

# 宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

---

## 多目的小型無人機の開発と気象観測飛行実験

多目的小型無人機チーム

2007年3月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

## 多目的小型無人機チーム

統括・計画管理：鈴木教雄<sup>†</sup>，柳原正明<sup>†</sup>

開発：穂積弘毅<sup>†</sup>，牧緑<sup>\*</sup>，鈴木教雄<sup>†</sup>

誘導制御：牧緑<sup>\*</sup>，塚本太郎<sup>‡</sup>，元田敏和<sup>†</sup>

飛行実験：穂積弘毅<sup>†</sup>，牧緑<sup>\*</sup>，石川和敏<sup>\*</sup>，塚本太郎<sup>‡</sup>，元田敏和<sup>†</sup>，小野孝次<sup>†</sup>，柳原正明<sup>†</sup>，鈴木教雄<sup>†</sup>

飛行安全：石川和敏<sup>\*</sup>，柳原正明<sup>†</sup>

飛行実験データ解析：元田敏和<sup>†</sup>，穂積弘毅<sup>†</sup>，又吉直樹<sup>®</sup>，鈴木教雄<sup>†</sup>

報告書執筆

全体取り纏め：鈴木教雄<sup>†</sup>，柳原正明<sup>†</sup>

第1章：鈴木教雄<sup>†</sup>

第2章：鈴木教雄<sup>†</sup>

第3章 3.1：鈴木教雄<sup>†</sup>

3.2：穂積弘毅<sup>†</sup>，鈴木教雄<sup>†</sup>，牧緑<sup>\*</sup>，又吉直樹<sup>®</sup>

3.3：穂積弘毅<sup>†</sup>

3.4：鈴木教雄<sup>†</sup>

第4章 4.1：鈴木教雄<sup>†</sup>

4.2：鈴木教雄<sup>†</sup>，穂積弘毅<sup>†</sup>

4.3：牧緑<sup>\*</sup>，元田敏和<sup>†</sup>

4.4：穂積弘毅<sup>†</sup>，元田敏和<sup>†</sup>，鈴木教雄<sup>†</sup>

第5章 5.1：鈴木教雄<sup>†</sup>

5.2：穂積弘毅<sup>†</sup>，柳原正明<sup>†</sup>

5.3：鈴木教雄<sup>†</sup>，穂積弘毅<sup>†</sup>，元田敏和<sup>†</sup>

第6章：鈴木教雄<sup>†</sup>

---

<sup>†</sup>現総合技術研究本部 飛行システム技術開発センター

<sup>\*</sup>現航空プログラムグループ 無人機・未来型航空機チーム

<sup>‡</sup>現総合技術研究本部 将来宇宙輸送系研究センター

<sup>®</sup>現航空プログラムグループ 運航・安全技術チーム

## 目 次

略 語	2
記 号	2
1. まえがき	2
2. 経緯と目的	2
3. 多目的小型無人機システム	3
3.1 全体構成・機能	3
3.2 多目的小型無人機	4
3.2.1 搭載機器	5
3.2.2 誘導制御系	7
3.2.3 実験計測系	8
3.3 地上システム	10
3.4 運用	10
4. 開発	11
4.1 概要	11
4.2 多目的小型無人機	11
4.2.1 主翼	11
4.2.2 胴体, 尾翼	12
4.2.3 コントロールユニット	12
4.2.4 通信リンク	12
4.2.5 推進装置	12
4.2.6 発進装置	12
4.3 誘導制御システム	13
4.3.1 設計開発方針	13
4.3.2 シミュレーションモデル	13
4.3.3 開発手順	13
4.3.4 搭載コード検証シミュレーション	13
4.4 開発試験	15
4.4.1 風洞試験	16
4.4.2 飛行試験	16
4.4.3 開発目標達成度	22
5. 気象観測飛行実験	23
5.1 概要	23
5.2 運用	23
5.2.1 飛行空域	23
5.2.2 飛行計画	23
5.2.3 安全対策	23
5.3 飛行実験結果	24
5.3.1 飛行結果	24
5.3.2 発生不具合と対策	31

5.4 まとめ .....	31
6. あとがき .....	32
謝辞 .....	32
参考文献 .....	32
付録1. 多目的小型無人機（気象観測用）の気象観測飛行実験計画書 .....	33
付録2. 多目的小型無人機気象観測飛行実験 実施要領 .....	57
付録3. 多目的小型無人機気象観測飛行実験 飛行安全計画書 .....	63
付録4. 多目的小型無人機 飛行安全解析結果 .....	74

# 多目的小型無人機の開発と気象観測飛行実験\*

多目的小型無人機チーム

## Development of Multipurpose Unmanned Aerial Vehicle and Meteorological Observation Flight

By

Multipurpose Unmanned Aerial Vehicle Team

**Abstract:** JAXA is studying a multi-purpose small UAV for observation, surveillance and monitoring missions. Performance targets include a cruise speed of 35 m/s, a cruise altitude of 3,000 m, and an 24-hour maximum endurance. The structure of the 1.85 m long, 3.32 m span vehicle is primarily constructed of CFRP (Carbon Fiber Reinforced Plastic), and the power plant is a 25.4 cc, 1.2 PS/8,000 rpm 2 cycle engine. The vehicle has a maximum take-off weight of around 20 kg and a payload including fuel of around 5 kg. The vehicle carried out meteorological observation flights over the west of Kyushu Island in 2005 at the request of the Japan Meteorological Research Institute (JMRI), and JAXA delivered the flight data and meteorological data of the “Baiu” seasonal rain front.

**Keywords:** Unmanned Aerial Vehicle, Flight Test, Meteorological Observation

### 概 要

宇宙航空研究開発機構では、必要に応じて任務機器を変更することによって気象観測、地上／海上監視、災害監視等のいろいろな任務を遂行できる「多目的小型無人機システム」を開発した。目標性能は、運用高度 3,000 m、運用速度 35 m/s、航続時間 24 時間と設定した。機体は全長 1.85 m、全幅 3.32 m であり、主要部分は CFRP（炭素繊維強化プラスチック）製であり、エンジンは 2 サイクル、25.4 cc、1.2 PS/8000 rpm のものを搭載した。平成 17 年 6～7 月には、開発したシステムを用いた最初の任務として、気象庁気象研究所（MRI）と共同で九州南西海上において梅雨前線観測飛行を実施し、飛行データ及び気象観測データを気象研究所に提供することに成功した。

---

\* 平成 19 年 2 月 23 日受付 (Received 23 February, 2007)

## 略 語

AHRS	Attitude Heading Reference System 姿勢方位基準装置
AWS	Automatic Weather Station 自動気象観測装置
CF	Compact Flash コンパクト・フラッシュ
CFRP	Carbon Fiber Reinforced Plastic 炭素繊維強化プラスチック
DRAP	Data Review and Analysis Program 日常運航データ再生ツール
FTB	Flying Test Bed 飛行実験機
GPS	Global Positioning System 全地球測位システム
JAXA	Japan Aerospace Exploration Agency 独立行政法人 宇宙航空研究開発機構
MRI	Meteorological Research Institute 気象庁気象研究所
NAL	National Aerospace Laboratory of Japan 独立行政法人 航空宇宙技術研究所
NMRI	National Maritime Research Institute 独立行政法人 海上技術安全研究所
OS	Operating System オペレーティング・システム
PFD	Primary Flight Display 一次飛行表示
RC	Radio Control 無線操縦
RTB	Return to Base 基地への帰投
UHF	Ultra High Frequency 極超短波
UPS	Uninterruptible Power Supply 無停電電源
VFR	Visual Flight Rule 有視界飛行方式
WP	Way Point ウェイ・ポイント

## 記 号

H	: 高度
X, Y	: 実験場固定座標系 x, y 軸方向位置
V <sub>IAS</sub>	: 指示対気速度

$\alpha$	: 迎角
$\beta$	: 横滑り角
$\delta_a$	: エルロン舵角
$\delta_e$	: エレベータ舵角
$\delta_r$	: ラダー舵角
$\Theta$	: ピッチ姿勢角
添え字	
c	: 指令値

## 1. ま え が き

宇宙航空研究開発機構（JAXA）では、無人機技術を将来の航空分野における重要課題と位置づけ、必要に応じて任務機器を変更することによって気象観測、地上／海上監視、災害監視等のいろいろな任務を遂行できる「多目的小型無人機システム」<sup>1,2)</sup>を開発した。そして、平成17年6～7月には、開発したシステムを用いた最初の任務として、気象庁気象研究所（MRI、以下、気象研）と共同で九州南西海上において梅雨前線観測飛行を実施した。

本稿では多目的小型無人機システムについて述べるとともに、その開発と、気象観測飛行実験について述べる。

## 2. 経 緯 と 目 的

本無人機の開発は、気象研が国産小型無人機の開発を平成13年に旧航空宇宙技術研究所（NAL）<sup>注1)</sup>に要望したことに始まる。気象研は、それまで豪州のエアロゾンデ機（長距離・長時間の飛行が可能な小型無人気象観測機）<sup>3)</sup>を気象観測に使用していたが、専門の運用クルーが必要で、経費が高く、観測時期の自由度が少ないこと、国内法の規制に合わせた改造が困難であることなどが国産機を要望した背景にある。当時、NALにおいても、無人機技術を将来の重要技術と位置づけていたことから、当面の目標を、気象研が文部科学省の人・自然・地球共生プロジェクトの一環として実施する「Baiu Hunter（無人小型気象観測機や海洋気象観測船等による九州での梅雨前線帯の降水システム総合観測）」における梅雨前線観測飛行として、無人機の開発を行うこととした。

同時期に、独立行政法人海上技術安全研究所（NMRI、以下、海技研）から映像伝送装置を搭載した海上監視型無人機の要望があったため、任務機器を変更することによって、気象観測と海上監視の両方の任務に対応できるとともに、災害監視や、さらには先進無人機技術の研究

注1) NAL, NASDA 及び宇宙科学研究所（ISAS）は平成15年10月に統合し、宇宙航空研究開発機構（JAXA）となった。

開発等に用いる無人FTB (Flying Test Bed : 飛行実験機) としても活用可能な、「多目的小型無人機システム」として開発を進めることとした。

### 3. 多目的小型無人機システム

ここでは、多目的小型無人機システムを構成する機体、機上システム及び地上システムについて述べる。

#### 3.1 全体構成・機能

図 3.1-1 に全体システムの構成図、図 3.1-2 に写真を示す。システムは、多目的小型無人機及び地上システムと、

図 3.1-1 には示していないが、機体の離陸を支援する発進支援システムから構成される。重量軽減と開発費抑制のため、無人機に脚は装備せず、離陸は自動車の屋根に載せて加速発進させる特殊な運用方式、着陸は滑走路への胴体着陸としている。これらの離着陸は通常のラジコン機と同様に遠隔操縦で行なうが、離陸後、飛行場上空でオート・モードに切り替えた後は、任務飛行実施と飛行場への帰投まで、非常時の RTB (緊急帰投) 指令及び機体投棄指令以外は、ウェイ・ポイント方式の完全自律飛行が可能なシステムとなっている。

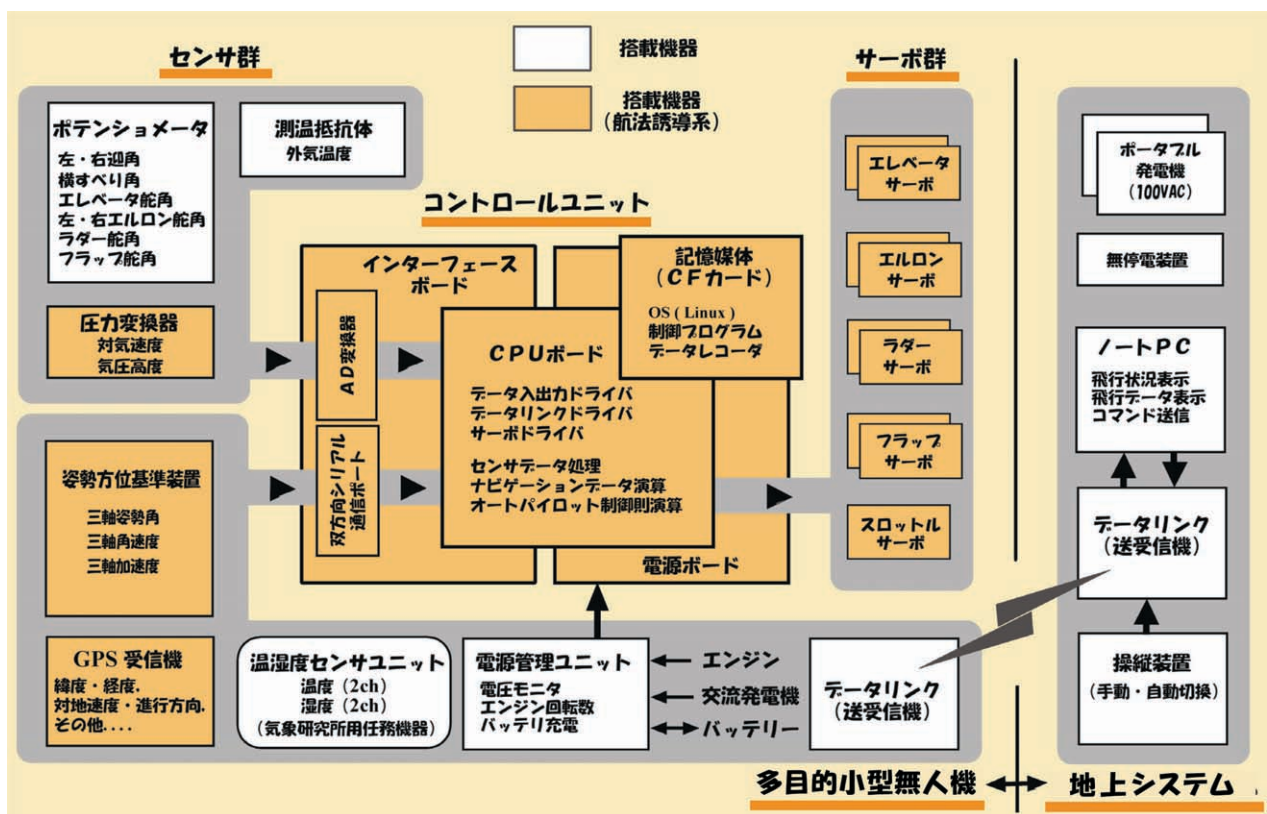


図 3.1-1 多目的小型無人機システムの構成図



(a) 多目的小型無人機

(b) 地上システム

(c) 発進支援システム

図 3.1-2 多目的小型無人機システムの写真

### 3.2 多目的小型無人機

図3.2-1に多目的小型無人機の外観を、図3.2-2に三面図を、表3.2-1に主要諸元をそれぞれ示す。図に見られるように、機体形式は高翼双胴単発機で、ピトー静圧管や $\alpha/\beta$ ベーン等のエアデータセンサの配置が容易なプッシュ方式を採用することとし、主翼の平面形や翼型、水平・垂直尾翼容積等は空力的な洗練度が高い同規模の世界選手権用RCグライダーやエアロゾンデ機等を参考にして決定した。ただし、気象観測任務遂行上、ある程度の悪天候下でも飛行しなければならないため、風に煽られにくいように、離着陸性能をやや犠牲にして、大きめの翼



図3.2-1 多目的小型無人機の外観

面荷重を採用した。機体主要構造は、軽量で強度に優れるCFRP（炭素繊維強化プラスチック）を用いている。なお、着陸装置は機体質量と抗力減少を目的として省略したため、3.4項に述べるように、離陸は車両上に固定された発進台から、着陸は胴体着陸によることとした。図3.2-3に機器搭載図を示す。これらの図に見られるように、機上システムは、センサ群、コントロール・ボックス、サーボ群、UHFデータリンク送受信機等で構成される。OSを含むシステム・ソフトウェア、誘導・飛行制御則ソフトウェア、飛行計画ファイル及び飛行データ等はすべてコントロール・ボックス内のCFメモリカードに格納される。特に、誘導・飛行制御則ソフトウェアはモジュール方式として設計の自由度が大きくなるように考慮した。

表3.2-1 多目的小型無人機の主要諸元

全長, 全幅	1.85m, 3.32m
主翼面積	0.72m <sup>2</sup>
機体質量	20kg(MTOW)
主要構造	CFRP
エンジン	2 サイクル, 25CC, 発電機 40W
馬力	1.2PS/8000rpm
燃料	混合ガソリン, 約 5L
通信 (データ・リンク)	UHF 無線モデム, 出力 1W 全二重双方向通信, 9600bps
航法	GPS

