

## ダクトファン型飛行体の開発

鈴木 慎一, 浦池 隆文, 多田 達実, 新井 浩成  
岩越 睦郎, 木村 義彰\*, 佐鳥 新\*\*, 植松 努\*\*\*

## Development of the Ductedfan Type Flying Object

Shinichi SUZUKI, Takahumi URAIKE, Tatsumi TADA, Hironari ARAI  
Mutsurou IWAKOSHI, Yoshiaki KIMURA\*, Shin SATORI\*\*, Tsutomu Uematsu\*\*\*

### 抄 録

本研究では、円形ダクト内に反転する2枚のロータを持つダクトファン型の無人飛行体を試作した。機体開発では、3Dモデル機構・強度解析により、飛行安定性や着地時の衝撃などに関するシミュレーション評価を行い、実験の効率化を図った。また、翼理論によるロータの設計、およびその設計に基づいた光造形技術による試作を行うと共に、当該ロータを試験機に搭載して動作試験を行った。さらに操作性の向上のため、機体の姿勢制御用センサと操作機器を試作し、動作試験を行った。一方、農薬飛散の少ない航空防除への応用を想定して、ダクトファン型飛行体の吹き出し気流と産業用ラジコンヘリの吹き出し気流の計測を行った。

**キーワード**：ダクトファン，機構シミュレーション，強度解析，翼理論，光造形法，航空防除

### Abstract

In this study, we developed a ductedfan type flying object with two rotors, which are set in a cylindrical duct in the opposite direction. For machine development, we analyzed the flying object by multi-bodied dynamics and structural analysis. And we estimate the shock at the time of the landing efficiently by simulation. In addition, we designed a rotor based on a wing theory and using experimentally Stereolithography, and we put it on an test machine and examined it. Furthermore, we produced a posture sensor system and the control system of the body to improve operation performance. On the other hand, We compared the down wash of the radio control helicopter with the one of the ductedfan type flying object. And I examined application for the crop dusting with a little drift. ct. And I examined application for the crop dusting with a little drift.

**KEY-WORDS** : ductedfan, multi-bodied dynamics, structural analysis, wing theory, Stereolithography, crop-dusting

### 1. はじめに

ダクトファン型飛行体は、円形ダクト内にロータ（ファン）を有する飛行体である。この飛行体は、約50年前のコン

ピュータ利用技術が発達していない時期のアメリカで開発され、現在は主に無人偵察飛行体として実用化されている。また、国内では、丹羽らより4つのダクトファンを持つ機体の開発が報告されている。大きな特徴として、(1)ヘリコプ

\* 北海道立中央農業試験場

\* Hokkaido Central Agricultural Experiment Station

\*\* 北海道工業大学

\*\* Hokkaido Institute of Technology

\*\*\* 株式会社植松電機

\*\*\* Uematsu Electric CO., LTD.

事業名：重点領域特別研究

課題名：ダクトファン型飛行体の開発と航空防除への応用

タと同様に垂直離陸が可能で、(2)同サイズのヘリコプタに対して小型化が図り易い、(3)ロータがダクト内にあり安全、(4)ダクト内で吹き出し気流（以下、ダウンウォッシュと言う）が整流されることなどが挙げられる。

一方、近年、道内の農業現場では、農薬散布の有効な方法として、有人の航空防除に比べ農薬飛散が少ない産業用ラジコンヘリによる低空散布が注目され、今後の利用拡大が見込まれている。<sup>2)</sup> しかし、利用者からシステムが高価である、ロータが露出して危険である、墜落等による修理費が高いなどの点について改善が求められていた。

そこで、本研究では、前述の特徴を有するダクトドファン型飛翔体に着目し、3Dモデルによるシミュレーションや光造形技術を活用して機体の開発を行うと共に、航空防除への適用について検討した。

## 2. 開発機の概要

開発した飛翔体の3Dモデルと本体写真を図1、2に示す。開発機は、ダクト外径625mm、ロータ径500mm、高さ660mm、重量6.3kgである。機体上部のダクト内に反転する2つのロータを有している。この反転するロータの回転反力を回転数の差によって制御した。一段目（上側）ロータは、無関節型ロータ<sup>3)</sup>であり、スタビライザ（安定棒）とリンクで結合している。また、2段目（下側）のロータは、固定ピッチとなっている。ロータの下方には、ロータからのダウンウォッシュを分流し、機体の姿勢・移動方向を制御するルーバが4枚ある。同一線上のルーバは同方向に動作するため、機能的には直交する2組のルーバ構成となっている。ダクトは、軽量化と剛性確保を図るため板状の発泡スチレンを積層して形成した。ロータとルーバに使用したモータの仕様を表1に示す。なお、本開発機では、飛行実験の時間を十分に確保するために電源装置を外部に置き、有線により電力供給した。

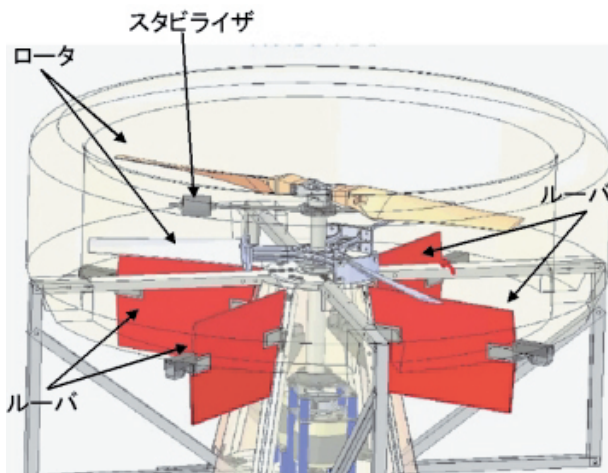


図1 開発機の機構部

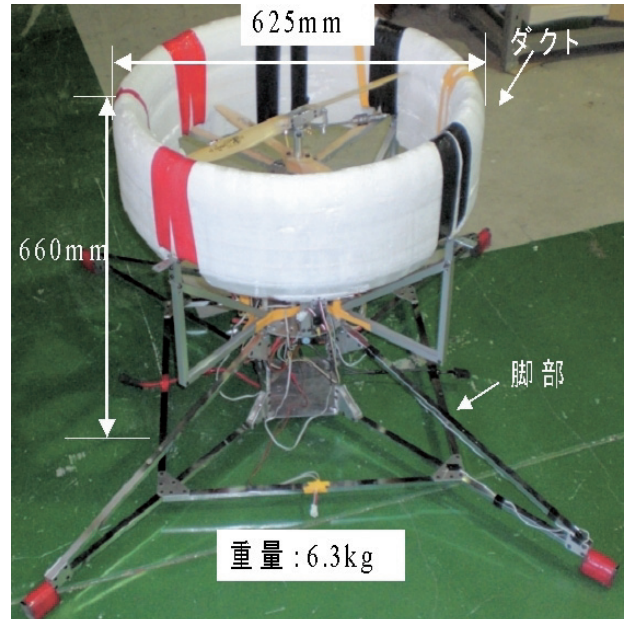


図2 開発機の写真

表1 モータの仕様

	ロータ用モータ	ルーバ用モータ
メーカー名	Model motors	双葉電子工業
型名	AXI-5530/24	S9254
スピード(rpm)	7200(36v)	6000(4.8v)
使用電圧(V)	36	4.8
サイズ(mm)	Φ63×78	40×20×36.6
重さ(g)	652	49

