低騒音ヘリコプタ・ブレードの開発とその実証について^{*1}

Design and Evaluation of a Low-Noise Helicopter Blade

近藤 夏樹^{*2}・辻内 智郁^{*3}・村重 敦^{*3}・西村 宏貴^{*3}・青木 誠^{*3}
Natsuki KONDO, Tomoka TSUJIUCHI, Atsushi MURASHIGE, Hiroki NISHIMURA, Makoto AOKI,
土橋 明彦^{*3}・山川 榮一^{*4}・青山 剛史^{*5}・齊藤 茂^{*5}
Akihiko TSUCHIHASHI, Eiichi YAMAKAWA, Takashi AOYAMA and Shigeru SAITO

Key Words: Helicopters, Tip Shape, Noise, Stall

Abstract: A low-noise helicopter blade, AT1, was designed with the concept of reducing noise without the drop of rotor performance. In the concept, High-Speed Impulsive (HSI) noise is reduced by applying a thin airfoil in the tip region and a dog-tooth like extension in the leading-edge of the tip region. Blade-Vortex Interaction (BVI) noise is reduced by applying the extension and a strong taper near the tip end. The stall angle of the blade is increased by the effect of the vortex generated from the leading-edge extension. As a result, the drop of rotor performance caused by the thin airfoil and the reduction of rotor rotational speed is recovered. The low-noise characteristics and the performance of AT1 were evaluated by a model rotor test conducted at Deutsch Niederländischer Windkanal (DNW). It is shown that AT1 reduces HSI noise and BVI noise and has good performance in forward flight conditions. However, the improvement of performance in high-lift conditions still remains as a future problem.

記号の説明

C	: 翼弦長
C_l	: 2次元揚力係数
$C_{l\max}$	: 最大2次元揚力係数
C_D	: 3次元抵抗係数
C_L	: 3次元揚力係数
$C_{L\max}$	: 最大3次元揚力係数
C_M	: 3次元モーメント係数
C_T	: ロータ推力係数
M	: マッハ数
M_{dd}	: 抵抗発散マッハ数
M_{TIP}	: ブレード翼端マッハ数
OA	: オーバー・オール音圧レベル
R	: ロータ回転半径
SPL	: 音圧レベル
t/C	: 翼厚比
V	: 前進速度
α	: 迎角
α_{TPP}	: ロータ・チップ・パス・プレーン傾角
θ_t	: ブレード局所ピッチ角
ψ	: ロータ方位角
μ	: ロータ前進率

1. はじめに

最近、ドクター・ヘリに代表されるようにヘリコプタは救急医療や災害救助など、様々な分野での活躍が期待されるようになってきた。しかし、都市部やヘリポート周辺の住宅街からはヘリコプタ騒音に対する苦情が多く、飛行経路や運航時間帯が制限を受けたり、新しいヘリポートの設置が妨げられるといった問題がヘリコプタの活躍の場を狭めている。現在運用中のヘリコプタについては、飛行経路を変えることで少しでも地上への騒音を減らす等の対策がとられているが、将来に新しく開発されるヘリコプタに対しては、設計段階から低騒音を考慮することが求められる。

一般的にヘリコプタの機外騒音は、騒音を耳にする人間が機体から遠方にいると考えるならば、その大半がロータから発生する空力騒音で、中でも特に支配的と言われるのが高速衝撃 (High Speed Impulsive: HSI) 騒音およびブレード/渦干渉 (Blade Vortex Interaction: BVI) 騒音と呼ばれる2種類の衝撃騒音である。HSI 騒音はヘリコプタが高速巡航時、前進側ブレードの翼面上に局所的な超音速領域が生まれることで発生する衝撃波に起因する騒音である。一方、BVI 騒音はブレードが自身または他のブレードが放出する翼端渦と干渉することによって生ずる翼端前縁付近の圧力の急変動に起因する衝撃騒音で、低速降下時やマヌーバ時に発生しやすい。最近のロータ騒音低減の研究は、ほとんどがこの2種類の騒音低減をターゲットにしていると言ってよい。

基本的なロータ騒音の低減方法としては、ブレード枚数の増加、回転数の低減、翼端部の薄翼化などの方法が一般

^{*1} © 2003 日本航空宇宙学会
平成 14 年 3 月 29 日原稿受理

^{*2} 日本飛行機 (株)