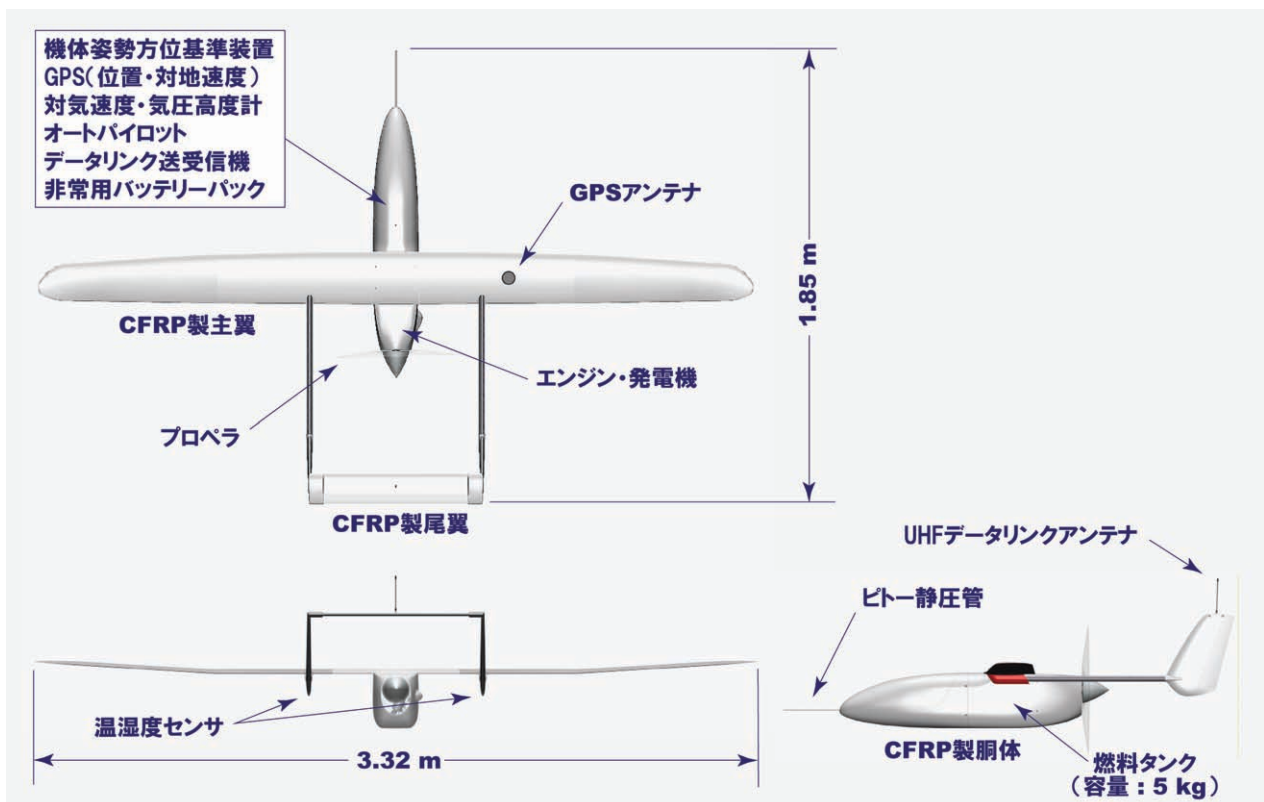
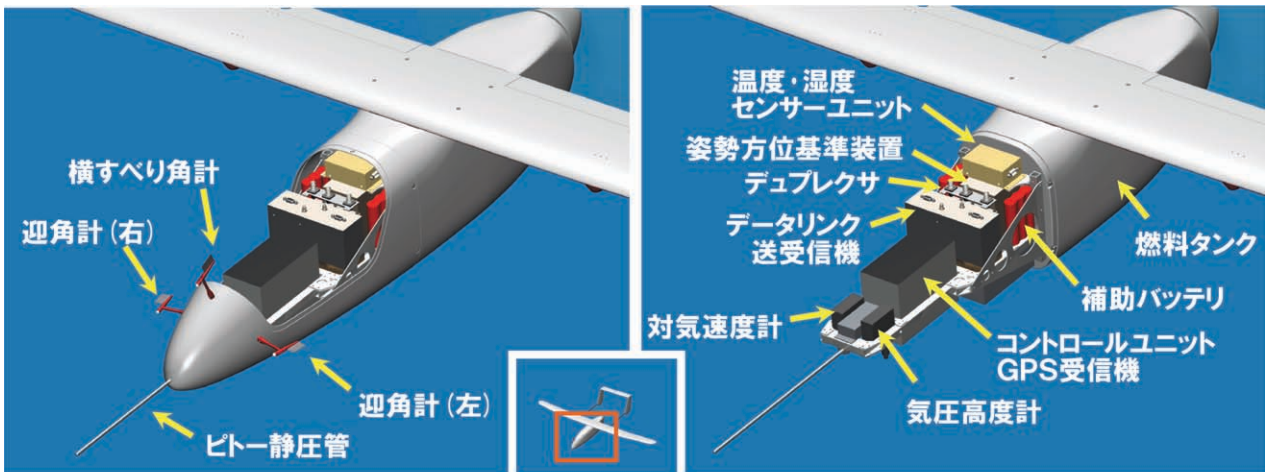
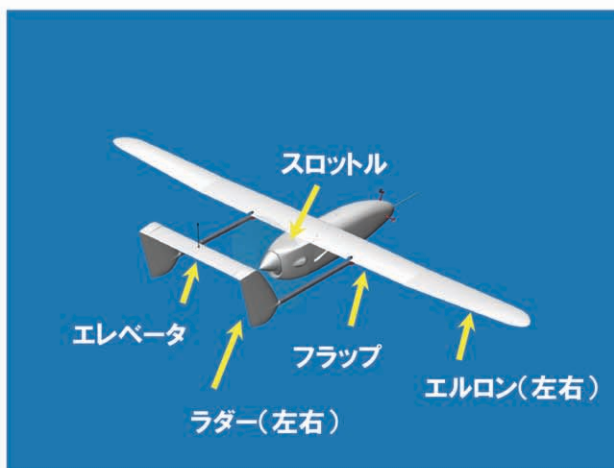


図3.2-2 多目的小型無人機の三面図

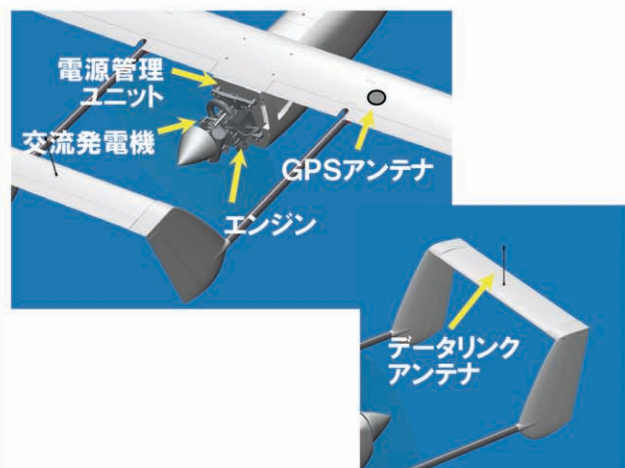




(a) 搭載機器



(b) サーボ・舵角計



(c) エンジン・電気系統/水平・垂直尾翼

図 3.2-3 多目的小型無人機の搭載機器

### 3.2.1 搭載機器

主要な搭載機器の概要を以下に示す。

#### (1) コントロールユニット

システム管理，航法誘導制御演算，センサ・データ処理，サーボモータ駆動，データ通信制御，計測データ収録などを行なう機器で，GPSユニットが組み込まれている。表 3.2.1-1 及び図 3.2.1-1 にコントロールユニットの仕様の概略及び構成図をそれぞれ示す。

#### (2) UHF データリンク送受信機

機上システムは，送受信アンテナ，デュプレクサ，極超短波モデムから構成され，9600 bps の同時双方向通信が可能となっている。地上システムも基本的には機上システムと同様であるが，ラジコン操縦装置（プロポ）の入力信号を変換してモデムに送るためのプロポインターフェースとデータ表示やコマンド入力を行なうパソコンが追加になっている。表 3.2.1-2 及び図 3.2.1-1 にデータリンク送受信機の仕様の概略及びブロック図をそれぞれ示す。

#### (3) 電源管理ユニット

機体の電源ソースとしては，エンジンに直結した交流発電機，バッテリー，地上点検時に使用する地上電源の3種類があり，この切換え及び発電機出力に余裕があるときのバッテリーへの充電などを行なうものである。なお，バッテリーは10セルのNiCdバッテリーで，着陸のためのエンジン停止時及びエンジン故障，発電機故障時のバックアップ電源として搭載されており，約30分間使用できる容量がある。表 3.2.1-3 及び図 3.2.1-2 に電源管理ユニットの仕様の概略及びブロック図をそれぞれ示す。

#### (4) センサ

主要な搭載センサと仕様の概略を表 3.2.1-4 に示す。

#### (5) 推進装置

エンジンは小松ゼノア製のGZ 25，25.4 CC，2サイクルエンジンをチューニングしたもので，減速ギア及び発電機はこの機体用に田屋エンジニアリングで製作したものである。表 3.2.1-5 に仕様の概略を示す。

表 3.2.1-1 コントロールユニット仕様

型式	DP-FC01
CPU	32bit RISC CPU 100MHz 3.3V
OS	Linux
主記憶容量	16MB 以上
フラッシュ ROM	2MB 以上
外部記憶デバイス	CPU バス直結コンパクト・フラッシュ
入力電源電圧	DC8~16V
入出力ポート数	アナログ入力: 16ch RS-232C: 11ch (内 2ch は無線モデムとの通信用) PWM 出力: 8ch (電動サーボモータ駆動用)
動作温度	0~40°C(基盤単体)
相対湿度	30~80%RH(結露なきこと)
GPS ユニット	GARMIN 社製 GPS15H-W

表 3.2.1-2 データリンク送受信機仕様

アンテナ	1 式(送受信兼用)
デュプレクサ	送信電波, 受信電波の分離器
モデム(送受信用各 1 式)	T-96SR 型 DTATARADIO, Inc 製 送信出力: 1W

表 3.2.1-3 電源管理ユニット仕様

型式	DP-FPB01
入力電圧範囲	発電機入力: AC±20.0~36.0V 地上電源入力: DC20.0~30.0V
出力電圧	発電機使用時: 14.4V バッテリー使用時: 入力 12V 時, 出力 11.1V
インターフェース	発電機(入力) 地上電源(入力) バッテリー2組(入力) コントロール・ボックス(出力) RS232C(ステータス情報送信)

表 3.2.1-4 搭載センサ仕様

姿勢方位基準装置	Crossbow Tech, Inc. 製 AHRS400CC-200
3 軸姿勢角, 角速度, 加速度センサ	Data Rate: > 60Hz 姿勢角分解能: < 0.1° 姿勢角精度: < ±1° (ロール, ピッチ), < ±2° (ヨー) 最大角速度: < 200° /s(各軸)
圧力センサ(気圧高度用)	Honeywell 社製 PPT0015AWN2VA-C
圧力センサ(対気速度用)	Honeywell 社製 PPT00.5DWW2VA-C-S075
GPS 受信機	GARMIN 社製 GPS15H-W (コントロールユニットに組み込み)
外気温度センサ	测温抵抗体: Pt100, JIS A 級 信号変換器: M5RS 型(株)エムシステム技研製
αβベーン	田屋エンジニアリング製 SUA-8100 ポテンシオメータ LP05M3R1AA (村田製作所製)
舵角センサ	ポテンシオメータ

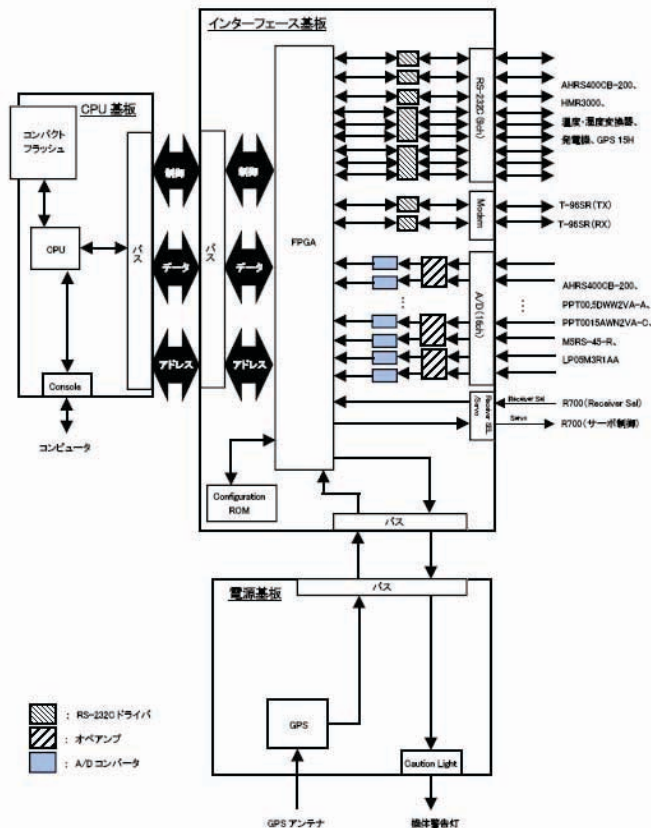


図 3.2.1-1 コントロールユニット構成図

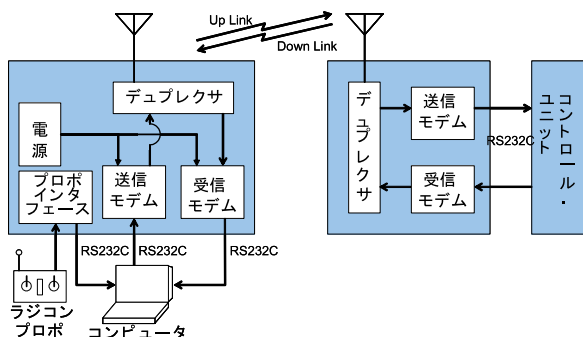


図 3.2.1-2 データリンク送受信機ブロック図

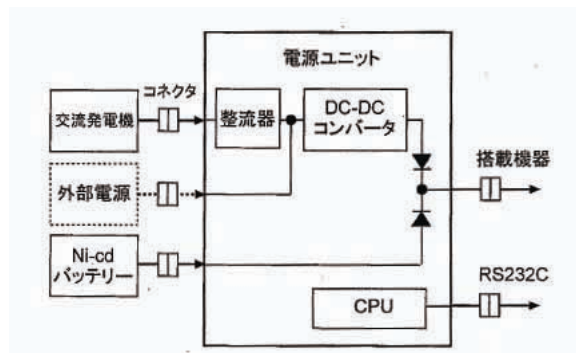


図 3.2.1-3 電源管理ユニットブロック図

表 3.2.1-5 推進装置仕様

エンジン	小松ゼノア製 GZ25 改 25.4CC, 2 サイクルエンジン 1.6PS 以上/8000RPM ベースは 1.2PS/8000RPM 芝刈機用汎用エンジン
プロペラ	米国 APC 社製 D20-12 ガラス入りナイロン素材製
減速ギア	減速比 2.2:1
発電機	エンジン軸直結マグネット・コイル式交流発電機 定格出力:40W/7000RPM

3.2.2 誘導制御系

気象観測用ミッション飛行として、誘導制御系に対する特別な設計要求は課せられなかった。基本的要求として与えられたことは、水平位置誤差 < 400 m, 高度誤差 < 90 m, 速度誤差 < 2 m/s という緩めの精度要求の下で指定されたウェイ・ポイントを順に通過する飛行を9時間以上継続できることであった。また、指定されたウェイ・ポイントをたどる基本飛行のほかに、与えられた二地点間で上昇降下を繰り返すノコギリ歯状のフライトパターン等、いくつかの飛行パターンが要求された。そこで、飛行計画ファイルには、ウェイ・ポイント・データ(緯度、経度、高度)と、あらかじめ任意に定義することができるフライトパターンの組み合わせデータを格納し、すべて基本飛行の応用として同じ誘導制御ロジックを用いて処理することができるものとした。誘導制御系全体の構成は一般的なもので、所望の高度、速度、方位を達成するために必要な姿勢角コマンドを計算する誘導則、および姿勢角コマンドを達成するために回転運動を制御するための姿勢制御系より成る。誘導則は高度保持、あるいは高度遷移のためのピッチ角コマンドを生成する縦の誘導、および進行方位を制御するためのロール角コマンドを生成する横の誘導に分けられる。さらに、ロール角コマンドとピッチ角コマンドを達成するための舵面操

舵ロジックとして姿勢制御ブロックを設計した。

通常、縦の誘導ブロック出力としてスロットル開度が加わるのが一般的である。しかしながら、エンジン調整の遅れから低中速回転域が安定せず、推力が大きくばらつき、最悪の場合エンジン停止の可能性も指摘された。安全策は常に定格回転で運転することであったが、同時に次の3つの懸念事項があった。

- ① 降下時に過回転となり発電機を破壊する可能性がある。
- ② 推力制御ができないのでピッチ角の制御のみで縦方向の運動を制御せざるを得ない。したがって、経路角と速度の双方を同時に制御することはできず、どちらか一方は出来高とならざるを得ない。
- ③ 降下時、巡航時に必要以上の燃料を消費するために航続時間9時間を達成することは不可能となる。

①については、ミッション飛行時に想定する降下速度 2 m/s 程度では危険回転数 10000 rpm を越えないことが事前に確認できた。②については、ミッション要求を満足するために必ずしも経路角と速度を同時に制御する必要はなかったため、エレベータによるピッチ角の制御のみで対応することとした。③については、気象研サイドとの打ち合わせにより、想定している1日8時間の飛行を航続時間4～5時間の飛行2回に分けて行うということで合意した。

姿勢制御ブロックは今後の高信頼性自律飛行制御への発展に向けた機能拡張に対応できるようダイナミック・インバージョンをベースとする非線形制御方式を採用した。また、横滑りは機体固有の方向静安定特性をもって吸収することで十分と判断されたので、当面ラダー操作は行わないということで開発を進めた。図 3.2.2-1 に誘導制御系のブロック図を示す。なお、誘導制御系を含めた飛行制御ソフトウェアの詳細については別の報告書<sup>4)</sup>を参照されたい。

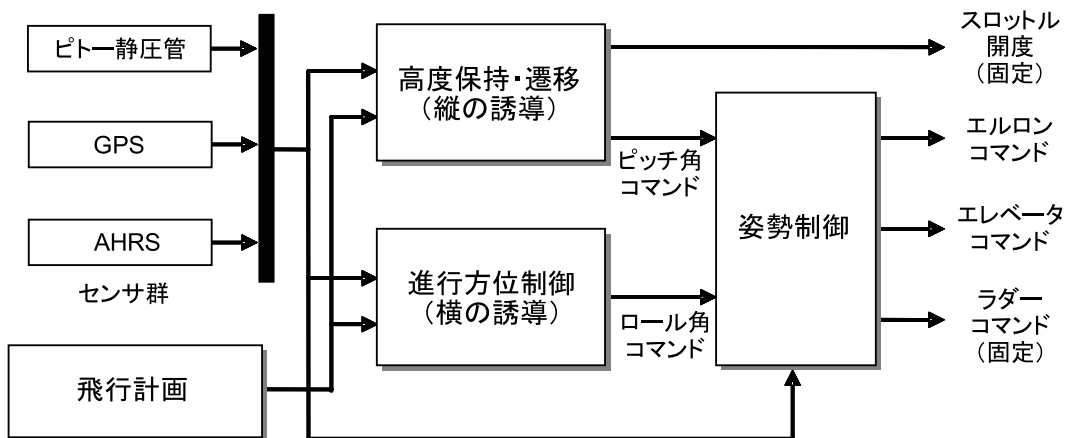


図 3.2.2-1 誘導制御系の構成

3.2.3 実験計測系

気象観測データとして、温度、湿度、気圧及び風向風速の計測が要求された。

この内、温度・湿度については、既存の気象観測ゾンデ用温度湿度センサ (TU センサ) を搭載し計測を行なった。信頼度の点で国際的に定評のあるヴァイサラ社製のセンサを使いたいという気象研の要望があったが、エアロゾンデ社との独占契約があり販売できないということで、明星電気製 GPS ゾンデ RS-01 型に使用されているものを選択した。TU センサはセンサ本体と信号変換器から構成されている。表 3.2.3-1 に仕様の概要を、図 3.2.3-1 にセンサ本体の写真、図 3.2.3-2 に信号変換器の概要を示す。

これ以外の気圧及び風向風速については、飛行計測用に搭載されているセンサを使用した。すなわち、気圧については気圧高度計用の圧力センサの計測値を、風向風速はエアデータセンサ及び慣性センサの出力を用いて推定した。

風向風速の推定には 2 種類の方法を用いた。その概要を、図 3.2.3-3 に示す。ウインドスター法<sup>5)</sup>は、エアロゾンデ機において使用されている方法であり、計測値としては慣性センサに基づく対地速度ベクトルと、エアデータセンサに基づく対気速度 (スカラー) のみで良く、計測系はシンプルであり、計測系に基づく誤差の影響は小さいが、3 方向の飛行データが必要であること、その間の平均風データが推定されるため、計測途中に風が変動すると、推定誤差が発生すること、また推定できるのは水平風のみであり、上下風の推定が不可能であること等の欠点がある。一方、偏流角逐次推定法<sup>6)</sup>では、慣性センサに基づく対地速度ベクトルと、エアデータセンサに基づく対気速度ベクトル (すなわち対気速度の大きさと、迎角及び横滑り角) の計測が必要であるが、飛行方法に制約はなく、飛行中の逐次推定が可能であること、水平風に加えて上下風の推定も可能であること等の利点がある。今回の試験では、両手法を併用した。ウインドスター法については、複数の計測点間で飛行方位が異なる必要があるため、主に旋回飛行部分、具体的には 1~3 分間 (計測点数では 30~180 点程度) に飛行方位が 60~180 度以上変化している区間に対して用いた。一方、偏流角逐次推定法は、データ間の同期誤差の影響や、姿勢方位基準装置 (以下、AHRS) の機首方位誤差が機首方位変化時に大

きくなることを考慮し、直線飛行部分、具体的にはバンク角が±10 度以内の区間に対して適用した。

表 3.2.3-1 温度湿度センサ仕様

温度 (サーミスタ温度計)	計測範囲: -90°C ~ +40°C 計測制度: ±0.5°C 分解能: 0.1°C
湿度 (容量式湿度計)	計測範囲: 0 ~ 100%RH 計測制度: ±7%RH 分解能: 0.1%RH
信号変換器	温度湿度の計測生データ(周波数値)を RS232C 経由で出力 通信レート 9600bps.

