

航技研におけるヘリコプタ機外騒音研究について

齊藤茂、青山剛史、末永尚史

Study of the Helicopter External Noise in NAL

by

Shigeru SAITO, Takashi AOYAMA, Hisashi SUENAGA

ABSTRACT

The study on the helicopter external noise was started since 1996 as a special research project at NAL. The CFD technique has been used to analyze the mechanism of the noise generated from a helicopter rotor, specifically for the impulsive noise. Euler code for high-speed impulsive noise was used for the comparison with ONERA code. The CFD code for blade-vortex interaction noise is validated by using experimental data that was conducted in DNW wind tunnel by the advanced technology institute of commuter helicopter (ATIC). The new computer code by moving overlapped grid method is now developing under the research cooperation between NAL and Kawasaki Heavy Industries in order to investigate flow characteristics around a helicopter.

1. はじめに

ヘリコプタは固有の特徴として空中静止、前進、横進、後退等固定翼ではとうていまねのできない飛行が可能である。その飛行特性故に、遭難救助、救急医療、警察、農業散布、報道等とその活用と行動範囲は大変広い。しかしながら航空機の持つ使命としての人員輸送の面においては図らずも十分に活用されているとは言い難い。この理由としては、多々考えられるが最大の要因として騒音の問題がある。特にヘリコプタが離発着するヘリポートは人口の密集している地域が多い。したがって、固定翼機と同様にヘリポート周辺における騒音は今後のヘリコプタの発展においてさけては通れない緊急の課題となりつつある。ヘリポート周辺で特に問題となる騒音は衝撃騒音と呼ばれ、ヘリコプタが高速で飛行する場合に翼上に発生した衝撃波に起因する騒音や緩降下時にブレードと渦とが干渉しあって発生する騒音がそれである。

このような状況に鑑み、航技研では平成8年度より特別研究として「回転翼機の騒音発生機構解明とその低減法の研究」を開始したところである。これらの騒音発生機構の解明については、数値計算(CFD)の技術を駆使することまた騒音解析コードについては従来の移動する騒音源からの波動方程式を解く方法や直接CFDによって解析する方法などを組み合わせて回転翼からの騒音解析手法を確立してきた。さらに、高速回転翼試験装置を整備して風洞内で騒音を計測しその発生機構と騒音のデータベースの構築を図る計画である。本報告では、現在までに得られた解析

手法の現状と試験設備の進捗状況を解説する。

2. 数値解析手法

ヘリコプタの騒音は、図1にあるように主にロータから発生するものとエンジン、トランスミッションなどから発生するもの、さらにロータ及び胴体から発生する渦に起因するものとに分けられる。このうちメイン・ロータから発生する騒音のうち衝撃的な騒音が特に問題となる。これら衝撃騒音がいったん発生すると、他の騒音に卓越する。特にブレードから吐出された翼端渦と自身または後続のブレードが干渉しあって発生するブレード-渦干渉騒音(BVI騒音)は、ヘリポート周辺では近隣の騒音環境に大きく影響する。また、ヘリコプタの高速化に伴い、前進飛行時のヘリコプタ・ブレードは、前進側の翼端付近における相対速度が遷音速領域に達し衝撃波が発生する。この衝撃波による擾乱が伝播し、衝撃的な騒音を発生する(HSI騒音)。図2には、ブレード座標系で描いた速度を示したものであるが、ブレード上に発生した超音速領域が外の超音速領域とつながりこれが原因で、衝撃波による擾乱がロータの外に伝わってゆき状況を示したものである(非局所化現象)。

HSI騒音に関しては、CFD技術を用いた解析手法はほぼ確立され、現在フランスのONERAとの間で、解析コードの相互評価に関する国際共同研究を実施しているところである。BVI騒音に関しては、渦理論とCFD及び騒音解析コードとの組み合わせによる解析手法を構築中であ

り、現在検証を進めているところである。図3はこの1例であり、翼端に下半角を持つブレードが緩降下時においてBVI騒音を発生しているときのブレード上における圧力分布及びBVI騒音波形を示している。ブレードの前縁側において急激な圧力の増加が見て取れる。

3. 国内外の研究機関との関係

航技研におけるヘリコプタの騒音研究は、平成6年度よりコンピュータヘリコプタ先進技術研究所(ATIC)との間の共同研究として主に解析技術を確認する目的で始まった。航技研にある計算機環境と相まって、CFD技術をフルに活用することでより詳細な流れ場解析から音場解析に至る一連の解析手法の確立を目指している。HSI騒音の解析技術は、高性能/低騒音翼型の設計開発に応用され、ATICにおけるAK080AおよびAK100D翼型を生み出している^[1]。前述のようにこの解析コードはONERAとの性能相互比較に使われた^[2]。図4は、オイラーコードによるBVI騒音波形の相互比較の1例である。両図とも、各種格子に対してBVI騒音波形を良く表しているが、ONERAの波形はネガティブピークの値が、荒い格子になるほど過大評価となっている。航技研のコードはどの格子に対しても、このピーク値を良く捕らえていることがわかる。

