

# 1 枚ロータ試験装置について

小曳 昇、齊藤 茂（宇宙航空研究開発機構）

## On a 1-Bladed Rotor System

Kobiki Noboru, Shigeru Saito (JAXA)

### 概 要

JAXA 所有の 1 枚ロータ試験装置についてまとめる。

本装置はこれまで、ヘリコプタが着陸時に発生する BVI 騒音やこの低減技術の研究のために用いられており、現在も機能強化を行いながら JAXA におけるヘリコプタ関連研究の一翼を担っている。

本装置の特色は、基礎研究に主眼を置きロータの複雑な空力現象を簡易化するためブレード枚数を 1 枚とした点と騒音低減用アクティブ技術の評価が行える点である。

これらの特色や装置の各構成要素について以下で述べ、これまでの試験例を併せて紹介する。

### 1. はじめに

近年のわが国におけるヘリコプタ利用分野の広がりには、目をみはるものがあり、防災・救難・救急・報道・人員物資輸送において不可欠な輸送手段としての地位を築いたとの認識は衆目の一致するところである。しかしながら、ヘリコプタの発生する騒音による環境問題が障害となって、さらなる普及を妨げていることは否めない。新型機の型式証明に義務付けられている ICAO 騒音基準の強化やヘリポート周辺地域に対する public acceptance 対策などメーカーや運航者は市場での競争力向上に厳しい対応を迫られている。

ヘリコプタ騒音の内、特に問題となるのが着陸時に発生する BVI (Blade/Vortex Interaction) 騒音であり、ブレード翼端から放出される渦が他のブレードに衝突して激しい圧力変動を引き起こすことで発生する騒音である。

我が国や諸外国の研究機関やヘリコプタ・メーカーがここ数十年、その低減技術について精力的な研究を行っている分野である<sup>1),2)</sup>。

ここでは、JAXA の取り組みの一環として実施している、風洞試験による BVI 騒音低減技術の研究で活用している 1 枚ロータ試験装置についてまとめ、これまでの試験例を併せて紹介する。

### 2. 装置開発の目的

装置を開発した目的は以下の通りである。

- (1) 複雑な空力干渉である BVI 現象を簡易化して、その発生メカニズムを定量的に把握する。
- (2) BVI 騒音低減に有望な各種アクティブ技術の低減効果を提案・評価して基礎段階での開発活動を担う。
- (3) アクティブ技術を適正に動作させるのに必要な制御則構築のための test bed とする。

