

低騒音モデルロータ DNW 風洞試験

土橋昭彦、村重 敦、小曳 昇、稲垣健次郎（川崎重工業）、
中村英明（日本飛行機）、山川榮一（ATIC）

The Aeroacoustic Model Rotor Test at DNW

Akihiko Tsuchihashi, Atsushi Murashige, Noboru Kobiki, Kenjiro Inagaki (KHI),
Hideaki Nakamura (NIPPI), Eiichi Yamakawa (ATIC)

概要

ヘリコプタの機外騒音問題に対して、川崎重工業では、ATIC（コンピュータヘリコプタ先進技術研究所）の研究プロジェクトに参加して、低騒音を実現するロータの概念設計、要素研究、解析手法の開発を進めてきた。そして、その研究成果の評価を行うために、低騒音モデルロータを製作し、オランダのDNW（ドイツ・オランダ風洞）において、モデルロータ風洞試験を実施した。

本報告では、低騒音モデルロータ装置とDNW風洞試験の概要について紹介する。

1. はじめに

近年、ヘリコプタ騒音基準の世界的な見直し機運の高まりに伴い、より一層、ヘリコプタの騒音低減が要求されている。このような世界の潮流に対し、川崎重工業では、平成6年より、ATIC（コンピュータヘリコプタ先進技術研究所）の研究プロジェクトに出資会社として参加し、ヘリコプタ機外騒音低減化のために、低騒音を実現するロータの概念設計、要素研究、解析手法の開発を進めてきた。そして、平成10年の1月には、今までの研究成果の第1次評価を行うために、オランダのDNW（ドイツ・オランダ風洞）においてATICが実施した、約2ヶ月半（準備撤収期間を含む）にわたるモデル・ロータ風洞試験に参加した。

本レポートは、DNW風洞試験用にATICが新たに開発したモデル・ロータ試験システムの概要とDNW風洞試験での主要な計測結果を紹介したものである。

2. 低騒音モデル・ロータ試験システム

本システムは、DNW風洞試験でロータの総合

的なデータを取得することを目的に開発した試験システムであり、表1に示すような特徴を有している。平成6年度より各システムの仕様検討を開始した後、製作はアメリカのDEI社に依頼し、平成7～8年度の約2年間でシステムを完成させた。本システムの構成は、図1に示すように、①電源システム、②油圧装置、③ロータ試験装置、④コントロール・コンソール、⑤データ取得装置

表1 低騒音モデル・ロータ試験システムの主要性能

No	項目	数値
1	基準ロータ直径	4m
2	ブレード枚数	4および5（交換可能）
3	ロータ回転数範囲	840～1050rpm
4	天秤容量	FX : 1960N FY : 1960N FZ : 7840N MX : 882N・m MY : 882N・m MZ : 1372N・m
5	回転系センサ数	最大 216CH
6	HHC（高調波制御）	最大 105Hz までの作動可能 3,4,5/REV（4枚ブレード） 4,5,6/REV（5枚ブレード）
7	計測システム	最大 256CH 16Bit A/D コンバータ 最大サンプリング 51.2kHz

に大別される。以下に各装置について概要を説明する。

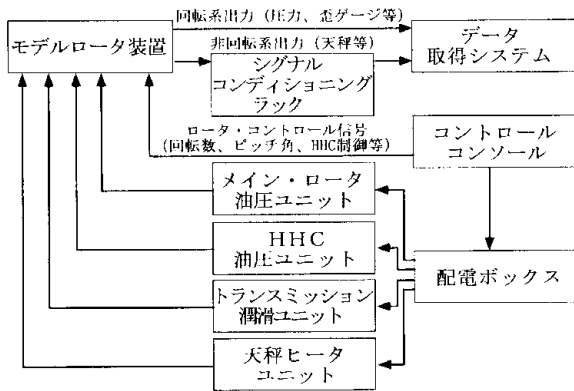


図1 低騒音モデル・ロータ試験システムの構成

2. 1. 電源システム

低騒音モデル・ロータ試験システムに含まれる全装置に電力を供給する電源コントロール装置である。

本システムは、国内外での使用を考え、供給電源の種類を極力減らすために、1次側電源から供給される一系統の電力（380/400V, 50/60Hz, 三相）を、380V（油圧モータ類）、120V（計測系）、100V（計測系予備）の3つの電圧に分圧し、各試験装置に配電する構造となっている。