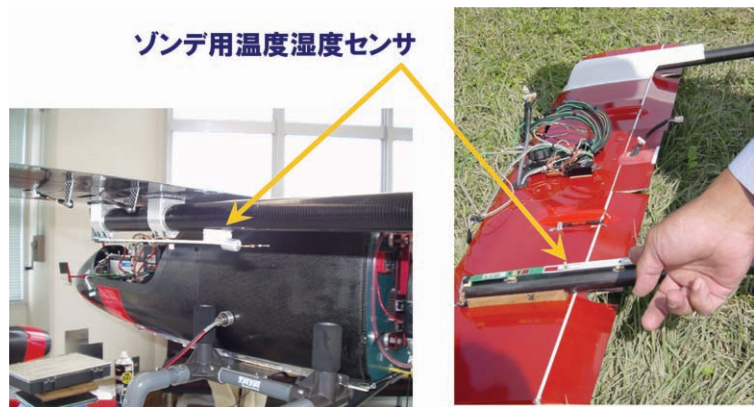


図 3.2.3-1 温度湿度センサ (TU センサ)

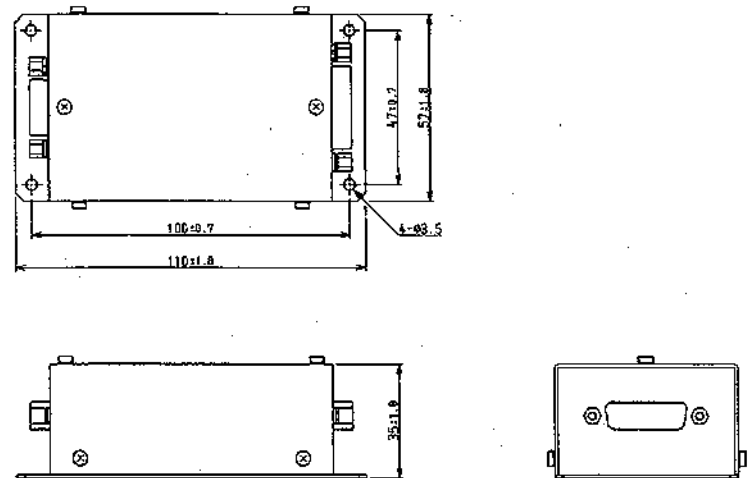
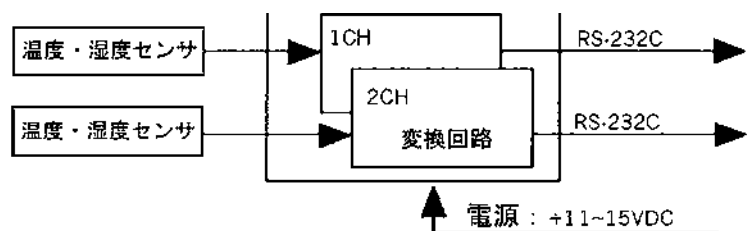
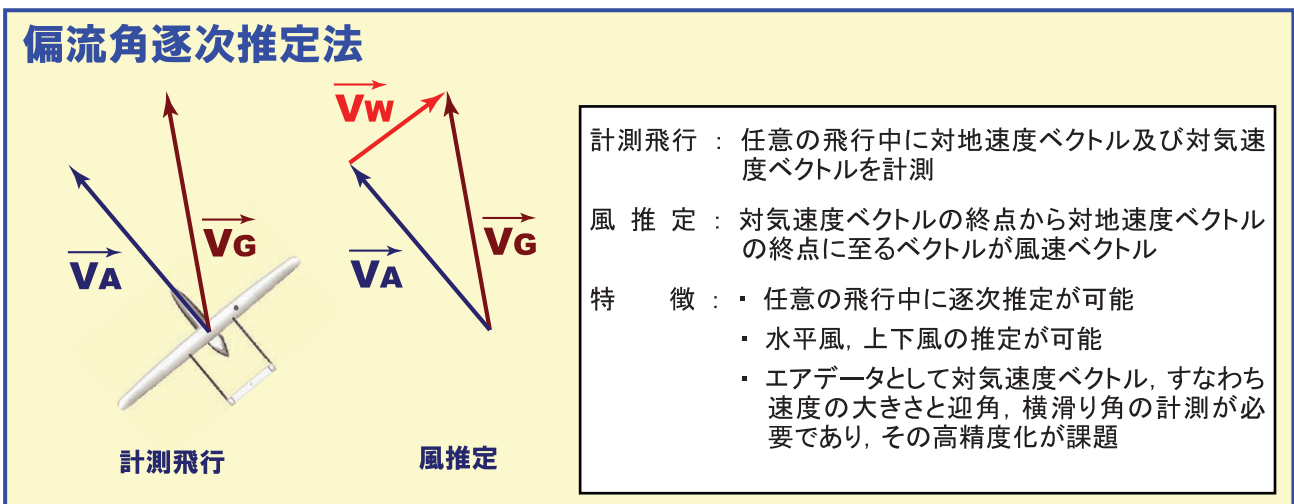
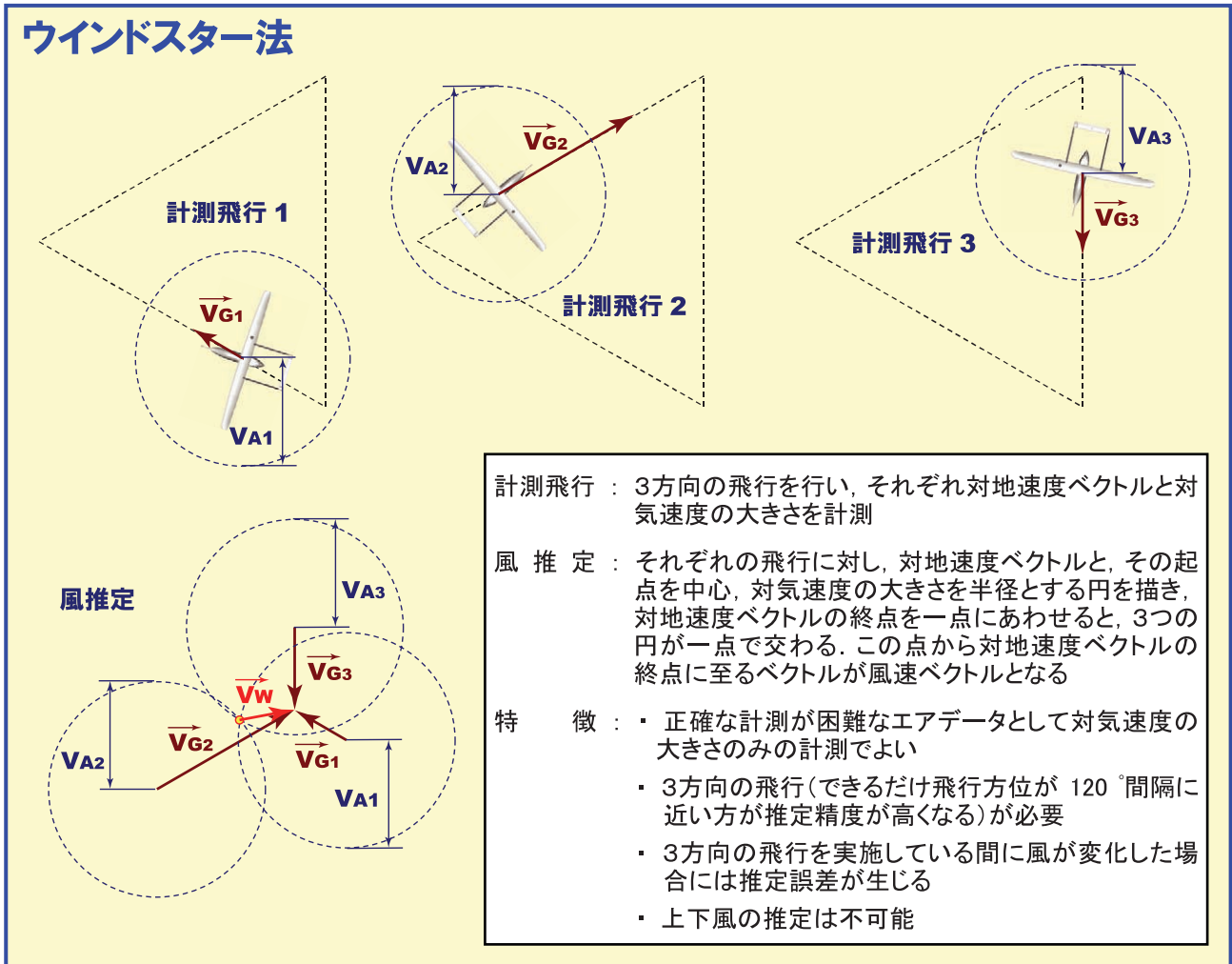


図 3.2.3-2 温度湿度信号変換器概要



- 注)  $\vec{V}_G$  : 対地速度ベクトル(GPS 等の慣性センサにより計測)  
 $\vec{V}_A$  : 対気速度ベクトル(エアデータセンサにより計測)  
 $\vec{V}_A$  : 対気速度(エアデータセンサにより計測)  
 $\vec{V}_w$  : 風速ベクトル

図 3.2.3-3 風推定法 (ウインドスター法及び偏流角逐次推定法)

### 3.3 地上システム

図 3.3-1 に示した地上システムは、遠隔操縦装置 (RC プロポ)、モニタ画面 (ノートパソコン)、UHF データリンク送受信機、送受信アンテナ等で構成される。モニタ画面には、ダウンリンクで送信されてくる飛行データに基づいて、高度、速度、機体姿勢等を統合的に表示する PFD (JAXA で開発された DRAP<sup>7)</sup> 用の表示を用いている)、現在位置や予定飛行経路等を表示する Map、飛行データの時暦等を表示する Graph をウィンドウとして表示することができる。地上システム用への電力供給は、商用電源 (AC 100 V) を用いるが、野外実験等それが不可能な場合にはポータブル発電機 (AC 100 V) を用いる。いずれの場合でも停電や電力障害等に備えて無停電装置 (UPS) を経由して電力を供給している。

### 3.4 運用

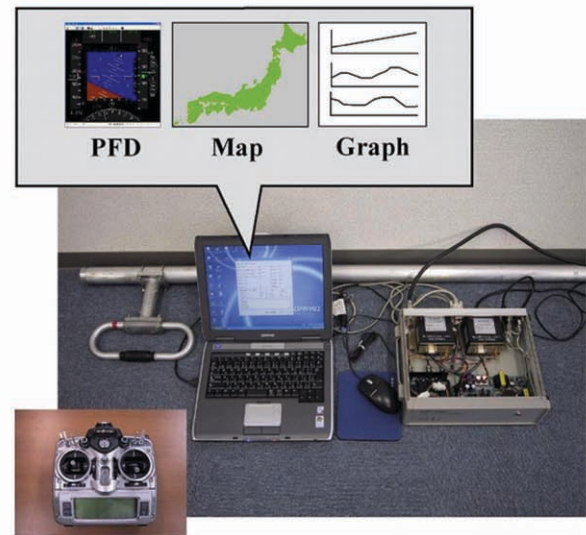
運用は、UHF 帯の全二重双方向方式のデータリンクで行なわれる。すなわち、地上局から機体に対してコマンドを送信するアップリンクと、機体から地上局に対して飛行データを送信するダウンリンクとで構成される。運用方法は以下の通りである。

離陸は走行車両上に固定された発進台から遠隔操縦により行なわれる。離陸後、基地上空で一連の機能確認を行い、不具合等がなければ自動航行モードに切り替えて任務飛行に移行する。移行後は飛行計画ファイルに格納されたウェイポイント・データや飛行パターンに従った飛行を行う。自動航行中は地上システムのモニタ画面に高度、速度、現在位置等の飛行状況データが表示され、運航及び安全監視等を行う。自動航行中に機体故障等の何らかの不具合が生じた場合には、その状況に応じて RTB コマンドあるいは投棄コマンド等が送信される。着陸は自動航行モードで基地上空に帰投し、着陸待機パターンを飛行する機体を目視で確認後、遠隔操縦に切り替えて行われる。既に述べたように、着陸装置を装備していないため、回収は胴体着陸により行われる。

なお、本システムの運用制限として以下を設定している。

- ・離陸時の最大風速 : 13 m/s 以下 (帰還時の対地速度確保に必要)
  - ・離陸時の横風成分 : 4 m/s 以下 (離陸時の横揺れ安定性の確保に必要)
  - ・離着陸時の視程 : VFR 条件 (離着陸時の遠隔操縦に必要)
  - ・離着陸場の条件 : 400 m 以上の平坦な草地又は舗装路 (車を 90 km 以上まで加速して停止できる長さが必要)
- 降水についても制限を設けるべきであり、地上走行試験で 4 mm/h の降水まではシステムの健全性を確認して

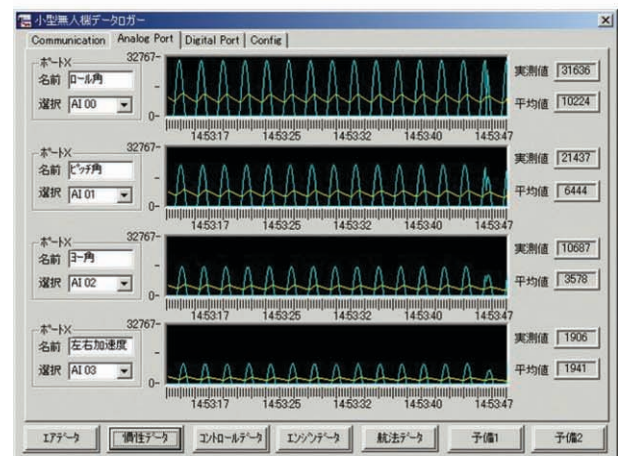
いるが、妥当な値を設定するに至っていない。



(a) 全体システム



(b) PFD 表示



(c) Graph 表示

図 3.3-1 地上システム

## 4. 開 発

### 4.1 概 要

図4.1-1に多目的小型無人機システムの開発スケジュールを示す。開発は平成14年度にPrototype I (RC機で自動航行機能を有しない)による低速風洞試験及び飛行実験を含む技術的成立性の検討を行い、この結果を反映して、平成15年度にPrototype II (自動航行機能を有する)の設計製作を進め、平成16年度から本格的な飛行実験を大樹町多目的航空公園に於いて開始した。飛行実験は遠隔操縦による機体特性把握等の運用方法の確立から始め、可視範囲内での自動航行を繰り返し行い、システムの問題点を抽出しながら改良を重ね、その後、可視範囲外での自動航行に移行し、徐々に飛行範囲を拡大した。平成16年12月に大樹町において2時間以上の連続自動飛行に成功した後、平成17年5月には、目的である気象観測飛行実験を実施する薩摩硫黄島近辺において遠距離飛行試験及び気象観測飛行パターン(定点上昇降下及び上昇降下を繰り返しながら直線コースを飛行するのこぎりパターン)による模擬気象観測飛行試験を実施し、システムが気象観測を実施するための機能を有することを確認した。この結果に基づき、平成17年6月の気象観測飛行実験に移行することとした。

### 4.2 多目的小型無人機

表4.2-1に目標性能を示す。気象観測任務では梅雨前線帯域や台風周辺域等の悪天候下を位置や高度を変えながら長時間にわたり観測できる飛行性能が、また、海上監視任務では広範囲な海面上空を同様に長時間にわたり映像伝送を行いながら監視を続けられる飛行性能等が要求された。これらの要求を実現するために、この分野で多くの運用実績を上げているエアロゾンデ機の飛行性能等を参考にして現実的な目標性能を設定した。

Prototype IIの設計製作に当たっては、Prototype Iの低速風洞試験、飛行実験の結果わかった改善点を反映する

と共に、長時間の自動航行を可能にするために必要な機器の設計製作を行った。

#### 4.2.1 主 翼

Prototype Iでは、製作期間と経費の制約から設計より一回り小さいラジコングライダー用の主翼 (Sw=0.61 m<sup>2</sup>, bw = 2.9 m) をそのまま用いた。しかし、尾翼の荷重を主翼のねじりモーメントで受ける構造となっているため剛性不足であったことと、面積を当初計画値まで拡大する必要があったことから、翼幅を延長し剛性を上げたCFRP製の中央翼を新たに設計製作することで対応した。

表4.2-1 目標性能

No	項目	目標性能	備 考
<b>■運用限界</b>			
1	MTOW	20.0kg	
2	風(離陸時)	<13m/s	
	帰還経路正対風		
3	横風成分(離陸時)	<4m/s	
4	視程等(離着陸時)	VFR条件	
	降水(離陸時)		
5	運用速度	20~35m/s	
6	上昇率	2.5m/s	
7	運用高度	100~3000m	
8	進出距離	100km	
9	航続時間	>24hr	
10	安全対策	1FTS	
	最大風(観測空域)		
11	降水(観測空域)	—	
12	孤立突風	—	
<b>■気象観測精度・飛行パターン</b>			
13	温度	±0.5°C	
14	湿度	±7%RH	
15	風速	<1.0m/s	
16	気圧	<0.2hPa	
17	位置	—	
18	のこぎりパターン 上昇降下角		
19	スクエアパターン		
<b>■誘導制御</b>			
20	高度	—	
21	速度	—	
22	水平位置	—	

