

ロータ模型回転装置を用いた風洞試験

塚原 孝則、橋口 祐子、太田 智基、小生方 正裕、(富士重工業(株))

Wind Tunnel Test Using Scaled Model Rotor System

by

Takanori Tsukahara, Yuko Hashiguchi, Tomoki Ota and Masahiro Obukata (Fuji Heavy Industries Ltd.)

ABSTRACT

This paper presents the outline of the scaled model rotor system, which was used in 2 m by 2 m FHI low-speed wind tunnel, and some typical wind tunnel tests. The scaled model rotor system has been applied for many fundamental tests and development tests since 1991. The system consists of teetering type hub, blades, pylon, rotary balance and servomotor etc. The collective pitch and cyclic pitch can be changed with remote control.

1.はじめに

ヘリコプタの胴体形状や尾翼の設計においてロータのダウン・ウォッシュの影響を考慮することは重要な要素となっている。当社はダウン・ウォッシュを模擬した胴体空力特性を確認するため、平成3年に低速風洞用のロータ模型回転装置を導入した。本装置は小型かつシンプルな機構であるため胴体風洞試験以外にも数々の基礎試験及び開発試験に活用しており(表1)、ヘリコプタ設計に非常に有効な手段となっている。本稿では当社のロータ模型回転装置の概要とともに本装置を用いた代表的な風洞試験例を紹介する。

2.ロータ模型回転装置について

当社は下表に示す2つのロータ模型回転装置を所有しており、試験目的により使い分けている。

	回転装置 A	回転装置 B
ロータ直径	約 3 m	約 1.5 m
回転数	最大 1,620 rpm	最大 1,600 rpm
翼端速度	最大 248 m/s ($M=0.73$)	最大 126 m/s ($M=0.37$)
定格出力	100 shp	3.5 shp
支持方式	ストラット(正立支持)	シャフト傾斜機構付きマウント(正立/倒立支持)
特色	マッハ数相似試験可能	小型、シンプル、汎用性有

本稿で扱う小型のロータ模型回転装置(表中B)は2m×2m FHI低速風洞(図1)規模の風洞用に設計されたものである。本装置(図2)は、ロータのダウン・ウォッシュを模擬した状態で胴体の空力特性を計測するために導入されたものであり(図3)、使い勝手の良さから各種ロータ設計技術のコンセプト確認試験等にも活用されている。本装置のロータは中型ヘリコプタの約1/10スケールの大きさであり、シーソ型ハブ、ブレード、パイロン、ロータ3分力天秤、駆動用サーボモータ及びシャフト傾斜機構付きマウントから構成されている。本装置の特長を下記に示す。

- ・小型かつシンプルで使い勝手が良く、汎用性がある。
- ・正立型/倒立型ともに使用できるため、倒立使用することで胴体風洞試験では回転装置を胴体に内蔵する必要がなく、胴体形状に制約を生じない。また、ウエーク・サーベイやマイクロトランス騒音試験では回転装置が邪魔にならずにロータ下面での計測が可能である。
- ・操縦系/駆動系が簡素化されているため、1~2名の少人数でも装置の運転が可能である。

但し、本装置の規模では実機相当の翼端速度は

実現困難なため、マッハ数相似が必要とされる精密な性能評価試験には不向きである。このため、性能試験はロータ技術コンセプトの評価に限定して実施している。

2.1.ロータ・ハブ

ロータ・ハブ模型の概要を図 4 に示す。ロータ・ハブはシーソ型で、約 3deg のプリ・コーニング角が設定されている。

2.2.ロータ・ブレード

ロータ・ブレード模型の概要を図 5 に示す。ブレードは下記のような仕様となっており、翼端部は脱着可能な構造で翼端アダプタにより形状変更できる。

- ・ロータ径 : 約 1.5 m
- ・コード長 : 約 0.06 m
- ・翼型 : NACA0012
- ・翼端形状 : 矩形 (基本)、形状可変
- ・ねじり下げ : 0°

