

ヘリコプタの騒音を低減するアクティブ・フラップの数値解析

青山剛史、梁忠模、齊藤茂 (JAXA)

Numerical Analysis of Active Flap for Noise Reduction
Using Moving Overlapped Grid Method

Takashi Aoyama, Choongmo Yang, Shigeru Saito (JAXA)

ABSTRACT

A three-dimensional unsteady Euler code for the analysis of active flap control (AFC) has been developed in this study based on an advanced CFD code for the full configuration of helicopters. The effect of phase angle of AFC on blade-vortex interaction (BVI) noise is analyzed by combining the new CFD code with an acoustic code based on the Ffowcs Williams and Hawkings (FW-H) equation. As a result, a simple model is proposed to understand the effect of flap phase angle on BVI noise and 3D calculations by the present method confirm that the model properly works. The prediction of the effect of flap phase angle by the present method is remarkably improved by applying the understandings derived from the simple model. A quantitative noise reduction of 5.62dB is obtained at the flap phase angle of 60° and noise signal strongly propagates almost downward in a condition of one-bladed rotor.

1. はじめに

垂直離着陸し、かつ空中に静止することができるヘリコプタは、ドクターヘリ、消防・防災ヘリ、報道ヘリ等、様々な分野で活用されている。また、最近では空力的デザインの改善等によって高速前進飛行も徐々に可能となっており、ますます都市間交通の手段として活躍が期待されている。しかし、主に騒音と有視界飛行の問題がそれを妨げる大きな要因となっているのが現状である。

様々なヘリコプタ騒音の中でも、とくに着陸時に顕著となるブレード/渦干渉 (Blade-Vortex Interaction: BVI) 騒音は住民への被害が大きいため、その低減が喫緊の課題となっている。低減技術としては、低騒音飛行経路を取る方法^{1,2}、翼型・翼端形状を工夫する受動的な方法³⁻⁶、ロータやブレードをアクティブに制御する能動的な方法⁷に分類される。受動的な方法は高速衝撃騒音の低減に有効な手段であることが示されているものの、BVI 騒音低減の手段としては、必ずしも大きな効果は期待できない。そこで、能動的な方法が BVI 騒音を大幅に低減する突破口となる技術として注目を集めている。ここでは、能動的な方法のひとつであるアクティブ・フラップ (Active Flap Control: AFC) に着目して研究を行った。

AFC の解析については、文献 8 にもまとめられているように、AFC を持つブレードの空弾性モデルを開発する様々な努力が続けられている。しかし、これらの研究においては、その焦点が空弾性に当てられているため、AFC の非定常空力に関しては、比較的簡単なモデルが用いられているのが現状である。しかし、AFC が BVI 騒音に及ぼす影響を解析しようとするならば、AFC による翼端渦の軌

跡や渦構造の変化を正確に捉える必要があることから、より正確な非定常空力のモデル化が必要になる。そこで、本研究では、移動重合格子法を適用することで AFC を解析できる CFD コードを世界に先駆けて開発し、実験結果との比較によってコード検証を行うとともに、それを通して BVI 騒音の現象を容易に把握するための簡易モデルを提案することを目的とした。

2. 計算法

ここでは、ヘリコプタ全機周りの流れ場を解析するコード^{9,10} (オリジナルコード) を AFC 用に拡張することでコードの開発を行った。そして、その CFD コードと音響解析コードを組み合わせることで、BVI 騒音の計算を行った。

計算格子としては、図 1 に示す移動重合格子を用いた。この格子は、メインロータとテールロータの個々のブレードを覆うブレード格子、胴体周りの胴体格子、機体全体を包む内側背景格子、さらにその外に配置された計算領域全体に及ぶ粗い外側背景格子からなっている。メインロータ・ブレード格子は、フラップの動きに応じて、CFD の計算ステップ毎に作り直されている。表 1 に格子点数を示す。

メインロータとテールロータのブレード格子と胴体格子における空力計算には、3次元非定常オイラーソルバー¹¹を用いた。直交格子である内側および外側背景格子では、4次精度のコンパクト MUSCL TVD スキーム¹²を適用した有限体積法オイラーソルバーが用いられている。計算は、JAXA の第 3 世代の数値シミュレーターである CeNSS (Central Numerical Simulation System) によ

