

ヘリコプタ騒音低減用アクティブ・タブの実験的研究について

小曳 昇、田辺 安忠、齊藤 茂 (宇宙航空研究開発機構)
赤坂 剛史 (川田工業株式会社)

Experimental Research of Active Tab for Helicopter Noise Reduction

Kobiki Noboru, Yasutada Tanabe, Shigeru Saito (JAXA)
Takeshi Akasaka (Kawada Industries, Inc.)

概 要

JAXA が川田工業株式会社との共同研究で独自のヘリコプタ騒音低減用アクティブ技術として開発した「アクティブ・タブ」についての実験的研究内容をまとめる。共同研究は、概念検討、2次元静・動特性風洞試験、アクティブ・タブを装備したブレードを用いたロータ風洞試験及びCFDについて実施した。この内、アクティブ・タブを装備したブレードを用いたロータ風洞試験の結果を紹介する。ロータ風洞試験では、約3dBの騒音制御能力が実証され、アクティブ・タブがヘリコプタの着陸・進入時に発生するBVI騒音低減に有望であるとの見込みを得ることができたとともに、ブレード表面圧力がBVI検知とアクティブ・タブの騒音低減効果を表現するための有望な指標となることを確認した。

1. はじめに

ヘリポート周辺や飛行経路下での騒音を飛躍的に低減することで高いパブリック・アクセプタンスを得ることができ、かつ年々厳格化されるICAO騒音基準を余裕を持ってクリアできる技術的ソリューションが長い間期待されてきた。

ヘリコプタが発生する騒音の内、騒音被害が大きく、その低減が既存技術による対処では困難なBVI騒音については、各国のヘリコプタ・メーカーや研究機関がここ十数年にわたってその低減技術の開発を最重要課題の一つとして取り組んでいる。現在最も有望視されているのは、アクティブ・フラップと呼ばれるアクティブ技術の一つである。概要を図1に示す。この方式は、ブレード翼端部の後縁に取り付けたフラップのみをこの付近に設置したスマート・アクチュエータで駆動させる方式で、これによって低パワでの作動が可能となる。この方式はスマート材料分野での近年の進歩によって可能となったもので、高G環境下でフラップに十分な高調波振幅を発生させるための機構に技術課題を有していたが、日本のATICが世界に先駆けて実大ロータに搭載しての地上回

転試験を実施して、技術的な成立性を実証した(Ref.1)。また、Boeing社も実大ロータに搭載しての地上回転試験を実施した他(Ref.2)、Eurocopter社はアクティブ・フラップを搭載した試験機を製作して飛行試験が間近であることが報告されている。(Ref.3)騒音低減用アクティブ技術をヘリコプタに適用するためには、時々刻々と変化する実機の飛行条件にアクティブ技術の作動諸元(周波数、振幅、位相など)を対応させるための制御則開発も不可欠で、この研究も活発に進められている。(Ref.4)

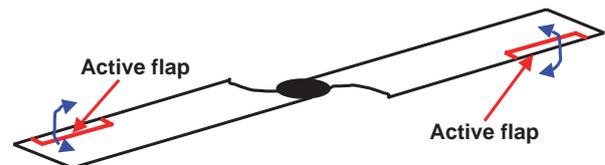


図1 アクティブ・フラップ

このような状況の中、JAXAと川田工業株式会社は、上昇・水平飛行・着陸の全ての飛行形態での騒音低減に有効なアクティブ技術である「アクティブ・タブ」を提案し、その研究開発を共同で行った。研究計画の概要を図2に示す。

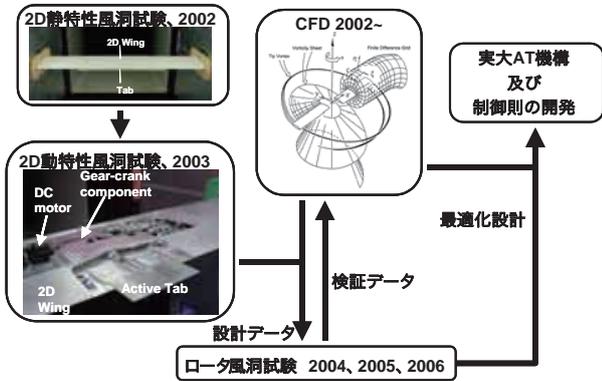


図2 アクティブ・タブ研究計画

第1段階として、2002年から2003年にかけて川田工業株式会社の2m×2.5m低速風洞において2次元静・動特性風洞試験を実施してアクティブ・タブの基本的な空力特性を評価した。アクティブ・タブ作動によるブレード揚力制御能力から、現実的サイズのアクティブ・タブでロータ騒音低減が可能である結果を得た。(Refs.5,6)