ATICでは、平成9年度に航技研にある大型低速風洞での風洞試験に続き、オランダにあるドイツーオランダ共用無響風洞(DNW)において、新設計のロータ・ブレードAT1の空力特性と音響特性を把握するための風洞試験を実施した。この結果は、現在データの整理と解析が行われている。図5は、DNWの風洞内に設置された直径4mのロータブレード模型である^[3]。また、図6は、DNWで得られた矩形翼の騒音特性である。この騒音カーペットは、回転翼試験装置のメインロータ面から下方2.4mのところを13本のマイクロホンを装備したトラバース装置によって計測作成されたものである。図の上側が計測結果であり、下方が解析結果である。BVI騒音の特徴であるロータの前進側約50度付近と後退側の300度付近に騒音のピークが現れている。解析結果でもこの傾向は示されているが騒音のレベルは計測結果に対して5dB位過大評価となっている。解析においては、ブレードの弾性変形や翼端渦の軌跡の理論的な推定精度の問題があり、現在、渦理論、CFD、騒音解析と3段階での各理論の組み合わせによる解析手法のさらなる改良が必要である。

翼端渦とブレードとの干渉によって発生するBVI騒音

は、翼端渦の空間位置の推定精度が解析結果に大きく影響することがわかっている。このため、空間における翼端渦の精度向上と胴体まわりの流れ場の正確な把握を目的として、平成9年度に川崎重工業との間で共同研究を開始した。これはCFD技術を適用してヘリコプタ全機周りの流れ場を正確にシミュレートすることによって、ロータハブ部の抵抗軽減やロータから発生する騒音解析については騒音低減化技術の取得を目指しているものである。図7は、研究成果の1例であり、移動重合格子法を用いてロータまわりの流れ場解析を行い、翼端渦の軌跡を渦度表示したものである^[4]。翼端渦がブレードから吐出されて、螺旋状に後方に流されてゆく状況が良く捕らえられている。しかしながら、ロータが1回転する間に、数値粘性の影響によって渦が減衰し翼端渦の形状を保つことができなくなる様子も示されている。このため翼端渦が正確に計算されていないとブレードとの干渉現象によって発生するBVI騒音を捕らえることができない。現在、コードの高精度化をはかり、BVI騒音解析に適用することを進めている。

4. おわりに

ヘリコプタの機外騒音研究において、理論的な特性の把握特にBVI騒音の特性解析はその重要性が認識されているにもかかわらずまだその緒についたばかりである。世界的にも、騒音低減技術が重要な課題となっている昨今、一研究機関だけですべての研究課題をを網羅することは、設備や人員の観点から言っても現実的ではない。研究を進めるに当たって内外の研究協力が期待される場所である。

5. 参考文献

- [1] 青木誠、他：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、第13回航空機計算空気力学シンポジウム、6月、1995年。
- [2] J.Zibi, C.Polacsek, O. Rouzaud, Y. Aoyama, S. Saito, T.Iwamiya: Predictions of High-Speed Impulsive Rotor Noise using Euler/Kirchhoff Methods of ONERA and NAL, Heli Japan 98, 4, 1998.
- [3] H.Nakamura, H.Nishimura, N.Kondo, E.Yamakawa, T.Aoyama, S.Saito: Effect of Blade Geometry on BVI Noise in Various Flight Conditions, Heli Japan 98, 1998.
- [4] A.Ochi, E. Shima, T.Aoyama, S.Saito: Parallel Numerical Computations of Helicopter Rotor by Moving Overlapped Grid Method, Heli Japan 98, 1998.