って行った。計算時間としては、CeNSS の CPU を 36 台並列に用いて、約 1500 万点の格子点で完全な周期解を得るのに約 100 時間を要する。

BVI 騒音の音圧は、CFD で得られたブレード翼面上の圧力分布を入力として、音響コード¹³を用いて計算する。このコードは、FW-H (Ffowcs Williams and Hawkins) 式の Farassat Formulation 1¹⁴と呼ばれる形式を用いて作られている。

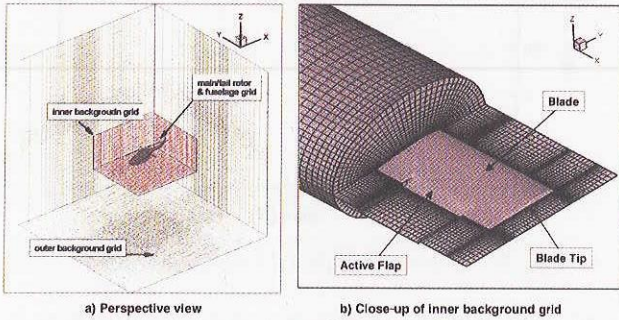


図1 計算格子

表1 格子点数

Inner background grid	(X×Y×Z) 450×400×80 = 14,400,000
Outer background grid	(X×Y×Z) 83×79×49 = 321,293
Blade grid	(chord×normal×span) × blade (77×20×70) × 2 = 215,600
Total	15,275,693 points
Spacing of inner background grid	0.05c (=0.006R)

3. 結果と考察

AFCに関する実験結果との比較

本方法による計算結果を、1997年にATICが行った実験結果¹⁵と比較した。実験に用いられた1枚ブレードのモデルロータでは、ブレードはハブに固定されており、ピッチング運動のみ可能となっている。表2にロータ諸元と計算条件を示す。図2は、AFCなし、位相角50°と170°の3つのケースについて、計算結果と実験値を比較したものである。AFCのピッチ角 $\theta_{AFC}(\psi)$ は

$$\theta_{AFC}(\psi) = \theta_{0AFC} \cos P_{AFC}(\psi - \psi_{AFC}), \quad (1)$$

のように定義される。ここで、 ψ 、 θ_{0AFC} 、 P_{AFC} 、と ψ_{AFC} は、それぞれブレード方位角、AFCの振幅、周波数、位相角である。図では、波形を見やすくするため、170°と50°の結果をそれぞれ±20°ずらして表示してある。マイクは、図3に示した位置にある。正のピークの直後に見られるなだらかな山は、近傍場の荷重音である。計算結果は、AFCなし

の場合、正のピークをかなり過小予測している。また、実験値に示されている、位相角170°で騒音低減効果が見られる傾向についても、逆に騒音増加と予測している。これらの重大な差異については、以下の議論でその原因が明らかになっていく。

表2 ロータ諸元と計算条件

Blade	
Hub type	rigid in flap and lead-lag
Rotor radius	1m
Blade chord length	0.12m
Airfoil	NACA0012
Twist angle	0.0°
Planform	rectangular
Number of blade	1
Active Flap	
Chord-wise length	0.25c
Span-wise length	0.18R
Position	0.80-0.98R
Amplitude	6.0°
Frequency	2P
Operating Condition	
Free-stream velocity	20.1m/s
Rotor rpm	600
Collective pitch angle	5.0°
Cyclic pitch angle	0.0°
Shaft tilt angle	0.0°