^{*3} 川崎重工 (株)

^{*4} 元 (株) コミュータヘリコプタ先進技術研究所

^{*5} 航空宇宙技術研究所

的によく言われるが¹⁾，ロータ騒音の発生源が主に翼端付近であることに着目すると，翼断面を含む翼端部形状の改良も騒音低減に高い効果が期待できる．そのため，翼端形状の改良による騒音低減効果については数多くの研究が報告されている²⁾．これらの欧米の研究軌跡をたどると，当初は飛行性能の向上を目的とした翼端形状の研究が中心であったのが，近年になって徐々に騒音低減に主眼が置かれるようになってきていることがわかる．第1図に欧米で研究されてきた翼端形状の例として著名なものを4つ示す．これらの4つの翼端形状はいずれも実験を中心に研究されたものである．第1図上段のParabolic翼³⁾およびBERP翼は元々ヘリコプタの高速化を実現するために考案されたが，最近になって騒音低減にも効果があると報告されている翼端形状で，下段のVANE翼およびOGEE翼は最初から騒音低減を目標とし，主にBVI騒音の低減を狙って研究されてきた形状である．以下に各形状の騒音低減効果を簡単に解説する．

Parabolic翼は高速巡航時にロータ前進側で起こる衝撃波の問題を改善するため，フランスのONERAが研究を進めてきた翼端形状である．曲線状の前縁は衝撃波を効果的に抑制する効果があり，当然のことながら衝撃波に起因して発生するHSI騒音も低減されるが，近年の実験結果からはBVI騒音の低減にも効果があることが報告されている⁴⁾．Parabolic翼は現在ではユーロコプター社の主要な機体やBK117-C2で実用化されている．

BERP⁵⁾はイギリスのWestland社が立ち上げた先進ブレードの研究プロジェクトの総称であるが，そこから生まれた前縁部が張り出したへら型の翼端形状のことを一般にBERP翼と呼んでいる．BERP翼のコンセプトはParabolic翼と異なり，高速巡航時にロータ後退側で起こる翼端失速抑制とモーメント特性の改善を狙っている．原理的にはDog-toothと呼ばれる前縁の張り出し部分から発生する渦の誘導速度を利用し，高迎角時の剝離を防いで失速を遅らせるというものである．騒音低減への効果については，実験データ等は公開されていないが，解析的研究では衝撃波が強いスパン位置で翼弦長を広げることで衝撃波強度を弱めるため，HSI騒音の低減に効果があると報告されている⁶⁾．

VANE翼⁷⁾はBERP翼と同じくWestland社が研究を

進めてきた形状で，後縁に大きな切り欠きがあるのが特徴的である．この形状は翼端部と切り欠き部から2本の渦を発生させ，これらが互いに相殺することで渦を弱めてBVI発生時の圧力変動を小さくし，騒音を低減するというコンセプトである．ただし，解析による比較では荷重変動が矩形よりも小さくなることが報告されているが，実験データ等の報告はなく，現時点では実用化の予定はないようである．

OGEE翼はNASAがBVI騒音を低減する翼端形状として研究を進めてきたもので，実験機により，その効果を実証している⁸⁾．OGEE翼は後縁がなだらかに前進しているため，コア半径の大きな弱い渦が発生することが3次元翼模型を使った風洞試験で確認されている⁹⁾．

このような背景のもと，基盤技術研究促進センター（通産省/郵政省関連の特殊認可法人）からの出資を仰ぎ，川崎重工業（株），（株）島津製作所，東京航空計器（株），帝人製機（株），日本飛行機（株）の民間5社の参加の下，平成6年3月に（株）コミュタヘリコプタ先進技術研究所（Advanced Technology Institute of Commuter-helicopter: ATIC）が設立され，将来ヘリコプタの基盤技術としてヘリコプタの機外騒音低減および飛行安全性の研究を7年間に渡り実施してきた¹⁰⁾．研究は平成13年3月をもって終了し，機外騒音低減の研究の最終的な成果として，回転半径2mのモデル・ロータを用いた風洞試験結果と解析による予測結果から，ロータ性能は現用機並に維持しつつ，ICAO基準より機外騒音を10EPNdB下げられる技術の見通しを得た．