2.3.操縦系

操縦系の概要を図 6 に示す。サイクリック操舵角とコレクティブ操舵角は、ラジコン用のプロポによりそれぞれの操舵用サーボモータを遠隔操作することで設定できる。操舵角の範囲は下記としている。

- ・コレクティブ操舵角 : 0° ~ +25°
- ・サイクリック操舵角 : -12° ~ +12°

なお、水平定常飛行では横操舵は比較的小さいため、縦操舵のみ可能な機構としている。

2.4.駆動系

駆動用のサーボモータはロータ・マストと直結している。モータ・コントローラにより最大 1,600 RPM までの回転数調整が可能であり、最大定格は約 3.5hp である。

2.5.計測系

計測系の概要を図 7 に示す。ロータ 3 分力天秤を装備することで F_x (ドラッグ) と F_z (スラスト) により縦のトリムが取れ、さらに M_z (トルク) によりロータ性能が計測できる。3 分力天秤の定格を以下に示す。

- ・ F_x : 98 N (10 kgf)
- ・ F_z : 294 N (30 kgf)
- ・ M_z : 156 N·m (15.9 kgf·m)

また、ブレードに貼付した歪みゲージからスリップリングを介して回転中のブレードの荷重が計測できる他、マスト近傍に取付けたフォトセンサーによりアジマス角も検知できる。

3.風洞試験例

当社低速風洞で実施された風洞試験例を以下に示す。

3.1.低振動ロータ風洞試験⁽²⁾

試験概要を図 8 に示す。本試験ではロータの質量と剛性の分布が最適化された低振動ロータ設計技術のコンセプトを確認した。ベースライン・ロータ及び低振動ロータの 2 種類のロータ模型を用いて前進飛行状態を模擬した風洞試験を行ない、ハブ中央部の振動データを計測し効果を実証した。

3.2.低騒音ロータ風洞試験⁽³⁾⁽⁴⁾

(1)低騒音翼端形状の評価

試験概要を図 9 に示す。本試験では低騒音翼端形状の BVI 騒音低減効果を確認した。ロータ模型回転装置により BVI 騒音が発生しやすい降下飛行を模擬し、特に騒音指向性が強いと予想される、ロータ前方位置でのマイクにより矩形翼端と低騒音翼端との騒音を評価した。

なお、類似のロータ模型回転装置を使用した試験⁽⁵⁾では、BVI 騒音の指向性を確認するため、マイクトラバース装置 (図 10) を用いた騒音試験も実施されている。

(2)低騒音翼端加振制御の評価⁽⁶⁾

本試験では当社で考案したブレード翼端部のカナードによる低騒音効果を確認し、さらに、カナードの取付け角を加振制御することで低騒音と高性能が両立することを確認した。図 11 に示すカナード加振機構は、通常のブレード用スウォッシュプレートの外側に、カナード用のスウォッシュプレートを追加することで実現した。カナード用スウォッシュプレートはブレード用に角度を持って取付けられており、ロータ 1 回転につき 1 回の正弦波形の角度変化と位相変化をカナードに付与することができる。

3.3.胴体風洞試験

試験概要を図 12 に示す。本試験ではロータのダウン・ウォッシュ下での胴体空力特性を確認した。ロータ模型回転装置の下に胴体模型を設置し、ダウン・ウォッシュの影響下での胴体の 6 分力データを取得した。

3.4.投下風洞試験

試験概要を図 13 に示す。本試験では機外装備品が緊急投下時に機体に接触しないことを確認した。風速、ダウンウォッシュ、機体ピッチ角、ロール角、ヨー角を所定の状態に設定し、装備品模型を投下して機体との干渉を評価した。

3.5.ハブパイロン風洞試験⁽⁷⁾⁽⁸⁾

試験概要を図 14 に示す。本試験ではヘリコプタの有害抵抗を大きく占めるハブ抵抗を確認した。ハブについては、回転を伴うことでより精密な空力特性評価を実施しており、パイロンとの位置関係による空力干渉も評価した。

4.まとめ

本稿では、当社低速風洞用に製作されたロータ模型回転装置の概要と本装置を用いた風洞試験例を紹介した。本装置は小型かつシンプルな構造で使い勝手が良く、機体の空力特性確認や