## 3. ロータの設計と試作

翼理論によって低抵抗なロータ形状の設計を行い、その結果を基に光造形による試作を行った。なお、ロータの大まかな設計条件を以下のように設定した。

- (1) 開発機を浮上させるに十分な推力を発生させる（推力の合計：11kg）
- (2) 使用流体の空気を非圧縮性流体として扱うため、翼端の速度は音速を超えない
- (3) 駆動源であるモータの仕様から約4000rpmの回転数で使用する
- (4) 2段目のロータからのダウンウォッシュの方向を鉛直方向とする

ロータブレード断面（翼型）を図3に示す。翼型の性能は、主に反り線と厚み分布によって決定される。<sup>4)</sup> これまで多数の翼型が開発、実験されてきたが、NACA（NASAの前身、アメリカ）の成果は系統的なものとして現在も広く利用されており、4数字翼系、5数字翼系、6系の翼型が著名であり、本研究でも使用することとした<sup>5)</sup>。

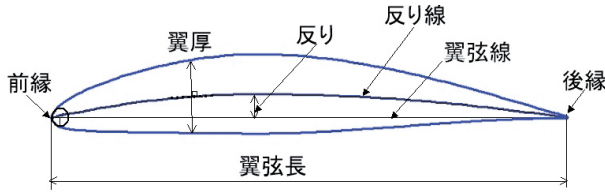


図3 翼型

### 3.1 翼型の設計

本研究では、NACA6系の中で軸流ファン用として広く用いられているNACA65系<sup>6)</sup>とプロペラ用として定評のあるNACA16系を取り入れた低抵抗な層流翼型を採用した。さらに、これら2つの翼系の相違点などを勘案して「6系の反り線」と「4数字系の翼厚」を組み合わせたType09 [6-4(family)]を採用した。この翼型の呼称内容を図4に示す。

例)

NACA 6 1.0 12 -45 45 -25.7

NACA (dsn1)(dsn2)(dsn3)-(I)(dsn4)-(J)( $\chi_B$ )

dsn1:NACA6系の反り線を使用

dsn2:設計揚力係数

dsn3:最大翼厚

I :前縁曲率半径

dsn4:最大翼厚位置

J :後縁角

$\chi_B$  :圧力分布の折れ曲がり位置(付記)

図4 NACA6系翼の呼称

設計手順として最初に、NACAのデータ<sup>7)</sup>を参考に、仮の揚力係数や最大翼厚位置、前縁曲率半径などを設定する。次に、これらの設定値から翼の形状を計算する。計算の流れを図5に示す。翼厚は最大翼厚位置  $x_m$  の前後で分かれ、次式で与えられる。

$$\left. \begin{aligned} \text{前部 } 0 \leq x \leq x_m \text{ に対して} \\ y_{IF} = a_0\sqrt{x} + a_1x + a_2x^2 + a_3x^3 \\ \text{後部 } x_m \leq x \leq 1 \text{ に対して} \\ y_{IR} = d_0 + d_1(1-x) + d_2(1-x)^2 + d_3(1-x)^3 \end{aligned} \right\} (1)$$

$a_0 \sim a_3$ ,  $d_0 \sim d_3$  などの未定数は、翼の呼称値を用いた関係式から算出される。反り線は、薄翼理論から導出される。算出された反り線に翼厚を合成して翼面を算出する。算出された翼面に対して任意翼理論を用いて、揚力係数や空力特性を求め、性能を評価する。十分な結果が得られていなければ、最初に戻って翼系の値を変え再計算を行う。計算結果を図6に示す。一方、ロータブレードの平面形は揚力からの曲げモーメントに強く、高速時の抗力を低減するテーパブレードとした(図7)。また、任意の半径Rにおける翼弦長は次式より算

出した。

$$\frac{l - l_{hub}}{R - R_{hub}} = reTpr (= const.) \quad (2)$$

$R_{hub}$  :ブレードのハブと接する位置  $reTpr$  :実テーパ

$l_{hub}$  :ブレードのハブと接する翼弦長

テーパの計算後、ブレードの枚数から上下のロータの翼弦長を計算し、翼素の揚力、抗力の比率を求め、流動損失などのブレード性能を確認し翼型を決定した。この後、ダクト径や推力、ロータの回転速度、吹き出し気流の方向などを条件として、試作するサイズのブレードの設計を行った。まず、ロータの機械効率などを求め、1段目のロータの速度線図を計算した。この結果を入力条件として2段目のロータの速度線図を求めた(図8)。