上記のヘリコプタ機外騒音低減の研究は，特にメイン・ロータの低騒音化に主眼をおいて進められた．その基本コンセプトは可変回転数機構を有する5枚ブレード・ロータに，新しい翼型/翼端形状を組み合わせた先進ブレードを適用したものである．さらにHHC（Higher Harmonic Control）やアクティブ・フラップといったブレードのアクティブ・コントロールによる騒音低減についても基礎研究を実施してきた．ただし，アクティブ・ブレード・コントロール技術は実用化に時間とコストがかかることから，翼端形状の改良といったパッシブ・デザインによる騒音低減の研究が先行して行われてきた．具体的には航空宇宙技術研究所との共同研究によって翼端形状の違いが騒音に与える影響について様々な解析を実施し，独自に風洞試験によるデータの蓄積を行いながら，新しいブレードの研究を進めてきた．その研究の集大成として，第2図に示すAT1と呼ばれる新型ブレードを設計してモデル・ロータに適用し，世界最大

第1図 欧米諸国の先進翼端形状の事例

第2図 AT1 翼端の外形

の低騒音風洞であるオランダの DNW (Deutsch Niederländischer Windkanal) において、ロータ性能および騒音を確認するための試験を実施した。本論文では、AT1 ブレードの開発とモデル・ロータ風洞試験による実証結果について報告する。

2. AT1 ブレードの設計指針

新ブレードの設計に当たっては、ロータ騒音低減を目標とするのはもちろんであるが、実用化に不向きとならないよう、低騒音化したことによってロータ性能が著しく低下することのないよう考慮した。特に低騒音ヘリコプタの構想では、ロータ回転数なるべく低くして飛行することを想定しているため、新ブレードには回転数を低くしても飛行性能を維持できるように性能を向上させることが求められた。騒音低減の設計指針としては、先に述べた 2 種類の衝撃騒音、即ち HSI 騒音と BVI 騒音の低減に主眼を置き、性能面では薄翼化や回転数低下に伴って問題となるロータ後退側の翼端失速抑制を目標とした。そこで、翼端部が高迎角まで失速せず、かつ衝撃騒音の低減にも効果が高いと予測される BERP 形状 (第 1 図参照) をベースとし、騒音や性能への影響を並行して確認しながら細部の形状を決めていく手順をとった。

BERP 翼は端部で翼面積が大きく、ピッチリンク荷重増大といったデメリットが予想されたため、性能や騒音への影響が小さいと思われる後縁形状を変え、前縁張り出しのある区間で後縁を前進させることで面積を矩形とほぼ同じとなるようにした。騒音については CFD を中心とした解析により検討し、失速特性については固定翼模型による低速風洞試験により検討した。前縁形状が失速特性や衝撃騒音に与える影響を調べたところ、失速特性の方が騒音に比べて前縁形状の違いに対する感度が高かったため、風洞試験で失速特性が最も良かった形状から各部の詳細な寸法を決めていった。

翼型は薄翼化かつ高性能化を目標に、翼端部用に厚み比 8%、翼根部用に厚み比 10%の翼型をそれぞれ設計した。翼端部に適用する翼型は高速巡航時の性能を考え、抵抗発散マッハ数 M_{dd} の高い設計を目指し、翼根部に使う翼型は最大揚力係数 C_{lmax} を重視して設計した。以下に AT1 ブレードの低騒音設計指針について、その詳細を述べる。

2.1 HSI 騒音低減設計 HSI 騒音については 3 次元の回転場非定常 Euler コードと波動方程式から導かれる Kirchhoff の式に基づく音響解析コードを組み合わせた方法を用い、上/下反角、前進/後退角、テーパ比、翼厚比といった翼端形状の様々なパラメータと HSI 騒音の因果関係について調査を行った。これらの結果からは、上/下反角は HSI 騒音への影響が小さく、薄翼化や前進角、40 度以上の後退角が HSI 騒音低減に特に効果的であるとの知見が得られた¹¹⁾。また、これらの組み合わせから、第 3 図に示されるような、強い衝撃波が発生するスパン位置の前縁にデルタ状の突起を配置し、翼先端付近に大きな後退角を持たせた形状は、特に衝撃波の抑制に効果的であり、ひいてはそれ

第 3 図 HSI 騒音低減の研究で得られた 3 重後退翼

第 4 図 Euler コードにより解析した等マッハ数線図 (無揚力ホバリング, $M_{tip} = 0.9$)