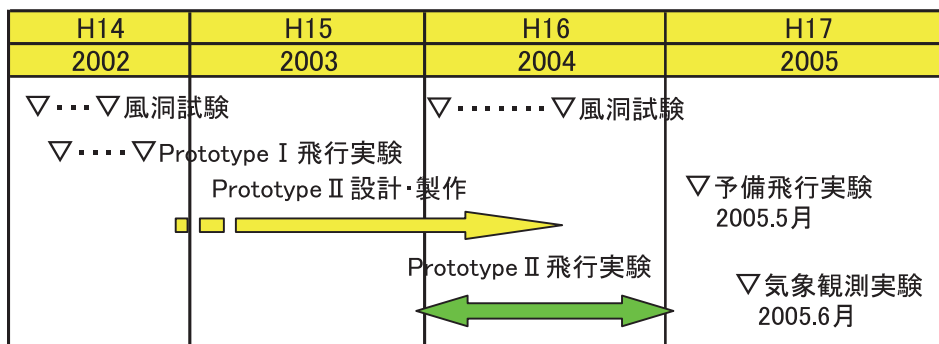


図4.1-1 多目的小型無人機システムの開発スケジュール

#### 4.2.2 胴体、尾翼

胴体については、同じく Prototype I でわかったカウリング下面のはね上げ形状による L/D 悪化の改善、エンジン冷却用空気取入口の追加、機器搭載容積確保のための胴体延長と高さの増加、全体的な形状の洗練を行うとともに、軽量高強度化のため CFRP 製とした。尾翼については大きな設計変更は行わなかったが、高強度化のため CFRP 製とした。

#### 4.2.3 コントロールユニット

当初、市販品を使用する案もあったが、いろいろな用途に使えるように発展性を持たせるためと市販品の長時間安定性に懸念があったことから、独自に要求条件を設定し新規に自主開発することにした。開発に際しては、当センターが保有するドルニエ機のシステム設計の考え方を参考にして、CF メモリーで簡単にソフトウェアの変更が可能で、システムエリアとユーザエリアが区分されシステムソフトをあまり意識せずに誘導制御ソフトの設計製作ができるようにした。

#### 4.2.4 通信リンク

通信リンクの方式としては、エアロゾンデ機が採用している UHF 1 波の送受信切り替方式と 2 波を使った同時双方向通信方式の二つが考えられたが、後者を選択した。開発の途中で何が起るかわからない状況では、常時データモニタとコマンド送信ができる方が安全性が高いという判断であるが、これによって、モデムが 2 台必要になりさらに 2 波を分離するデュプレクサが必要になったことで重量と消費電力の点ではデメリットを背負っている。

電波到達距離に関しては、電界強度の計算から 160 km 程度離れても電波見通しが得られれば通信可能であるという推算結果が得られている。なお、H 17.3 月の遠距離飛行実験の前に、図 4.2.4-1 に示す十国峠—三浦半島間の約 50 km の地上間通信実験を実施して、通信リンクの確保を確認した。



図 4.2.4-1 地上間通信実験 (H 16.3)

#### 4.2.5 推進装置

エンジンは、エアロゾンデ機が 1 kW (1.36 PS) であることから、パワーローディング P/W 一定の条件からこの 2 割増 1.6 PS 以上という設計要求を行なったが、適当なエンジンがなく既存のエンジンをチューニングする方法を選択した。これにより 8000 RPM で 1.6 PS 以上の出力があることをプロトタイプ I でのプロペラ単体試験で確認している。ただし、この試験の結果、高回転域でないと必要な出力が得られないことが分かり、プロトタイプ II では減速ギアを用いて 18-10 から 20-12 の大ピッチ、大型のプロペラを使用できるようにした。

しかし減速ギアを入れたために、エンジン停止時のプロペラの位置が水平にならなくなり、着陸時に破損する確率は高くなった。破損した場合には交換するが、プロペラの前縁などにバリがあると抵抗になるため十分な回転数が得られない場合があり、発進前に最大回転数を確認することを発進運用の手順に加えている。

また、3.2.2 で述べたように、エンジンの出力を絞ると回転数が不安定になり、最悪の場合エンジン停止に陥る不具合があり、エンジンの運用方法を常に定格回転で運用することにしたため、燃料消費率が大きくなり航続時間が短くなっている。今後の改善が必要な点である。

#### 4.2.6 発進装置

発進装置は、Prototype I の飛行実験時に田屋エンジニアリングがエアロゾンデ機の装置を参考に設計製作したもので、機体の揚力によりリンクを持ち上げることで留め金を外し離陸させる方式となっている。リンクの持ち上げ荷重が離陸重量に付加されるため、当初なかなか発進できないという問題があったが、リンクの軽量化などの改良で解決している。もう一つの課題は、装置の最適な取付角の設定であるが、これについてはトライ & エラーによって適切な角度を見つけている。図 4.2.6-1 に発進装置の写真を示す。



図 4.2.6-1 発進装置



### 4.3 誘導制御システム

#### 4.3.1 設計開発方針

制御対象となる小型無人機は人間パイロットによる遠隔操縦モードと、オンボード飛行制御ロジックによる自動操縦モードを、マニュアルコントローラ（通称プロポ）のスイッチ操作により自由に切り替えることができる。その特徴を活かして、ひとつひとつの機能を確認しながら徐々に飛行範囲を拡大していく、step by step方式で誘導制御ソフトウェアを開発していくことを基本方針とした。シミュレーション技術との組み合わせによりコスト（マンパワーと予算）を低く抑えながら比較的短期間で開発を進めることが可能である。この点は、実飛行前に徹底したシミュレーションと評価を繰り返す必要のある宇宙機開発方式のスタイルとは異なる点である。この点についてはソフトウェアの検証という観点からの考察として、4.3.4節の記述も参照されたい。

#### 4.3.2 シミュレーションモデル

当初、シミュレーションモデルにおける空力特性は多目的小型無人機プロトタイプⅠの風洞試験結果を用い、動安定微係数も考慮されていなかったため、実飛行データとの整合性が悪かった。2004年9月にプロトタイプⅡの全機パワー付き風洞試験が行われたのでその結果得られたデータにもとづき空力特性を修正した。さらに動安定微係数についても推算値を求め、実飛行データとの整合性を確認したうえで空力特性に組み込んだ。この段階でシミュレーションモデルの精度は制御則の設計ツールとして活用できるレベルに到達した。この時期より誘導制御則の設計が以前に比べて効率的に進められるようになった。ただし、推進系のモデルが組み込まれておらず、水平巡航時のデータより推算される推力をもって一定としていたので、特に上昇・降下時の運動で実飛行データと整合しない部分が残った。

#### 4.3.3 開発手順

開発ステップを、1. 姿勢制御則の設計と飛行実験、2. 誘導則の設計と飛行実験、3. ミッション飛行用ソフトウェア追加と飛行実験、の順に設定した。また、飛行実験では誘導制御則の確認のみならず、搭載機器の耐環境性確認、エンジン調整、発進・回収技術の維持、運用技術の向上などさまざまな作業も同時並行的に進められ、飛行実験を積み重ねることによりシステム全体の信頼性向上を図った。

誘導制御ロジックの設計結果は、MATLAB, Simulink環境における6自由度シミュレーションにより確認した。次にそのロジックをC言語でコーディングしソースファイルを作成した。また、主要な関数については、関数を記述する元になったMATLAB環境下で作成したブロックの入出力と、C言語で記述された関数の入出力が一致する

かどうかを確認することによりコーディングミス排除した。ただし、この段階では搭載コード全体そのものが検証されたわけではない。開発の当初は可視範囲内のみで飛行実験を行っていたため、たとえソフトウェアに不具合があった場合でも遠隔操縦に切り替えることにより機体をすみやかに回収することができた。2005年3月の実験で初めて可視範囲外の飛行が行われたが、ソフトウェアの検証作業が十分に行われていなかったため海没につながる設計ミスを事前に発見することはできなかった。この事故を受けて2005年5月以降は飛行計画ファイルを含めて搭載コードそのものを全体にわたって検証することによりソフトウェアの信頼性向上を図った。この点については次節を参照されたい。

#### 4.3.4 搭載コード検証シミュレーション

搭載用誘導制御プログラムの動作は、これまで搭載プログラム単体及び地上試験による舵面の動きなどによって確認してきた。ところが意図した経路の追従や各種フラグの切り換えなどが適切に行われるかどうかは飛行状態でなければ確認できないことも多いが、これまで飛行前に飛行状態での動作を確認する手段がなかった。そこで今回、飛行状態において搭載プログラムの動作を検証するための飛行運動シミュレーション・プログラムを開発した。

飛行前に搭載プログラムの飛行中の動作を検証できることのメリットは、飛行前に搭載プログラムのバグが明らかになり修正が可能となることである。このことは実際に飛行させてみなければバグが明らかにならないことと比較して、次のようなメリットがある。

- ・搭載ソフトの信頼性向上。
- ・ソフト検証に関する時間と労力を含めたコストの低減による、効率的な実験の実施。
- ・実験実施関係者の搭載ソフトの動作に対する安心感の増大と心理的負担の軽減。

#### シミュレーション検証システム

搭載コード検証シミュレーションの概念を図4.3.4-1に示す。搭載用の誘導制御プログラムと、6自由度飛行運動シミュレーション・プログラムを接続して、計算機シミュレーションを行う。飛行運動シミュレーション・プログラムは、小型自動着陸実験（ALFLEX）の開発において用いたシミュレーション・プログラム<sup>8)</sup>をベースとしておりFORTRANで記述される。一方、搭載プログラムはCで記述されている。このときに重要なのは、本シミュレーションの目的は搭載プログラムの検証であり、シミュレーションを行う際に搭載プログラムに一切変更を加えないことが望ましいということである。これを実現するために図4.3.4-2に示すように、飛行運動シミュレーション・プログラムと搭載プログラムの間にインターフェー

ス部分を加え、このインターフェース部分から搭載プログラムを呼び出し、必要なパラメータの受け渡しをすることとした。基本的にインターフェース部分には、2つのプログラム間でやり取りされるパラメータを並べて記述しているだけである。

シミュレーション・プログラムの構成を図4.3.4-3に示す。機体運動モデルは図のように、大気モデル、空力モデル、機体モデルから成る。誘導制御演算の計算周波数は搭載計算機に合わせて50 Hz、運動の計算周波数はその5倍の250 Hzとした。このように設定するとノートPCを用いて、実時間で1時間の飛行を1分弱でシミュレーション可能である。従って、当日の急な飛行計画の変更にも対応でき、飛行前に全経路をシミュレーションで確認することができる。

今後に向けて

シミュレーション検証ツールに関して、今後の検討に

値すると考えられる項目を以下に記す。

1) 誘導制御ソフトの内部状態出力

今回用いたシミュレーション検証ツールは図4.3.4-1に示されるように、誘導制御ソフトから舵角指令を受け取って飛行運動を模擬し、必要な状態量を誘導制御ソフトに出力する。このシステムは誘導制御ソフトの検証が目的であるため、誘導制御ソフトには一切の変更を加えず、搭載されるそのままの状態を用いることが重要である。現状では飛行シミュレーション・プログラム側では、舵角コマンド以外の誘導制御ソフトの出力は確認できず、制御コマンドやAuto/Manual切換えフラグなどの誘導制御ソフト内部のパラメータを出力することはできない。しかし、これらの情報も誘導制御ソフトの検証及びトラブルシュートの際には重要となる。もし誘導制御ソフトに変更を加えずに、かつ、これらの内部状態パラメータの出力が可能となれば、本検証システムの利便性はさらに向上すると考えられる。

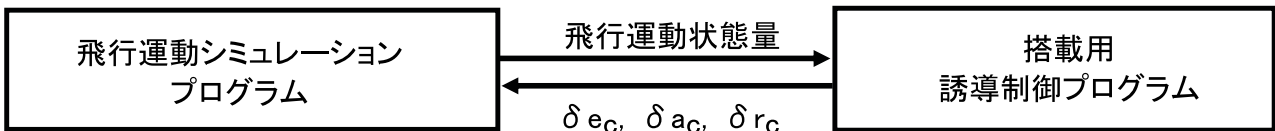


図 4.3.4-1 搭載コード検証シミュレーションの概要



図 4.3.4-2 搭載プログラムの接続

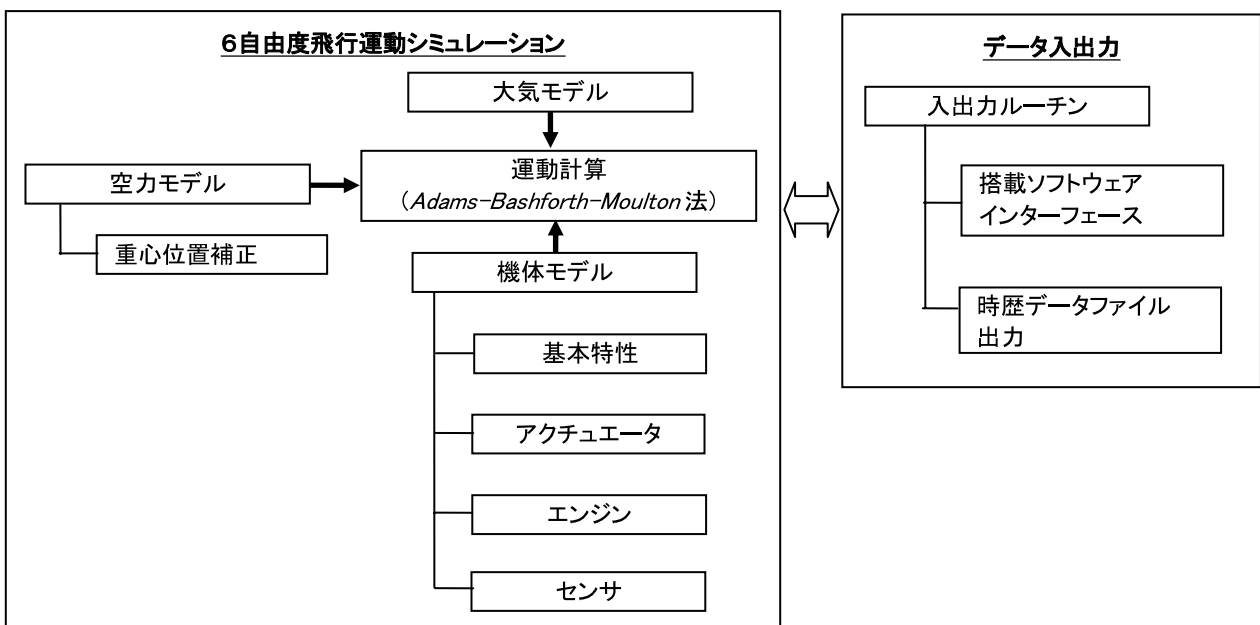


図 4.3.4-3 シミュレーション・プログラムの構成

2) ハードウェアを含むシミュレーション検証

今回の検証ツールは誘導制御ソフトのみの検証のために用いるものであり、誘導制御計算機やアクチュエータなどのハードウェアも含めた検証ではない。一般的には、ハードウェアも含めた検証のほうが、信頼性は向上する。ところが一方で、ハードウェアも含めたシミュレーション検証を実施するためには、次のようなデメリットも存在する。

- ・誘導制御計算機は、各種センサ出力を取り込んで舵角コマンドを算出する。ハードウェアも含めたシミュレーション検証を実施するためには、誘導制御計算機にシミュレーション出力を取り込めるように改修する必要がある。このことは実験機重量の増加と、さらなる開発時間とコストを必要とする。
- ・シミュレーション検証を実施する際にも、必要な機器類のセットアップを行って初めて、検証が可能となる。
- ・アクチュエータを含めた検証では、実時間よりも速くアクチュエータを動作させることはできないため、シミュレーション検証においても実時間が必要である。
- ・上記の時間的制約とハードウェアの耐久性の観点から、実施できるシミュレーション・ケースは数値シミュレーションのみの場合と比べるとかなり制限される。

これらのデメリットを考慮し、ハードウェアを含むシミュレーション検証を実施する場合には、何を目的とするかを明確にしておくことが重要である。例えば、小型

自動着陸実験 (ALFLEX)、高速飛行実証機 (HSFD)、やロケットの打ち上げなどでは、飛行状態でハードウェアの動作を事前確認する手段はない。従ってこれらのシステムにおいては、上記のデメリットを考慮してもなお、ハードウェアを含めた飛行シミュレーション検証の要求は極めて高い。これに対して本実験機システムは次の点で異なる。

- ・マニュアル操縦によって飛行させた状態で、事前に搭載計算機やアクチュエータの動作を確認することは可能
- ・実験機は強い固有安定性を持っており、常に制御していなくても安定した飛行を継続できる
- ・小型の比較的安価な模型実験機を利用しており、重量やコストの増加をどの程度許容できるかの検討が必要

ハードウェアを含むシミュレーション検証ツールを整備する場合には、以上の点を考慮した上で何を目的とするか、また飛行実験の際にはどのように利用するか、などについてあらかじめ検討した上で、整備するかどうかを決定するべきである。

4.4 開発試験

多目的小型無人機システムの開発は、4.1節に示したように平成14年度から開始された。平成16年度以降のPrototype IIによる開発試験のスケジュールを図4.4-1に示す。本節では、これらの開発試験について述べる。

項目	2004年度											2005年度								
	4	5	6	7	8	9	10	11	12	1	2	3	4	5	6	7				
風洞実験	↔	2m低速風試(4/5-9) 機能確認、5Hエンジン耐久試験					↔	全機低速風試(9/6-17) ・PowerOn全機空力特性確認 $V_{max}=40m/s, \alpha=C_{lmax}, \beta=30^\circ$									↔	薩摩硫黄島 気象観測飛行実験		
飛行実験		↔	大樹町自動飛行機能試験(4/19-28) 飛行実績: 8FLT ・遠隔操縦飛行によるシステム機能確認 ・飛行運用手順の確認 ・手動/自動切換え試験				↔	第3回大樹町飛行試験(9/27-10/1) 飛行実績: 地上走行試験のみ ・飛行訓練 ・4mm/hの雨中で1.5hの飛行模擬地上走行試験 ・通信系不具合発生				↔	薩摩硫黄島 総合確認飛行試験(3/14-26) 飛行実績: 7FLT, 4h25m ・円軌道、直線往復自動飛行 ・連続2h30mの自動飛行 ・自律帰投(RTB)機能確認							
			↔	枕崎飛行試験(5/10-21) 飛行実績: 16FLT ・姿勢制御機能試験					↔	第4回大樹町飛行試験(11/4-12) 飛行実績: 8FLT ・高度・速度・方位制御試験 ・飛行経路制御試験 ・連続1h20mの自動飛行										
				↔	第2回大樹町飛行試験(6/25-7/2) 飛行実績: 25FLT, 6h54m ・姿勢制御機能試験															
										↔	第5回大樹町飛行試験(11/29-12/10) 飛行実績: 7FLT, 5h06m ・飛行経路制御試験 ・気象観測精度の確認データ取得 ・連続2h15mの自動飛行 ・カメラ搭載型による映像伝送実験									
																				↔
H16.3までの試験の状況 H15.2: 関宿飛行試験(1FLT) ・飛行特性確認 ・発進運用確認 H16.3: 地上間通信試験																				