### 3. 装置の特徴

本装置の外観を図 1 に示す。大きな特徴は、ブレード

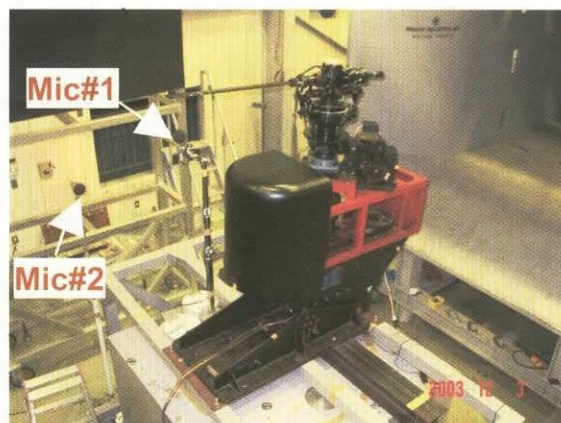


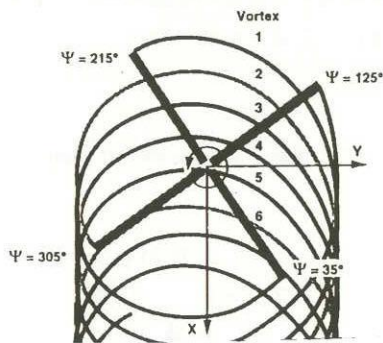
図 1 1 枚ロータ試験装置の外観

枚数が1枚であることと、多種のロータ騒音低減用アクティブ技術を同一の装置で評価可能な点である。

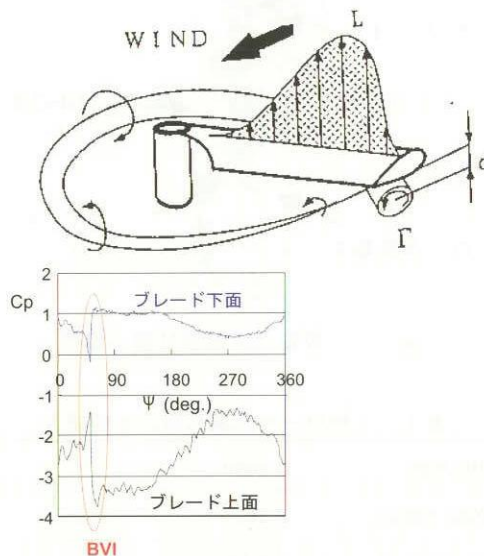
### 3.1 ブレード枚数=1

多枚数ブレード・ロータで発生するBVI現象を図2(a)に示す。本装置ではこのような複雑な空力干渉を避け、単純化した流れ場でのBVIを取り扱うようブレード枚数を一枚とした。(図2(b))

図2(b)にはこの装置で実際に取得したブレード圧力センサの計測結果を示してある。BVI現象がアジマス角 $\approx 60\text{deg}$ 付近の大きな1回の圧力変動として捉えられていることが確認できる。