に近い形状を持つ BERP 翼も HSI 騒音低減効果が高いとの知見が解析により得られた¹²⁾。従って、BERP 状の前縁形状を採用することによって後退側の失速特性改善と HSI 騒音低減は両立できることがわかった。第 4 図は AT1 形状の HSI 騒音低減効果を確認するために Euler コードを用い、翼端マッハ数が 0.9 の無揚力ホバリング状態での解析を行い、等マッハ数線図を矩形ブレードと比較した結果である。翼型はどちらも NACA23012 とした。強い HSI 騒音が発生しているかどうかは超音速領域の非局所化と呼ばれる現象が発生しているかどうかから推測することができる。非局所化とはブレード座標系から見て翼面上の超音速領域が翼外側の超音速領域とつながる現象のことを指す。図中の矩形については同現象が顕著に現れているのに対し、AT1 平面形ではこの非局所化が抑制されていることがわかる。

次に Kirchhoff 式に基づく音響解析コードを用い、面内でロータ中心から半径の 3 倍離れた位置における無揚力ホバリング時の音圧時刻歴波形を解析した結果を第 5 図に示す。本解析では翼型と平面形の効果を別々に確認するため、翼型だけを NACA0008 から新しく設計された AK080A に変えた場合 (Case 1)、翼型は同じ (NACA0012) で平面形だけを矩形から AT1 平面形に変えた場合 (Case 2)、そして翼型と平面形の両方を変えた場合 (Case 3) の解析を行った。HSI 騒音の大きさは、音圧波形の負のピーク値で評価した。図より翼厚比が同じであれば翼型が変わっても負のピーク値はほとんど変わらないが (第 5 図 (a)), 平面形状を変更することで負のピーク値は矩形ブレードの半分以下に減少しており (第 5 図 (b)), 効果的に HSI 騒音を低減できていることがわかる。第 5 図 (c) より、総合的に新翼型を適用した AT1 ブレードは、NACA23012mod 翼型を持つ矩形ブレードに対し、HSI 騒音の低減に効果があること

第5図 HSI 騒音の解析結果（無揚力ホバリング条件， $M_{tip} = 0.9$ ，観測点：回転面内 3.0 R）

が確認できた．なお，NACA23012mod とは NACA23021 に後縁タブを付加した翼型で，BK117 ヘリコプタにも採用されていることから，今回基準として用いた．

2.2 BVI 騒音低減設計 翼端形状が BVI 騒音に及ぼす影響については，ATIC と NAL が共同で開発してきた解析手法を用いて調べた．この手法は CAMRAD II と呼ばれる揚力線理論と自由渦理論に基づくヘリコプタ総合解析ツールを用いて複雑な翼端渦軌跡を含むロータのトリムを求め，ブレード周りの流れ場は Euler コード，遠方へ伝播する騒音は Ffowcs-Williams and Hawkins (FW-H) の式に基づく音響解析コードを使って解析する．この手法を組み合わせ騒音解析法と呼ぶ^{13, 14)}．

一般に BVI 騒音を低減する方法として，①干渉時のブレードと渦の垂直距離を広げる，②ブレードと翼端渦の交差角を大きくする，③翼端渦の強度を弱める，の 3 つが有効であると言われている．これを翼端形状の改良により実現しようとした場合，例えばブレード/渦間距離を広げるには翼端に上/下反角をつける，交差角を大きくするには翼端に前進/後退角をつける，翼端渦を弱めるにはテーパをつける，といった方法が考えられる．例えば先に延べた VANE 翼や OGEE 翼は翼端渦の強度を弱める効果を狙ったものである．第 6 図は緩降下飛行条件（前進速度 $V = 50$ kt，ティップ・パス・プレーン角 $\alpha_{TPP} = 2^\circ$ ）において，翼端形状を様々に変えた時に BVI 騒音の音圧波形がどのように変化するか，解析により調べた結果を示す．解析モデルは回転半径 0.958 m の 2 枚ブレード・モデル・ロータで，矩形をベースに翼端部 90% 位置に 40 度の前進/後退角，20 度の上/下反角，1/3 テーパをつけた場合の計 6 ケースについて比較した．この条件では矩形に対して下反角，前進角，テーパの付加が騒音低減に有効であることがわかった．この内，下反角による騒音低減効果は，干渉時のブレード/