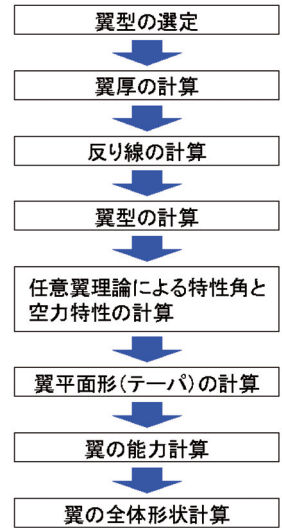


図5 設計の流れ

上記の計算結果が設計仕様を満足することを確認後、その他の値(表2)を求め、最後に、全体形状を算出した(図9)。

NACA 6 1.000 12-45 45-25.7 xB=1.0						noMx,noLE,TE: 250 4 4					
TE shape: parabola						Nw : 516					
x	yo(x)	yt(x)	x	yo(x)	yt(x)	cLi: 1.000000	stdJ: 25.7031 deg	alpID: 0.0000 deg	dit: 0.007000	rlE: 0.050000	stdJ: 25.7031 deg
0.0000	0.00000	0.00000	0.4000	0.05356	0.05861	coef: 0.079577	alpD: 0.0000 deg	tkMx: 0.120000	rto: 0.850000	chiID: 27.9258 deg	
0.0050	0.00248	0.00923	0.4500	0.05476	0.06000	vcMx: 0.055159	xlE: 0.007866	xtMx: 0.500000	chiID: 27.9258 deg	chiID: 27.9258 deg	
0.0100	0.00446	0.01292	0.5000	0.05516	0.05980	xcMx: 0.500000	yoLE: 0.004180	tkMx: 0.1200	rlE: 0.050000	chiID: 27.9258 deg	
0.0200	0.00780	0.01802	0.5500	0.05476	0.05838	xtMx: 0.450000	yoLE: 0.004180	xtMx: 0.450000	rlE: 0.050000	chiID: 27.9258 deg	
0.0350	0.01207	0.02345	0.6000	0.05356	0.05829	xtMx: 0.450000	yoLE: 0.004180	xtMx: 0.450000	rlE: 0.050000	chiID: 27.9258 deg	
0.0500	0.01560	0.02764	0.6500	0.05152	0.05328	xtMx: 0.450000	yoLE: 0.004180	xtMx: 0.450000	rlE: 0.050000	chiID: 27.9258 deg	
0.0750	0.02120	0.03318	0.7000	0.04861	0.04931	xtMx: 0.450000	yoLE: 0.004180	xtMx: 0.450000	rlE: 0.050000	chiID: 27.9258 deg	
0.1000	0.02587	0.03761	0.7500	0.04475	0.04432	xtMx: 0.450000	yoLE: 0.004180	xtMx: 0.450000	rlE: 0.050000	chiID: 27.9258 deg	
0.1500	0.03364	0.04450	0.8000	0.03982	0.03827	xtMx: 0.450000	yoLE: 0.004180	xtMx: 0.450000	rlE: 0.050000	chiID: 27.9258 deg	
0.2000	0.03982	0.04964	0.8500	0.03364	0.03111	xtMx: 0.450000	yoLE: 0.004180	xtMx: 0.450000	rlE: 0.050000	chiID: 27.9258 deg	
0.2500	0.04475	0.05354	0.9000	0.02587	0.02280	xtMx: 0.450000	yoLE: 0.004180	xtMx: 0.450000	rlE: 0.050000	chiID: 27.9258 deg	
0.3000	0.04861	0.05643	0.9500	0.01580	0.01328	xtMx: 0.450000	yoLE: 0.004180	xtMx: 0.450000	rlE: 0.050000	chiID: 27.9258 deg	
0.3500	0.05152	0.05843	1.0000	0.00000	0.00000	xtMx: 0.450000	yoLE: 0.004180	xtMx: 0.450000	rlE: 0.050000	chiID: 27.9258 deg	

Aerodynamic characteristics of NACA 6 1.00 12-45 45- 25.70

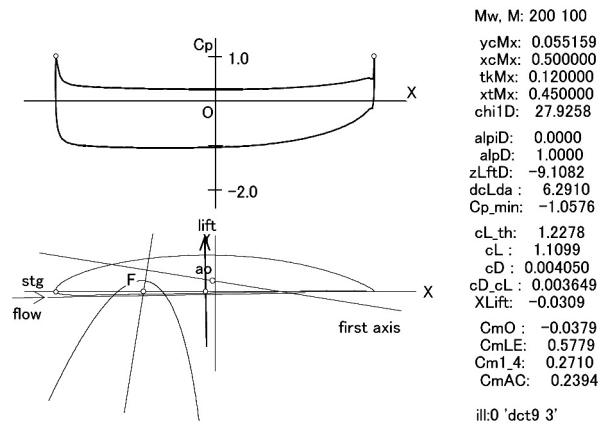


図6 ブレード翼型の計算結果

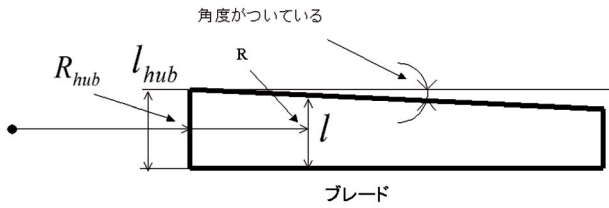


図7 テーパーブレードの平面形

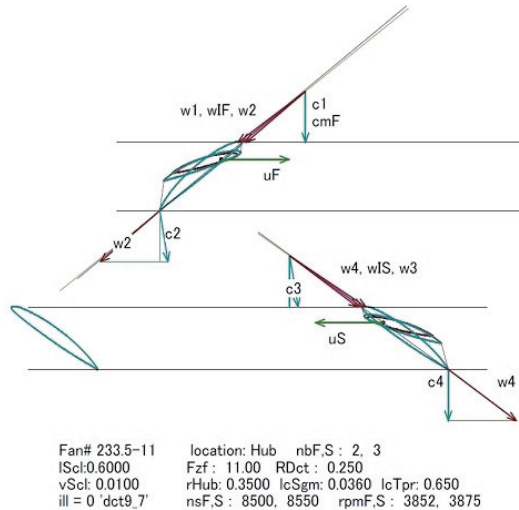


図8 速度線図

表2 計算項目

段全ヘッド	最大マッハ数
羽根車内流量	流量係数
ダクト流速	仕事係数
毎分回転数	流体効率
周速	流量係数
翼先端周速	仕事係数

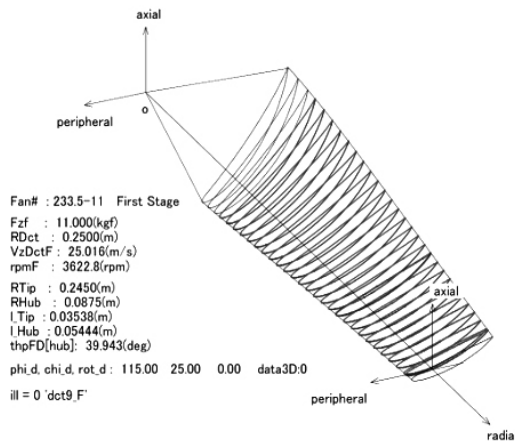


図9 翼の全体形状

### 3.2 光造形法によるロータの作製

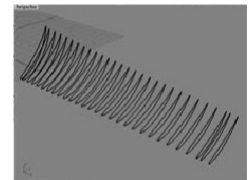
ダクトファン用高強度ロータ部品の設計と製作は、3D CAD, 光造形, および真空注型を用いて行った。ここで、真空注型で部品を製作したのは、光造形モデルが破損し易く、実使用に不適である理由による。真空注型は、一般的に光造形モデルのコピー作製に用いられており、注型する樹脂によりABS, PPライク等の強度の高いプラスチック成型品作製に用いられている手法である。

#### 3.2.1 CADモデルの作成

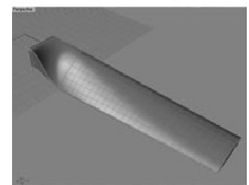
Excelに取り込んだ3次元座標点群データ(約12,000点)の中から、サーフェスマデリングを行うために6mm間隔の断面曲線からなる座標点群(約400点)をExcelのマクロプログラムにより抽出した。さらに、テキスト形式のファイルとし、そのデータを基に3次元サーフェスマデラー(Rhinoceros)で、翼形状の基本となる30本の断面曲線を作成した。図10にそのフローを示す。その後、滑らかな曲面で構成された翼形状のサーフェスマデラーを同ソフトで作成し3次元データ化した。