(a) 多枚数ブレードによるBVI



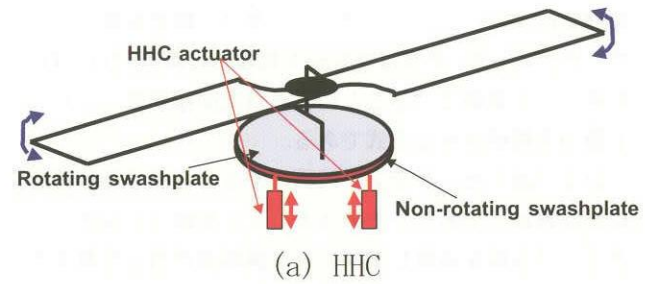
(b) 1枚ロータ試験装置でのBVI

図2 BVI現象

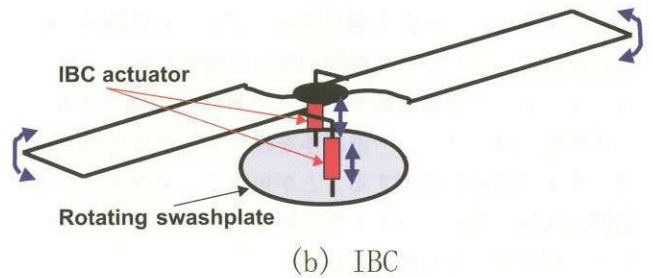
### 3.2 多種のロータ騒音低減用アクティブ技術を同一の装置で評価可能

ロータ騒音低減技術には大別して、翼型・翼端形状の低騒音化設計によるパッシブ技術と、ブレードの全体もしくは一部を加振させるアクティブ技術がある。

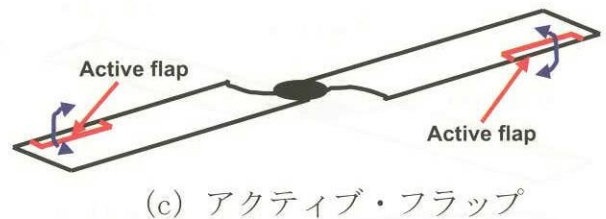
現有のアクティブ技術を図3に示す。



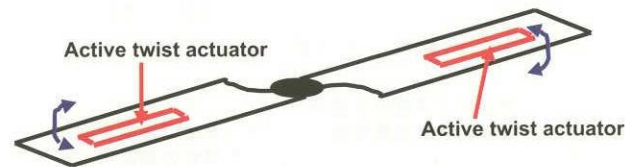
(a) HHC



(b) IBC



(c) アクティブ・フラップ



(d) アクティブ・ツイスト

図3 現有のアクティブ技術

図3(a)に示すHHC (Higher Harmonic Control)では非回転側にあるアクチュエータによってブレード全体が翼根から駆動される。図3(b)に示すIBC (Individual Blade Control)でもブレード全体を翼根から駆動させるが、アクチュエータが回転側にある方式である。図3(c)に示すアクティブ・フラップは、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。図3(d)に示すアクティブ・ツイストはアクチュエータ・シートをブレード外皮下に埋め込むことによってブレードを直接ねじる方式である。これらは各々に長短があり、各国の研究機関やメーカーにおいて現在も技術開発が進められているところである。

JAXAにおいても、川田工業との共同研究で新規の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



開発を行っている<sup>3)</sup>。アクティブ・タブの概要を図4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による可変面積効果でブレード揚力を増減させる方式である。

以上で述べたアクティブ技術によるBVI騒音低減概念はほぼ共通しており、そのメカニズムを図5に示す。アクティブ技術を適用せずブレード翼端渦が自分自身または他のブレードと衝突することでBVIが発生する場合、これにアクティブ技術を適用するとブレード翼端渦の軌跡が波打ち、ブレードと渦間の距離が増加する。これによってブレードと渦の衝突を避けてBVIを回避できる。

本装置では、ブレード供試体を換装するだけで種々のアクティブ技術の評価することが可能で、アクティブ技術間の比較や新規アクティブ技術の基本特性評価に用いることができる汎用性を有している。

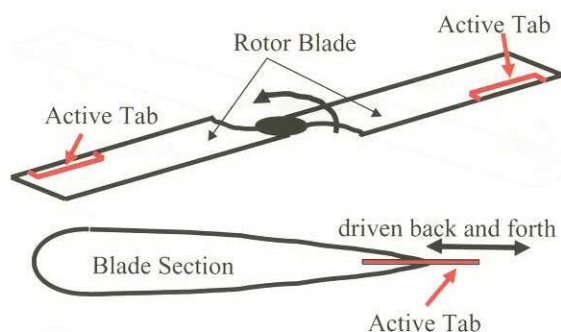


図4 アクティブ・タブ

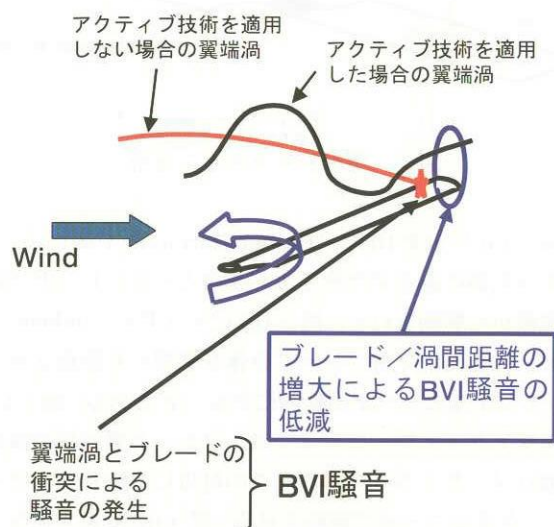


図5 アクティブ技術によるBVI騒音低減メカニズム

#### 4. 装置の経緯

本装置についての、取得や機能拡充についての経緯は以下の通りである。

1996年（H6年度）に、ATIC(Advanced Technology

Institute of Commuter-helicopter)により製作され、アクティブ技術としてはHHCやアクティブ・フラップの評価が可能であった。

2001年（H12年度）、ATICの終了に伴い川崎重工に移管された。

2001年（H13年度）に、川崎重工よりJAXA（当時はNAL）へ譲渡された。その後、新しいアクティブ技術であるアクティブ・タブの評価機能やアクティブ技術用閉ループ制御機能を加え<sup>4)</sup>、さらにロータ天秤を付加した。