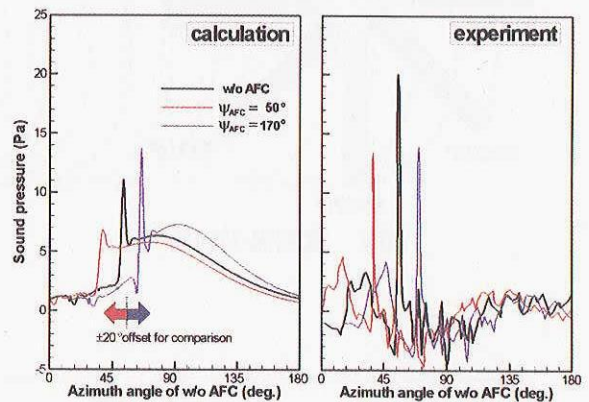


図2 音圧に関する計算結果と実験値との比較

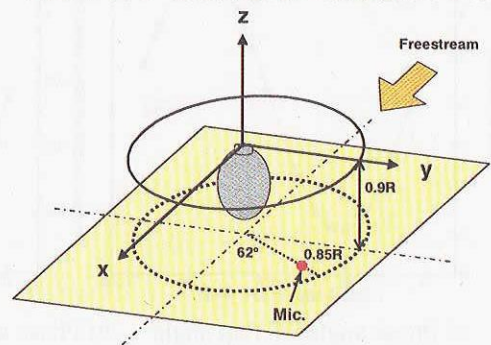


図3 マイク位置

翼端渦の挙動に及ぼす位相角の影響

ここで計算対象としたモデルロータの翼端渦の軌跡は、図 4 のようになる。図に示された鉛直面は一樣流と平行で、ブレードが方位角 46° にあるとき、スパン位置 $0.9R$ (R はロータ半径) の前縁と交差する。この交差点は、以下に説明する通り、最も強い音源が存在する位置である。図 5 は、いくつかの方位角位置において、前縁から約 $0.01c$ の位置でのブレード翼面上圧力の時間変動 $\partial p / \partial t$ (音圧との相関がよく、音源強度の近似を与えるものと考えられる) をスパン方向に分布させたものである。計算は、一樣流速度が 18.0m/s であること以外表 5 に示したものと同一条件で行われた。この図より、 $\partial p / \partial t$ の最大値は、ブレード方位角が 46° のとき、 $0.9R$ 付近に現れることがわかる。従って、先の交差点に最も強い音源が存在すると考えられる。この交差点でブレードと干渉する渦は、ブレードが ψ_{VG} に位置するときその翼端後縁から吐き出されたもので、ここでは ψ_{VG} の値は 143° である。