2004年より、次の段階として実施したアクティブ・タブを搭載したロータ風洞試験を行い、アクティブ・タブは約3dBの騒音制御能力を有し、ロータ騒音低減用アクティブ技術として有望であることを確認し(Refs.7,8), アクティブ・タブの騒音低減能力の向上と制御則の研究を進めた。(Refs.9,10)

ここでは、このロータ風洞試験結果から得られたブレード空力特性と騒音低減効果についての知見をまとめる。

2. 目的

本研究の目的は以下の通り。

- (1) アクティブ・タブを搭載したロータ風洞試験によって、その騒音低減効果を評価。
- (2) アクティブ・タブ用制御則にブレード空力特性を供する方法の検討。

3. アクティブ・タブについて

アクティブ・タブの概要を図3に示す。アクティブ・タブはブレード後縁部に取り付けられ、前後に往復駆動

させることで可変面積効果によってブレード揚力を増減させることができる。この効果によってBVI騒音や振動を低減させるものである。また、アクティブ・タブはある一定の変位を固定する静的な作動を行うこともでき、このことによって全ロータ・アジマスでブレード揚力に一定の増加を生じさせることが可能である。この余剰分の揚力により、ロータ回転数を減らすことができ上昇・水平飛行時の騒音低減も可能となる。

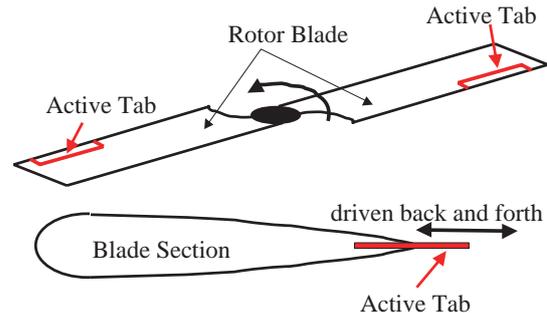


図3 アクティブ・タブの概要

4. ロータ風洞試験

4.1 試験装置

2004年に川田工業株式会社の2.5m×2.5m低速風洞においてJAXA所有の1枚ロータ試験装置を用いてアクティブ・タブを搭載したロータ風洞試験を実施した。1枚ロータ試験装置の概要を図4に、また主要な諸元を表1に示す。ロータはロータ駆動モータで、またアクティブ・タブはHHCモータで駆動される。両者ともに電気モータで、各モータにあるエンコーダによって同調されることにより、適正なアクティブ・タブ位相が生成される。ロータ装置の機械的制限によって、アクティブ・タブ振幅と周波数はプリセット方式としている。

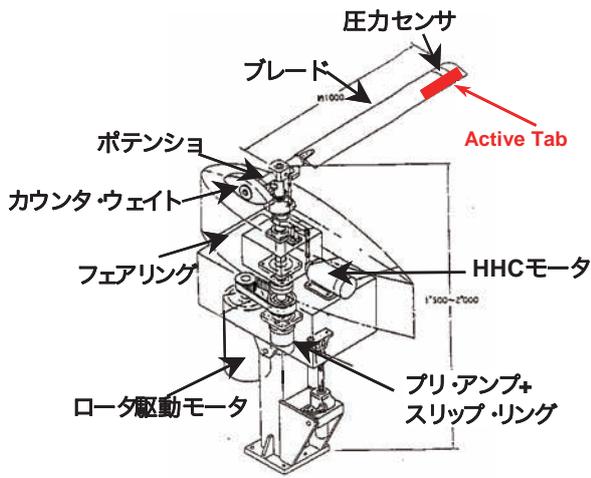
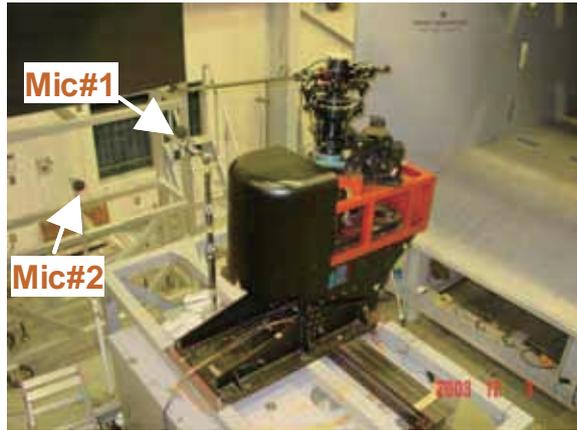