2. 2. 油圧装置

本システムの油圧装置は、ロータ試験装置の油圧モータ駆動用の油圧を発生させる①駆動モータ用油圧装置、HHC（高調波制御）アクチュエータ駆動用の油圧を発生させる②HHC用油圧装置、トランスミッションの潤滑油を供給する③潤滑装置、ロータ天秤の温度ドリフトを防ぐために、一定温度のオイルを供給する④天秤ヒータの4つから構成されている。試験中、これらの油圧装置は、ロータ騒音の計測に影響を与えないよう、風洞の屋外におかれたコンテナの中で駆動された。また、作動オイルは、このコンテナから試験装置までの間を、約70mのフレキシブル・チューブで循環される。

2. 3. ロータ試験装置

ロータ試験装置の概要を図2に示す。

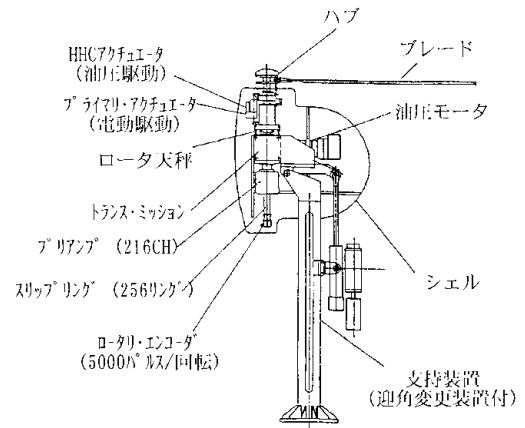


図2 ロータ試験装置の概要

(1) 駆動系

計測信号系への電気ノイズ混入を避けるため、駆動モータには出力が約200HPの油圧モータを採用した。モータの回転軸は、減速比1:2のトランスミッションを介して90°偏向され、ロータの回転軸を駆動している。また、ロータ回転数は、840rpm~1050rpm（直径4mのモデル・ロータの場合、翼端速度は175m/s~220m/s）の範囲で調整可能である。

(2) ロータ天秤

ロータ天秤の概要を図3に示す。

ロータに発生する振動荷重を精度良く計測するために、ロータ天秤は、固有振動数が高く、かつロータ軸に対称配置の構造を有している。天秤は、上下のリングを4本の支柱で結合した単純な形式で、柱の上下方向の引っ張り及び圧縮の組合せと曲げによりロータの5分力（ F_x , F_y , F_z , M_x , M_y ）が計測できる。残りの M_z 成分についてはロータ軸中のトルク・チューブで計測される。本ロータ天秤はトランスミッション上部に配置されているが、トランスミッションの発熱による天秤出力の温度ドリフトの発生を抑制するために、

上下リング内に溝を設け、その中を約 50° C のオイルを循環させて、天秤温度を一定に保つ構造となっている。

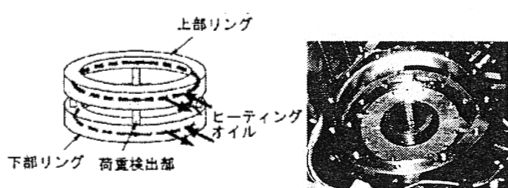
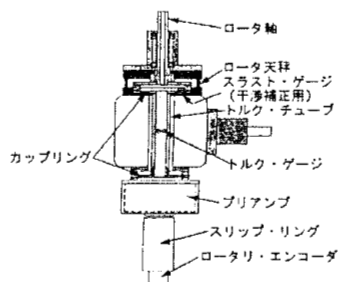