ロータ技術のコンセプト確認等に不可欠な装置となっている。今後も種々の基礎試験や開発試験で有効に活用していきたい。

5.参考文献

- (1) 中館他, "ヘリコプタの模型ロータ試験," 日本航空宇宙学会誌 第 41 巻 第 477 号, October 1993.
- (2) 西川他, "低振動ロータ設計技術の研究," 第 30 回飛行機シンポジウム, 1992.
- (3) 清水, "風洞におけるロータ騒音計測試験について," 第 31 回飛行機シンポジウム, 1993.
- (4) Shimizu, "Helicopter Noise Reduction Research - Accomplishment at Fuji Heavy Industries," Heli Japan 98, 1998.
- (5) 菅野他, "低騒音・高性能ロータ空力技術の研究," 防衛庁技術研究本部 第 42 回研究発表会 (公開), 2000.
- (6) 航空宇宙工業会, "革新航空機技術開発に関する調査研究 成果報告書 ヘリコプタロータ低騒音化翼端制御の研究," 2000/2001.
- (7) 小生方他, "ヘリコプタのハブパイロン風洞試験," 第 53 回風洞研究会議, 1994.
- (8) M.Obukata et al, "Aerodynamic Design of Bearingless Rotor Hub," Heli Japan 98, 1998.

表1 ロータ模型回転装置を用いた風洞試験年表

年度	平成3年	平成4年	平成5年	～	平成11年	平成12年
低振動ロータ風洞試験	[]					
低騒音ロータ風洞試験	[低騒音翼端形状]			[低騒音翼端加振制御]		
胴体風洞試験	[]					
ハブパイロン風洞試験	[]					
投下風洞試験	[]					