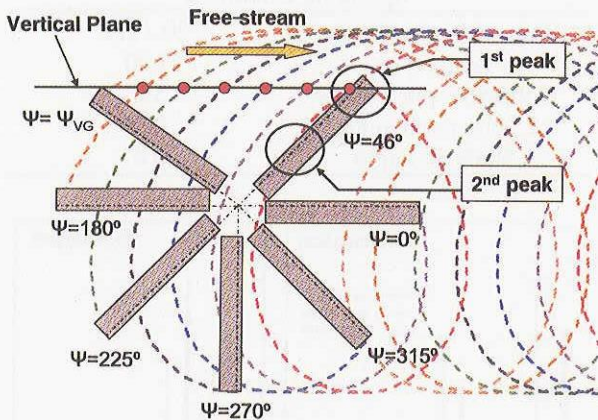


図 4 翼端渦の軌跡

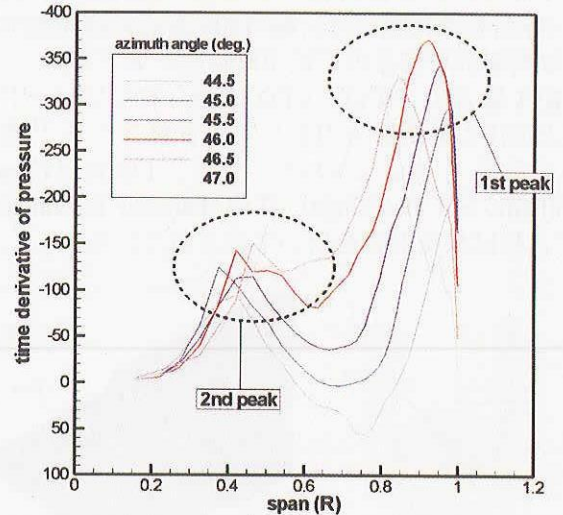
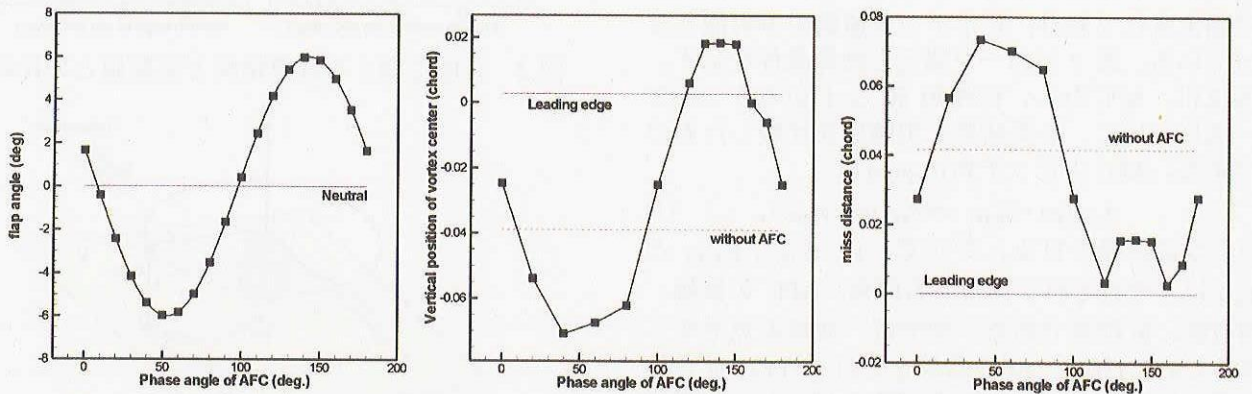


図 5 ブレード翼面上圧力の時間変動

図 6 は、フラップの動きと渦の垂直方向位置の関係を定量的に示している。図 6 a)では、横軸に位相角を、縦軸に渦発生時の方位角位置 ψ_{VG} におけるフラップ角 (式(1)参照) を取っている。図中に "Neutral" で示された実線は中立位置で、フラップが上方に振れる場合を正としている。図 6 b)は、位相角と渦の垂直方向位置の関係を示すもので、渦の垂直方向位置は図 4 の鉛直面上で右から 2 番目の丸で示された場所で測られている。図中の実線は干渉するブレードの前縁位置を表し、点線は AFC なしの場合の渦位置を表す。図 6 a)と 6 b)を比較すると、フラップ角と渦の垂直方向位置は極めて相関がよく、フラップが下がると渦位置も下がり、フラップが上がると渦位置も上がることがわかる。図 6 c)は、図 6 b)の渦位置と実線の距離として表されるミスディスタンスを示す。次節では、2次元的に見た BVI を 4 つのタイプに分類することで、ミスディスタンスと騒音強度の関係について論じる。



a) Phase angle vs. flap angle b) Phase angle vs. vortex vertical position c) Phase angle vs. miss-distance