図3 ロータ天秤

(3) コントロール・アクチュエータ

ロータ・コントロール用アクチュエータの概要を図4に示す。コントロール・アクチュエータは、ロータ操縦用のプライマリ・アクチュエータの上部に、HHC（高調波制御）アクチュエータを直列に装備した形式となっている。プライマリ・アクチュエータはDC電動モータ駆動で、減速ギアを介したモータ出力をチェーン・ドライブのジャッキ機構に伝えて、アクチュエータを伸縮させている。一方、HHC アクチュエータは、サーボバルブ制御による油圧アクチュエータで、最大105Hzまでの作動が可能である。両アクチュエータともに、アクチュエータ伸び量の計測と制御はLVDT（線形差動変成器）を用いている。

(4) 計測系

計測系の概要を図5に示す。

ブレードに埋め込まれた圧力センサ等、回転系のセンサ出力信号のS/N比を向上させるために、ロータ回転軸下端に 216CH のプリ

ンプを装着して、センサ信号の増幅を図っている。増幅されたセンサ信号は、プリアンプの下端に取り付けられた 256CH のスリップリングを介して、固定系へ引き出される。なお、スリップリングの一部のチャンネルは、プリアンプやセンサへの電源/制御信号の供給にも使用されている。216CH のプリアンプのゲイン変更、オフセットのクリアは、コントロール・コンソールにより 1CH 毎、遠隔制御できる。

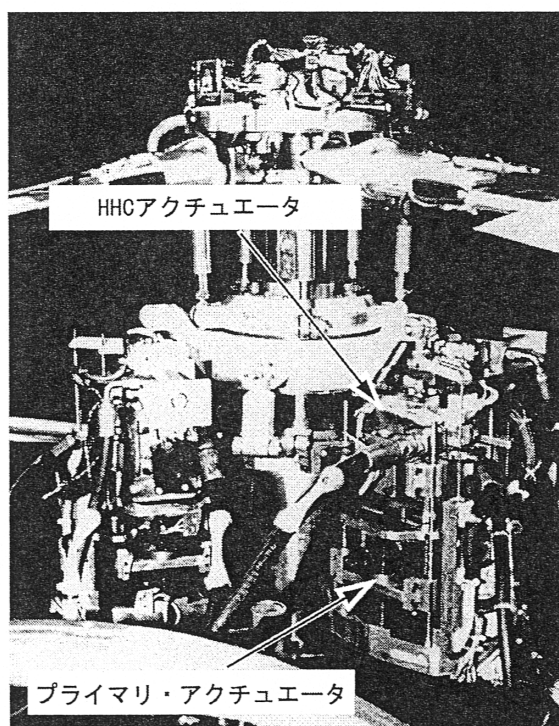


図4 コントロール・アクチュエータ

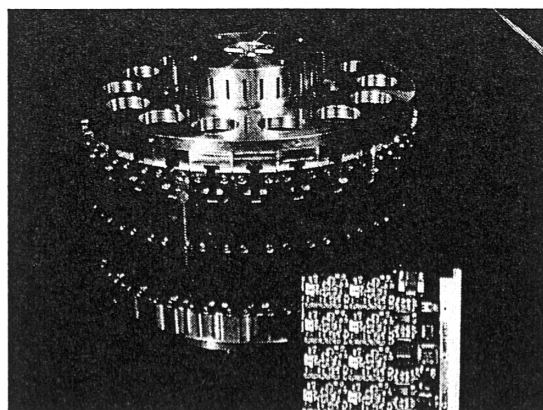


図5 計測系 (プリアンプ)

(5) ロータ・ハブ

ロータ・ハブの概要を図6に示す。

ロータ・ハブは全関節型で、ブレード枚数の影響を試験で確認できるように、4枚ブレード用と5枚ブレード用が用意されている。ハブ交換の手間を省くため、回転側スワッシュ・プレートの上部がピッチリンクでハブと結合した状態で脱着可能な構造となっている。各ブレード毎のフラップ、ピッチ、リードラグの回転角を計測できるように、ハブの各ヒンジ部分にはホール効果センサが装着されている。