図 4 1 枚ロータ試験装置

表 1 1 枚ロータ試験装置とアクティブ・タブの諸元

Hub type	rigid in flap and lead-lag
Rotor radius	1m
Blade chord	0.12m
Airfoil	NACA0012
Blade plan form	Rectangular
Blade twist	0deg.
Rotor speed	1200rpm (max)
Collective pitch	-5 to +15deg.
Cyclic pitch	0deg. (fixed)
Active Tab	Amp. : 24mm(max)
	Freq. : 20Hz
	Phase : variable
	Span : 80 ~ 98%R
	Plan form: fan shape
	Anhedral: 10deg.

アクティブ・タブを搭載したブレード供試体を図 5 に、主要諸元を表 1 に示す。アクティブ・タブは 80%R 位置を頂点とする扇形で、動圧が高い翼端部ほど変位が大きくなる形状とした。また、アクティブ・タブによる可変面積効果を補強するため 10deg の下反角を付与した。

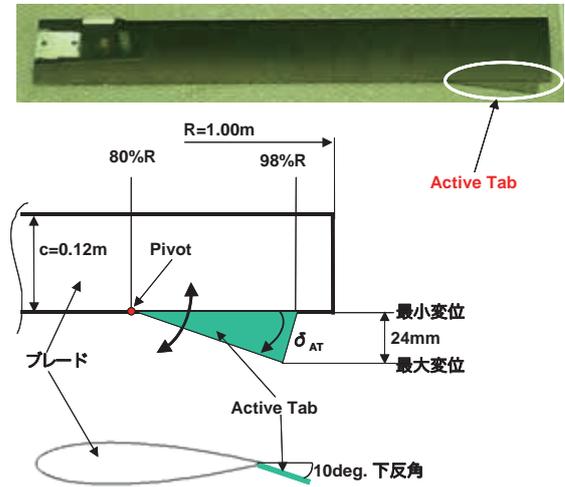


図 5 アクティブ・タブ供試体

アクティブ・タブ変位は以下のように定義した。

$$\delta_{AT} = \theta_{AT} \cos(2\Omega t - \phi_{AT})$$

ここで、

δ_{AT} : アクティブ・タブ変位 (deg.)

θ_{AT} : アクティブ・タブ振幅 (pre-set, deg.)

ϕ_{AT} : アクティブ・タブ位相 (deg. or rad)

Ω : ロータ回転速度 (rad/sec)

4.2 試験条件

風速 : 18m/sec

風洞測定部 : 開放型

ロータ回転数 : 600rpm

コレクティブ・ピッチ角 : 4.3deg

サイクリック・ピッチ角 : 0deg

ロータ迎角 : 2deg (頭上げ)

アクティブ・タブ周波数 : 20Hz (2/rev)

アクティブ・タブ振幅 : 3.8deg

アクティブ・タブ位相 : 0 ~ 360deg 可変

4.3 計測

主に 85%R 位置に配置した非常常圧力センサでブレード表面圧力を、また図 4 及び図 6 に示す位置に設置したマイクでロータ騒音を計測した。アクティブ・タブ変位