図 6 フラップ角と渦位置の関係

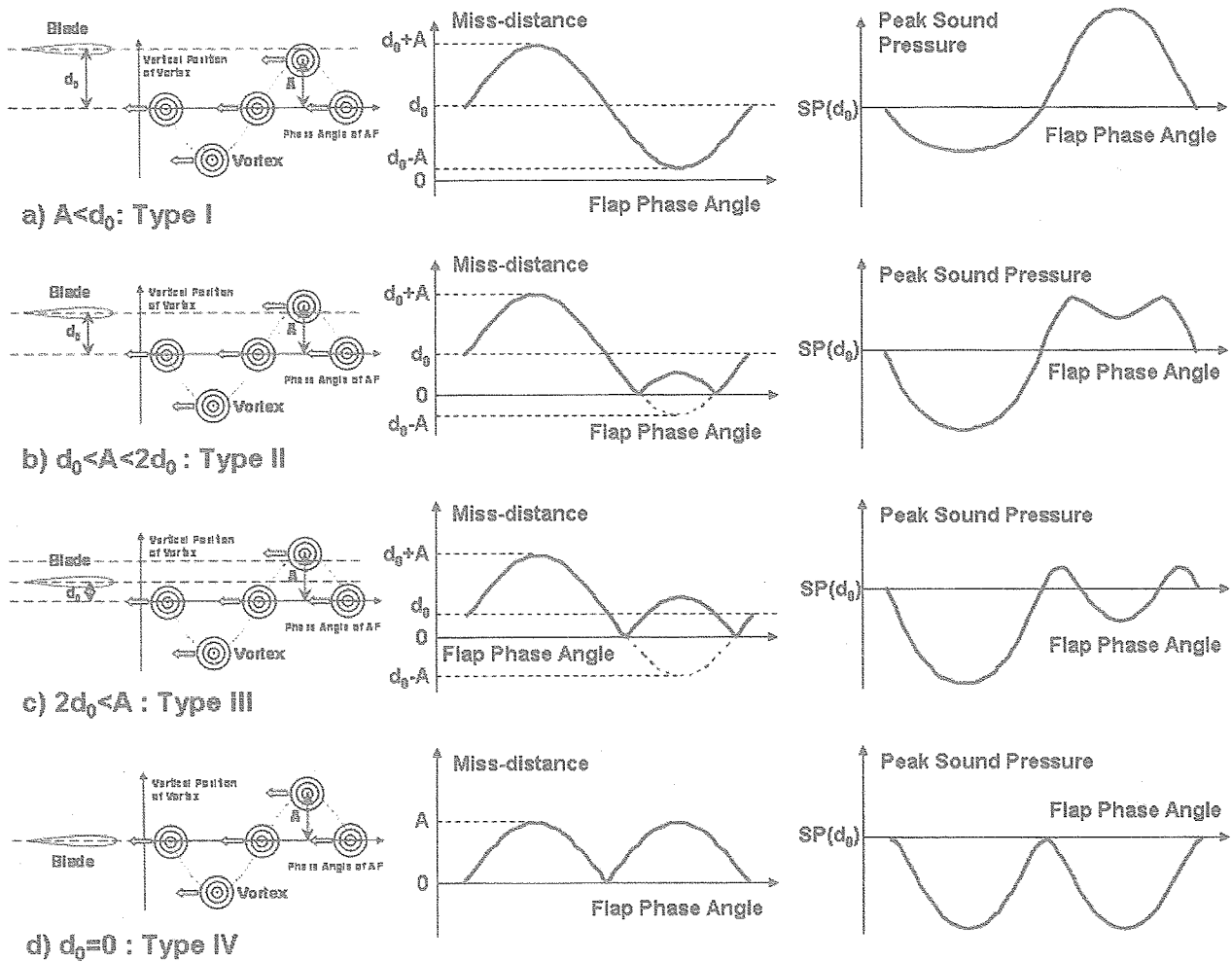


図7 2次元的なBVIの分類

位相角が BVI 騒音に及ぼす影響を把握するための簡易モデル

前節で得られたフラップ角と渦位置の関係についての理解をもとに、ここでは位相角が BVI 騒音に及ぼす影響を把握するための簡易モデルを提案する。このモデルでは、先に述べた最大音源が BVI 騒音の強度に支配的影響を持ち、図 4 の鉛直面における BVI が重要であると考え。図 7 は、2次元的に見た BVI を I, II, III, IV の 4 つのタイプに分類したものである。図 7 a) の左端の図は、 $A < d_0$ のときアクティブ・フラップをもつ先行ブレードから放出された渦と後続ブレードの関係を示すものであり、ここで、 A はフラップが最も上方（あるいは下方）に振れたとき放出された渦と中立位置で放出された渦の垂直方向の距離であり、 d_0 は中立位置で放出された渦とブレードのミスディスタンスである。式(1)に示すように、AFC の振幅と周波数およびブレードの方位角を固定すると、フラップ角は位相角 ψ_{AFC} のみの関数となるので、渦の垂直位置も位相角の関数として変化する。図 7 a) の中央と右端の図は、それぞれミスディスタ