次に、このデータを3D CAD SolidWorks (Solid works社)でソリッドモデルとし、固定用のボス穴や補強用のリブ等の形状を付加してロータモデルを作製した。図11にモデルの画像を示す。このモデルは光造形で作製するために5個の部品構成とした。

点群データ



断面曲線



サーフェスマデラー

図10 CADモデルの作製フロー

#### 3.2.2 光造形による部品の作製

図11に示した3DCADのロータ部品の光造形用データ(STL形式)に変換してそのデータを基に光造形モデルを作製した。光造形では各部品を1個ずつ作製し、ハブ部1に対して、ブレード部、4個を作製し、1セットとした。図12に光造形モデルを示す。翼部の長手方向をZ軸に設定してサポート数を少なくしたことにより精度の高いモデル<sup>8)</sup>が作製できた。

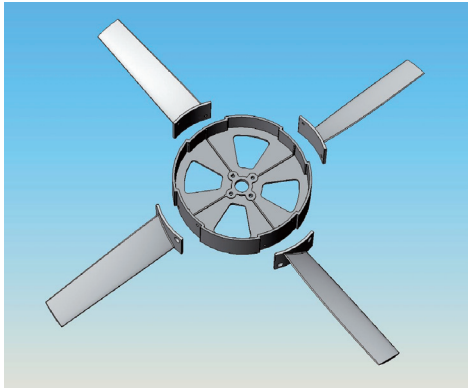


図11 光造形作製用部品の画像



図14 真空注型装置

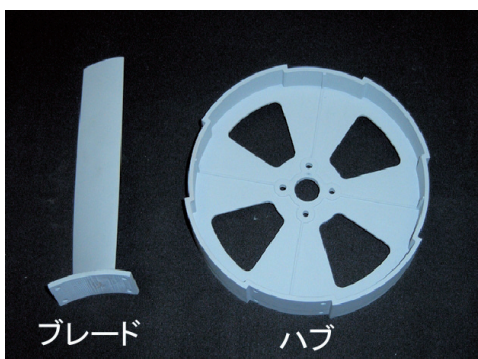


図12 光造形作で作製したロータ

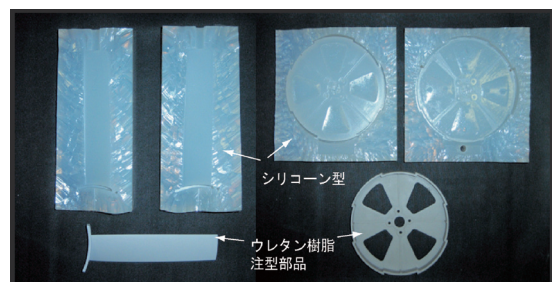


図15 シリコン樹脂注型の型とウレタン樹脂注型部品

### 3.2.3 真空注型によるロータのコピー部品の作製

真空注型によるコピー部品の作製フローを図13に示す。コピー部品の作製に使用したシリコン樹脂は、半透明の2液型RTBゴム (KE-1314)、樹脂注型は2液型のウレタン樹脂 (UP-4280) である。また、使用した真空注型装置 (YER-700) を、図14に示す。この装置を用いて作製したシリコン樹脂注型の型とウレタン樹脂のコピー部品を図15に示す。この試作ロータは、エポキシ系接着剤 (アラルダイトAR-R30) とボルト、ナットで組み合わせて作製した (図16)。1段目のロータは1種類、2段目のロータは、ロータブレードが4枚と3枚の2種類を試作して、消費電力や回転数、および推力を計測した (図17)。



図13 コピー部品の作製フロー

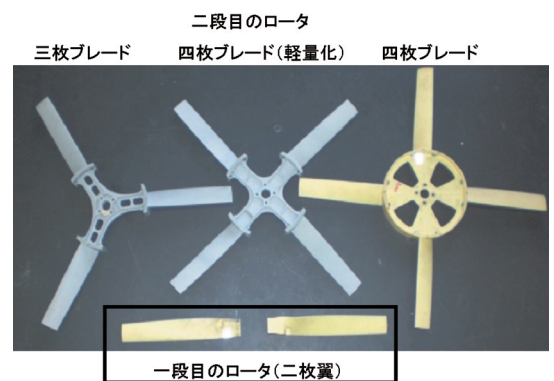


図16 試作したロータ

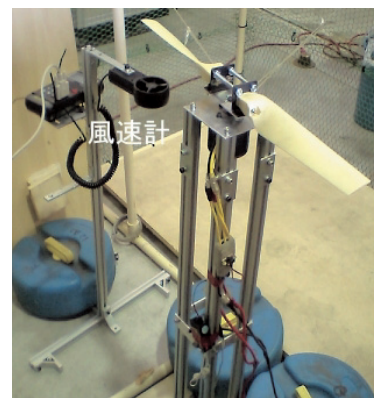


図17 ロータの性能評価

#### 4. 飛行安定性および着陸シミュレーション

機体設計時から3Dモデルによるシミュレーションによって大凡の機体の挙動を確認し、開発効率の向上を図った。

##### 4.1 飛行安定性の機構シミュレーション

回転体には、ジャイロプリセッションという、力のかかった位置より回転方向に沿って力の作用する位置が90度ずれる現象が生ずる。そのため、通常スタビライザは、ロータの半径方向に対して90度の角度を成すように取り付けられる。しかし、本開発機は二重反転翼であり、スタビライザの作用する点が不明である。そこで、スタビライザの取り付け角を設定するために飛行安定性シミュレーションを行った。

機構シミュレーションは、CosmosMotion (SolidWorks社)を使用した。推力は、上下二段のロータの各ブレードに回転から発生する揚力を(3)式から求め、それらの合力とした。回転数は時間によって一定比率で上昇し、さらに一段目のロータのピッチ角に比例して変化する設定とした。図18の矢印が、設定した推力を表している。シミュレーションの様子を図19に示す。なお、一段目ロータのピッチ角変更に伴う、二段目ロータへの気流の変化などの流体条件は設定していない。

また、本シミュレーションを基に重心位置の変更による飛行状態や重心移動による姿勢制御性などの評価を行い、開発機の改造や実験の効率化を図った。

$$L = C_L \times \frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times S \quad (3)$$

$L$  : 揚力 (N)       $\rho$  : 空気の密度 ( $kg/m^3$ )  
 $C_L$  : 揚力係数     $V$  : 回転速度 ( $rad/s$ )  
 $S$  : 翼平面の面積 ( $m^2$ )