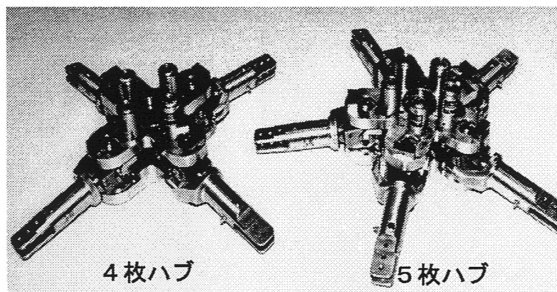


図6 ロータ・ハブ

2. 4. コントロール・コンソール

コントロール・コンソールの概要を図7に示す。油圧装置、ロータ試験装置の運転、ロータの操縦、HHC アクチュエータの制御等はコントロール・コンソールで集中管理される。コントロール・コンソールは3つのコンポーネントから構成され、それぞれ CC1, CC2, CC3 と略称される。

(1) CC1

各装置電源の ON/OFF とロータ回転数制御に使用するコンソールで、コンソール上には多くの電源スイッチとロータ回転制御用のつまみが配置されている。また、CC1にはプライマリ・アクチュエータのバックアップ用操作スイッチが装備されており、緊急時に操舵ミキシング用のコンピュータを介さずにロータをコントロールすることができる。

(2) CC2

ロータ操縦を行うのに使用するコンソールで、

オペレータは、ディスプレイ上にリアルタイムでグラフィック表示されるロータ6分力やフラッピングの情報を基に、ジョイスティックを用いてロータを操縦し、希望する試験条件にトリムさせることができる。

(3) CC3

システム全体の運転状況のモニタ、プリアンプのゲイン/オフセットの設定、および HHC アクチュエータの制御に使用するコンソールで、マルチウインドウ・ベースで画面を切り替えてこれらのパラメータの設定確認が行える。また、このコンソールではバックアップとして、CC2 と同じロータ操縦のリアルタイム・モニタが表示できるようになっている。

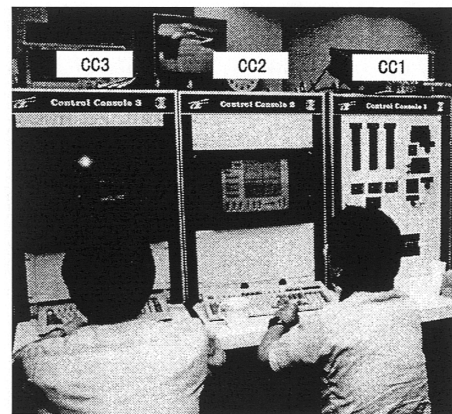


図7 コントロール・コンソール

2. 5. データ収集、収録、処理装置等

データ取得装置の概要を図8に示す。

本システムのデータ取得装置はロータ試験を効率良く実施するために、データ取得および処理計算は、マルチ CPU による並列計算システムとした。ハードウェアは HP 社の V743 コンピュータをメインフレームとした2台のシステムで、1台は、16ビット/16CHの VXI E1432A 計測モジュールを13枚(計208CH)、残りの1台は同モジュールを3枚(計48CH)装備し、最大51.2kHzのサンプリング・レートで計測可能である。これらの計測モジュールはチャンネル毎に DSP (デジタル・シグナル・プ

ロセッサ)と2M-Byteの記憶メモリを有しており、オンラインで高速に周波数解析、時系列処理、平均化、データのリアルタイム・モニタ等が実施できる。なお、ロータ風洞試験で本装置を用いた計測を行う場合には、単純な時系列計測ではなく、1/REVの周期で出力されるロータ回転信号をトリガーとして、オーダー・トラッキング計測により、1回転1024点分の計測を行い、計測データとロータ回転角の対応がとれるように工夫している。