ンスとピーク音圧を位相角の関数として表したものである。中央の図から右端の図を得るに当たっては、以下の関係式を用いた。

$$SP(d) = \frac{kSP(0)}{d^2 + k} \quad (2)$$

ここで、 SP はミスディスタンス d の関数であるピーク音圧であり、 k は定数である。式(2)の右辺は、 d が 0 のとき $SP(0)$ となる。この式は、簡単な平行 BVI のモデル（固定翼の渦発生装置から放出された翼端渦とブレードが平行干渉する）での計算から導いた。図 8 は、3 つケースで求められたミスディスタンスとピーク音圧の関係である。ピーク音圧は、ロータの回転中心を中心とする半径 $100R$ の半球上で求めている。図 8 の四角は計算結果を表し、実線は式(2)を用いてカーブフィッティングしたものである。以上より、式(2)の仮定が妥当であることが示された。図 7 b)-d) は、それぞれ $d_0 < A < 2d_0$, $2d_0 < A$, $d_0 = 0$ の条件で図 7 a) と同様の図を示したものである。 d_0 が相対的に A に対して増加するに従って、ピーク音圧のグラフが連続的に変化している様子が見取れる。

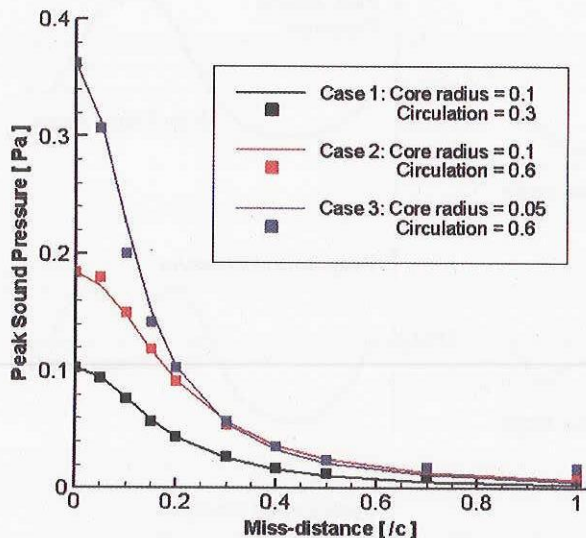


図8 ミスディスタンスとピーク音圧の関係

AFC用CFDコードを用いた3次元の計算

前節で提案したモデルの妥当性を示すため、図5を得た条件で3次元CFDの計算を行い、結果を図9に示した。図で、横軸は位相角、縦軸はピーク音圧を表す。ここで、ピーク音圧は先に述べた半球状の観測面で求めた。この図に現れた傾向は、明らかに図7のタイプIIに分類されるものである。従って、本研究で提案された簡易モデルが実際の3次元的なBVI騒音の現象をよくモデル化していることが示された。図より、位相角13°から106°の間でBVI騒音の低減が見られ、位相角60°では最大値5.62dBを得るに至っている。図中に見られるずれ ψ_d は、図6a)におけるフラップ角のずれに起因している。