図4.4-1 多目的小型無人機システムの開発試験スケジュール

#### 4.4.1 風洞試験

##### (1) 2m 低速風洞試験

実施場所：JAXA 2 m × 2 m 低速風洞

実施期間：第1回－平成16年1月26日～1月30日

第2回－平成16年4月5日～4月9日

目的：

(a) エアデータシステム校正データ取得

(b) プロペラ推力データ取得

(c) システム機能確認

成果：

(a) エアデータシステム校正データ取得

迎角、横滑り角をパラメータとした $\alpha \cdot \beta$ ベーンの校正データ及び風速、迎角、横滑り角をパラメータとしたピトー静圧管の校正データを取得。

(b) プロペラ推力データ取得

3種類のプロペラについて静止推力を測定、その内、1種類については風速変化に伴う正味推力を測定。

(c) システム機能確認

風速30 m/sにおいてエンジン全開状態で約6時間の連続運転を実施、耐久性を確認。

##### (2) 全機低速風洞試験

実施場所：JAXA 6.5 m × 5.5 m 低速風洞

実施期間：平成16年9月6日～9月17日

目的：シミュレーション用数学モデル構築のための静的な空力特性データ取得

成果：

(a) 全機空力特性データの取得

全機六分力空力特性データ（フラップ角をパラメータとした形態変更を含む）を取得。

(b) 舵効きデータ取得

エレベータ、エルロン及びラダー舵効きデータを取得。

図4.4.1-1にこれらの風洞試験の写真を示す。

#### 4.4.2 飛行試験

##### (1) 開発飛行試験

運用手順の確立、パイロットの慣熟、自動操縦装置及び制御則の確認を目的に以下のように6回にわたる飛行試験を実施、ステップ・バイ・ステップで確認と改善を進め平成16年12月に2時間15分の連続自動飛行に成功した。

1) 第1回飛行試験

実施場所：大樹町多目的航空公園

実施期間：平成16年4月19日～4月28日

実施内容：飛行運用手順の確立及び確認、手動操縦による離陸、空中及び着陸操作の慣熟、手動と自動操縦のスイッチング機能の確認。

2) 第2回飛行試験

実施場所：枕崎飛行場

実施期間：平成16年5月10日～5月21日

実施内容：飛行運用手順の確立及び確認、手動操縦による離陸、空中及び着陸操作の慣熟、手動と自動操縦のスイッチング機能の確認、自動操縦装置の調整（姿勢制御則ゲイン調整）

3) 第3回飛行試験

実施場所：大樹町多目的航空公園



(a) 2m 低速風洞試験（エアデータシステム校正試験）



(b) 全機低速風洞試験

図4.4.1-1 風洞試験の写真

実施期間：平成 16 年 6 月 25 日～7 月 2 日  
 実施内容：飛行運用手順の確立，手動操縦による離陸，空中及び着陸操作の確立と確認，手動と自動操縦のスイッチング機能の確認，自動操縦装置の調整（姿勢制御則ゲイン調整）。

4) 第 4 回飛行実験

実施場所：大樹町多目的航空公園  
 実施期間：平成 16 年 9 月 27 日～10 月 1 日  
 実施内容：搭載機器の不具合と悪天候のため飛行中止。耐環境性試験（雨）の一環として雨中の車載走行試験（約 90 分）を実施，システムに不具合が生じないことを確認。

5) 第 5 回飛行試験

実施場所：大樹町多目的航空公園  
 実施期間：平成 16 年 11 月 4 日～11 月 12 日  
 実施内容：自動操縦装置の高度・速度及び方位制御則のゲイン調整及びウェイポイント・ナビゲーション機能，RTB 機能の確認。

6) 第 6 回飛行試験

実施場所：大樹町多目的航空公園  
 実施期間：平成 16 年 11 月 29 日～12 月 10 日  
 実施内容：自動操縦装置の飛行経路制御則のゲイン調整及びウェイポイント・ナビゲーション機能，RTB 機能の確認を実施，2 時間 15 分の連続自動飛行に成功。ビデオカメラを搭載した海上監視型についてリアルタイムビデオ画像伝送飛行実験を実施。

(2) 総合確認飛行試験

実施場所：薩摩硫黄島  
 実施期間：平成 17 年 3 月 14 日～27 日  
 目的：気象観測飛行と同じ飛行場を基地とし，多目的小型無人機の長時間飛行能力，遠距離通信能力，緊急時の安全機能，実験計測系機能などを確認する。

成果：表 4.4.2-1 に実施した飛行の一覧を示す。2 回の遠隔操縦飛行の後，第 3～5 回の飛行において，自動飛行により直線軌道，円軌道トラッキング，円軌道周回飛行を実施し，航法誘導制御機能を確認した。第 6 回飛行では，3 マイル（約 6 km）離れた 2 点を 5 往復し，連続 2 時間 3 分の飛行を達成した。また，RTB 機能（付録 2）「多目的小型無人機気象観測飛行実験 飛行安全計画書」参照）も確認した。続く第 7 回飛行において，3 点周回自動飛行中に制御を失い，海没。原因は誘導制御ロジックのミスであったため，ロジックの修正を行うとともに，プログラムチェック体制の強化を実施し，模擬気象観測飛行試験に進むこととした。

(3) 模擬気象観測飛行試験

実施場所：薩摩硫黄島  
 実施期間：平成 17 年 5 月 15 日～29 日  
 平成 17 年 6～7 月の気象観測飛行試験に先立って，その気象観測能力（風向，風速，気温，湿度，気圧等を飛行位置や高度を任意に変化させながら機動的に観測する）を飛行実証するための模擬気象観測飛行試験を実施した。

気象観測項目は，温度，湿度，気圧（高度），風（風向，風速），位置（緯度，経度）の 5 項目で，温度，湿度センサはラジオンゾンデ用のものを用い，冗長性を確保するために左右主翼胴体ブームの下面に各 1 個を，また胴体内に同センサ用シグナル・コンディショナをそれぞれ搭載した。気圧は機体装備の気圧高度センサを用い，風は対気速度（ピトー静圧管及び  $\alpha/\beta$  ペーン），対地速度（GPS）の飛行データ等から推算した。位置は GPS の緯度，経度データを用いた。風を推定する手法としては，3.2.3 項に示したウインドスター法と偏流角逐次推定法の 2 種類の手法を用いた。

(a) 飛行試験空域

図 4.4.2-1 に飛行実験空域を示す。(A)，(B) いずれも薩摩硫黄島飛行場を基地として図中の黒枠で囲まれた海上部分が飛行実験を実施する空域である。

(b) 飛行計画

飛行実験は，第 1 段階として飛行実験空域 A 内，高度 5,000 ft 以下において自動操縦装置等の機能確認及び模擬気象観測飛行実験を行い，第 2 段階として飛行実験空域 B 内，高度 5,000 ft 以下において飛行範囲を拡大した前記飛行実験を行うこととした。いずれの空域においても 1 日当たりの飛行時間は最大で 8 時間程度（日中のみ飛行）とした。なお，同一日に飛行する飛行実験空域は A または B のどちらか一方を選択している。

(c) 飛行試験結果

模擬気象観測飛行試験において得られた主要な成果を

表 4.4.2-1 総合確認飛行試験の成果

飛行番号	実施月日	飛行時間	飛行内容／成果
1	3/19	0h 12m	・目視範囲で遠隔操縦
2	3/19	0h 13m	・目視範囲で遠隔操縦
3	3/20	0h 25m	・直線軌道のトラッキング
4	3/21	0h 36m	・円軌道のトラッキング
5	3/26	0h 35m	・円軌道周回
6	3/26	2h 03m	・直線往復：3NM(約 6km)離れた 2 点間を自動で 5 往復 ・RTB 機能を確認
7	3/26	0h 21m	・3 点周回飛行 離陸 21 分後，ロールに入って海没

表 4.4.2-2 に、飛行実験ケース一覧を表 4.4.2-3 に、飛行試験の写真を図 4.4.2-2 にそれぞれ示す。F 201 から F 209 までの全 9 回の飛行が行われ、所期の目的をほぼ達成した。また、今回初めてミッション機器である温度湿度 (TU)

センサを搭載した。TU センサ出力の精度については別途確認が必要であるが、ここでは出力が異常ではないこと及びおおそ妥当な出力であることを確認するための計測を実施した。以下、主要な飛行の結果概要を示す。

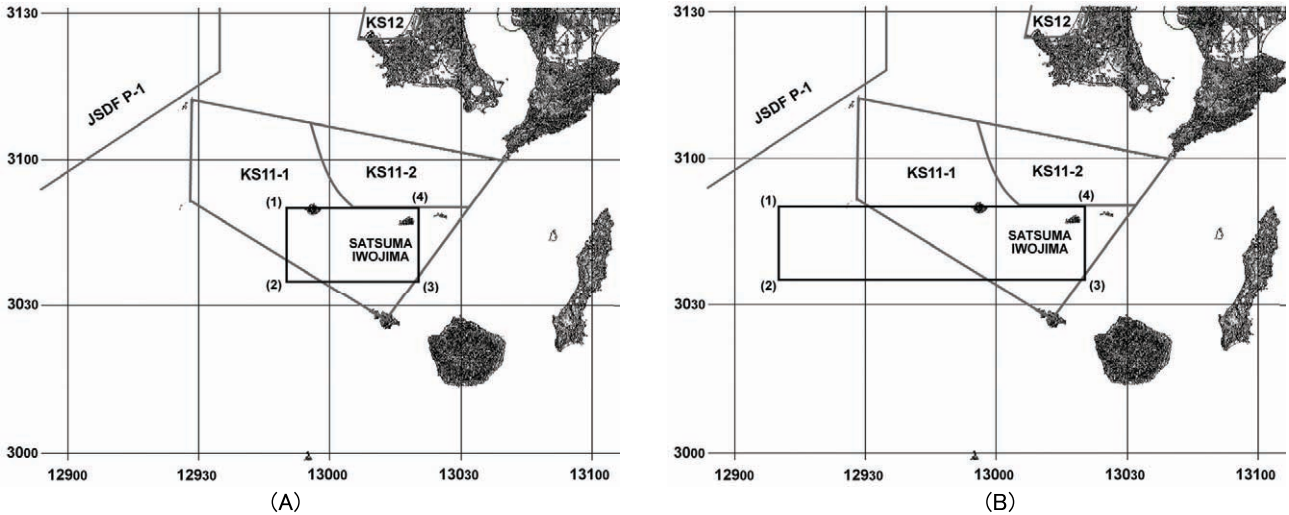


図 4.4.2-1 模擬気象観測飛行試験の試験空域

表 4.4.2-2 模擬気象観測飛行試験の成果

気象観測の要求(目標)		飛行実験達成度及びその他の成果
飛行性	スクウェア上昇降下	F207, F208 で実証, 図 4.4.2-4 参照
	のこぎり飛行	F209 で実証, 図 4.4.2-6 参照.
性能	5,000ft 上昇(空域の制限高度)	F208 で実証, 図 4.4.2-4 参照.
	長時間(8H)飛行	実績値 3h02m, 燃料消費率から 4-5h が限度
性能	遠距離(100km)観測	65km@1400m でダウンリンク断
計測精度	温度湿度観測精度	正常なデータ取得を確認
	風向風速推定	ウインドスター法及び偏流角逐次推定法の二つでデータ検討
信頼性	なし	飛行安全上必須の RTB 機能の信頼性を確認
運用性	なし	搭載ソフトのシミュレーションツール整備による人的ミスの予防
	なし	データ処理ソフトの充実による結果検証の迅速化

注 1) スクウェア上昇降下 : 定位置で四角形の軌跡を描いて上昇降下する飛行パターン  
 2) のこぎり飛行 : 2 点間を直線で上昇降下し、一定高度毎に旋回操作を入れるパターン

表 4.4.2-3 模擬気象観測飛行試験ケース一覧

FLT No.	内容	結果	日付	飛行時間
F201	機能確認(遠隔操縦)	エンジン調整確認, AHRS 不調	5/21	0h 41m
F202	同上	同上	5/21	0h 32m
F203	AHRS 機能確認	AHRS 不調	5/23	0h 30m
F204	同上	マウント交換, AHRS 確認完了	5/23	0h 33m
F205	Auto/RTB 機能確認	一回だけスクエア経路を飛行	5/25	1h 29m
F206	遠距離進出	約 44km 進出して RTB 帰還	5/26	1h 13m
F207	スクエア型飛行(1000-3000ft)	予定飛行完了	5/27	1h 48m
F208	スクエア型飛行(1000-5000ft)	予定飛行完了	5/27	2h 20m
F209	遠距離進出, ノコギリ型飛行	約 65km 進出で RTB 帰還	5/28	3h 02m

1) F206

本実験ケースは気圧高度 600 m 一定で西方 50 km まで直線飛行させ、電波到達限界を確認する試験で、完全に可視範囲外まで遠方進出する初のケースとなった。

図 4.4.2-3 (a) に F 206 ケースの平面軌跡飛行データを示す。ウェイ・ポイントをたどってきれいな直線飛行を行い、44 km まで達していることがわかる。水平距離が 44 km に達したあたりでダウンリンク・データが途切れ始めたため、RTB 指令によって帰還させているが、プログラム通り GATE ポイントに向かっていることが確認できた。なお、RTB 指令を出した後しばらくの間ダウンリンクが回復しなかったことが報告されている。これについては、機体の送受信アンテナが水平尾翼の上に取り付けられているため、機首が基地をの方向を向いた場合機体

の陰に隠れ受信感度が落ちるためであろうと推測されている。

図 4.4.2-3 (b) は高度 (GPS 高度) と位置の軌跡である。WP2 に向かうまで、一定高度で水平飛行をしていることが分かる。設定した高度 600 m とは差があるが、その原因は気圧高度計算用のパラメータ設定ミスで生じた誤差であることが分かった。なお、誘導制御則には問題ないことが確認できている。

2) F208

スクエア型飛行は、正方形の頂点に定められたウェイ・ポイントを通りながら上昇・降下を繰り返す飛行であり、気象観測のために設定された飛行パターンである。F 208 の飛行実験結果を図 4.4.2-4 に示す。図に示すように、'x' 印で示されるウェイ・ポイントの内側を通過



図 4.4.2-2 薩摩硫黄島空港及び実験状況

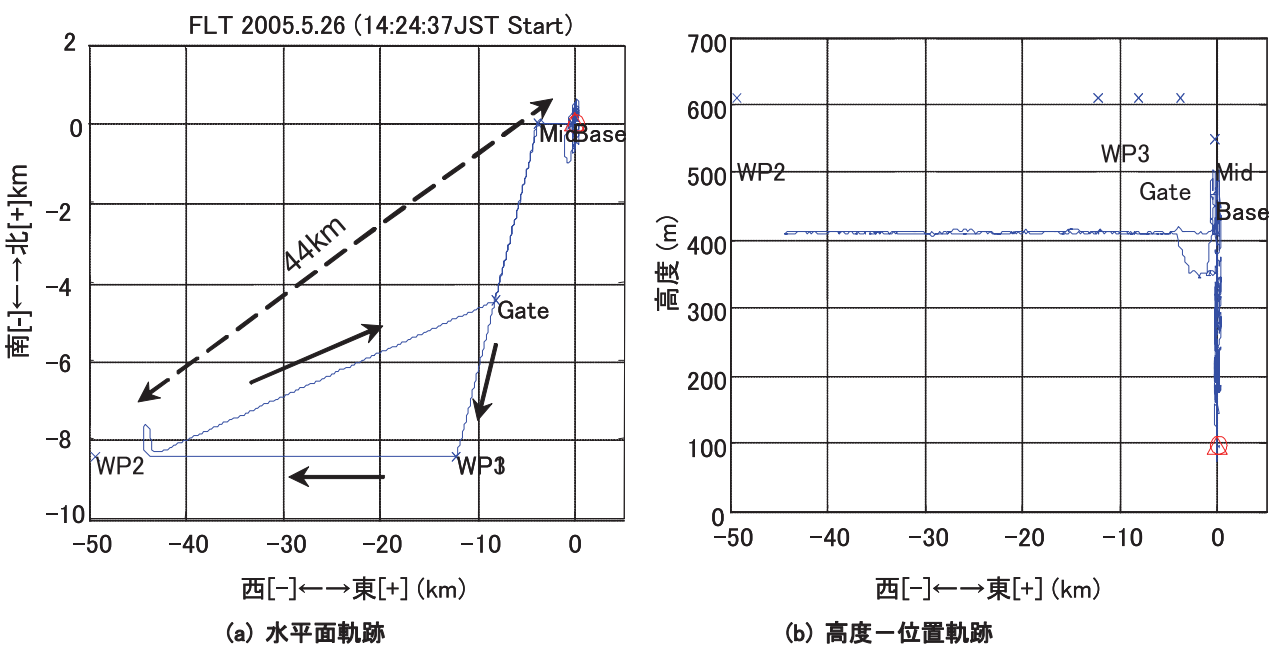


図 4.4.2-3 F 206 の実験結果 (遠方進出)

しながら、上昇・降下飛行を行っていることがわかる。また (a) 図においてスクエア軌道の外側にずれて飛行している箇所がみられるが、これは実験時に東風が強かったためである。旋回中は定められた軌道を逸脱している箇所はみられるものの、誘導制御系によって軌道が修正され、問題なく正方形の4つの頂点付近を通過しながら飛行を継続している。

次に制御性能を確認するため、図 4.4.2-4 の軌道に対応する高度、対気速度、ピッチ角の時間履歴を図 4.4.2-5 に示す。高度のコントロールは、エンジンパワーを一定として、(指示) 対気速度コマンドを変化させることで上昇・降下を実現している。高度と対気速度の時間履歴を比較すると、上昇時の対気速度は 27 m/s 程度、降下時は 35 m/s 程度で、それぞれほぼ一定値に保持されており意図した通りの速度制御が実現できていることがわかる。また、内部ループである姿勢制御系はピッチ角が制御量である。赤線が指示された対気速度を実現するためのピッチ角コマンドであり、青線がセンサ出力のピッチ角データである。ピッチ角もコマンドによく追従しており、姿勢制御も問題なく実現できていることが確認できる。

### 3) F209

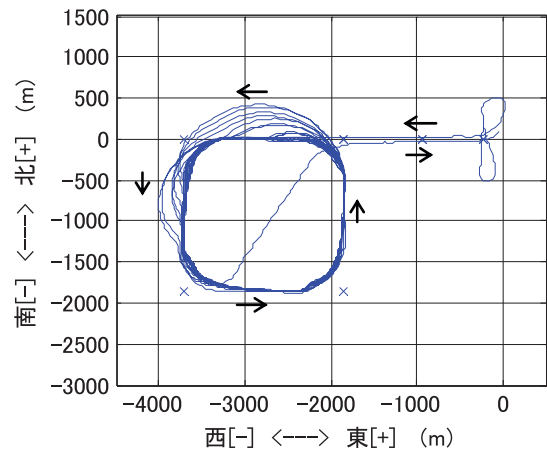
本実験ケースにおいて、ノコギリ型飛行、65 km の遠方進出、3 時間の飛行継続時間を達成した。ノコギリ型飛行は高度 200 m 上昇又は降下する毎に一定高度の飛行に移り左斜め前方、右斜め前方に進路を変更してノコギリの歯のような軌跡を取り、元の進路に戻るような飛行パターンである。本飛行ケースも気象観測（風速・風向の推定）のために設定された飛行パターンである。