図1 ヘリコプタ騒音の種類

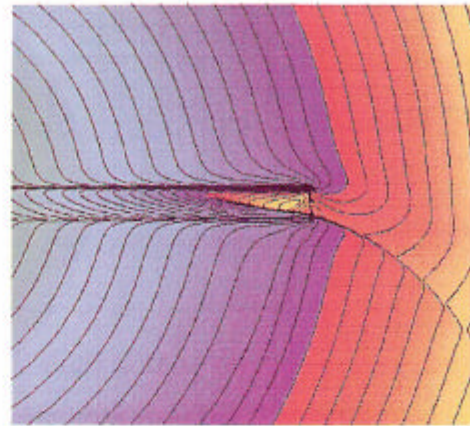


図2 ブレード周りの等マッハ数分布

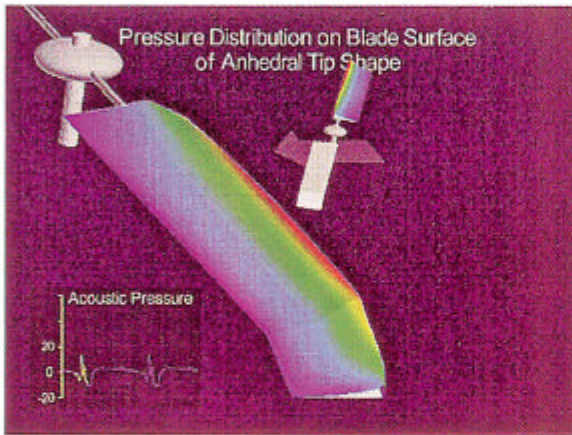


図3 下反角翼端をもつブレードの翼渦形の相互比較

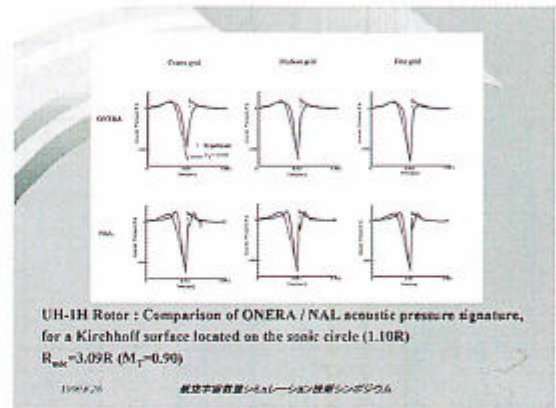


図4 NAL-ONERAにおけるBVI波干渉時における圧力分布と騒音波形

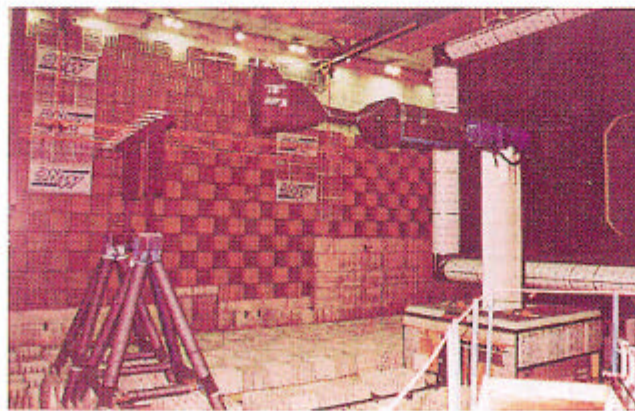


図5 DNW 無響風洞内に設置されたATIC回転翼試験装置

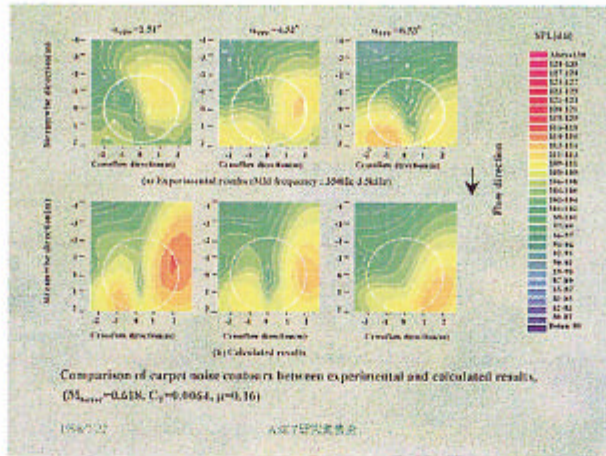


図6 DNW無響風洞において計測された騒音のロータ下方のカーペット図と解析結果との比較

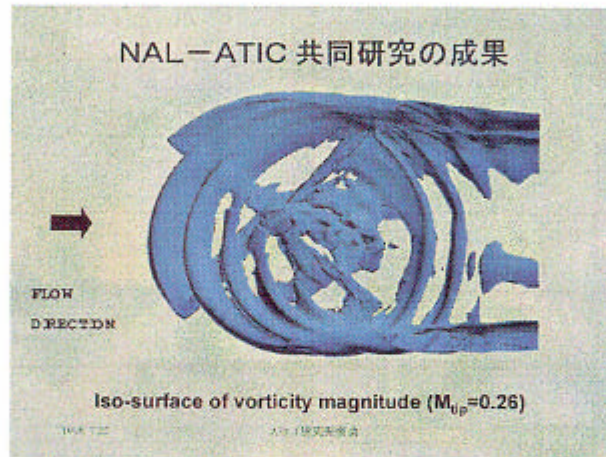


図7 移動格子法によるロータまわりの解析結果（渦度による翼端渦表示法）

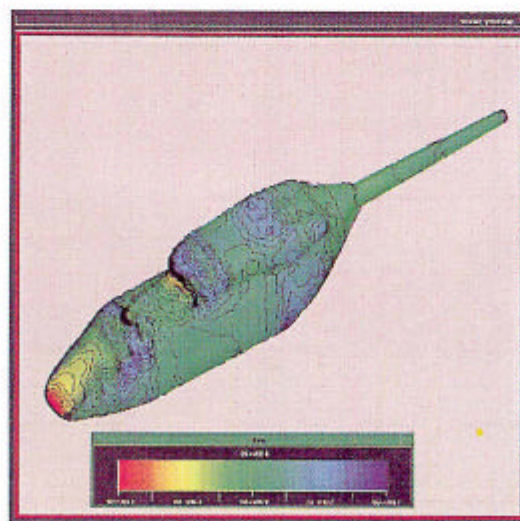


図8 KHIとの共同研究におけるヘリコプタ胴体まわりの流れ場解析結果（胴体表面上の圧力分布）