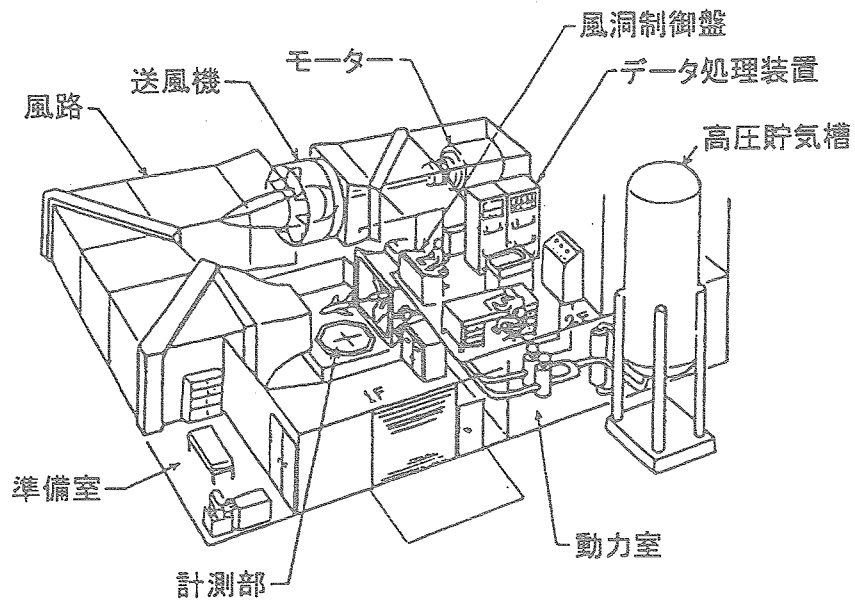


図1 FHI低速風洞概要

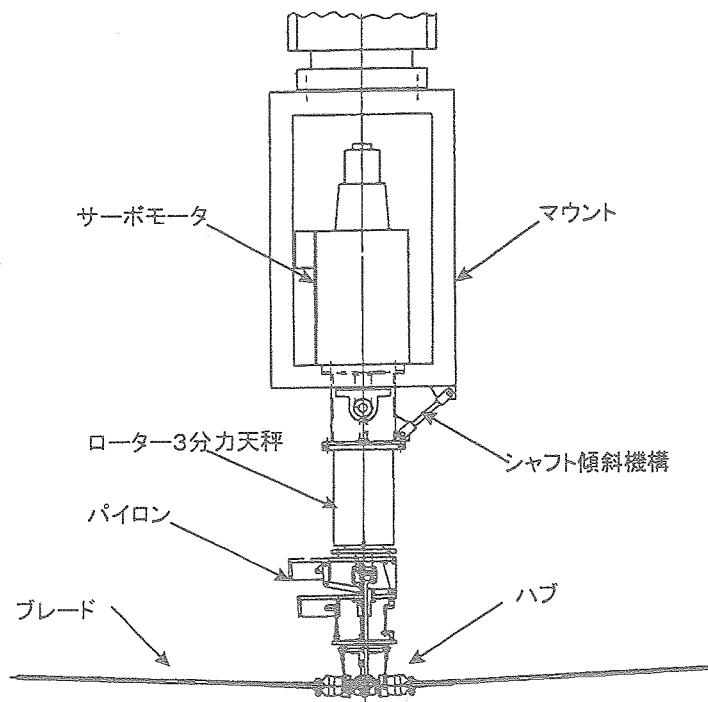


図2 ロータ模型回転装置概要

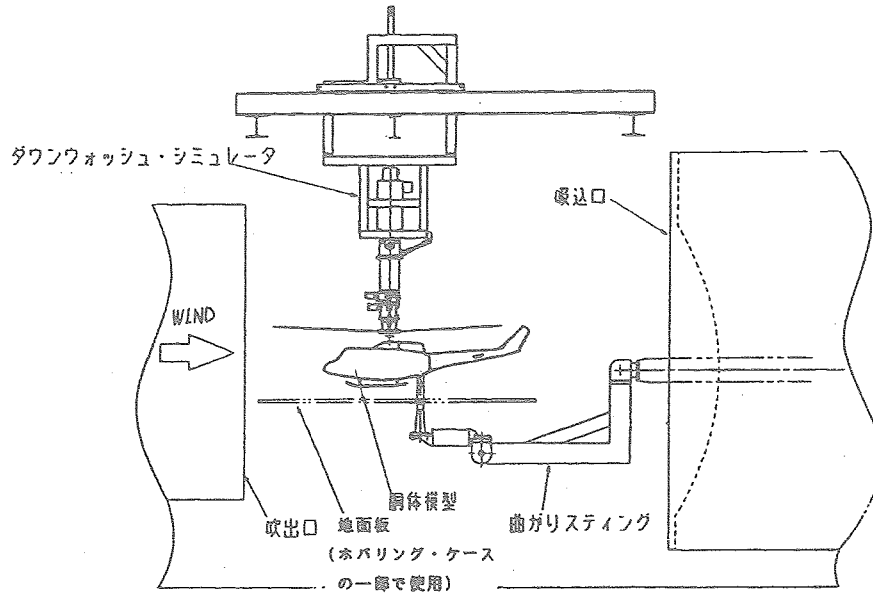


図3 ダウン・ウォッシュ・シミュレータ概要