図 4.4.2-6 に F209 ケースの飛行実験データを示す。左上図が平面軌跡を示すが、水平直線距離で 65 km の飛行を達成できている様子がわかる。水平距離が 65 km 付近に到達したあたりでダウンリンク・データが途切れ始めたため、RTB 指令によって帰還させた。この付近の高度は左下図に示すように、1400 m 程度である。また左上図から、西に進行中にノコギリ型飛行を実施していることもわかる。ノコギリ型飛行は高度 200 m 上昇する毎に実施したが、その様子は左下図で上昇中に水平飛行を行っている箇所を確認できる。さらに、この実験では表 4.4.2-3 に示したように 3 時間の長時間飛行を達成することができた。

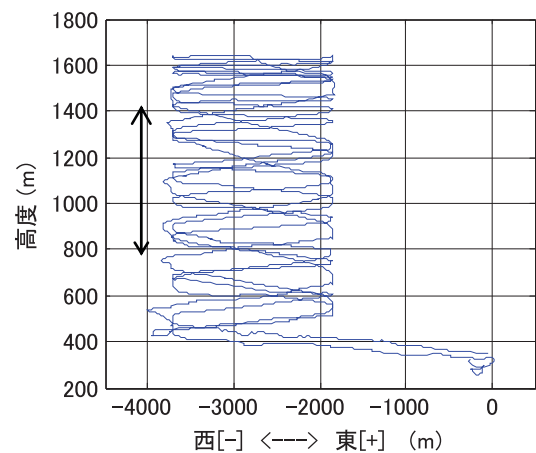
### 4) TU センサ・データの確認

TU センサは両翼の一つずつ搭載されており、それぞれ温度及び湿度の計測が可能である。図 4.4.2-7 に F208, F209 ケースの飛行実験において取得した TU センサのデータを示す。赤が TU センサ 1、青が TU センサ 2 の出力である。TU センサ・データは高度と共に大きく変化するため、飛行中の高度の時間履歴も併せて示した。また、

温度については TU センサとは別の温度計が実験機に搭載してある。この温度計の精度は  $\pm 1^\circ\text{C}$  程度であるが、TU センサ・データが異常な値を出力していないことを確認するために、(a) (b) 図のそれぞれ 2 段目のグラフに TU センサ・データと共に黒線で示した。



(a) 平面軌跡



(b) 鉛直面の軌跡

図 4.4.2-4 F208 の実験結果 (スクエア飛行パターン)

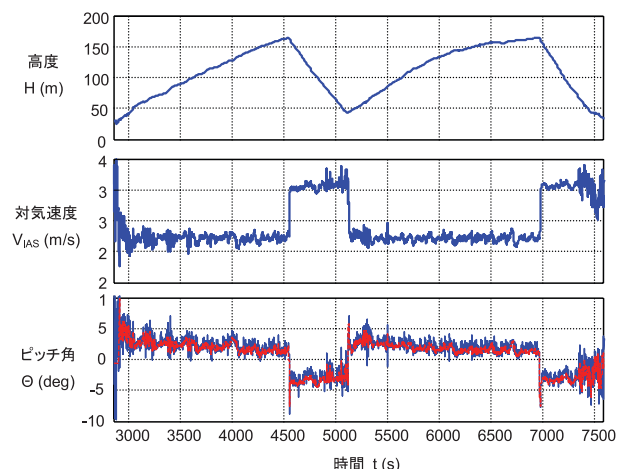


図 4.4.2-5 F208 の制御性能 (時間履歴)



これによれば、高度が上がるにつれて温度は下がり、高度が下がるにつれて温度は上がる傾向がみられ、温度変化の様子は妥当である。また、機体搭載の温度計出力よりも、TUセンサの値は2～3度高めになっている。これも温度計出力の精度を考えれば、特に異常な値ではない。やや気になる点は、F207のケースではTUセンサ1とTUセンサ2の出力は殆ど一致しているのに比べて、

F208のケースではTUセンサ1のほうが、1度程度高めに なっていることである。

次に湿度については、F207、F208の両ケースにおいて、TUセンサ2の出力が100%を超えており、明らかに異常な値を示している。ただ、湿度データの変化の様子はTUセンサ1の出力と酷似しているため、生データから物理量を算出する際の係数の値に問題がある可能性がある

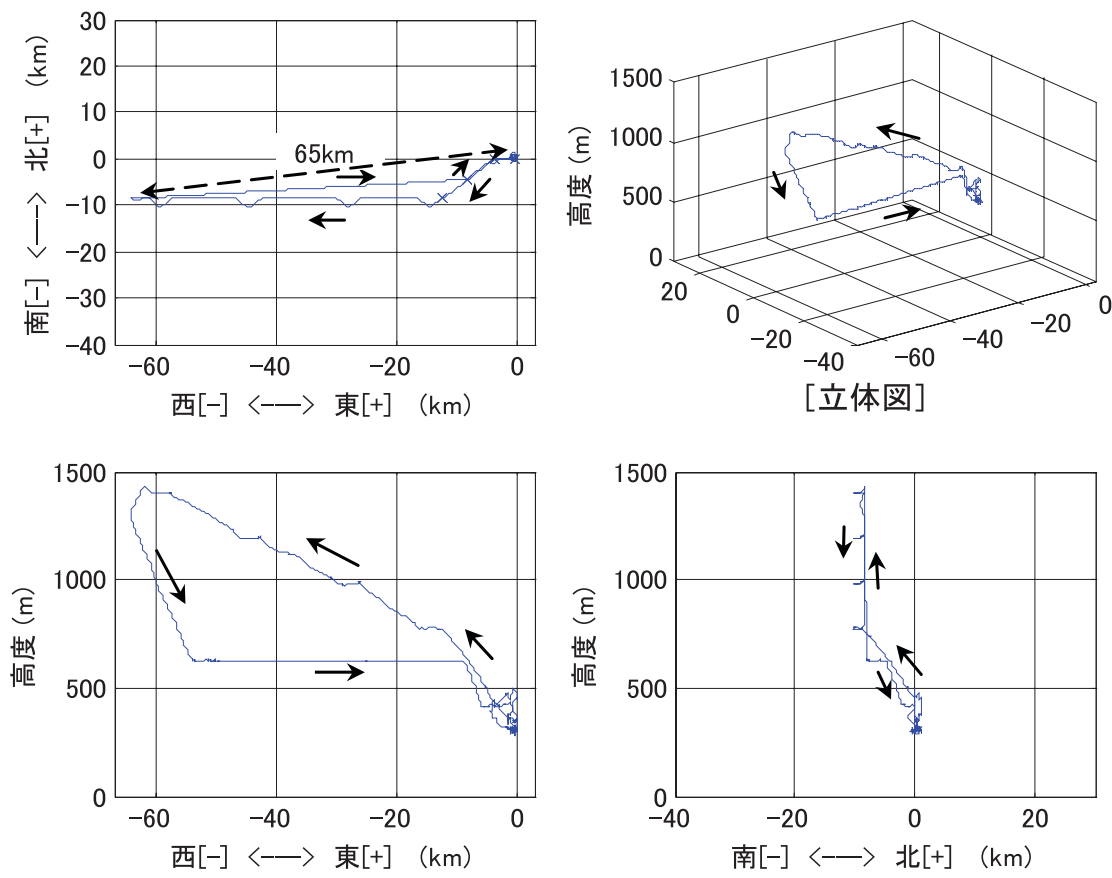
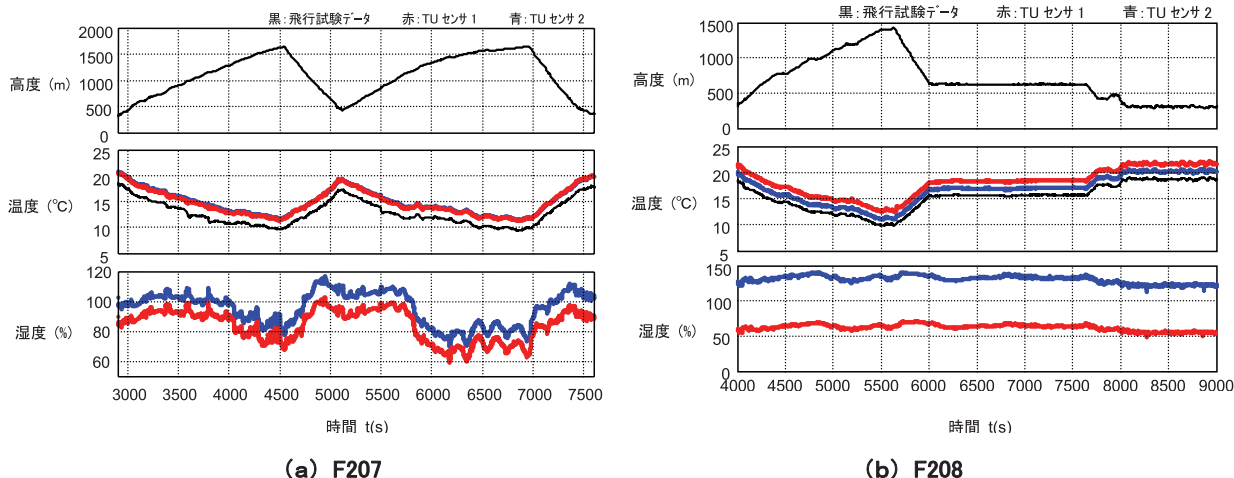


図4.4.2-6 F209の実験結果（ノコギリ型飛行パターン）



(a) F207

(b) F208

図4.4.2-7 TUセンサ出力

考え、第2回薩摩硫黄島飛行実験の終了後に、地上において改めて左右のTUセンサ出力の確認を行った。その結果、TUセンサ2は異常値を出力していることを確認した。このため、次の気象観測実験においてはTUセンサを取り替え、正常に動作することを確認した後に、飛行実験を実施することとした。

5) 風観測結果

ウインドスター法及び偏流角逐次推定法による風推定を試みた。F 209 における推定結果を図 4.4.2-8 に示す。3.2.3 項に示したように、ウインドスター法は、飛行方位が変化している部分、偏流角逐次推定法は直線飛行部分のデータに適用している。なお、上下風は偏流角逐次推定法でのみ推定可能である。この結果を見ると、両手法の結果に大きな不連続性が見られないことから、良好な風推定が行われているものと考えられる。

4.4.3 開発目標達成度

以上の開発試験を完了した時点での、表 4.2-1 に示した多目的小型無人機システムの目標仕様の各項目に対する達成度を表 4.4.3-1 に示す。一部に目標を達成していない

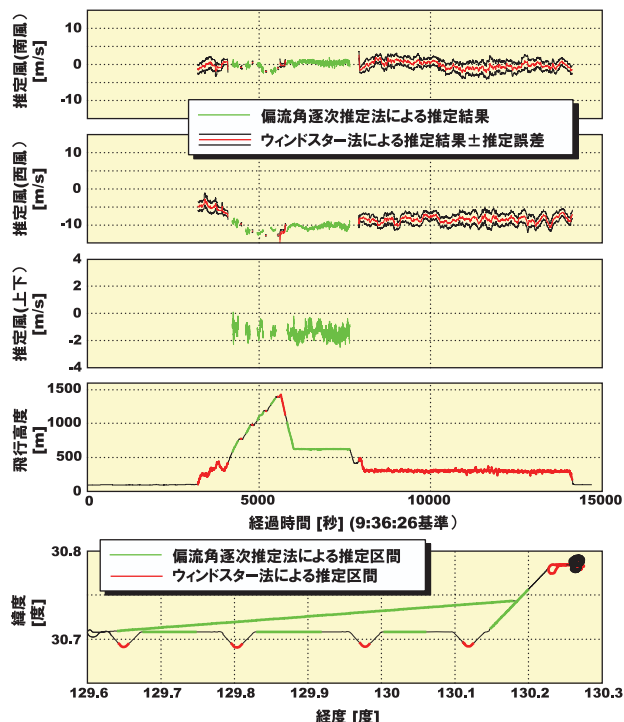


図 4.4.2-8 風推定結果

表 4.4.3-1 開発試験完了時の目標仕様達成度

項目	目標仕様	実証値	達成度	実証時期	備考
<b>■運用限界</b>					
MTOW	20.0kg	19.2kg	△	2005.03	20.0kg まで地上滑走は実施済み。
風(離陸時)	<13m/s	9m/s	△	2005.03	離陸速度は 28~30m/s である。
帰還経路正対風					
横風成分(離陸時)	<4m/s	>6m/s	○	—	横風成分 6~8m/s まで飛行実証済み。
視程等(離着陸時)	VFR 条件	VFR 条件	○	—	視程 5000m 以上、雲低 300m 以上。着陸時も離陸時に準ずる。
降水(離陸時)					
運用速度	20~35m/s	28~35m/s	△	2005.03	気圧高度 1600ft まで飛行実証済み。
上昇率	2.5m/s	>2.0m/s	○	2005.03	気圧高度 1600ft まで飛行実証済み。
運用高度	100~3000m	1500m	△	2005.05	観測対象空域(九州西方海域)の飛行上限高度は 6000ft
進出距離	100km	65km @高度 1,500m	△	2005.5.26	気象観測飛行では、クレーンを用いて地上局アンテナの高さを上げることにより、進出距離の増大を図る
航続時間	>24hr	3hr	△	2005.5	2x2 低速風洞において連続 6 時間のシステム耐久試験を実施済み 観測飛行は 8 時間(T/O0900~L/D1700)を標準としており、この間に 2 FLT することで対応する。
安全対策	1FTS	1FTS	○	2005.03	AEROSONDE と同等
最大風(観測空域)					
降水(観測空域)	—	4mm/h	△	2005.03	実績値とする。
孤立突風	—	—	○	2005.03	主翼最大荷重は巡航速度の CNmax で決まる。風試で 40m/s、CNmax まで耐えていることから強度上の問題はない。
<b>■気象観測精度・飛行パターン</b>					
温度	±0.5°C	—	○	—	明星電気製 Sonde 用を使用。仕様はカタログ値。
湿度	±7%RH	—	○	—	明星電気製 Sonde 用を使用。仕様はカタログ値。
風速	<1.0m/s	—	△	2004.12	仕様は目標値として設定。
気圧	<0.2hPa	—	○	—	気圧高度計を使用。仕様はカタログ値。
位置	—	—	○	—	(位置<15m(95%typ), 高度<30m, 速度<0.1kts, GPS 受信機の計測精度)
のこぎりパターン	無風時の一山約 70km				
上昇降下角					
スクウェアパターン	20.0kg まで地上滑走は実施済み。				
<b>■誘導制御</b>					
高度	—	±10m	○	2004.12	航法誘導制御全体の誤差は、上記 15 の航法系計測精度(GPS 受信機の計測精度)と誘導制
速度	—	±2m/s	○	2004.12	航法誘導制御全体の誤差は、上記 15 の航法系計測精度(GPS 受信機の計測精度)と誘導制
水平位置	—	±20m	○	2004.12	航法誘導制御全体の誤差は、上記 15 の航法系計測精度(GPS 受信機の計測精度)と誘導制御誤差の和

項目があるが、これらについては気象研と調整の上、備考欄に示した対策をとることとした。これにより、気象観測飛行は可能と判断し、6月の気象観測飛行実験に臨むこととした。

## 5. 気象観測飛行実験

本章では、気象観測飛行実験の運用及び結果について述べる。

### 5.1 概要

気象観測飛行実験は、気象研が主催する「Baiu Hunter 2005（無人小型気象観測機や海洋気象観測船等による九州での梅雨前線帯の降水システム総合観測）」の一環として実施された。その目的は、多目的小型無人機を用いて、梅雨時期の九州西方海域で気象観測を実施して、気象観測データを取得することである。このデータは気象研において、梅雨前線とそれに伴う降水システムの熱力学的構造の調査に使われ、観測データを数値モデルに同化させて、非静力学モデルの改良・検証に役立てられる。

全観測期間は6月15日から7月7日までで、その前半をエアロゾンデ社が担当するため、JAXAは6月25日から7月5日までの間、基地となる薩摩硫黄島飛行場に展開した。全観測期間をとおして、観測対象である梅雨前線は、九州北部でその活動が活発で、梅雨前線の南側にあたる観測空域周辺は晴天の日が続いた。したがって、梅雨前線帯に伴う降水システムを観測する機会には恵まれ

なかったが、梅雨前線に流入する大気を観測する目的でフライトを実施し、その観測データを気象研に提供することができた。なお、観測飛行に先立って、UHFデータリンクに関する電波伝搬飛行実験を行い、飛行高度約300 mで最大進出距離約65 kmの飛行実績を残すことができた。

### 5.2 運用

#### 5.2.1 飛行空域

機体の飛行許可空域を図5.2.1-1に示す。これは、国土交通省航空局へ提出された飛行通報書に定められたものであり、飛行実験中、基本的には飛行許可空域への航空機の進入は制限される。

#### 5.2.2 飛行計画

気象観測飛行実験の飛行計画及び実施体制を付録1)の飛行実験実施計画書に示す。

具体的な飛行実験の内容を、付録2)の飛行実験実施要領に示す。飛行実験では、機体調整に係るフェーズ0、電波リンク確認及び基本気象観測を実施するフェーズ1及び気象研からの要求に従い、より詳細な気象観測をオプションとして実施するフェーズ2の3つのフェーズを設定した。

#### 5.2.3 安全対策

今回の気象観測飛行試験において、地上より離陸した機体もしくはその破片等が落下する際、落下点または落下途中において人命または財産に対し被害を与える可能性を最小限にとどめ、公共の安全を確保することを目的



図5.2.1-1 飛行許可空域

として、付録3) に示す飛行安全計画を策定した。また、その基となった飛行安全解析結果を付録4) に示す。なお、飛行安全計画の策定にあたっては、「宇宙航空研究開発機構 総合技術研究本部 無人機安全技術基準」<sup>9)</sup> に従った。

### 5.3 飛行実験結果

#### 5.3.1 飛行結果

JAXA による気象観測飛行実験は、平成 17 年 6 月 24 日から 7 月 7 日までの間行われた。この間、F 301 から F 312 までの合計 12 回の飛行を実施し、総飛行時間は 7 時間 57 分である。期間中の作業内容と飛行実績を表 5.3.1-1 に示す。また、図 5.3.1-1 は、多目的小型無人機の離陸時の連続写真である。実験全般を通じて、AHRS 出力の異常による対策に時間を費やしたが、低高度における遠方進出実験と、気象観測実験を 2 回実施できた。これらの飛行実験結果を以下に示す。

##### (1) 遠方進出飛行結果

遠方進出飛行については、5 月に実施した模擬気象観測飛行試験までの開発試験において図 4.4.2-6 に示すように、既に水平直線距離 65 km を実証している。しかし、65 km を達成したときの飛行高度は 1400 m、帰還中の高度も