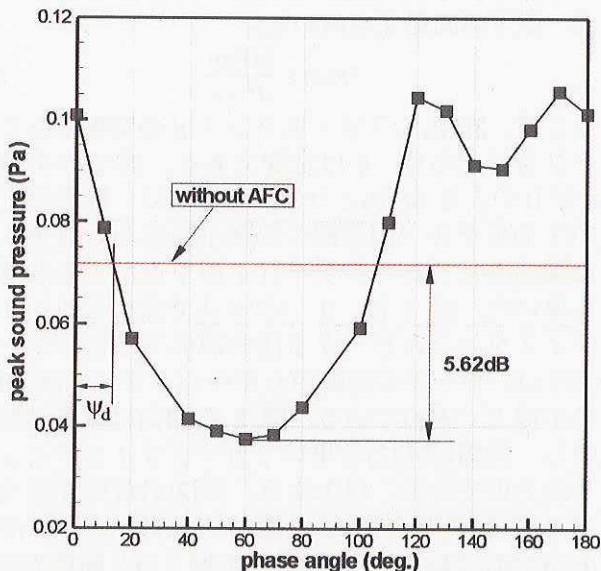


図9 位相角がピーク音圧に及ぼす影響

騒音予測の改善

図2の実験結果は、表2に示されるように、シャフト傾角0°の条件で得られたものであるが、文献15には、この状態でAFCなしの最大のBVI騒音が得られたと報告されている。しかし、最大の騒音が観測される条件では、通常ティップパスプレーンは頭上げに傾いていることから、この実験では風洞の偏流が計測に大きな影響を及ぼしたと考えられる。そこで、先に述べた簡易モデルから得られる知見をもって、図2の予測結果を改善することを試みる。図2の計算結果は偏流の影響を考慮していないので、先にも述べた通り、図7のタイプIIに分類される計算を行ったことになる。故に、図10上方図の2つの丸で示されるように、位相角50°と170°でそれぞれAFCなしに比べて騒音の減少と増加を示す結果となった。しかし、もしタイプIV(ヘッドオンBVI)で位相角50°と170°のピーク音圧を予測した場合、図10下方図の2つの丸で示されるように、両方で騒音低減が得られることになる。また、位相角50°の方が170°より低減効果はわずかに大きく、さらに、AFCなしの場合のピーク音圧は、タイプIIよりもタイプIVの方が大きい。これらの傾向はすべて図2の実験結果とよく一致しており、タイプIVの計算を行うことで図2の予測結果を改善できることがわかる。

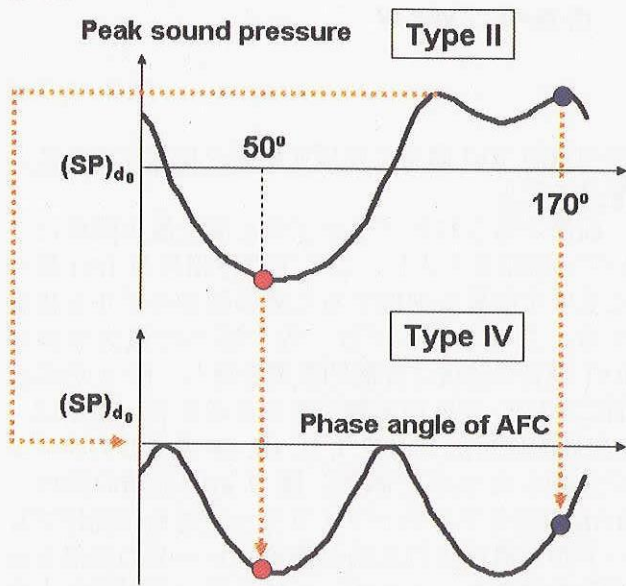


図10 騒音予測の改善に関する考え方

この考え方の妥当性を確認するため、タイプIVの条件で3次元のCFD計算を行った。ここでは、その条件を達成するために、ロータのシャフト傾角を調整することで、風洞の偏流の影響を模擬した。用いるべきシャフト傾角を決定するに当たっては、シャフト傾角が最大音源の存在する位置にお

ける $\partial p/\partial t$ の値に及ぼす影響を調べ、 $\partial p/\partial t$ が最も大きくなるシャフト傾角をもって求める値とした。結果として、シャフト傾角 1.4° (頭上げ) を選定し、図 11 に計算結果と実験値を比較した。図 11 の計算結果は、図 2 のそれに比べて、AFC なしの正のピーク値を大幅に改善するとともに、位相角 50° と 170° の影響も定性的に正しく予測している。従って、ここで開発された AFC 用の CFD コードは、定量的に改善の余地があるものの、定性的には AFC の位相角が BVI 騒音に及ぼす影響を正しく予測することが示された。