はアクティブ・タブ頂点のやや翼根側に取り付けた Hall センサで計測し、パルス・エンコーダによってロータ・アジマスを検出した。計測系の概要を図7に示す。

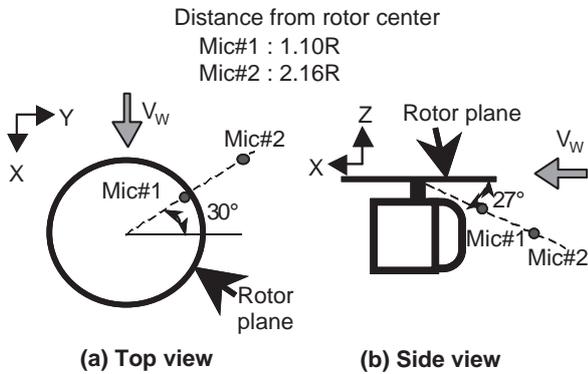


図6 マイク位置

4.4 データ収集・処理

全ての計測項目は time domain で同時計測され、パルス・エンコーダの 1/rev 信号でロータ・アジマスに対応付け処理される。マイクの samplingrate は 10kHz、その他は 4kHz で、ロータ 40 周分の計測を行う。ランダムノイズを除去するため、ensemble 平均をとりロータ回転による周期的な特性を評価できるようにした。

5. 結果と考察

5.1 ロータ騒音

アクティブ・タブ位相のロータ騒音への影響を評価するため、Mic#1 で計測した騒音レベルを図8に示す。この図の全てのデータ・ポイントで風洞暗騒音を差し引いている。また、アクティブ・タブ on のデータ・ポイントではさらに HHC 機構の発生する機械騒音も差し引いてある。

