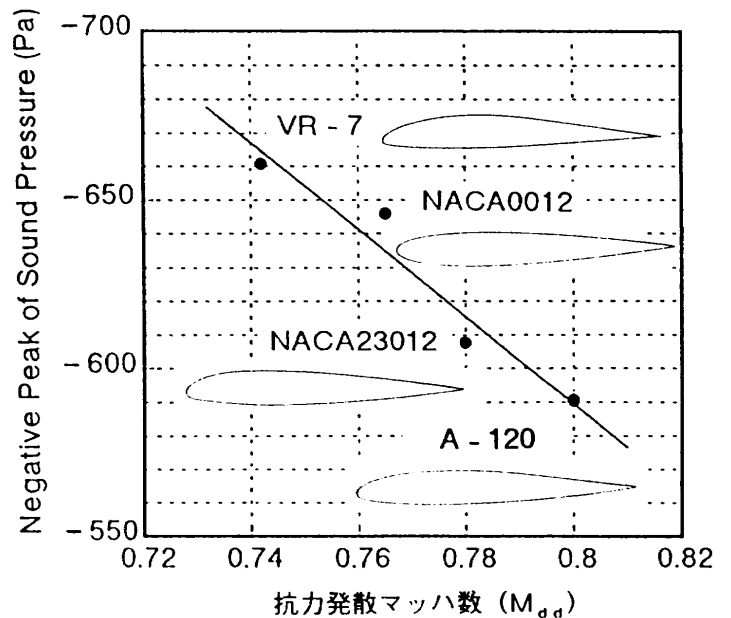


図6 M_{dd} と高速衝撃騒音の関係
($M_{TIP}=0.90$, in-plane, 3 R)

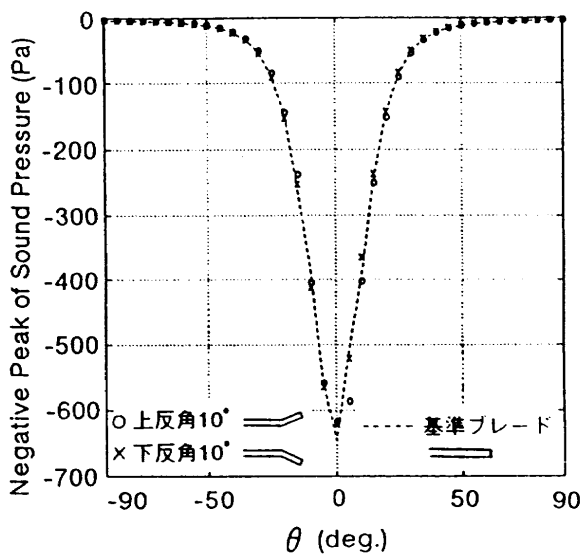


図7 上/下反角と高速衝撃騒音の指向性の関係
($M_{TIP}=0.90$, 3 R)

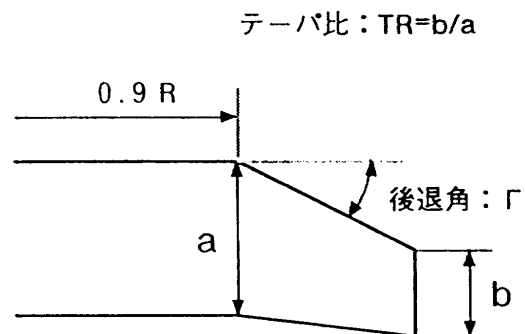


図8 テーパー比、後退角の定義

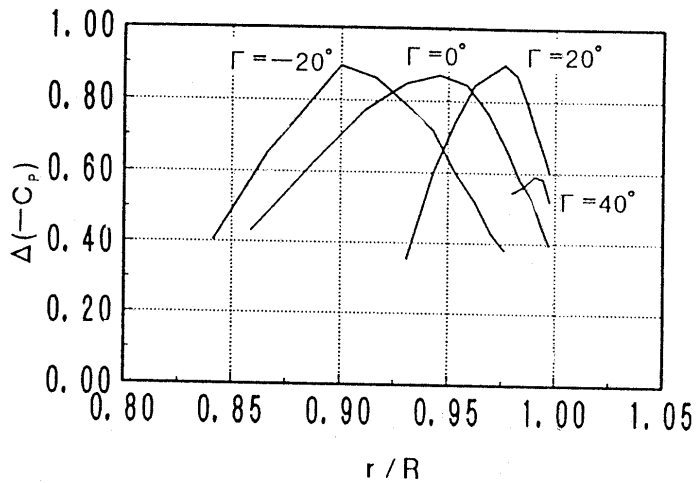


図9 前進/後退角と衝撃波強度のスパン方向分布の関係 ($M_{TIP}=0.90$)