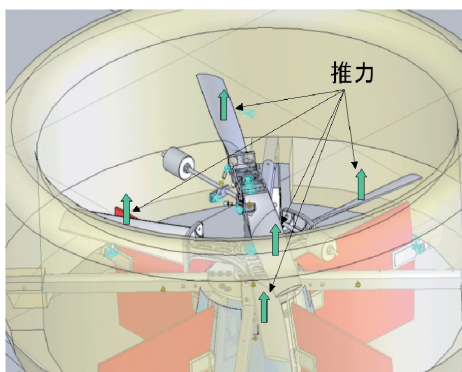


図18 設定揚力

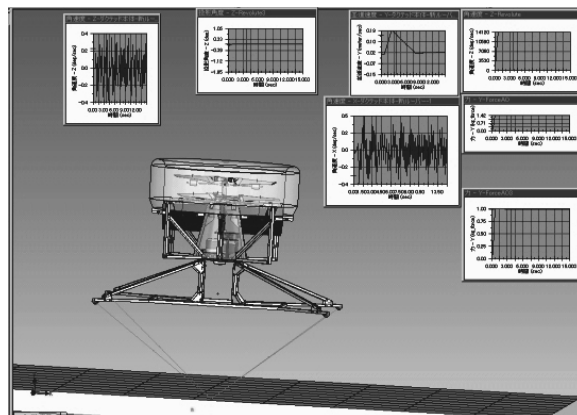


図19 スタビライザの取り付け角度のシミュレーション

##### 4.2 着陸シミュレーション

ダクトドファン飛行体の脚部は、着陸する時に地面からの衝撃力を受けるため、搭載された制御モジュールや駆動モジュールが破損しないように衝撃を緩衝する機能が求められる。そこで、脚部の衝撃緩衝性能を機構シミュレーション A DMS (MSC Software社)により予測し、構造や材質についての検討を行った。

##### 4.2.1 シミュレーションモデル

開発機を図20のようにモデル化した。本体部分は剛体とし、脚部は柔軟な変形を再現できるようにフレキシブルビームとした。

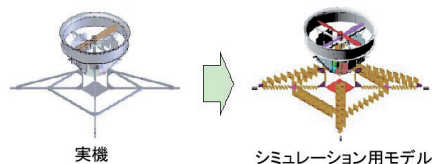


図20 シミュレーションモデル

##### 4.2.2 シミュレーション結果と考察

本解析では、図21に示すように、地上高500mmからの自由落下挙動をシミュレーションし、その時の衝撃緩衝性能を求めた。なお、シミュレーションでは同一の機構モデルを用い、クッション材の特性のみ、表3のように変更した。シミュレーションによって得られた衝撃緩衝性能を変位や加速度から見た結果を図22, 23に示す。

ここで、衝撃緩衝性能の目標値を衛星に搭載する電子機器の基準である20G以下とした。現状の脚部構造では、緩衝効果が不足することが判明し、衝撃力を大きく変形し、吸収する軽量のクッション機構を脚部に組み込む必要があることが分かった。

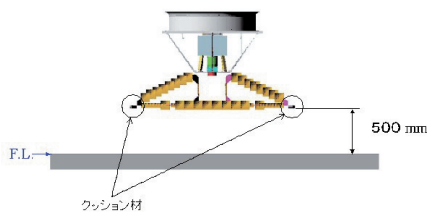


図21 シミュレーション条件

表3 クッション材諸元

解析モデル	バネ定数 (N/mm)	つぶれ深さ (mm)	注記
A	164	1	初期クッション材
B	33	3	改良型(現在)
C	16.5	6	
D	3	20	

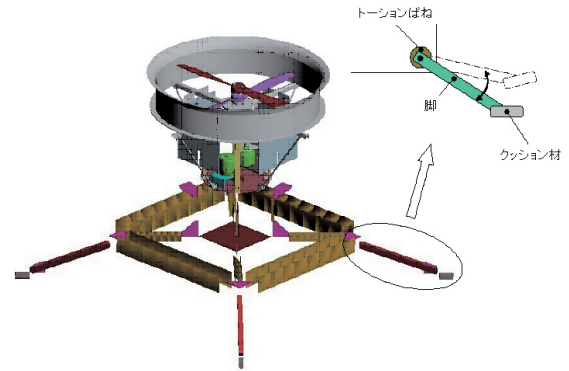


図24 衝撃吸収機構案

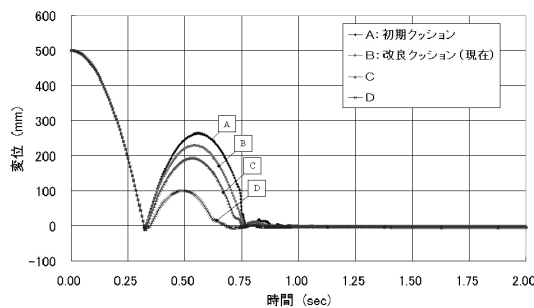


図22 シミュレーション結果 (変位)

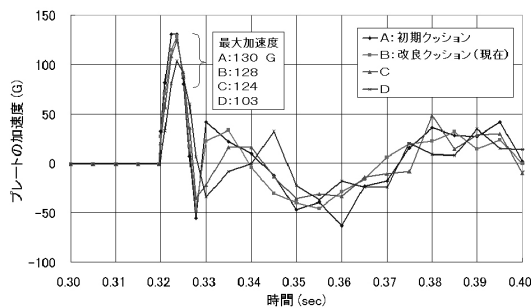


図23 シミュレーション結果 (加速度)

#### 4.2.3. 衝撃吸収機構の検討

トラス構造の脚部のみでは、着陸時の衝撃を十分に小さくできないことが分かり、衝撃力を大きな変形によって吸収する脚機構を検討した。検討した機構案を図24に示す。本機構は脚の一部をリンク構造とし、その可動部にトーションばねを組み込んだ構造である。この構造にすることにより、脚部の弾性のみの場合に比べ大幅に衝撃吸収力を増大することができる。

### 5. 機体制御システムの試作

本開発機の操作性、および飛行時の安定性を向上させるためには、制御システムが不可欠となる。そのため、機体の姿勢センサの基礎動作の確認を行うと共に、マイコンを用いた無線操作システムを試作した。

#### 5.1 姿勢センサの評価

飛行体に搭載して使用するため、小型で軽量、そして高い耐ノイズ性と応答性を有する、安価なセンサを選定するための基礎動作試験を行った。具体的には、機体の姿勢角（ピッチ、ロール、ヨー）を検知するための傾斜センサ、地磁気センサについて動特性やモータノイズの影響を試験した。