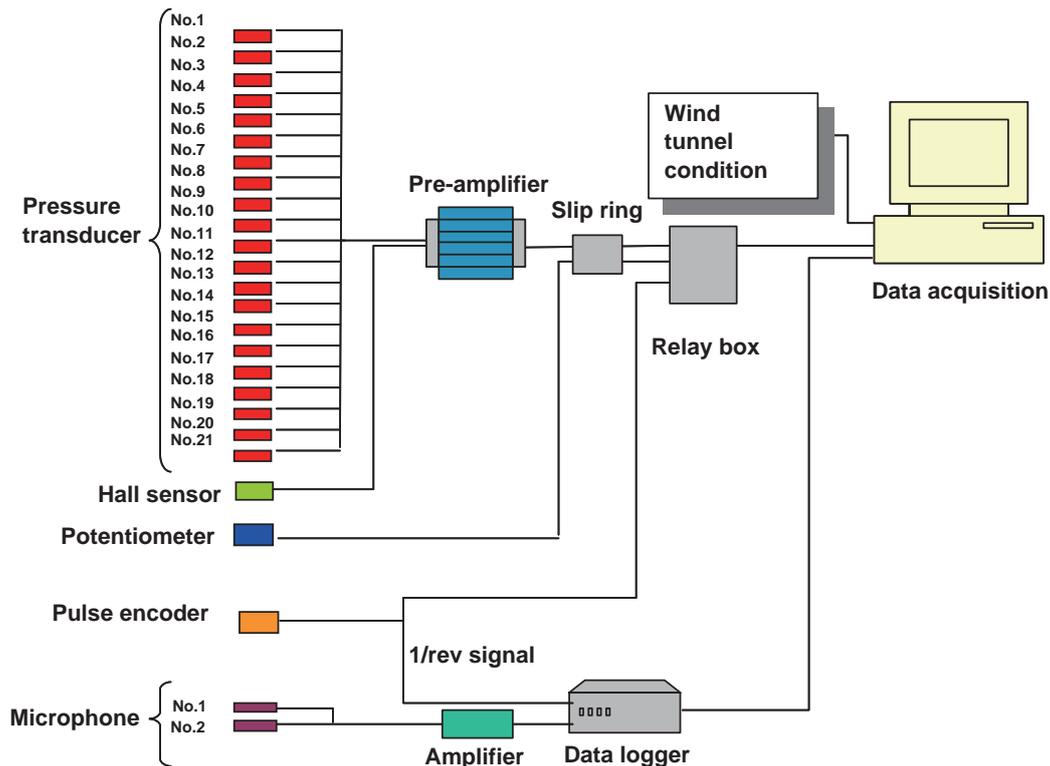


図7 計測系

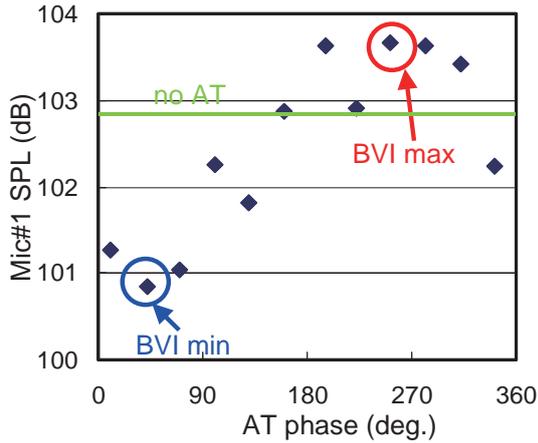


図 8 アクティブ・タブのロータ騒音低減効果

アクティブ・タブ位相 42deg で最大の騒音低減効果が得られ、アクティブ・タブ off と比較して 2dB ロータ騒音が低下している。ロータ騒音の最大値と最小値の差である騒音制御能力は 2.9dB であることが実証できた。

図 9 にアクティブ・タブなし (no AT), アクティブ・タブありの場合の BVI 最大 (BVI max) 及び最小 (BVI min) を観測したアクティブ・タブ位相条件でのロータ回転 1 周分 (図 9 上図) と BVI 騒音部分を拡大表示 (図 9 下図) した音圧時系列を示す。

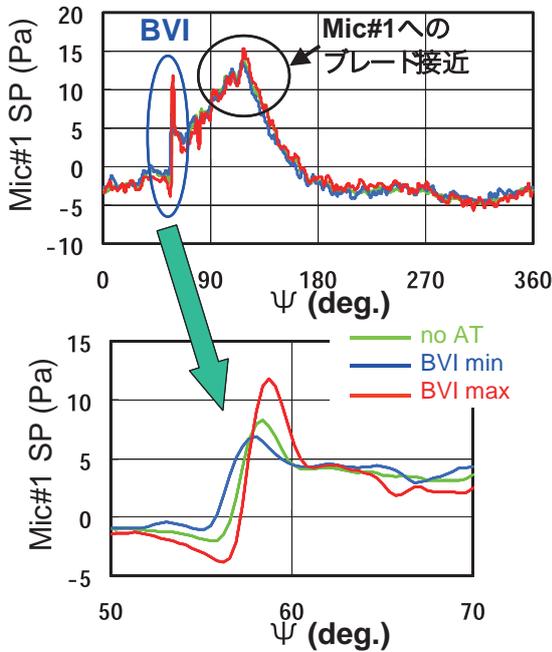


図 9 アクティブ・タブによる音圧特性への影響

図 9 上図において、ロータ・アジマス 60deg 付近に音圧の鋭いピークが発生する BVI が捉えられている。ロータ・アジマス 120deg 付近の緩やかな音圧ピークはブレードがマイク (ロータ・アジマス 120deg に設置: 図 6 参照) に接近するために増大する翼厚騒音や荷重騒音と推定できる。BVI 部分を拡大した図 9 下図では、音圧 peak-to-peak の大きさの差からアクティブ・タブとその位相が騒音に及ぼす影響が明確に確認できる。

このときの周波数特性として、4000Hz までの広い帯域での特性を図 10 上図に、また人の聴覚が敏感な 1000Hz 付近の拡大表示を図 10 下図に示す。アクティブ・タブ位相が BVI min の場合、広い周波数帯で騒音が低減されており、図 9 の傾向と良く一致している。