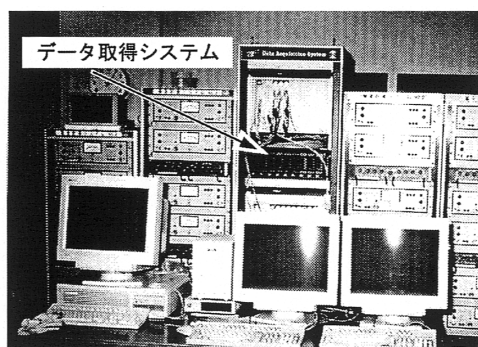


図8 データ取得装置

3. 計測用センサ埋め込みブレード

供試体ブレードは、想定される実機ブレードの質量と剛性分布を模擬した構造であるが、特にロータ回転数を大きく変化させた試験を行うために、840~1050rpmのロータ回転数範囲において共振現象の発生しないように、質量/剛性分布を工夫して、振動モードをチューニングしている。

供試体ブレードの内、いくつかのブレードは表面圧力分布やブレード荷重を計測するために、非常圧力センサや歪みゲージが埋め込ま

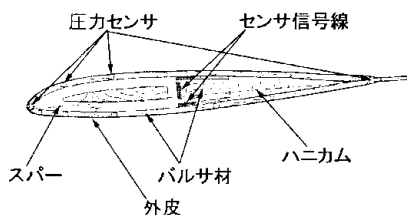


図9 センサ埋め込みブレード

れている。これら計測用ブレードの構造を圧力ブレードを例にとって図9に示す。

4. DNW 風洞試験

平成10年1月23日~3月6日の間、DNWの8m×6mの開放型測定部に、低騒音モデルロータ試験装置を設置して、試験を実施した。試験状況を図10に示す。

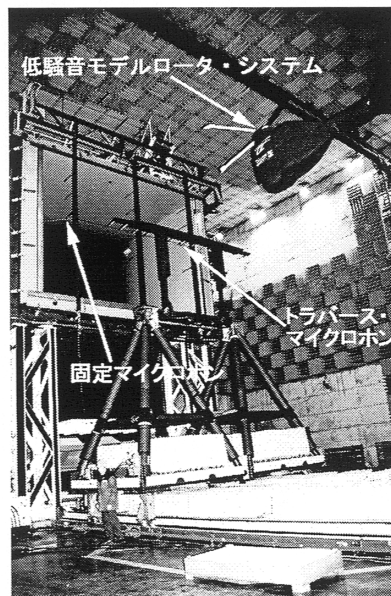


図10 DNW 風洞試験状況

試験で使用した供試体は、基本データ取得用のBASELINEブレード(NACA23012mod翼型+矩形翼端)と2種類の先進ブレード: TYPE-Iブレード(ATIC新設計翼型+BERP翼端)、TYPE-IIブレード(ATIC新設計翼型+ATIC新設計翼端)の3体である。供試体の概要を図11に示す。

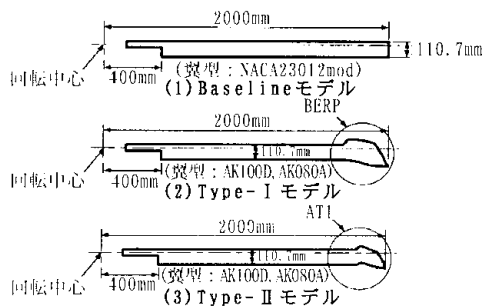


図11 供試体ブレード

4. 1. 試験内容

DNW 風試では大きく分けて次の4つの試験を実施した。

(1) 騒音/性能データ取得試験

$\mu=0.34$ までの水平飛行、および中速度での下降模擬飛行において、ロータ回転数、ブレード枚数、翼端形状等が騒音/性能に及ぼす影響を調べた。

(2) HHCデータ取得試験

4/REV~6/REV の HHC (高調波制御) 操舵を入力し、HHC 位相が BVI (ブレード渦干渉) 騒音に与える影響を調べた。

(3) 翼端渦可視化試験

LLS (Laser Light Sheet) と PIV (Particle Image Velocimetry) で、HHC 作動有無時の翼端渦の軌跡と強度を計測した。