傾斜センサは、その測定レンジや分解能から（表4）、数種類の製品（図25～28）を選択し、ビデオカメラ用雲台（図29）を用いて、動特性について評価試験を行った。

各種傾斜センサが取り付けられた雲台を手動操作により 3.7°/secの早さで±45度の範囲を揺動させ、各傾斜センサの追従特性を評価した。その結果から以下のセンサ特性が分かった（図30、31）。

- (1) 2軸傾斜センサは単軸センサに比べ、出力の飽和域からの戻りで応答遅れが大きい。
- (2) 傾斜スイッチはON→OFF、OFF→ONとなるバラツキが大きく、振動等の影響により突発的に反応することがある。
- (3) 3軸傾斜センサは1軸傾斜センサと同程度の応答性を有した。

表4 センサの仕様

	傾斜スイッチ YKS1B (株)サガミ電子工業	三軸傾斜センサ 3DM-GX1 MicroStrain INC.
測定範囲	動作角度: ON→OFF:30° ~75° OFF→ON:65° ~20°	ピッチ、ロール、ヨー
精度		静特性: ±0.5° 動特性: ±2°
応答時間		400Hz
出力信号	デジット	EIA232
重量		75g

	二軸傾斜センサ DAS-20 パシコ貿易取扱品	一軸傾斜センサ D5R-L02-60 オムロン
測定範囲	±20°	±60°
精度	0~10° :±0.2° ±10° ~12° :±2% ±12° ~15° :±3% ±15° ~20° :±5%	±60° :1%FS以下
応答時間	時定数:0.3sec	FS90%到達時間 1sec以下
出力信号	アナログ、パルス	アナログ
重量	37g	



図25 傾斜スイッチ



図26 1軸傾斜センサ



図27 2軸傾斜センサ



図28 3軸傾斜センサ

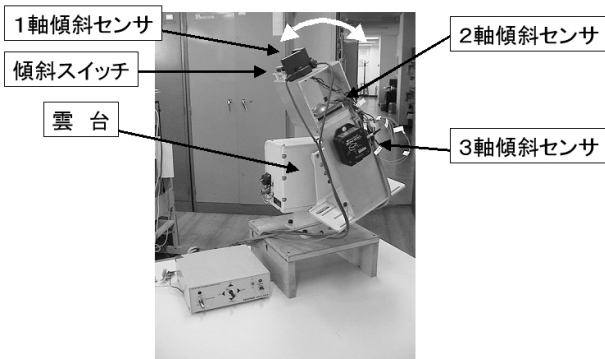


図29 雲台とセンサの設置の様子

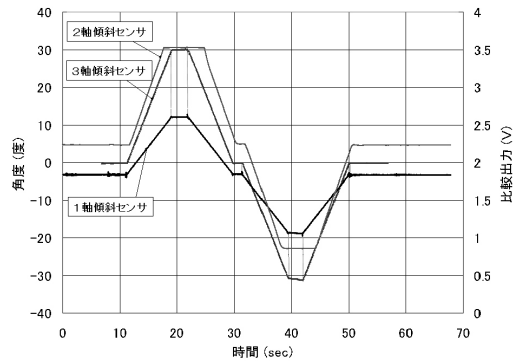


図30 傾斜センサの動特性 (1軸傾斜センサ, 2軸傾斜センサ, 傾斜スイッチ)

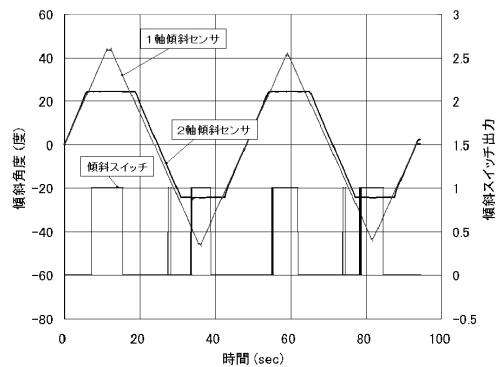


図31 傾斜センサの動特性 (1軸傾斜センサ, 2軸傾斜センサ, 3軸傾斜センサ)

一方、地磁気センサ HMC2003 (Honeywell, 図32, 表5) は、小型、軽量で、角度、位置を直接出力するため、超小型衛星 (CanSat) の姿勢センサや人体トラッキングセンサとしても利用されている。しかし、設置環境の磁気の影響を受け易いという特徴もあり、本飛行体への搭載についても駆動源のモータや無線電波によるノイズの影響が懸念された。そこで、本センサを試作機へ搭載し、モータ駆動の前後でセンサ信号の変化を確認した。その結果を図33に示す。この結果、センサの出力値は、駆動前と比べて出力のレベルがシフトしたが、これらは、ソフトウェア処理によるレベル補正で使用可能なことを確認した。

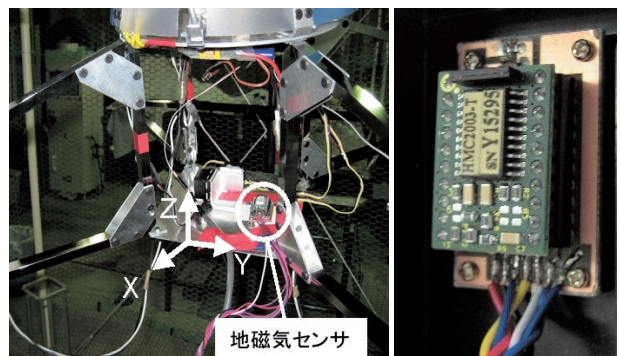


図32 地磁気センサの外観と開発機への設置状況



表5 地磁気センサの仕様

サイズ(縦×横×厚)	27.3×19.69×11.94
レンジ(gauss)	±2
分解能(μ gauss)	40

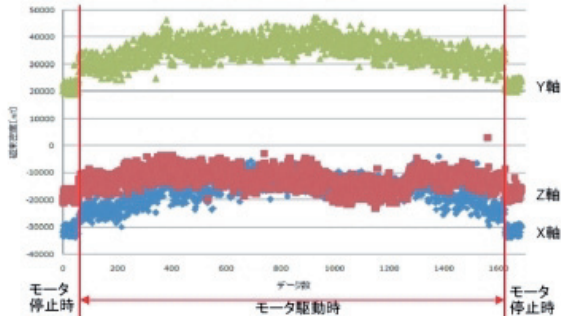


図33 モータ駆動前後のセンサ信号の変化

### 5.2 無線操作システムの試作

試作したシステム(図34)は、飛行体に搭載する機体制御モジュール(図35)と飛行体操作の操作モジュール(図36)に分けられ、無線でモジュール間のデータ通信を行う。操作モジュールは、機体から送信されたセンサ情報や現状の動作指令の表示、および機体制御モジュールへの動作指令を送信する。機体制御モジュールは、受信した動作指令にみあったパルスをもータへ出力し、搭載したセンサのデータを操作モジュールへ送信する。