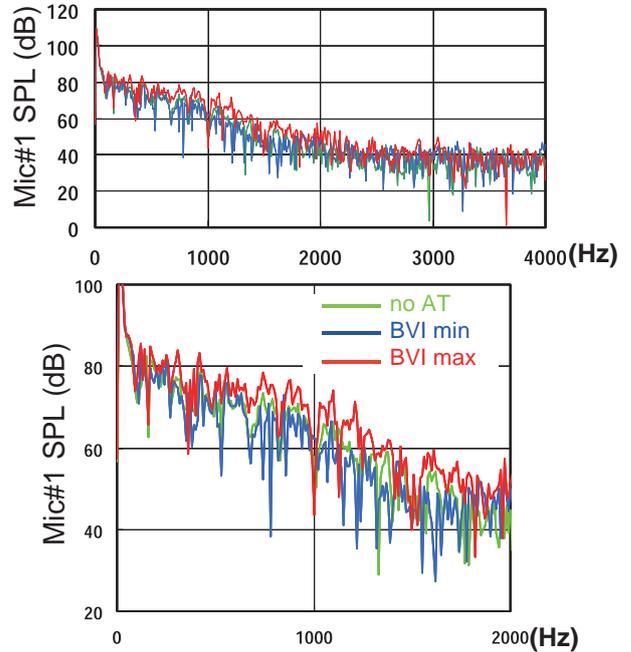
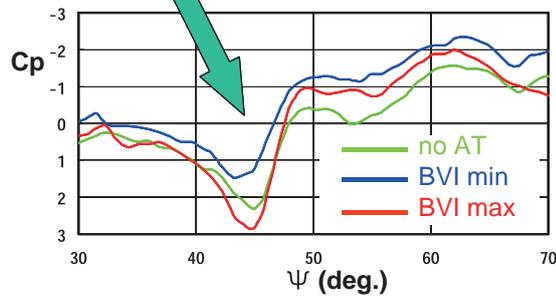
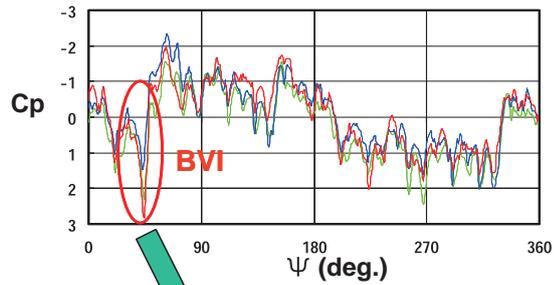


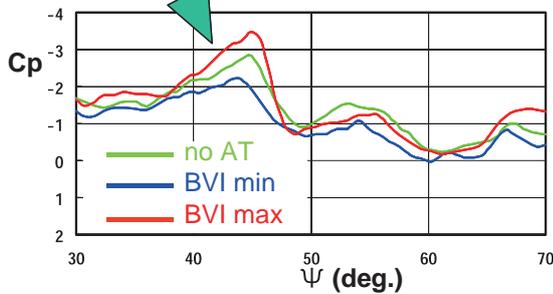
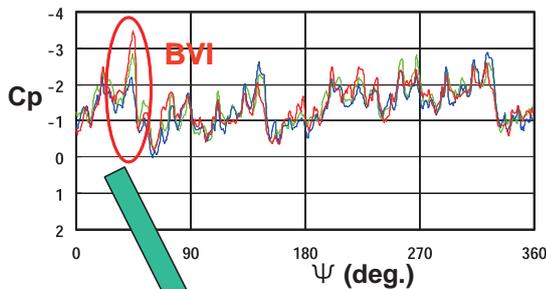
図 10 アクティブ・タブによる周波数特性への影響

5.2 ブレード表面圧力

図 11 に 2.6%c, 85%R 位置での上下面のブレード表面圧力特性を示す。ブレード翼端渦の接近によって有効迎角が減少し、ブレードから渦が離れる時に有効迎角が増加していると推測される現象がロータ・アジマス 55deg 付近の急激な圧力変化として明確に捉えられている。図 9 で示した音圧の段差と同様に、圧力の段差にも BVI max > no AT > BVI min の関係があることが確認できる。



ブレード上面



ブレード下面

図 11 ブレード表面圧力特性 2.6%c, 85%R 位置

BVI 発生時の Cp 段差の大きさは、アクティブ・タブ on/off で差があるとともに、アクティブ・タブ位相によっても変化する。このことから、BVI 緩和効果を定量評価するための指標としてこの Cp 段差を用いるため、Ref.11 に示す Pressure Fluctuation Index を導入する。