(4) ブレード変形計測試験

PGM (Projected Grid Method) により、HHC がブレード変形に及ぼす影響を計測した。

4. 2. 試験結果

(1) ロータ性能

低騒音モデル・ロータ試験システムを用いて計測した、供試体ブレードの性能比較結果を図 1 2 に示す。図より、供試体ブレードの違いによるロータ性能の差が、各アドバンス比 (μ) での必要パワー (Cp) の差として捉えられていることが確認できる。また、ATIC で新たに開発した TYPE-II ブレードは低速から高速まで

の広い速度領域で必要パワーが小さく、ロータとしての性能が優れていることが分かる。

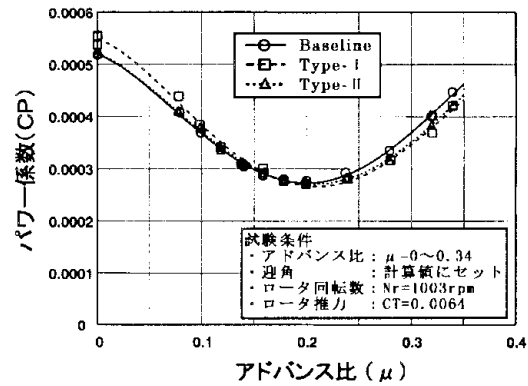


図 1 2 ロータ性能計測結果

(2) ロータ騒音

$\mu=0.16$ の中速度域においてロータ迎角 (α) を変化させ、BVI 騒音の発生の状況を計測した結果を図 1 3 に示す。図は、ロータの下方 2.3m (1.15R) の面でマイクロホン・トラバースにより計測した騒音を、コンター表示したものである。BVI 騒音のピークは前進側と後退側の2カ所に現れるが、この図より、前進側の騒音ピークは、ロータ迎角を増加させるにつれ、ロータの前方から後方へ移動することが分かる。また騒音ピークの値は、ロータ迎角が 4.5° 近辺で最大となっている。一方、後退側の騒音ピーク位置は、ロータ迎角を変化させてもあまり変化しないが、そのピーク値はロータ迎角によって増加する傾向にある。なお、ここで取得され

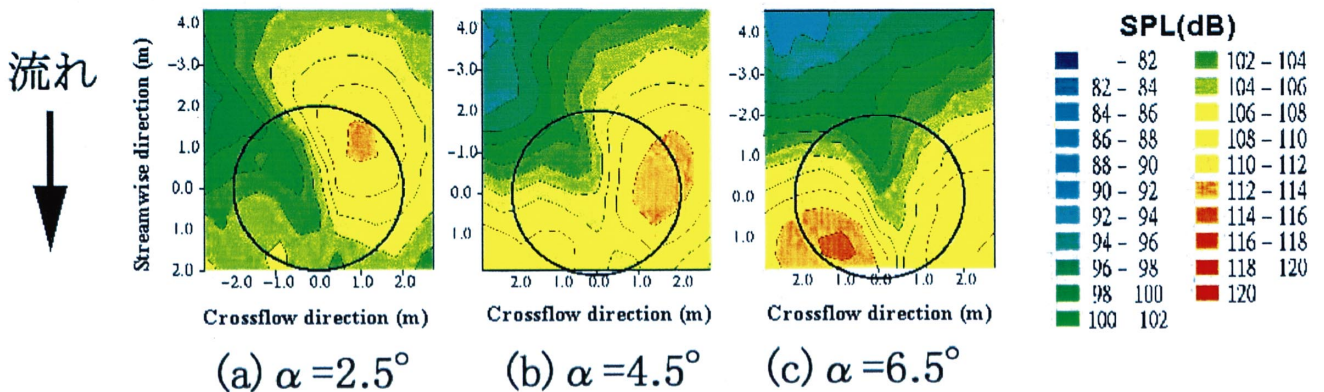


図 1 3 ロータ騒音計測結果

た騒音データは、現在、ATIC の騒音予測コードの精度向上のための検証用データとして活用している。

(3) ブレード表面圧力

低騒音モデル・ロータ試験システムを用いて計測した、BASELINE ブレードと TYPE-II ブレードの表面圧力分布の比較結果を図 1 4 に示す。図は、 $\mu=0.34$ の高速飛行条件での前進側ブレード（アジマス角 90° ）の圧力分布を示したもので、各供試体ブレードの翼型および翼端形状の違いによる圧力分布の差が明確に捉えられている。特に BASELINE ブレードでは、ロータ半径位置 $0.87R$ より外側で衝撃波発生の徴候が見られるのに対し、TYPE-II ブレードでは、翼型と翼端形状の効果により衝撃波発生が抑制されていることが分かる。