第6図 翼端形状の違いによる BVI 騒音への影響 ($V = 50$ kt, $C_T = 0.0054$, $\alpha_{TPP} = 2$ deg AFT)

渦間距離が広がったためであるが，逆にこれまで BVI 騒音が発生していなかった条件でブレード/渦間距離が縮まって BVI 騒音がうるさくなる可能性があり，飛行条件によっては逆効果となりうる．そこでブレードと渦の衝突を避けるよりは衝突が起きても大きな音が発生しないような改良の方が実用的であると考え，新ブレードには下反角をつけず，前進角やテーパの付加による BVI 騒音低減効果を取り入れるようにした．単なる前進角の付加は頭上げモーメントを増大させるため，結果的に BERP 翼のように前縁を一旦前進させ端部で後退させてピッチング・モーメントを増大させない形状が，性能へのインパクトを抑えて平行 BVI を避

第 7 図 翼後方から見た翼端渦の等渦度分布 (ホバリング条件, $M_{tip} = 0.4$)

第 8 図 BVI 騒音の解析結果 ($V = 50 \text{ kt}$, $C_T = 0.0064$, $\alpha_{TPP} = 2 \text{ deg AFT}$)

けるために適していると考えた。また、端部が強いテーパとなっているため翼端渦の強さを弱める効果も期待できる。これらの効果を解析により確認し、設計へ反映させていった。第 7 図は AT1 ブレードの翼端渦の渦度分布を 3 次元の定常 Navier-Stokes コードで解析し、矩形ブレードのそれと比較したものである。両者は発生する推力が同じになるようにピッチ角を変えており、第 7 図から AT1 ブレードの翼端渦が矩形ブレードのそれよりも中心部の渦度が弱まっていることがわかる。AT1 をロータに適用した際の BVI 騒音低減効果については前述した組み合わせ騒音解析法を用いて予測した。第 8 図は、AT1 ブレードと矩形ブレードの BVI 騒音の音圧波形を解析した結果を示す。解析モデルは回転半径 2 m の 5 枚ブレード・モデル・ロータで、解析条件は第 6 図の検討を行った時と同じ緩降下飛行条件 ($V = 50 \text{ kt}$, $\alpha_{TPP} = 2^\circ$) とした。観測点は一般に BVI 騒音が強く伝播すると言われるロータ面から 30 度斜め下方前方で、ロータ中心からの距離が回転半径の 3.44 倍の位置にとった。第 8 図より AT1 ブレードは矩形ブレードに対し、オーバー・オール (OA) 値にして約 3 dB 弱 BVI 騒音が低減しており、AT1 ブレードが BVI 騒音低減にも効果があることが確認できた。

第 9 図 AT1 ブレード用新翼型の性能

2.3 失速特性改善 最後に性能面におけるブレード設計について述べる。特に ATIC ではロータ騒音を低減するために回転数低下や薄翼化といった方法を採用しているため、ブレード形状を低騒音化だけで決めてしまうと、ロータ後退側の翼端失速を悪化させ振動増大につながる恐れがある。従って、新ブレードは、低騒音化を実現するとともに翼端部の失速特性を改善し、現有機並の性能を維持できるように設計することが重要である。そこで、低回転数下での薄翼化を実現するため、2 次元最大揚力係数 C_{1max} が高く、抵抗発散マッハ数 M_{dd} の低い高性能翼型の開発と、BERP 形状を参考にして翼端が高迎角になった時の失速を遅らせる平面形状の研究を進めた。

新翼型の設計は主に 2 次元 Euler および Navier-Stokes コードを用いて行った。新ブレードには翼端部用に翼厚比 8% の AK080A、翼根用に翼厚比 10% の AK100D を適用することにした。AK080A は高速飛行性能や HSI 騒音低減効果を考へて M_{dd} 向上を優先して設計された。逆に、AK100D は低速域での性能を重視し、 C_{1max} 向上を優先して設計されている。設計後、航技研の 2 次元遷音速風洞において、2 つの翼型の性能を確認したところ、両翼型の M_{dd} および C_{1max} は第 9 図に示す通り、欧米諸国の翼型と比較しても高いレベルの性能を有することが確認された¹⁵⁾。