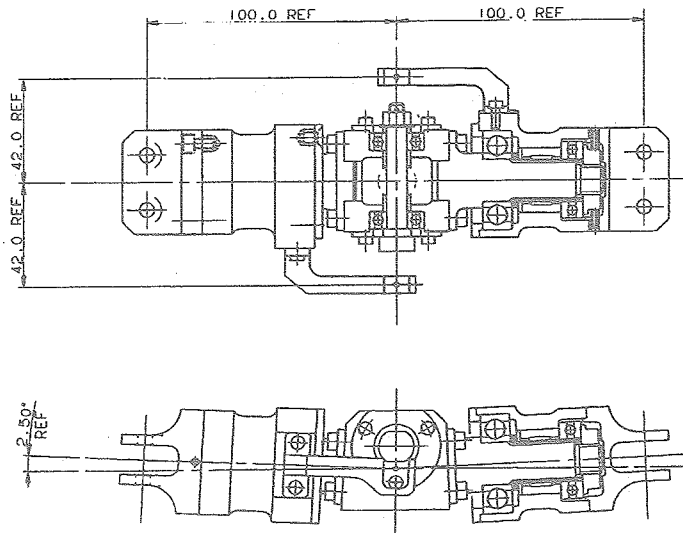


図4 ロータ・ハブ模型

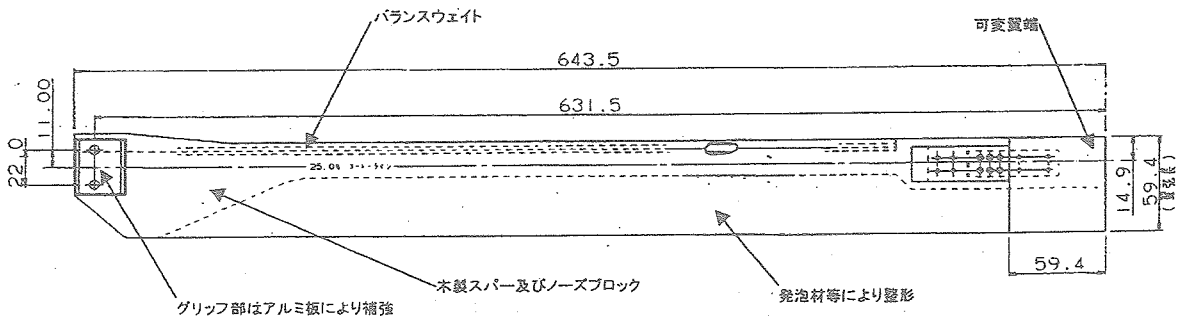


図5 ブレード模型

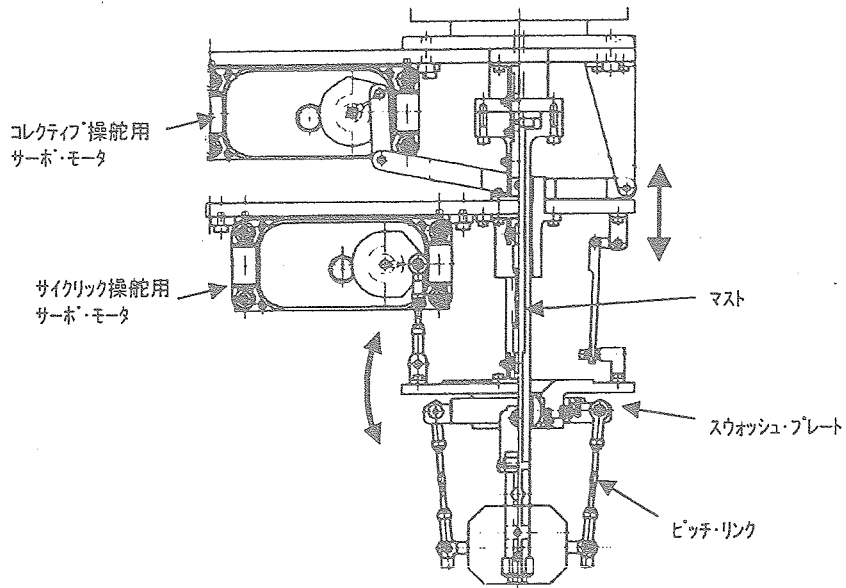


図6 操縦系

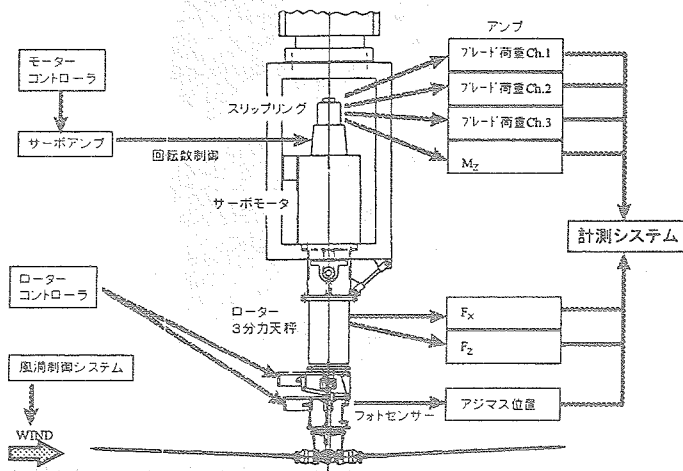


図7 計測系