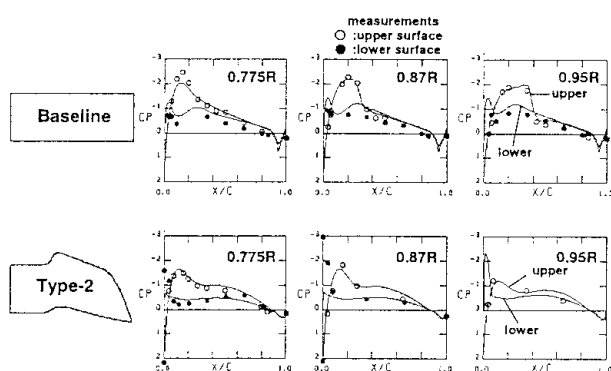


図 1 4 ブレード表面圧力計測結果

(4) 翼端渦軌跡 (LLS)

LLS を用いて計測した翼端渦軌跡の計測結果を図 1 5 に示す。図は、大きな BVI 騒音が発生する $\mu=0.16$ 、 $\alpha=4.72^\circ$ の条件で、ブレードが翼端渦と干渉するアジマス角 60° 付近での翼端渦位置が、HHC の作動によりどのように変化するかを示したものである。なお、今回適用した HHC は、約 3dB の騒音低減効果が得られた周波数 6/REV、位相 0° のものである。こ

の図より、HHC の作動により翼端渦の平面形はほとんど変わらないが、垂直方向の位置は大きく影響を受けることが分かる。HHC 無しの場合翼端渦はロータ半径 1600mm ($0.8R$) の位置でブレードと交差するのに対し、HHC を作動させた場合は、ロータ半径 1400mm ($0.7R$) 付近でブレードと交差しており、HHC の作動により、ブレードと渦の干渉位置が内側にずれてくることが分かる。

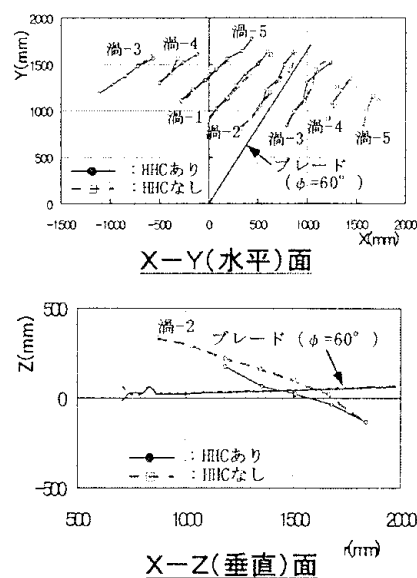


図 1 5 翼端渦軌跡計測結果

(5) 翼端渦速度分布 (PIV)

PIV を用いて計測した、HHC 有り無しの場合の翼端渦の速度分布を比較した結果を図 1 6 に示す。試験条件は、前述の LLS 計測の試験と同じ条件である。図より、HHC の作動により、翼端渦の強度はほとんど変わらないか、むしろ強度が増加していることが分かる。この事実と、前述の LLS による翼端渦軌跡の結果より、HHC は、翼端渦強度ではなく、主として翼端渦軌跡を変化させることにより、BVI 騒音を低減していると推察される。