600 m 程度であった。しかし気象観測ミッションの要求として、より低空から高空に渡る気象データの取得が望まれている。したがって、遠方においても広い高度範囲でのデータ取得が必要であり、低空においても電波リンクを確保することが必要である。より確実に遠方、低高度での電波リンクを確保するために、開発試験においては滑走路上 2 m 程度に設置していたアンテナ高度を、クレーン車を用いて高度 13.2 m まで大幅に引き上げた。クレーン車を用いたアンテナ設置の様子を図 5.3.1-2 に示す。

##### 1) F301 ~ F302

マニュアル飛行中、AHRS によるピッチ姿勢角及びロール姿勢角のダウンリンク・データに明らかに誤差が見られ、自動飛行に切り替えると、正常な飛行を行わない状況が発生した。前回に比べて、AHRS 取り付けマウントが変更されていたため、これが原因の可能性があると考え、前回の実績のあるものに交換した。

##### 1) F303

上記対策を行った後、F 303 を実施したところ、AHRS 出力に異常が見られなかったため、ケース 1a として、高度 300 m 程度 (1000 ft) を保持しながら遠方進出実験を行った。この飛行実験結果を図 5.3.1-3 に示す。この場合も水平直線距離で原点から約 65 km 地点において、ダウン

表 5.3.1-1 気象観測飛行実験の実績

日付	FLT No.	作業内容/実験内容	飛行時間	備考
6/24-26		移動、機体組立、システム点検、地上確認試験。アンテナ設置位置、高さ確認。AWS との地上での比較試験実施。		
6/27		天候不良のため、フライトキャンセル。		
6/28	F301	機能確認、AHRS 不調のため着陸。	0h 24m	#4 号機
	F302	同上	0h 25m	
6/29	F303	ケース 1a 実施、約 65km@300m で D/L が切れ始め、RTB で回収。	1h 37m	同上
	F304	機能確認、AHRS 不調のため着陸。	0h 21m	
6/30	F305	同上。	0h 15m	同上
	F306	同上。	0h 18m	
7/01	F307	同上。	0h 18m	同上
	F308	同上。	0h 18m	
7/02	F309	ケース 1b 実施中、D/L 途絶から回復せず、海没と推定。	0h 33m	同上
7/03		海没の原因究明、対策立案、確認試験実施。 #3号機整備、キャリブレーション作業等実施。		
7/04	F310	ケース 1c 実施、気象観測に成功、横風のため着陸時機体を損傷、修理を実施。	1h 52m	#3 号機
	F311	機能確認、AHRS 不調のため着陸。	0h 20m	
	F312	ケース 1c 実施、気象観測に成功、D/L データで異常が見られたため RTB で回収。 自動飛行中に AHRS 出力に異常が発生、原因と対策が判明するまで飛行中止。	1h 16m	
7/05		AHRS 出力異常の調査を実施、AM 中に結論が出せなかったためフライトキャンセル。 なお、制限を越えると思われる横風があり、気象条件の面でも飛行は困難であった。		
7/06-07		機材撤収作業、移動		



図 5.3.1-1 離陸連続写真

リンク・データが途絶え始めたため、RTB 指令による帰還を行った。本ケースでは、図 5.3.1-3 (b) に示すように、常に高度 300 m 程度を維持しながら飛行していることが確認できる。遠方進出実験について、模擬気象観測飛行試験と今回の結果をまとめると、

- ・前回、今回共に水平直線距離 65 km で電波リンクが途絶え始めた。
- ・前回は、50 km 以上遠方において高度 600 m 程度を維持しながら飛行できた。
- ・今回は、高度 300 m 程度において 65 km の遠方進出が達成できた。

以上の結果から、次の可能性が考えられる。

- ・アンテナ高度変更により、遠方においても高度 300 m の低空で飛行できるようになった。
- ・アンテナ高度に関わらず、水平距離が 65 km 程度になると電波リンクは途切れやすくなる。

したがって、前回と今回を比較しただけでは必ずしも、アンテナ高度を上げた効果を実証できたというわけではない。しかし、直接波の見通し距離  $D$  (km) は、送受信アンテナ高度を  $h_1, h_2$  (m) として  $D=4.12 (\sqrt{h_1}+\sqrt{h_2})$  で近似されることから、アンテナ高度を上げることにより電波リンク状態が改善されることは理論的にも確実であり、実験の確実な遂行という観点からアンテナ高度を



図 5.3.1-2 アンテナ設置状況 (手前は AWS)

上げた状態で気象観測実験を実施することとした。

2) F304～F308

F 303の後、同様の試験を実施すべく試みたが、離陸直後の初期マニュアル飛行中にAHRSの不具合が発生し、飛行を中断するケースが続いた。原因の特定ができず、試行錯誤的に、取り付けマウントの交換、AHRS自体の予備品との交換等の対策を実施したが、予備品でも同様の現象が発生し、その誤差は元の搭載品より大きかった。

3) F309

AHRSを元の搭載品に戻してF 309を実施したところ、異常が見られなかったため、ケース1b(南方向通信距離確認試験)を実施した。途中、ダウンリンク(D/L)途絶が発生、RTBを発信したが回復せず、直前のデータから海没と判断した。図5.3.1-4に飛行データを示す。海没位置は、図5.3.1-4のD/L途絶点と示した地点(口永良部島北西海上)の直近と推定される。関係各機関には直ちに

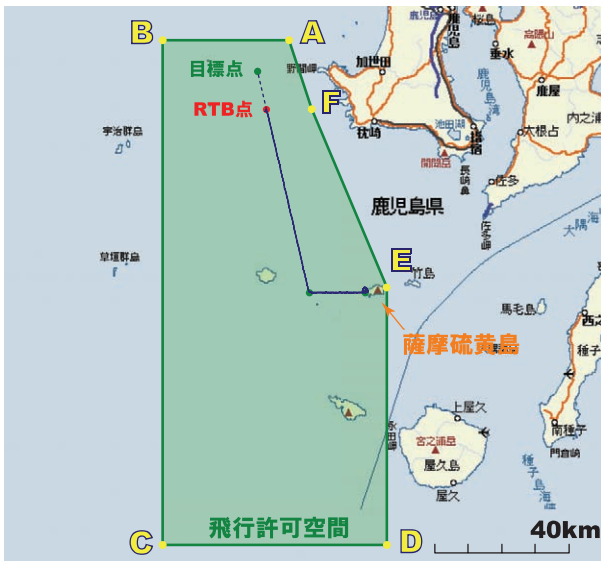
連絡し、安全上の問題は発生しなかった。

・不具合原因

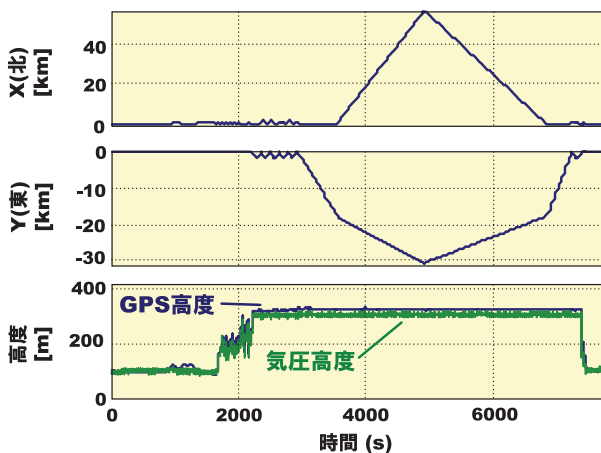
図5.3.1-5に、通信途絶前20秒間のダウンリンク・データを示す。このデータを解析した結果、原因は、アップリンク不調により通信エラーが発生し、搭載誘導制御ソフトが、オートからマニュアルへの切り替えコマンドを誤認識した結果、舵面をロック及びスロットル下げを指示した。このため、機体姿勢が大きく崩れるとともに、推力が低下したため、その後、オートに復帰しても安定した飛行を継続できなくなったと考えられる。オート/マニュアルの切り替えについてはこうした通信エラーによる不時作動を防ぐ目的で、10回連続(0.2秒間)で同じコマンドを受信しなければ切り替わらないようになっていたが、結果的にこれだけでは不十分であったと言える。

・不具合対策

飛行安全措施として、マニュアルに切換えてエルロン・

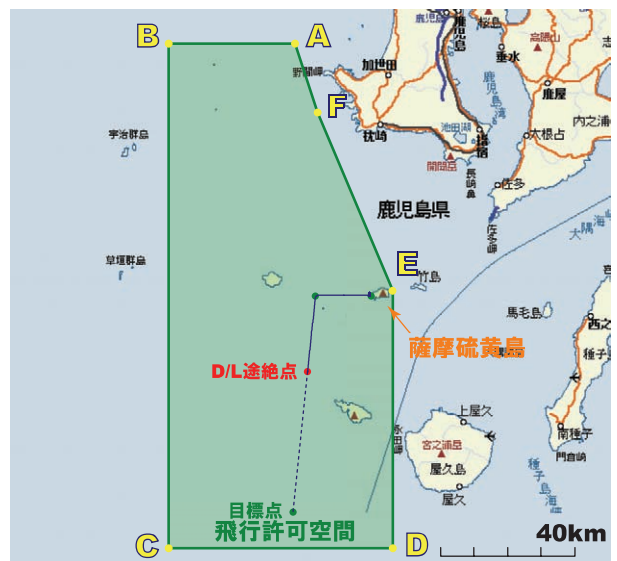


(a) 平面軌道

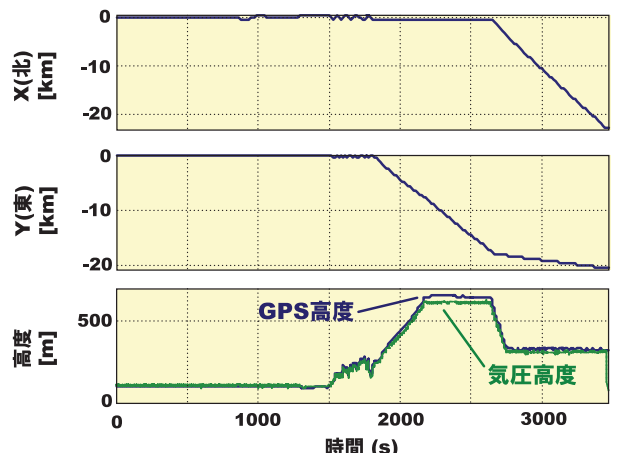


(b) 時歴

図 5.3.1-3 F 303



(a) 平面軌道



(b) 時歴

図 5.3.1-4 F 309

ラダーをフル操舵することになっているため、オート飛行中のマニュアル切替を禁止することはできない。オート/マニュアルの切り替え判断までのコマンド連続時間を長くすることによって、不時作動の発生確率を大幅に

下げることが可能であるが、可視範囲内での遠隔操縦(マニュアル)への切り替えも通信リンクを介して行っており、その即応性を確保する意味で、この連続時間を一律に長くすることはできない。そこで、機体位置が可視

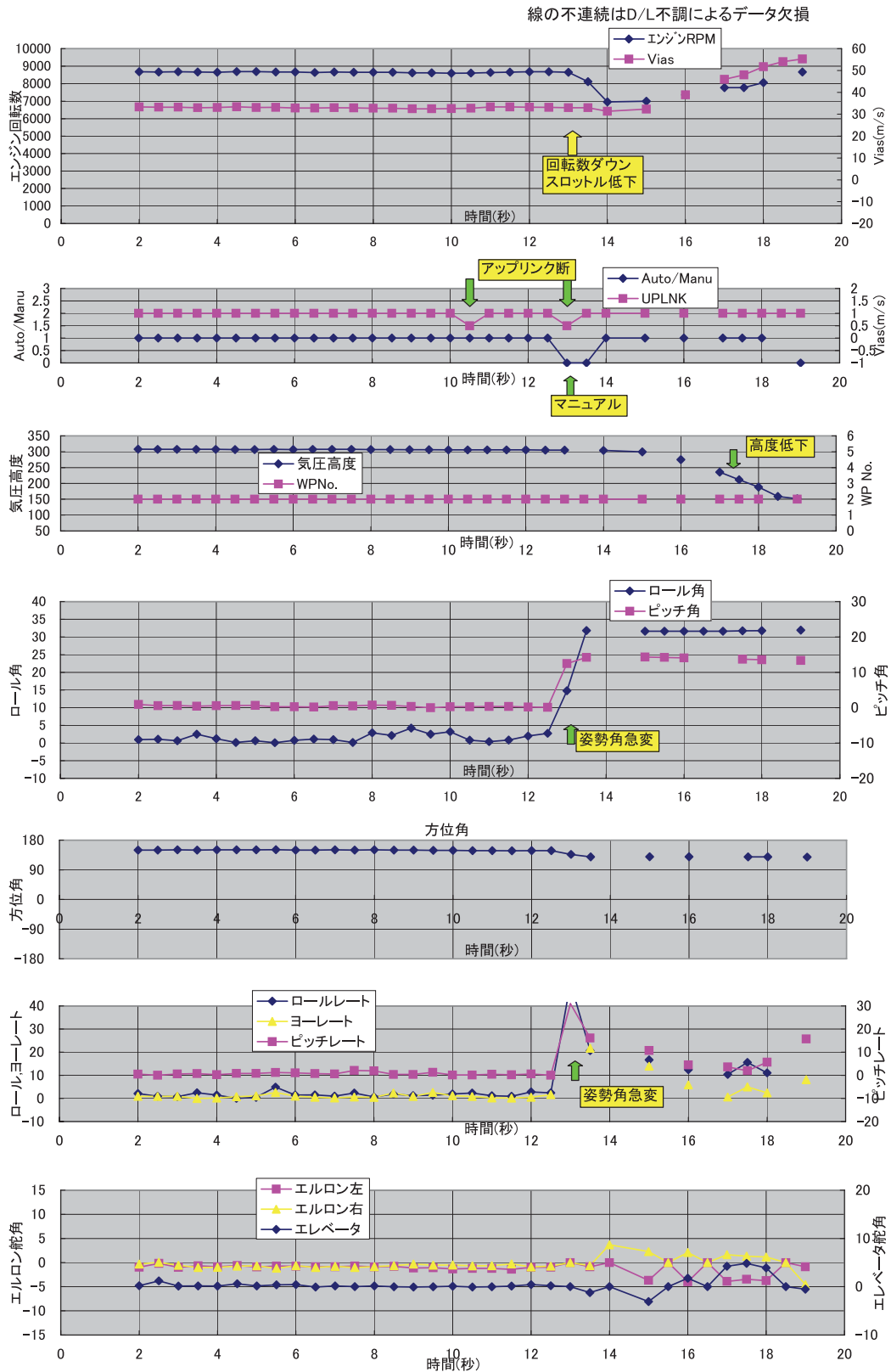


図 5.3.1-5 F 309 通信途絶前 20 秒間のダウンリンク・データ

範囲内（GS から 3 km 以内）の場合はこれまで通りとし、これを超えている場合（目視遠隔操縦は不可）には 3 秒間程度に長くするように制御ソフトを変更した。アップリンク不調による自動 RTB が 5 秒であり、この程度であれば飛行安全上の問題は発生しない。（その後、RTB までの時間 5 秒は 2 秒に短縮している。）

地上試験により、このソフトウェア変更の機能確認後、飛行を再開することとし、翌々日から気象観測飛行を実施した。

## (2) 気象観測飛行結果

気象観測実験開始前に地上試験による TU センサ出力を確認した。また、気象観測飛行実験として、F 310、F 312 の 2 ケースを実施した。以下に、その地上試験結果と気象観測実験結果を示す。

### a. TU センサ地上試験

使用する TU センサは気象研指定のものであり、温度・湿度の物理量を計算するための校正係数なども個別の TU センサ毎に既に指定されている。したがって、ここでの地上試験はセンサの校正のためのものではなく、故障などによる出力の異常がないことを確認するためのものである。

地上試験では TU センサ出力と地上に設置した AWS のデータと比較した。AWS が滑走路脇に設置された様子は図 5.3.1-1 に示されている。地上試験では、TU センサを実験機に搭載した状態で AWS の横に静止させた状態、及び滑走路を走行させた状態で比較した。図 5.3.1-6 にその結果を示す。赤が TU センサ 1、青が TU センサ 2 の出力を示し、黒線が AWS データである。搭載誘導制御ソフトがオート・モード時のみ TU センサ・データは記録されるため、途中 TU センサ・データが途切れているのはマニュアル・モードとなっているためである。

この結果、温度・湿度共に左右の TU センサ出力は同程度となっているが、AWS データとは異なった値となっている。しかし、TU センサは左右共に同程度の値を出力し

ており、また双方共に同程度の異常値を出力しているとは考えにくい。一方、走行状態になると温度・湿度共に AWS データに近づいている。

以上のことから、円筒形の容器の中に格納されている TU センサは、静止状態では風に直接曝されていないため日射の影響をかなり受けるが、走行中は前方から外気が吹き込み AWS データに近づくと考えられる。このために静止中の温度は高め、湿度は低めの計測値が得られるものと推測される。よって、地上試験結果では AWS データとの厳密な値の比較はできないが、少なくとも TU センサ出力は双方とも同程度の値であること及び異常な値ではないことは確認できた。ただし、飛行中に日射の影響がどの程度残るかについてのデータは得られておらず、今後の課題となっている。

### b. 気象観測飛行試験

気象観測飛行実験は、ノコギリ型飛行により FLT 310 及び FLT 312 の 2 回実施した。2 回の飛行共に目的とする温度及び湿度のデータを取得することができた。以下にそれぞれの実験ケースの結果について述べる。

#### 1) F310

図 5.3.1-7 に FLT 310 ケースの飛行実験データを示す。原点から西側に 20 km 程度進出したところで、南北方向に上昇・降下しながらノコギリ型の軌跡を辿っていることがわかる。(a) 図の平面図において、緑の丸印が設定したウェイ・ポイントであるが、確かにこれらのウェイ・ポイント上を通過していることが確認できる。また (b) の時歴データからは、実験機が上昇しながらノコギリ型飛行を行っている様子がわかる。

このときに取得した TU センサ出力を (c) 図に示す。図 4.4.2-7 と同様に、高度データと共に温度・湿度データを示す。この結果から、温度については左右の TU センサの値は殆ど一致していることがわかる。実験機搭載の温度計出力は TU データよりは若干低めであるが、時間と共に変化する様子は TU データと同じであることがわかる。また一般に、上昇すると共に温度は低下していくが、大略そのような傾向がみられ、合理的な結果であると考えられる。

湿度については、TU センサ 2 の値が負の値であったため図 5.3.1-7 には示されていない。物理量変換のための校正係数を掛ける前のデータは TU センサ 1 の値とそれほど違っておらず、また変化の様子も似通っている。従って、これは校正係数の値自体の問題である可能性もあって、TU センサ 2 の湿度データが異常なものであるとは必ずしも断定できない。しかし、結果として得られる湿度データは全く物理的意味をもたない値であるため、次回以降のフライトでは TU センサ 2 を予備のセンサと交換して実験を継続することとした。