一方で平面形状の研究については、固定翼模型による低速風洞試験を主体にして進めた。試験は日本飛行機の 2 m ϕ 低速風洞で行った。第 10 図に風洞試験の概要図を示す。供試体は BERP 形状をベースに翼根部、中間部及び先端部の 3 つのセグメントに分かれた組みかえ方式になっており、これにより前縁の張り出し量や先端部の前縁形状などのパラメータを変えて試験を行うことが可能である。供試体の基本寸法は翼根部の翼弦長が 240 mm、スパン長が 600 mm で、翼型は根元で NACA23012 とし、先端へ向かう途中で翼弦長が変わる場合は絶対厚みが一定となるよう翼厚比を変えた。試験では供試体根元の 3 分力を測定して失速角や 3 次元最大揚力係数 C_{Lmax} を比較するとともに、失速角付近で翼面上の流れ場を気流系により可視化し、剥離の様子を調べた。

第 11 図および第 12 図は風試結果の一例を示す。第 11 図は前縁のキンク部分や後退角の部分直線的あるいは曲

第10図 翼端形状モデルの風洞試験概要図

第11図 前縁形状の違いが失速特性に及ぼす影響 ($M = 0.1$)

線的な形状に変えた場合の、 C_L - α (揚力係数-迎角) カーブへの影響を示している。図では F6 以外の形状は迎角 14 度付近で一度 C_L が急落し、そこからまた緩やかに C_L が上昇するが、 C_L の急落はロータ振動を増大する原因となるため好ましくない。 C_L の急落は張り出し部より内側の翼根部が一気に剥離するために生ずるが、張り出し部から発生する渦が張り出し部外側の領域での剥離を抑制するため迎角 20 度付近まで C_L は増加する。この時、F6 のようにキंक部分を曲線状に滑らかにした方が翼根部失速後の C_L が高く急変動が起らないので、ロータ性能にとって好ましいことがわかった。

次に第 11 図中で最も揚力係数の急変動が小さかった F6 をベースに中間部のスパン長を伸ばし、さらに後縁を前縁にトレースするように凹ませた場合の空力特性への影響を第 12 図に示す。同図より、J2 は良好な失速特性を維持したまま、迎角変動に対するピッチング・モーメントの変化が最も小さかったことから、新ブレードの平面形のベースに J2 を採用した。最終的に後縁の窪みをやや小さくし、新

第12図 後縁形状の違いが失速特性およびモーメントに及ぼす影響 ($M = 0.1$)

翼型と組み合わせて AT1 ブレードの形状を決定した。AT1 形状の失速特性を川崎重工業 (株) の遷音速風洞で確認したところ、第 13 図に示すように矩形に比べモーメントがやや大きいものの、失速角および $C_{L\max}$ が伸びており、良好な失速特性を有していることが確認された。

以上のように AT1 ブレードの前縁張り出しと端部での大きな後退角は 2 つの衝撃騒音の低減に有効であることを確認した。また、その張り出し量や後退角の大きさなど細かな形状については失速特性への影響が大きかったため、性能面を重視して決めた。また、翼型については AK100D と AK080A の 2 種類の高性能翼型を設計し、それぞれ翼根部と翼端部に配置した。その結果、AT1 ブレードは騒音/性能の両方で矩形ブレードを上回るとの見通しを得た。

3. モデル・ロータ風試結果

新ブレードを用いた低騒音ロータの騒音および性能を評価するため、オランダにある世界最大の低騒音風洞 DNW において回転半径 2 m のモデル・ロータによる風洞試験を行った。モデル・ロータの諸元を第 1 表に示す。供試体ブレードは、翼端が第 14 図に示す矩形、BERP 模擬および AT1 の 3 種類を製作した。翼型は矩形ブレードが NACA23012mod で残りの 2 体は新翼型である AK100D と AK080A を適用した。各ブレードのねじり下げ、翼弦長、翼厚比は第 15 図に示す分布を持つ。

まず始めに HSI 騒音の低減効果について結果を示す。風試では HSI 騒音の評価ができる位置にマイクが設置されていないが、衝撃波の強さと HSI 騒音の大きさは極めて相関が良いことから、衝撃波の強さで HSI 騒音の評価を行った。第 16 図は高速前進飛行条件 (前進率 $\mu = 0.34$) におけるロータ前進側の翼端部圧力分布について解析と実験の比較を示す。同図から AT1 ブレードでは矩形ブレードよりも圧力変動が緩やかで衝撃波が弱められていることが解析と実