ここで本開発機では、操作者が機体を目視して、水田1つ分の領域での操作を想定し、通信距離を約100mとした。このため、特定省電力無線モデムとして一般的な429MHz無線モデムと1200MHz無線モデムについて通信試験を行った。各モデムの主な仕様を表6に示す。電波の到達距離は双方に大きな違いはなかったが、1200MHz無線モデムは電波の直進性が強く、障害物の影響を受け易いことが分かった。また、429MHz無線モデムは、通信確立の応答時間が2秒程度かかり、即応性が必要な今回の仕様に適していないことが判明した。このため、1200MHz無線モデムを選定することにした。

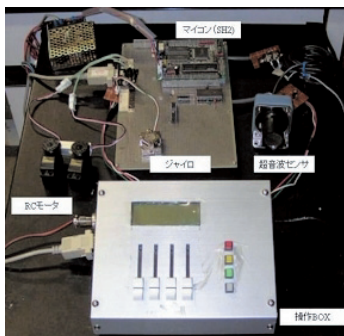


図34 無線操作システム

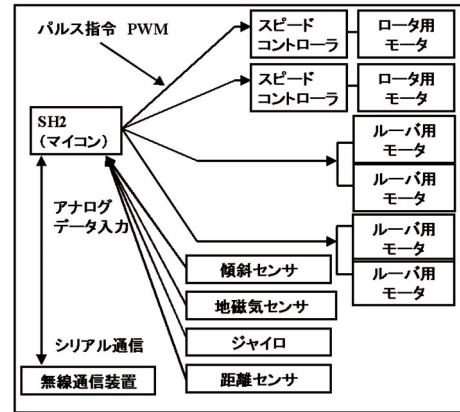


図35 機体制御モジュールブロック図

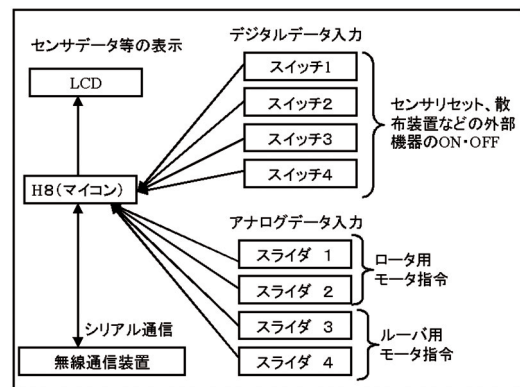


図36 操作機のブロック図

表6 無線モデムの仕様

	429MHz無線モデム	1200MHz無線モデム
メーカー名	バーテックススタンダード社	アルインコ社
型名	YSM-221	XH1200
チャンネル数	9	58
データ終端コード	なし	80(Hex)
無線データ通信速度	4800	9600
誤り訂正	選択可	なし

### 6. 浮上試験

開発機による無拘束状態での浮上試験を外乱のない倉庫内で行った。試験では、機体の水平を保ち、自転しない安定した浮上を実現するために、次の調整を行った。(1)スタビライザの取り付け角度や重量などの調整、(2)ラジコン用ジャイロ(GY-401, 双葉電子工業)のルーバへの接続とジャイロゲインの調整、(3)操作機からのスロットルレバー操作時のロータ動作の指令量の変化曲線やルーバの動作角度範囲などのパラメータ調整。図36に試験の状況を示す。マニュアル操作で、上下のロータ回転数を自転ないように調整し、ロータの回

転比率を維持したまま回転数を上げて、4000rpm前後で浮上した。また、浮上時の総消費電力は、約2.4kWであった。

本試験により、単純なロータ機構、姿勢制御機構でも垂直離陸が可能なが確認できた。しかし、その一方で、安定した飛行を実現するためにはジャイロセンサや距離センサなどの付加とマイコンによる自動姿勢制御の性能向上を図る必要があることも明確になった。

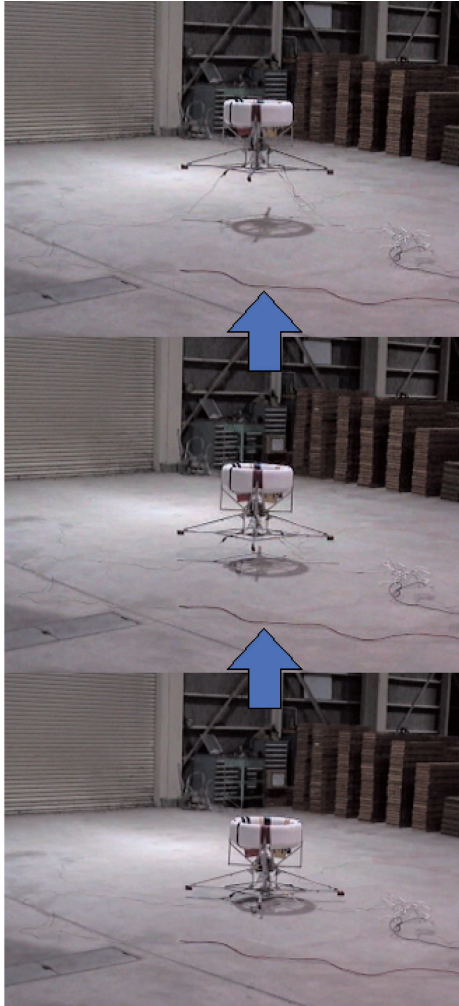


図37 飛行の様子



図38 ダクテッドファン試験装置

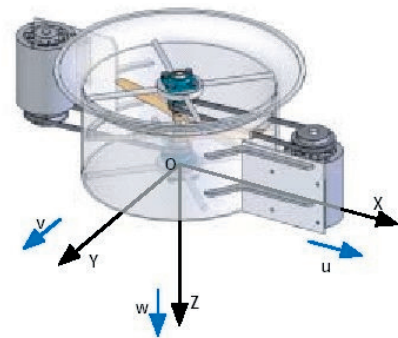


図39 計測の座標系

図40の風速のグラフは、X-Z平面で、Z軸の同位置毎の計測線図である。X=10cm、Z=0cmの位置の風速が31m/s、X=20cm、Z=80cmの位置では17m/sの風速が計測されている。図41は同様に風向の計測結果である。ハブのある中央部で、流速が落ちている。ロータ直下のダクト内部は非常に早い流れになっているが、ダクト外縁部、X=50cm以上で、流速がほとんど無くなっている。また、Z=90cm以上（床面より50cm以下）であっても流速の検出範囲は変わらず、ダウンウォッシュがスムーズに抜けている状況と思われる。