#### 5. 装置のシステム

本装置の概要を図6に、主要諸元を表1に示す。

また、本装置を構成する要素の系統を図7に示す。

主要な構成要素について以下に述べる。

##### 5.1 ロータ

図8に示すように、回転／非回転swash plate、ハブ、

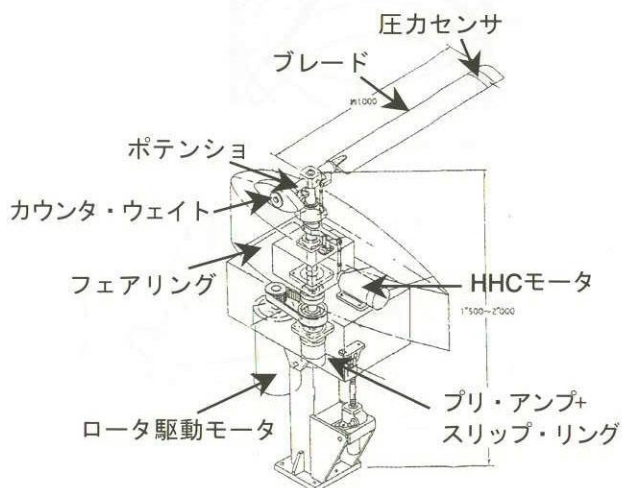


図6 1枚ロータ試験装置の概要

表1 1枚ロータ試験装置の主要諸元

Hub type	rigid
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)



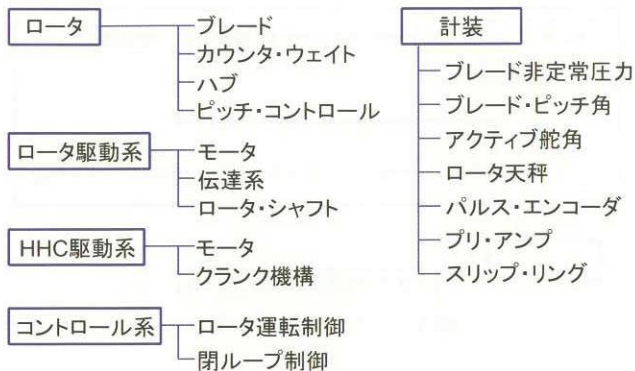
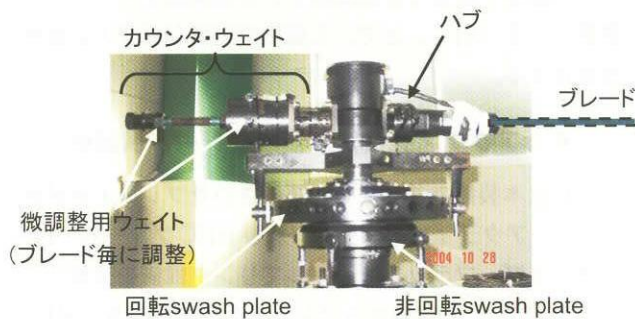


図7 1枚ロータ試験装置の構成要素



ブレードから構成される。ブレード枚数が1枚のため、対向側には遠心力相殺用のカウンタ・ウェイトを取り付ける。カウンタ・ウェイトはフラッピング方向、リード・ラグ方向に調整可能で、ブレード毎にこれらの調整を行う。

## 5.2 ロータ駆動系

図9に示すように、ロータ駆動用15HP、ACサーボ・モータ、ロータ・シャフト及びこれらの間に動力を伝達するベルトで構成される。装置からの騒音発生を抑えるため、伝達系はベルト・ドライブとした。



図9 ロータ駆動系

## 5.3 HHC駆動系

図10に示すように、HHC駆動用15HP、ACサーボ・モータ、HHC振幅を発生させる偏心プレート、この振幅



図10 HHC駆動系

を非回転swash plateに伝えるクランク機構から成る。HHC入力諸元であるHHC振幅は偏心プレートでの偏心量をプリセットで調整して設定される。HHC周波数はHHC駆動モータの回転数で設定され、HHC位相は位相指示値とロータ駆動モータ回転位置情報から後述のコントロール系がHHC駆動モータ回転位置制御コマンドを生成して設定される。なお、本装置では各種のアクティブ技術をブレード供試体の換装で装備可能であるが、ここでは便宜上それらの駆動系を全てHHC駆動系と呼称している。