Pressure Fluctuation Index: $\Delta C_{pmax} = \max(\Delta C_p(\psi_i))$

$$\Delta C_p(\psi_i) = C_p(\psi_i) - C_p(\psi_{i-1})$$

$$\psi_i - \psi_{i-1} = 0.9\text{deg.}$$

$$C_p = \frac{P - P_s}{q}$$

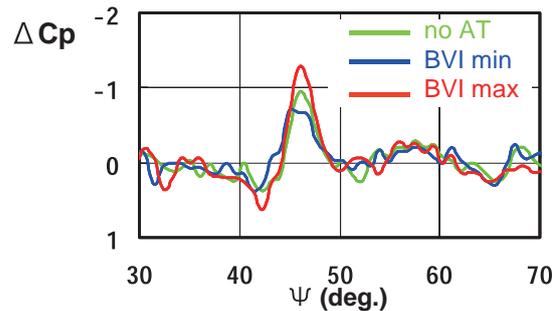
ここで、

P : ブレード表面圧力

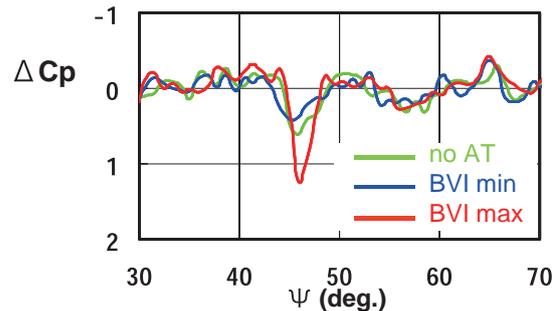
P_s : 静圧

q : 85%R での風速 0m/sec での動圧

図 12 に ΔC_p で整理したアクティブ・タブ位相についての BVI 緩和効果を、図 13 には、BVI が発生するロータ・アジマスを含んだ ΔC_p のコード方向分布を示す。BVI 発生時において、ブレード前縁付近での圧力変化が大きく、この部分の時間的な圧力変動の特性を観測することで、BVI の検知や BVI 騒音に対するアクティブ・タブの低減効果の評価が効率的に行えることがわかる。



ブレード上面



ブレード下面

図 12 ΔC_p で整理したアクティブ・タブの BVI 緩和効果 2.6%c, 85%R 位置

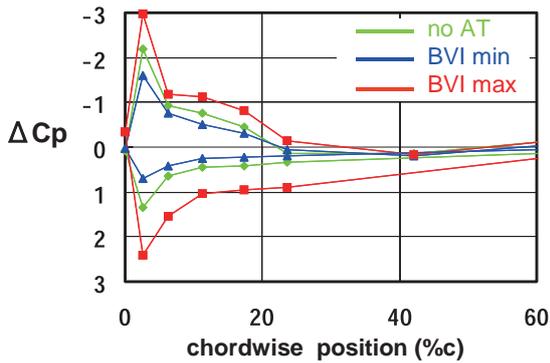


図 13 BVI 発生時の ΔC_p のコード方向分布

図 14 に ΔC_{pmax} で整理したアクティブ・タブ位相についての BVI 緩和効果を示す。 ΔC_{pmax} の絶対値が最小になるのはアクティブ・タブ位相 100deg で、ここで最大の BVI 緩和効果が得られることを示している。アクティブ・タブ位相 282deg ではこの逆の現象が生じている。