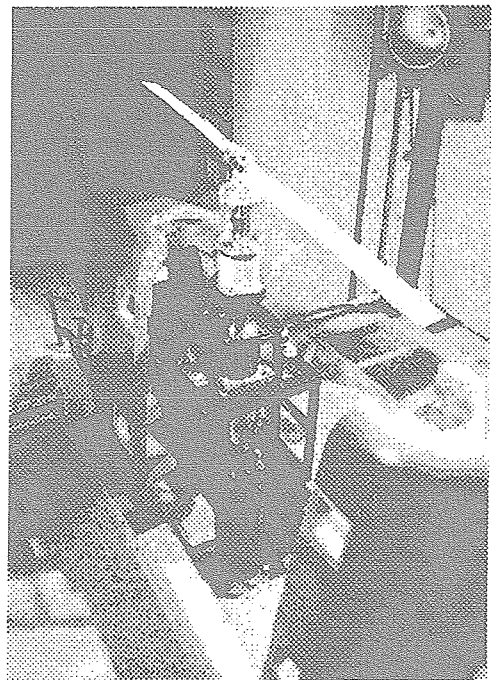


図8 低振動ロータ風洞試験

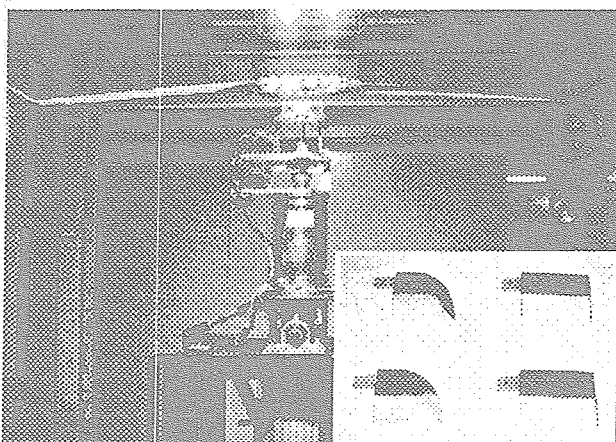


図9 低騒音ロータ風洞試験

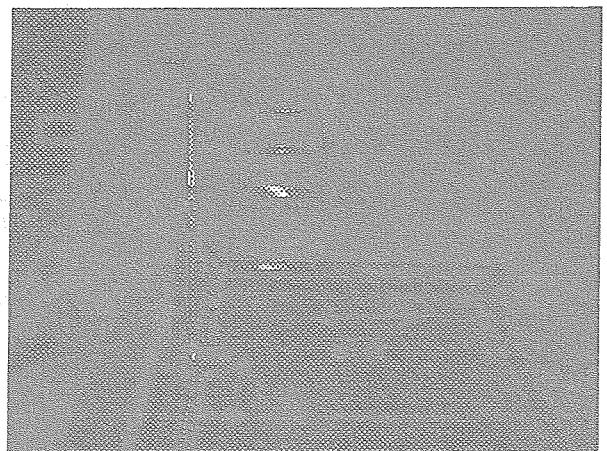
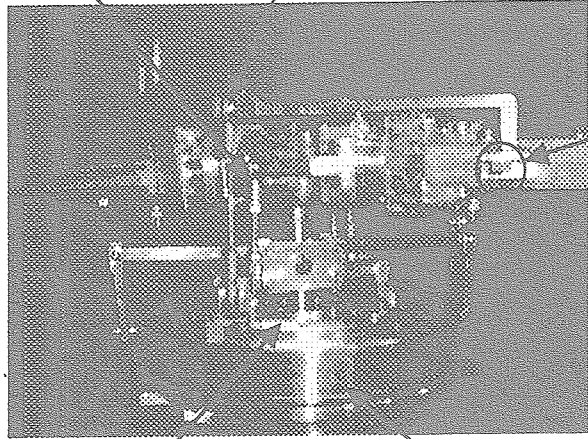