## 7. ダウンウォッシュの計測

### 7.1 ダクテッドファン型飛翔体のダウンウォッシュの計測

ダクテッドファン型飛翔体のダウンウォッシュの解析を行うために、ACインダクションモータによりロータを回転するダクテッドファン試験装置（図38）を作製し、熱線流速計（SY-102、システム工房）を用いて風速、風向を計測した。試験装置は、床面より140cmの位置に固定し、試験装置の底面中心を原点とするX、Y、Z軸方向（図39）へ10cm間隔で流速計プローブを移動させダウンウォッシュの計測を行った。試験装置のロータ回転数は6000rpm、計測サンプリング周期は50Hzとした。

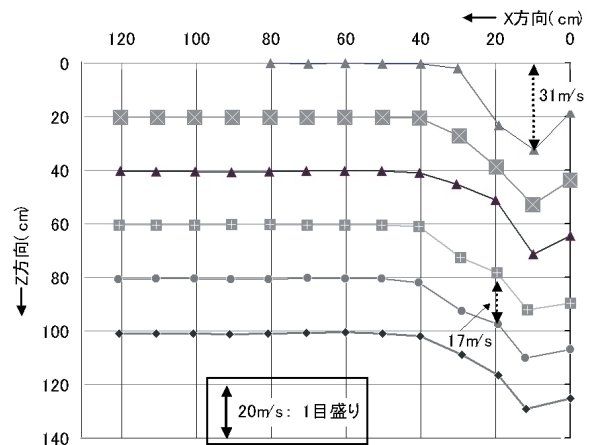


図40 ダクテッドファン試験装置の風速計測結果

表7 ラジコンヘリの仕様

メインロータ径(mm)	3115
全長(含ロータ)(mm)	3630
全幅(mm)	720
全高(mm)	1080
エンジン型式	水冷・2サイクル
排気量(cc)	246
出力(ps)	21
ペイロード(kg)	27

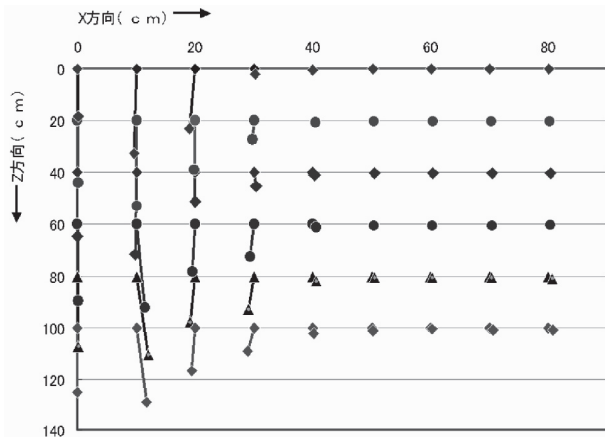


図41 ダクトファン試験装置の風向計測結果

### 7.2 ラジコンヘリのダウンウォッシュの計測

ラジコンヘリ (AYH-3, ヤンマ) についてもダウンウォッシュの計測を行った。試験は、ホバリング状態を想定し、防振器を介して高さ4mの架台にヘリを固定し、1m毎に20mの範囲まで流速、風向を回転式風速計(es8, TEAC製)により計測した(図42)。供試機の概要を表7に示す。

計測した風速分布を図43, 44に示す。ヘリのダウンウォッシュは旋回流となりヘリの前、横、後ろ方向で分布状態が変わっている。また、風速1m/sec以上の範囲が18m付近まで存在することから、その範囲外にもダウンウォッシュの影響により農薬が飛散することが判明した。

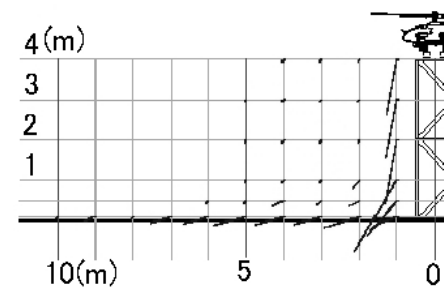


図43 ラジコンヘリの風向・風速測定結果

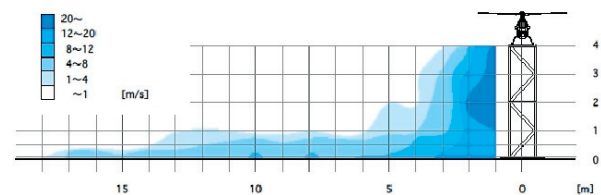


図44 ラジコンヘリの風速分布



図42 ラジコンヘリの計測風景

### 7.3 ダウンウォッシュの比較

ダクトファン型の試験装置とラジコンヘリの計測条件が違うため、単純に比較はできない。しかし、定性的にダクトファンの場合は、ダクト内とその近傍で強いダウンウォッシュが発生し、地面付近でも抜けが良く薬液の飛散が少なくなる可能性を見いだせた。また、ラジコンヘリのダウンウォッシュは、旋回流で低速(1 m/sec程度)の流れのついた薬剤がその流速領域より離れた場所まで飛散することが示唆された。

## 8. まとめ

二重反転翼を有する安全性が高く小型なダクトファン型飛行体を開発し、無拘束状態での無線飛行操作を実現した。この機体の開発において、3Dモデルによるシミュレーションの活用技術や、翼理論設計から光造形技術を用いて複雑な三次元形状を持つ低抵抗なロータを作製する技術などの飛行体開発に係わる基本的な技術を確立した。

また、ダクトファン試験装置とラジコンヘリのダウンウォッシュの計測を行い、農薬の飛散防止効果について優位性があることを確認した。

今後は、試作した無線操作システムのソフトウェアを改良し、飛行安定性の向上を図ると共に、駆動系をエンジンに変更することによる推力強化を行った実作業機の開発を行う。

#### 謝辞

本開発を進めるにあたり、北海道大学名誉教授の飯田誠一先生にはロータの設計について多大なご指導、ご助言を賜りました。ここに心より感謝申し上げます。

#### 引用文献

- 1) 丹羽昌平・杉浦一郎：VTOL実験機とその制御，計測と制御 Vol.25, No.8, pp47-54, (1986)
- 2) 関口洋一：農業における無人ヘリコプター利用の状況，農業機械学会誌，第66巻，第2号，pp4-8, (2004)
- 3) 小林寛一郎・今永勇生：ヘリコプタ入門，pp243, 東京大学出版社, 1985
- 4) 前田弘：翼のはなし，pp116, 養賢堂, (2000)
- 5) 飯田誠一：飛ぶ，pp141, オーム社, (1994)
- 6) 大橋秀雄：流体機会，pp330, 森北出版株式会社, (1971)
- 7) IRA H. ABBOTT & ALBERT E. VON DOENHOFF: THEORY OF WING SECTIONS, Dover Pubns, 1959
- 8) 小林政義，岩越睦郎ほか：3次元テクスチャーマッピングを利用した光造形技術，北海道立工業試験場報告 Vol.303