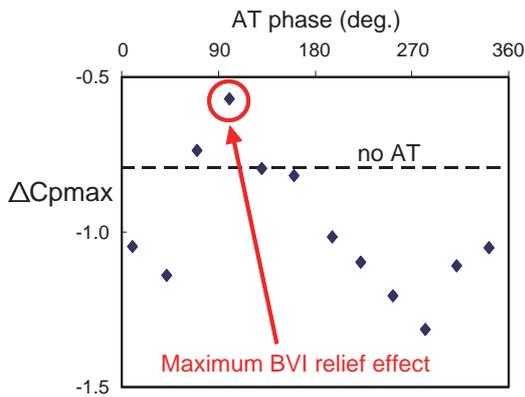


図 14 アクティブ・タブの BVI 緩和効果

5.3 ロータ騒音とブレード表面圧力の相関

図 8 と図 14 を比較すると、アクティブ・タブ位相に関するブレード表面圧力と騒音の相関関係が認められる。アクティブ・タブ位相約 90deg において ΔC_{pmax} で評価される最大の BVI 緩和効果とともに、騒音レベルで表される最大のロータ騒音低減効果が得られている。アクティブ・タブ位相約 270deg では逆の傾向が生じており、 ΔC_{pmax} が BVI 検知とともにロータ騒音低減効果の指標として有効であることが確認できた。特に前縁付近でのブレード表面圧力の時間的変動である ΔC_{pmax} をアクティブ・タブ用制御則に用いることで、適正な騒音低減が可能であると考えられる。

6. 結論

アクティブ・タブを搭載したロータ風洞試験の結果よ

り以下の結論を得た。

- (1) アクティブ・タブが 2dB の騒音低減能力と約 3dB の騒音制御能力を有し、ロータ騒音低減用アクティブ技術として有望であることを実証した。
- (2) アクティブ・タブ位相に関するブレード表面圧力と騒音との間に強い相関関係を得ることができた。
- (3) ブレード表面圧力が BVI 検知とアクティブ・タブの騒音低減効果を表現するための有望な指標となることが確認できた。
- (4) 特に前縁付近でのブレード表面圧力の時間的変動である ΔC_{pmax} をアクティブ・タブ用制御則に用いることで、適正な騒音低減が可能であることの見込みを得た。

参考文献

1. Hasegawa, Y., Katayama, N., Kobiki, N., Nakasato, E., Yamakawa, E., Okawa, H., “Experimental and Analytical Results of Whirl Tower Test of ATIC Full Scale Rotor System”, 57th Annual Forum of American Helicopter Society, Washington D.C., May 9-11, 2001.
2. Straub, F., Kennedy, D., “Design, Development, Fabrication and Testing of an Active Flap Rotor System”, 61st Annual Forum of American Helicopter Society, Grapevine, TX, June 1-3, 2005.
3. Enekl, B., Klöppel, V., Preißler, D., “Full Scale Rotor with Piezoelectric Actuated Blade Flaps”, 28th European Rotorcraft Forum, Bristol, United Kingdom, September 17-19, 2002.
4. Fürst, D., Keßler, C., Auspitzer, T., Müller, M., Hausberg, A., Witte, H., “Closed Loop IBC-System and Flight Test Results on the CH-53G Helicopter”, 60th Annual Forum of American Helicopter Society, Baltimore, MD, June 7-10, 2004.
5. Kobiki, N., Kondo, N., Saito, S., Akasaka, T., Tanabe, Y., “Active Tab, a New Active Technique for Helicopter Noise Reduction”, 29th ERF, Germany, September, 2003.
6. 赤坂, 田辺, 小曳, 近藤, 齊藤, 「アクティブ・タブ：新形式のヘリコプタ騒音低減用アクティブ技術」, 第 41 回飛行機シンポジウム, 長野市, 2003 年 10 月
7. Kobiki, N., Kondo, N., Saito, S., Akasaka, T., Tanabe, Y., “An Experimental Study of On-blade Active Tab for Helicopter Noise Reduction”, 30th ERF, France, September, 2004.

8. 小曳, 近藤, 齊藤, 赤坂, 田辺, 「ヘリコプタ騒音低減用アクティブ・タブの研究」, 第42回飛行機シンポジウム, 横浜市, 2004年10月
9. 小坂, 齊藤, 小曳, 「BVI騒音低減用 Closed Loop 制御則の研究」, 第42回飛行機シンポジウム, 横浜市, 2004年10月
10. Kosaka, M., Fujita, H., Saito, S., Kobiki, N., “A Study on Closed Loop Control for BVI Noise Reduction”, Inter Noise 2005, Rio de Janeiro, Brazil, August 7-10, 2005.
11. Kobiki, N., Tsuchihashi, A., Murashige A., Yamakawa, E., “Elementary Study for the Effect on HHC and Active Flap on Blade Vortex Interaction”, 23rd European Rotorcraft Forum, Dresden , Germany, September 1997, Paper 29.