図10 マイク・トラバサ装置

ブレード用ピッチリンク / カナード加振用ピッチリンク



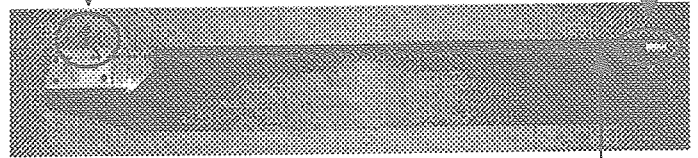
ブレード用
スウォッシュプレート
(内側)

(A) 加振機構

カナード加振用
スウォッシュプレート
(外側)

カナード加振用レバー

加振用カナード



(ブレード根元から翼端までカナード加振用シャフトが貫通)

(B) カナード翼端

図11 加振機構とカナード翼端

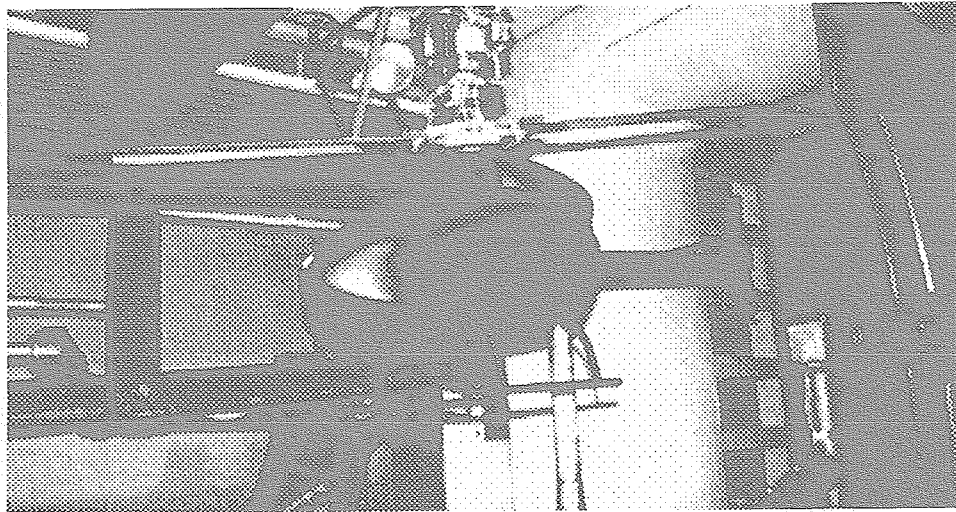
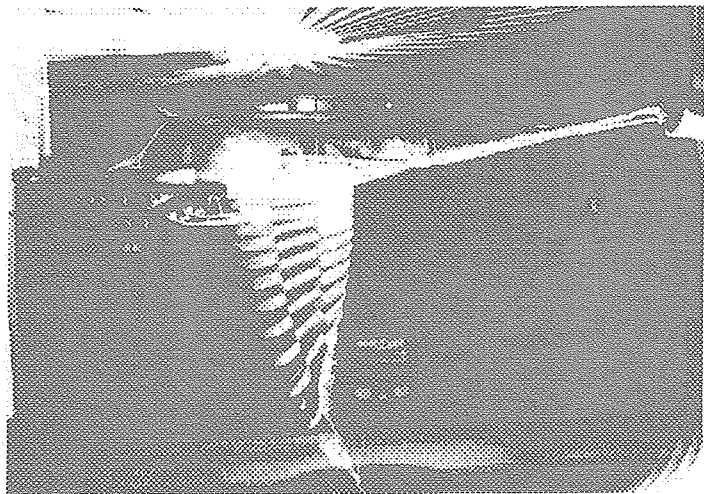


図12 胴体風洞試験



(投下軌跡を可視化するため、ストロボを間欠発光して撮影)

図13 投下風洞試験



図14 ハブパイロン風洞試験