第 13 図 遷音速風洞における AT1 翼端の空力特性の計測結果 ($M = 0.4$)

第 1 表 1/3 スケール・モデル・ロータの諸元

回転半径	2.0 m
ブレード枚数	5
翼弦長 (翼根部)	0.1107 m
翼端速度@100% RPM	210 m/s
ねじり下げ (矩形ブレード)	-8° liner

第 14 図 モデル・ロータ風試における供試体ブレード外形

第 15 図 供試体ブレードの諸元比較

験の両方の結果から見てとれる．これにより AT1 ブレードが HSI 騒音の低減に効果的であることが示された．同時に Euler/Kirchhoff コードを用いた HSI 騒音解析がブレード設計に有用であることが示された．

BVI 騒音の評価は同騒音が発生しやすい緩降下飛行条件

において，ロータ面下方の等騒音レベル分布を用いて行った．計測面を第 17 図に示す．等騒音レベル分布は 13 本のマイクロフォン列を主流方向に 0.45 m 間隔でトラバース

第 16 図 高速前進飛行時におけるブレード翼端部の圧力分布 ($C_T = 0.0064$, $M_{tip} = 0.604$, $\mu = 0.34$)

させ計測しており、オーバーオール値は BVI 騒音が支配的な周波数帯域である 355～5630 Hz の範囲で算出した。計測結果を第 18 図に示す。同図より BVI 騒音が最も顕著であった条件 ($\mu = 0.16, \alpha_{TPP} = 4.72^\circ$) において、AT1 ブレードはロータ前進側中部に確認できる騒音の最大値を 1～2 dB 程度低減し、また同分布図の前方エリアでは、矩形との差が 5～7 dB と効果的に騒音が低減されていることがわかる。前進率 μ を変えずにロータ迎角 α_{TPP} を変化させても定性的な傾向は変わらないことも確認された。

一方、ロータ性能であるが、第 19 図に示すように全飛行速度域で、実験を行った 3 種類のブレードの内、AT1 ブレードの必要パワーが最も小さく性能が良かった。しかし、高速巡航時 ($\mu = 0.32$) においては、第 20 図に示すようにロータ推力が大きくなるに従い AT1 ブレードの性能の優位性が見られなくなってくるのがわかる。これは AT1 が予想よりも早く翼端失速を起こしているためと考えられる。これらの結果を補足する図を第 21 図に示す。第 21 図 (a) はホバリング時におけるブレード・スパン方向の C_l 分布を示す。ロータ推力が 2 G になると翼端部の C_l が翼型の $C_{l_{max}}$ よりも大きくなっていることがわかる。第 21 図 (b)

は前進飛行時における 95% 半径位置の C_l の局所マッハ数に対する変化を示している。同図からロータ推力が 1.5 G

第 19 図 1 G 前進飛行時のロータ性能比較

第 20 図 高速巡航時のロータ性能比較

第 17 図 トラヴァース・マイクによる等騒音レベル分布の計測面

第 18 図 BVI 騒音発生条件における等騒音レベル分布の計測結果

第 21 図 翼型性能に対するブレード作動領域

の場合、低マッハ数領域では翼端部の局所 C_l が翼端に使われている AK080A 翼型の $C_{l_{max}}$ よりも大きくなっていることがわかる。

AT1 ブレードの失速特性が高推力時に悪くなる原因としては①翼端部のねじり下げをなくしたため、高推力時に翼端のピッチ角が大きくなりすぎた、② AK100D から AK080A への遷移区間の設計が十分でなかった、等が挙げられる。従って今後はねじり下げ分布や翼型の配置を最適化することで、ロータ性能を向上させる余地は十分にあると考えられる。

4. ま と め

騒音解析と低速風洞試験をパラメトリックに行いながら、低騒音かつ高性能なブレード形状について研究を進めた結果の集大成として、AT1 ブレードを新たに設計した。その形状が狙った効果をまとめると次の通りである。

- ・ 翼端部での薄翼化と前縁部の張り出しにより、衝撃波を効果的に抑制し、HSI 騒音を低減する。
- ・ 前縁張り出しと強いテーパの組み合わせにより BVI 騒音を低減する。
- ・ 前縁張り出しから発生する渦の効果で失速角を延ばし、薄翼化、低回転数等によるロータ性能低下を防ぐ。