## 5.4 コントロール系

図11に示すように、ロータ駆動モータとHHC駆動モータの運転管理を行うロータ運転制御卓と閉ループ制御を行うPCで構成される。



図11 コントロール系

## 5.5 計装

計測系の概要を図12に示す。主にブレード85%R位置に配置した非定常圧力センサでブレード表面圧力を、また図1に示す位置に設置したマイクでロータ騒音を計測する。アクティブ・タブの場合（図17）、その変位はアクティブ・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・アジマスを検出する。ブレード・ピッチ角はハブ内に取り付けたポテンショで、ロータ荷重（推力・トルク）は図13に示すロータ天秤で計測する。



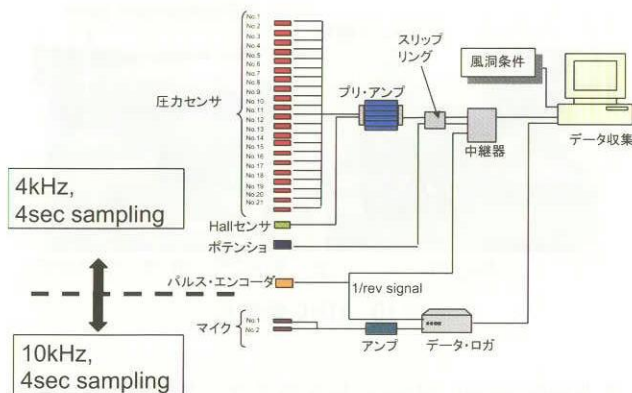


図12 計測系



計測レンジ  
 推力:  $\pm 30\text{kgf}$   
 トルク:  $\pm 5\text{kgf}\cdot\text{m}$

図13 ロータ天秤

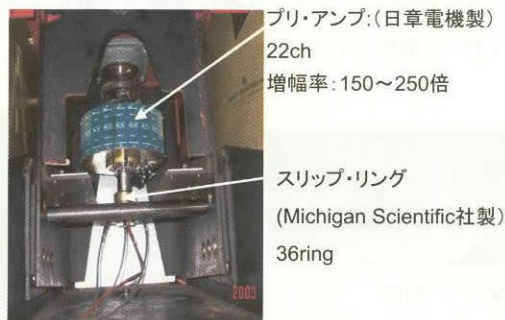


図14 プリ・アンプとスリッパ・リング

回転側での計測値は図14に示すプリ・アンプで増幅後にスリッパ・リングを介して固定側へ伝達され、データ収集PCに格納される。

## 5.6 データ処理

図15にデータ処理の流れを示す。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sampling rate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ている。

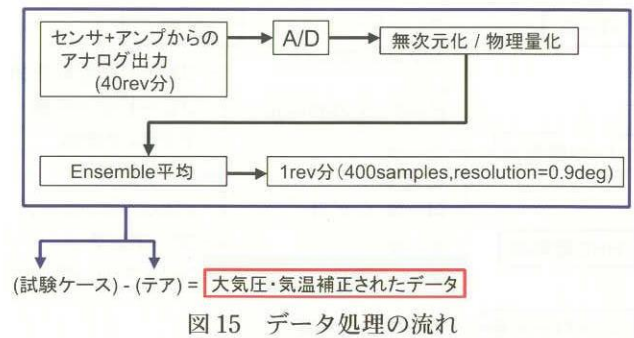


図15 データ処理の流れ

また、ロータ、HHC、風洞が停止状態における試験ケースの直前・直後に計測したテアを各試験ケースでの計測値から差し引くことで、大気圧や気温ドリフトの影響を補正する。