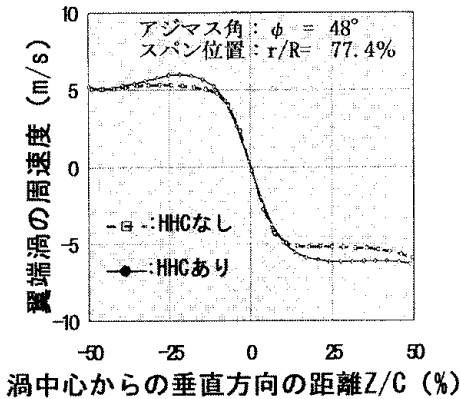


図 16 翼端渦速度分布計測結果

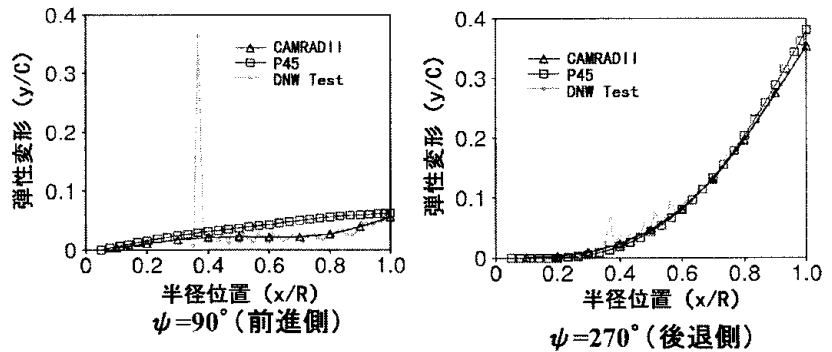


図 17 ブレード弾性変形計測結果

(6) ブレード変形 (PGM)

PGM を用いて計測した、ブレードの弾性変形の様子を、解析値とともに図 17 に示す。 $\mu = 0.16$ 、 $\alpha = 4.72^\circ$ の条件での前進側 (アジマス位置 90°) と後退側 (アジマス位置 270°) での弾性変形量が示されている。

図より、PGM により微小なブレードの弾性変形量が計測されていることが分かる。また、計測された弾性変形量と解析による弾性変形予測は良く一致しており、今後、PGM 計測により、解析の検証データとして十分に使用できるデータが得られると考えられる。

5. まとめ

- (1) 風洞試験によりロータの総合的なデータを取得できる低騒音モデル・ロータ試験システムを開発した。
- (2) この装置を用いた風洞試験を平成 10 年初頭にオランダの DNW で実施し、ATIC で進めているヘリコプタ機外騒音低減技術の評価用データと、各種解析コードの検証用データを取得した。
- (3) 現在、この DNW 風試で得られたデータを基に、ブレード翼型、翼端形状の評価と設計見直しを既に終了しており、平成 12 年初頭には、新たに設計された新型ブレードの評価試験を DNW 風洞において再度実施する予定である。

6. 参考文献

- (1) 「騒音低減技術研究用モデル・ロータ試験システムの紹介」
山川, 織戸, 伊佐治, 村重, 小曳 (ATIC), 第 35 回飛行機シンポジウム, 1997
- (2) "Development of An Aero-Acoustic Model Rotor Test System for DNW Test",
E.Yamakawa, A.Murashige, N.Kobiki (ATIC), G.T.Downs, T.D.Archinel, G.A.Ingalsbe, R.R.Gold (DEI), Heli Japan 98, 1998
- (3) 「低騒音モデルロータ DNW 風洞試験結果 - 試験結果の紹介および解析結果との比較 -」
村重, 小曳, 土橋, 稲垣, 中村, 山川 (ATIC), 第 36 回飛行機シンポジウム, 1998
- (4) 「低騒音モデルロータ DNW 風洞試験結果第 2 報 - 解析との比較 -」
村重, 小曳, 土橋, 近藤, 長谷川, 西村, 辻内, 稲垣, 山川 (ATIC), 第 37 回飛行機シンポジウム, 1999
- (5) "On the Blade Deformation Measured at a Scaled Helicopter Rotor",
E.Mercker, K.Pengel (DNW), F.Kube, B.v.d.Wall (DLR), A.Boutier, F.Micheli (ONERA), American Helicopter Society Northeast Region, 1995