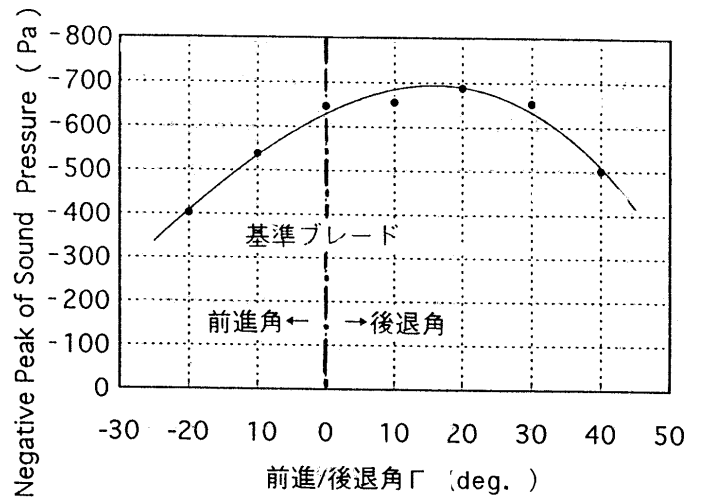


図10 前進/後退角と高速衝撃騒音の関係 ($M_{IP}=0.90$, in-plane, 3 R)

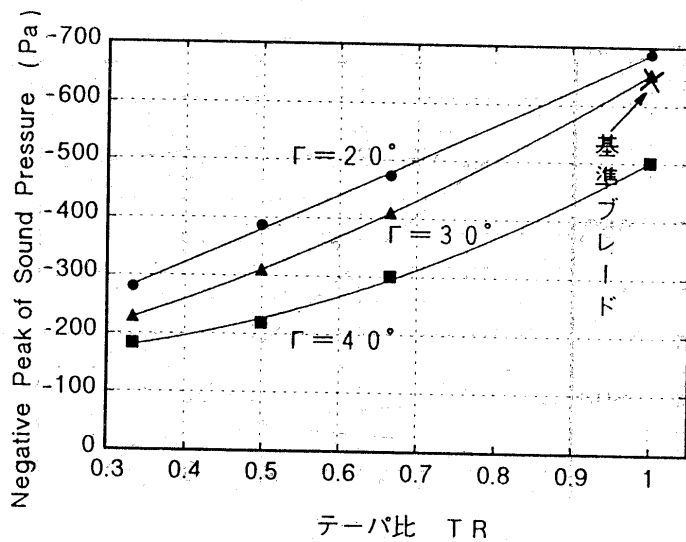


図11 テーパー比と高速衝撃騒音の関係 ($M_{TIP}=0.90$, in-plane, 3 R)

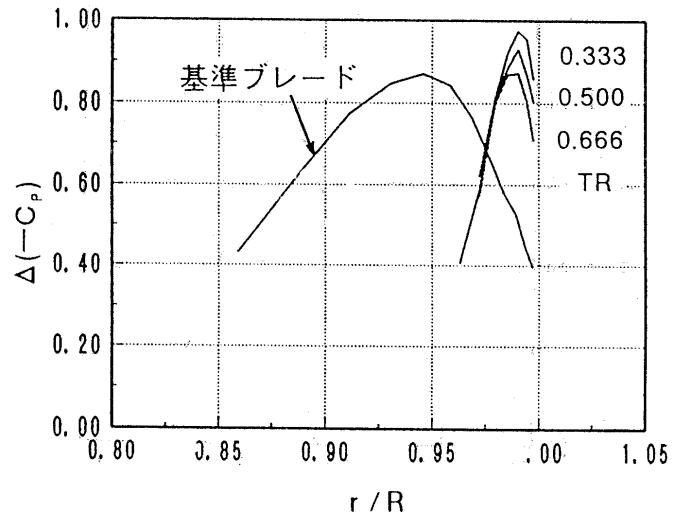
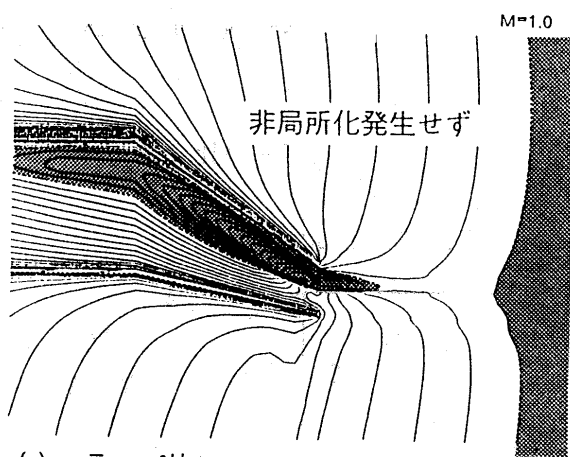
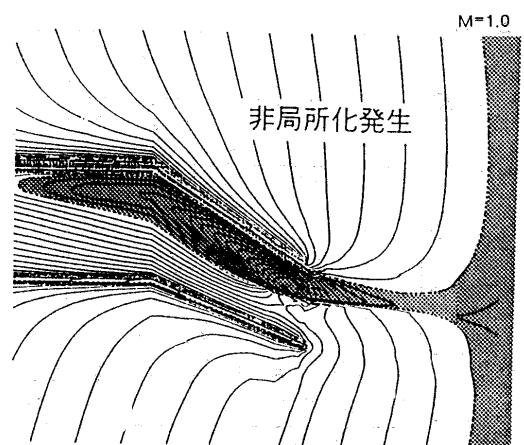


図12 テーパー比と衝撃波強度のスパン方向分布の関係 ($M_{TIP}=0.90$)



(a) テーパー比=0.333, $\Gamma=30$ 度



(b) テーパー比=0.666, $\Gamma=30$ 度

図13 翼端部における等マッハ数線図 ($M_{TIP}=0.90$)