## 6. アクティブ技術評価用ブレード供試体

図16に本装置でこれまでに評価されたブレード供試体を示す。アクティブ・フラップ及びHHCブレードでは、アクティブ・フラップを固定してリンク機構を交換することで、ブレード翼根からブレード全体を加振するHHC供試体に換装することができる。全ブレード供試体とも

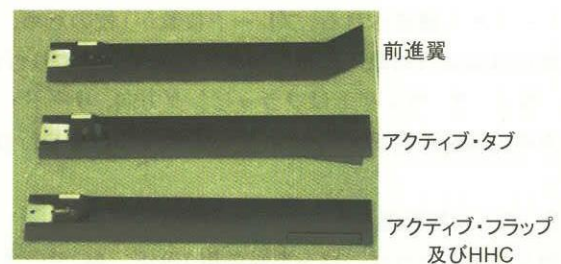


図16 ブレード供試体

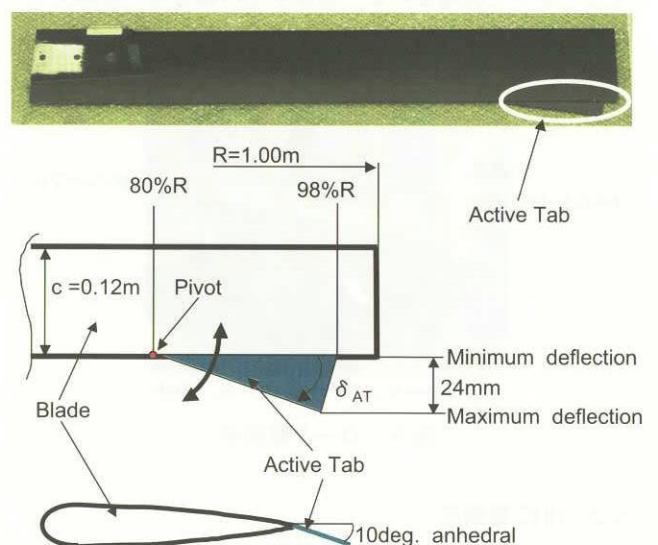


図17 アクティブ・タブ供試体

回転中心から翼端まで1m、翼弦長0.12m、翼型NACA0012である。

現在JAXAが川田工業との共同研究を行っているアクティブ・タブ供試体の概要を図17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形状となっている。

## 7. 試験結果の例

最近の試験結果例として、本装置を用いて川田工業の2.5m×2.5m多目的風洞施設において実施したアクティブ・タブを搭載したロータ風洞試験結果を示す<sup>3)</sup>。

図18に85%R位置における0、2.6、11.2、17.4%位置で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。本装置によって、一枚のブレードによる簡易化されたBVIが生成され、これを十分に計測・評価できることが認められる。

図19にアクティブ・タブ位相のロータ騒音へ及ぼす影響を示すため、風洞内に設置したマイクで計測した騒音レベルを示す。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、アクティブ・タブの適正な作動とその騒音低減効果が本装置で評価できることを確認した。