最終的にモデル・ロータ風洞試験により、その騒音および性能を確認したところ、騒音については予想した低減効果が見られ、かつ前進飛行中のロータ性能も良好であった。ただし、高推力時におけるロータ性能は予想よりも悪く、ねじり下げや翼型配置といった 3 次元翼としての設計を最適化することが今後の課題として残された。これにはロータ CFD コード¹⁶⁾を積極的に利用することを考えている。今後はより実用化を目指した研究を進めていく予定である。

参 考 文 献

- 1) 山川榮一, 齊藤 茂: 講義ヘリコプタ工学の基礎と応用—第 6 回ヘリコプタの騒音—, 日本航空宇宙学会誌, **48** (2000), pp. 280–288.
- 2) Yu, Y. H.: Rotor Blade-Vortex Interaction Noise, Prog. Aerospace Sci. Int. Rev. J., **36** (2000), pp. 97–115.
- 3) Philippe, J. J. and Vuillet, A.: Aerodynamic Design of Advanced Rotors with New Tip Shapes, 39th Annual Forum of the American Helicopter Society, St. Louis, Missouri, 1983.
- 4) Marze, H. J. and Philippe, J. J.: A Quiet Helicopter—A Research Programme Today—A Reality Tomorrow, 20th European Rotorcraft Forum, 1994.
- 5) Perry, F. J.: Aerodynamics of the Helicopter World Speed Record, 43th Annual Forum of the American Helicopter Society, 1987.
- 6) Scott, M., Sigl, D. and Strawn, R.: Computational and Experimental Evaluation of Helicopter Rotor Tips for High Speed Forward Flight, AIAA Paper 89-1845, 1989.
- 7) Beddoes, T. S. and Pike, A. C.: Noise Reduction with a Twin Tip Vortex Configuration, 52nd Annual Forum of the American Helicopter Society, 1996.
- 8) Boxwell, D. A. and Schmitz, F. H.: Full-Scale Measurements of Blade-Vortex Interaction Noise, 36th Annual Forum of the American Helicopter Society, 1980.
- 9) Wagner, W. J.: Comparative Measurements of the Unsteady Pressures and the Tip-Vortex Parameter on Four Oscillating Wing Tip Models, 10th European Rotorcraft Forum, No. 9, 1984.
- 10) Kobiki, N., Murashige, A., Tsuchihashi, A., Hasegawa, Y., Kondo, N., Nishimura, H., Tsujiuchi, T., Inagaki, K. and Yamakawa, E.: Correlation between Analysis and Wind Tunnel Test Results—What ATIC Has Done so Far—, 55th Annual Forum, American Helicopter Society, Montreal, Canada, 1999.
- 11) Aoyama, T., Aoki, M., Kondo, N., Saito, S. and Kawachi, K.: Effect of Blade-Tip Shape on High-Speed Rotor Noise, AIAA Paper 96-2380, 1996.
- 12) Aoyama, T., Kawachi, K. and Saito, S.: Effect of Blade-Tip Planform on Shock Wave of Advancing Helicopter Blade, J. Aircraft, **32**, 5 (1995), pp. 955–961.
- 13) Aoyama, T., Kondo, N., Aoki, M., Nakamura, H. and Saito, S.: Calculation of Rotor Blade-Vortex Interaction Noise Using Parallel Super Computer, 22nd European Rotorcraft Forum, No. 8, 1996.
- 14) Nakamura, H., Nishimura, H., Kondo, N., Yamakawa, E., Aoyama, T. and Saito, S.: Effect of Blade Geometry on BVI Noise in Various Flight Conditions, Heli Japan 98, 1998.
- 15) 青木 誠, 小曳 昇, 山川榮一, 齊藤 茂, 重見 仁, 佐藤 衛, 神田 宏: 高性能/低騒音ヘリコプタ・ブレード用翼型の研究—遷音速二次元風洞試験—, NAL-TM-730, 1998.
- 16) Kondo, N., Ochi, A., Nakamura, H., Aoyama, T., Saito, S. and Yamakawa, E.: Validation of Rotor Aerodynamic and Acoustic Prediction Methods Using ATIC 2nd Model Rotor 26th European Rotorcraft Forum, No. 102, 2000.