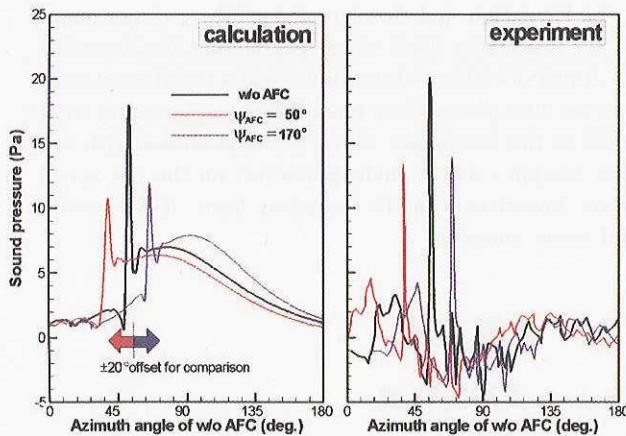


図 11 音圧に関する計算結果と実験値との比較

4. 結論

ヘリコプタの BVI 騒音を低減するアクティブ・フラップ用の CFD コードを開発し、AFC の位相角が騒音に及ぼす影響を解析することで、以下の結論を得た。

1. 位相角が BVI 騒音に及ぼす影響を把握するための簡易モデルを提案し、それがうまく機能することを示した。
2. 簡易モデルから得られる知見を用いることにより、AFC 用 CFD コードによる実験値の予測結果は格段に改善された。
3. BVI 騒音の風洞試験は、流れの偏流に極めて敏感であるため、コード検証用の計算を行うに当たっても注意が必要である。
4. ここで用いた特定の条件では、位相角 60° のとき 5.62dB の騒音低減効果が得られた。

参考文献

1. Gopalan, G., Schmitz, F. H., and Sim, B. W., Flight Path Management and Control Methodology to Reduce Helicopter Blade-Vortex Interaction (BVI)

- Noise, AHS Vertical Lift Aircraft Design Conference, San Francisco, CA, Jan., 2000.
2. Schmitz, F. H., Gopalan, G., and Sim, B. W., Flight Trajectory Management to Reduce Helicopter Blade-Vortex Interaction (BVI) Noise with Head/Tailwind Effects, 26th ERF, No. 77, The Hague, The Netherlands, Sep., 2000.
3. Boxwell, D. A. and Schmitz, F. H., Full-Scale Measurements of Blade-Vortex Interaction Noise, Journal of the American Helicopter Society, Vol.27, (4), Oct, 1982, pp.11-27.
4. Martin, R. M. and Connor, A. B., Wind-Tunnel Acoustic Results of Two Rotor Models with Several Designs, NASA-TM 87698, 1986.
5. Yu, Y. H., Liu, S. R., Jordan, D. E., Landgrebe, A. J., Lorber, P. F., Pollack, M. J., and Martin, R. M., Aerodynamic and Acoustic Test of a United Technologies Model Scale Rotor at DNW, AHS 46th Annual Forum, May, 1990.
6. Lowson, M. V., Progress Towards Quieter Civil Helicopters, 17th ERF, No. 59, 1991.
7. Yu, Y. H., Gmelin, B., Spletstoesser, W., Philippe, J.J., Prieur, J., and Brooks, T., Reduction of Helicopter Blade-Vortex Interaction Noise by Active Rotor Control Technology, Prog. Aerospace Sci., Vol. 33, 1997, pp. 647-687.
8. Chopra, I., Status of Application of Smart Structures Technology to Rotorcraft Systems, J. of AHS, Vol. 45, No. 4, pp. 228-252, 2000.
9. Ochi, A., Aoyama, T., Saito, S., Shima, E., and Yamakawa, E., BVI Noise Predictions by Moving Overlapped Grid Method, AHS 55th Annual Forum, Montreal, Canada, May 1999.
10. Yang, C., Aoyama, T., Saito, S., Numerical Analysis of Interaction Noise between Main Rotor and Tail Rotor of Helicopter, 24th ICAS, Yokohama, August, 2004.
11. Aoyama, T., Kawachi, K., Saito, S., Unsteady Calculation for Flow-field of Helicopter Rotor with Various Tip Shapes, 18th European Rotorcraft Forum, Paper No.B03, Avignon, France, September 1992.
12. Yamamoto, S. and Daiguji, H., Higher-Order-Accurate Upwind Schemes for Solving the Compressible Euler and Navier-Stokes Equations, J. of Computers & Fluids, 22, pp.259-270, 1993.
13. Nakamura, Y., and Azuma, A., "Rotational Noise of Helicopter Rotors," Vertica, vol. 3, No. 3/4, pp.293-316, 1979.
14. Farassat, F., Theory of noise generation from moving bodies with an application to helicopter rotors, NASA TR R 451, 1975.
15. Kobiki, N., Tsuchihashi, A., Murashige, A., Yamakawa, E., Elementary Study for the Effect of HHC and Active Flap on Blade Vortex Interaction, 23rd European Rotorcraft Forum, Dresden, Germany, September, 1997.