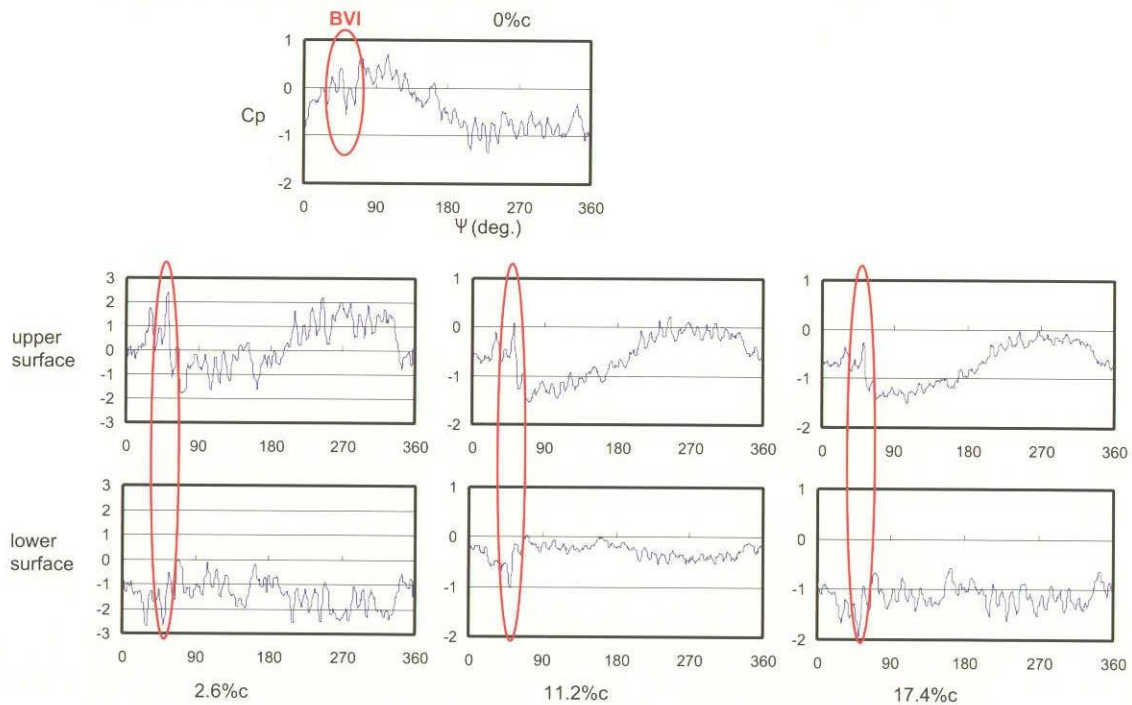


図18 ブレード表面圧力特性

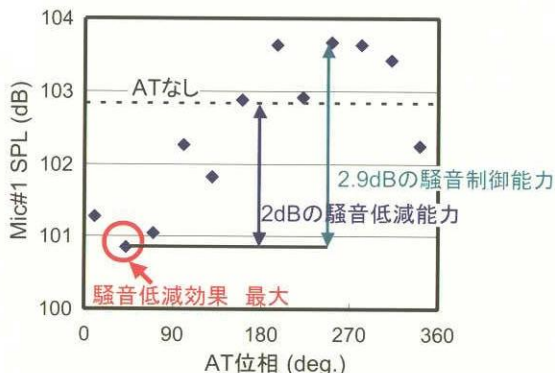


図19 アクティブ・タブのロータ騒音低減効果

## 8. まとめ

これまでに1枚ロータ試験装置の特徴・経緯・構成システムの概要などを述べてきた。これらをまとめて以下に示す。今後とも本装置の機能拡充を図り、騒音低減技術に関する研究開発の用に供していく予定である。

1. 本装置はATICおよびJAXA(NALを含む)において、BVIやロータ騒音低減用アクティブ技術の評価に用いられてきた。
2. 多種類のアクティブ技術を本装置で評価できる特徴

を活用し、これまでにHHC、アクティブ・フラップ、アクティブ・タブの評価を実施した。

3. 2003年には、アクティブ・タブ、アクティブ技術用閉ループ制御機能及びロータ天秤を付加して風洞試験による技術実証能力の充実に図った。

#### 参考文献

- 1) Gmelin, B., Heller, H., Philippe, J.J., Mercker, E., Preisser, J.S., "HHC Aeroacoustics Rotor Test at the DNW: The Joint German/French/US HART Project", 20th EUROPEAN Rotorcraft Forum, Amsterdam, The Netherlands, October 1994, Paper 115.
- 2) 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, Paper 29.
- 3) Kobiki, N., Kondo, N., Saito, S., Akasaka, T., Tanabe, Y., "An Experimental Study of On-blade Active Tab for Helicopter Noise Reduction", 30th ERF, Marseilles, France, September, 2004.
- 4) 小坂 充、小曳 昇、齊藤 茂、「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、2004年10月