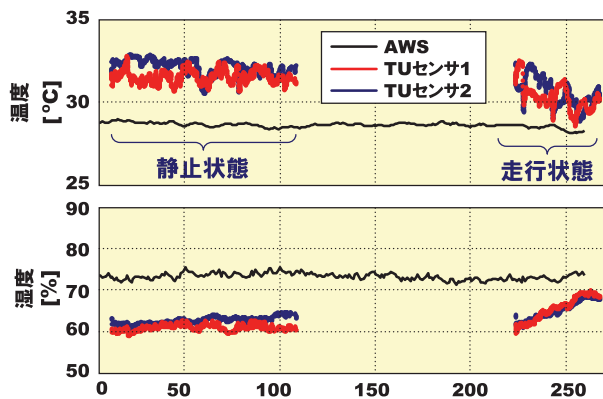


図 5.3.1-6 TU センサ地上試験結果



TU センサ1の湿度データの時間履歴をみると、ほぼ温度データと線対称な形になっていることがわかる。つまり、温度が上昇すると湿度は下がり、温度が降下すると湿度は上がっている。飛行空域において、空気中の単位体積中の水蒸気量がほぼ一定であるとすれば、この結果は合理的である。以上の結果から、F310ケースについてはTU センサ2の湿度データを除いて、温度データ及びTU センサ1の湿度データは妥当なものであると結論できる。

(d) 図は、風推定結果である。3.5項に記したように、風推定は、1～3分間（計測点数では30～180点程度）に飛行方位が60～180度以上変化している区間に対してはウインドスター法、バンク角が±10度以内の区間に対しては偏流角逐次推定法を適用した。(d) 図の一番下に示した高度図で、赤色で示した部分がウインドスター法を、青色で示した部分が偏流角逐次推定法を、それぞれ

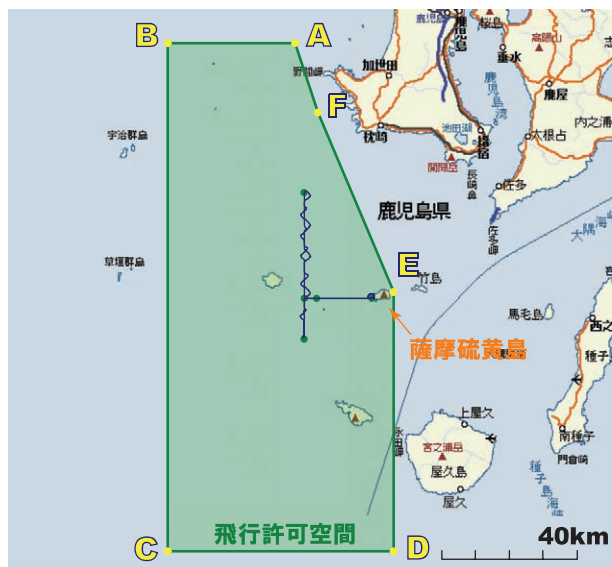
適用した区間であり、推定結果を上記の3つのチャートに示す。推定結果には、推定誤差も同時に示している。その推定原理のため、上下風は、偏流角逐次推定法でのみ推定可能である。これによると、推定法が切り替わっても、推定結果に不連続性は見られず、良好な推定が行われたものと考えられる。また、この飛行区域では、高度によらず、西風が吹いていることもわかる。

2) F311

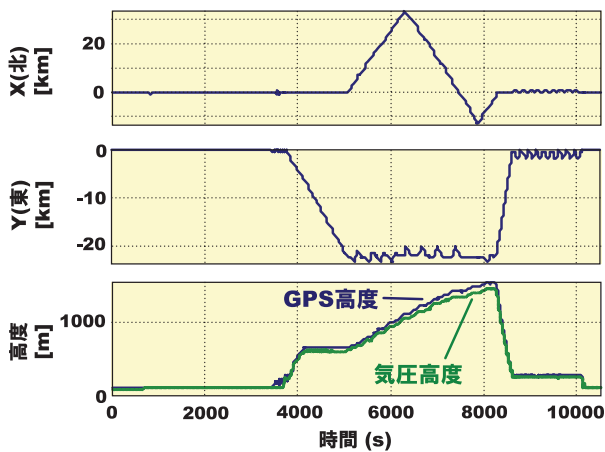
AHRS 不具合が再発し、飛行を中断した。

3) F312

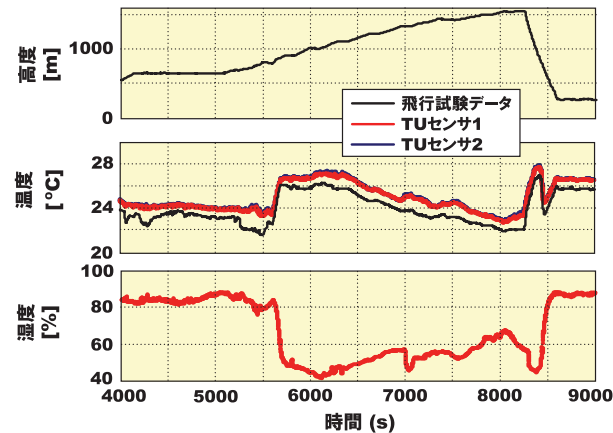
図5.3.1-8 (a) 及び (b) にF312の飛行軌跡及び時歴データを示す。本実験ケースでは、飛行中にAHRS出力異常に伴って飛行経路が逸脱し始めたため、途中でRTB指令を送信し帰還させた。オート飛行中にAHRS不具合が発生したのは、このケースが初である。(a) 図にRTB点として示す地点でRTB信号を送信したが、それまでの飛



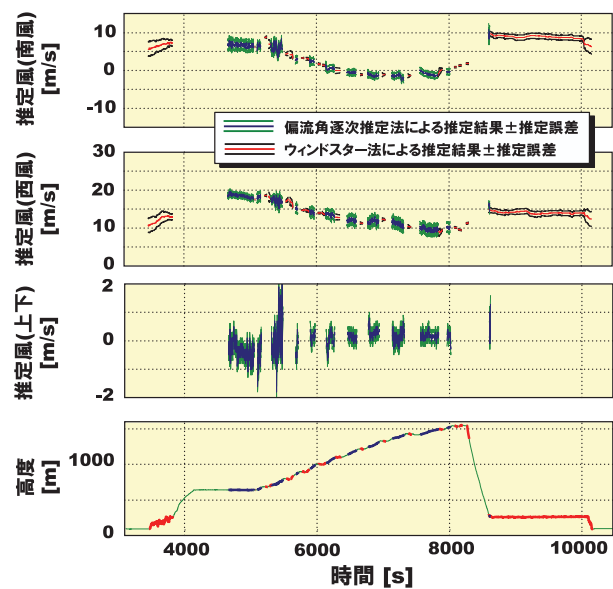
(a) 平面軌道



(b) 時歴



(c) TU センサ・データ



(d) 風推定結果

図 5.3.1-7 F310

行においてノコギリ型飛行の上昇及び降下の飛行が実施できている。特に、降下しながらのノコギリ型飛行は今回初めて実施されたものである。

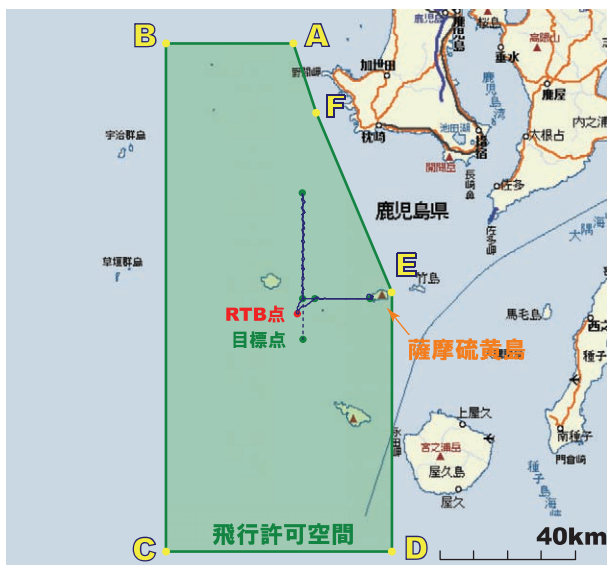
このときのTUセンサ・データを(c)図に示す。このケースでは、TUセンサ2を取り換えている。温度データについては、TUセンサの値は双方ともよく一致していることがわかる。また、実験機搭載の温度計出力よりも若干高めに出ているのもF310ケースと同様の傾向である。また高度の時歴と比較すると、上昇すると共に温度は低下しており、妥当な結果が得られていると考えられる。湿度データについては、TUセンサ2を取り換えたことにより、今回は左右のTUセンサの値が殆ど一致した値となっている。また湿度の変化の様子もF310ケースと同様に、温度データとほぼ逆の傾向が見られ妥当な値と考えられる。

(d)図は、風推定結果であり、F310と同様、妥当な推

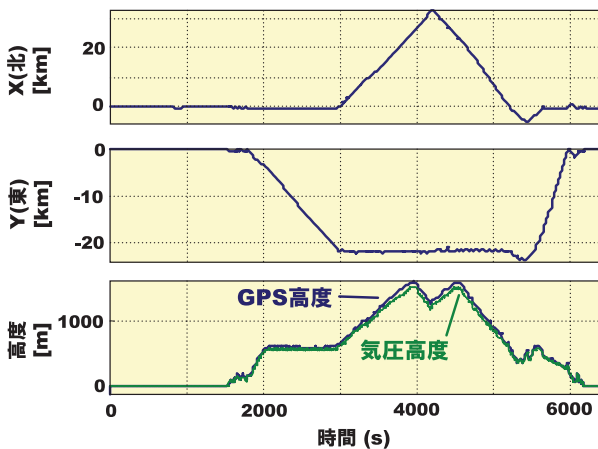
定が行われていることがわかる。

(e)～(g)図は、(c)及び(d)図に示した温度、湿度(TUセンサ1)及び風(ウインドスター法)の気象関連データを、GPS高度をパラメータとして描き直したものである。図には高度方向約200mから600mに上昇後、一定高度で飛行、その後1500mまで上昇して下降開始、1200mまで降下後再度1500mまで上昇した後200m以下に降下するまでのデータが示されている。これらの図を見ると、800mを境に上層には西北西からの高温の乾いた気団が、下層には西南西からの低音の湿った気団があり、逆転層が存在していることを明確に計測できていることがわかる。

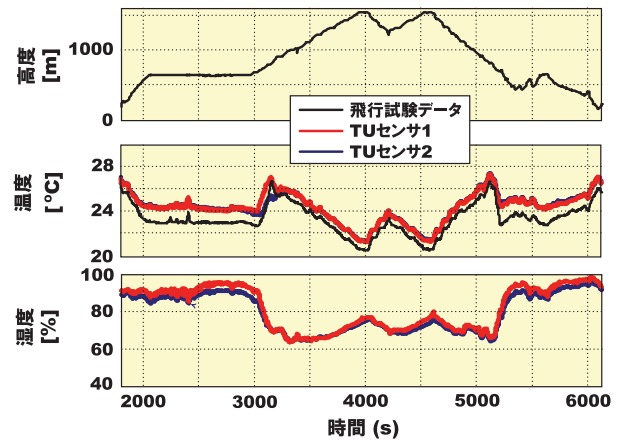
(e)図は温度－高度であるが、上層と下層の気団が混合している600m～800mの間ではばらつきがあるが、その上及び下では高度に対する温度低減率 $-0.6^{\circ}\text{C}/100\text{m}$ の線に沿ってきれいに並んでおり再現性の良い計測が行わ



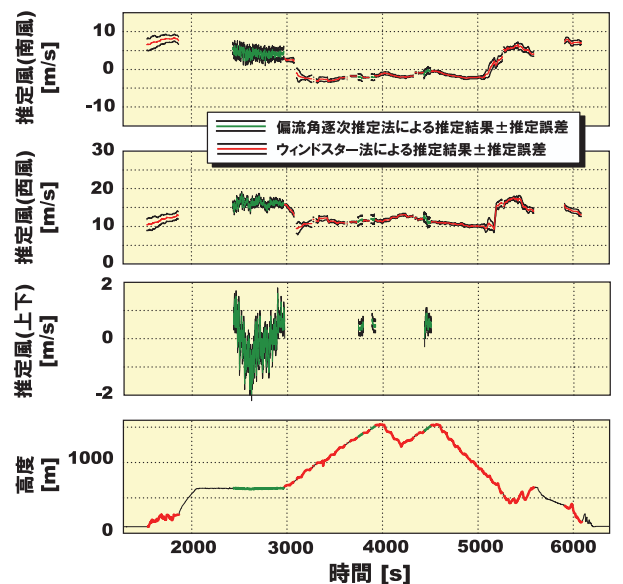
(a) 平面軌道



(b) 時歴



(c) TUセンサデータ



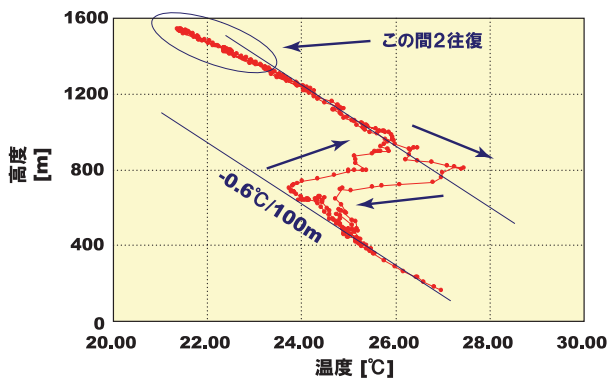
(d) 風推定結果

図5.3.1-8 F312 (1/2)

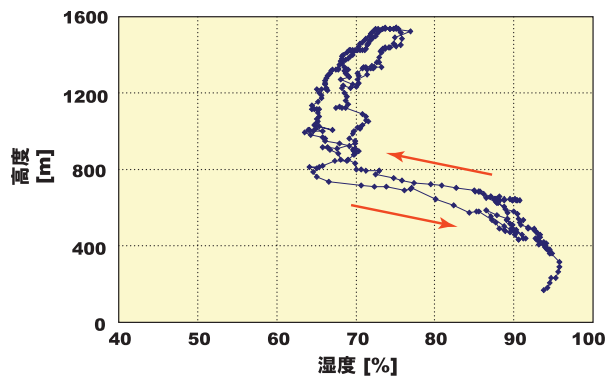
れていることがわかる。1200 m-1500 m の間で上昇降下を繰り返してもばらつきが出ないことから、温度センサの公称精度±0.5℃は十分達成されており、応答性も十分であることがわかる。

(f) 図は湿度である。湿度センサの公称精度が±7% RHであることを考えると、温度と同様十分な精度で計測されていることがわかる。

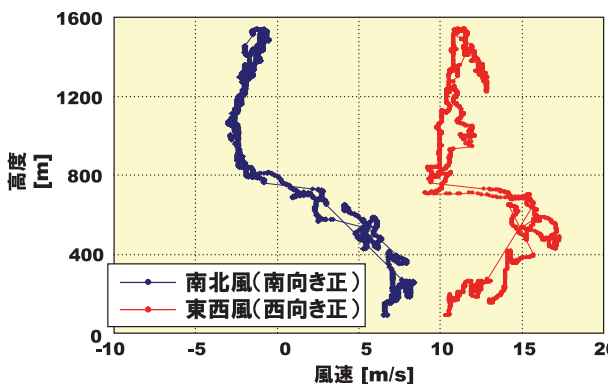
(g) 図は東西風、南北風である。1500 m に上昇後、1200 m まで降下し再上昇する部分で東西風に差が見られるが、北に向かって飛行し戻ってくる部分であり、位置の影響が出ているものと考えている。ただし、ほぼ同じ



(e) 高度-温度



(f) 高度-湿度



(g) 高度-風速

図 5.3.1-8 F312 (2/2)

位置・高度を飛行しているこの間の往復のデータは非常に良く一致しており、目標とした計測精度±1 m/sは達成できたと考えている。

### 5.3.2 発生不具合と対策

#### (1) オート/マニュアル切り替えコマンド誤認識

F309において標記不具合が発生し、機体を失う結果となった。上述したとおり、その原因究明及び対策策定を直ちに実施し、続くF310以降、当該不具合は解消した。

#### (2) AHRSの不具合

今回の気象観測飛行試験中、AHRSの出力異常が度々発生した。具体的には、ピッチ角、バンク角、方位角のいずれか（または複数）が大幅に実際の値と異なる値をバイアス的に出力し、その後、静止状態、あるいは水平飛行のような定常飛行状態を続けると、数十秒間でもとの状態に戻る現象である。現地で原因究明を行ったが、説明には至らなかった。試行錯誤的に対策をとることにより、所期の任務は達成したが、最後まで根本的な解決とはならなかった。

飛行試験終了後、地上試験によって原因究明を行った結果、搭載していたAHRSに、ある種の振動が加わると、当該事象と同一と思われる現象が発生することを確認した。これは個体によるものではなく、同一の製品を用いて、製造メーカーにおいて行った試験においても事象が再現した。そこで、製造メーカーと共同で原因究明を行ったが、やはり明確な結論には至らなかった。ただし、同製品にGPS受信機を内蔵し、GPS情報による補正機能を追加した別製品（製造メーカーは同じ）に対して同じ試験を行ったところ、不具合であるバイアス誤差の程度が、飛行に影響がない程度まで減少することがわかった。理論的にもGPS補正によりバイアス誤差が減少することの説明がついたため、明確な原因は不明であるが、対策としては有効であると判断し、以後の飛行試験を、このGPS内蔵AHRSを搭載して行うこととした。平成18年11月に実施した飛行試験では、当該不具合による飛行異常は発生しておらず、対策が有効であったと判断している。

### 5.4 まとめ

平成17年6月27日から7月5日の間、気象観測実験のため、薩摩硫黄島で多目的小型無人機の飛行実験を実施した。飛行回数は12回、総飛行時間7時間57分である。AHRSの不調等が発生したものの、目標である気象観測を2フライト実施し、目的を達成することができた。

## 6. あとがき

多目的小型無人機を開発し、気象研が主催する Baiu Hunter 2005 に参加して、気象観測に対する任務遂行能力を飛行実証し、当初の目標を達成することができた。

しかし、航続時間、航続距離等、開発当初に設定した目標仕様に到達していない項目もあり、今後、この無人機を有効に活用していくためには、以下の改良が必要である。

- ①航続時間の増大：機体構造や搭載機器の見直しによる軽量化
- ②航続距離の増大：衛星通信の導入による通信距離の拡大 (ex. Iridium の利用)
- また、本無人機の運用範囲は、現状では安全性や信頼性の観点から、関係官庁及び地元自治体等と事前に調整された過疎地域か海面上空に限っている。今後、「多目的」の名の通り、用途を拡大して、いろいろな任務に活用していくためには、この運用範囲の拡大など、解決すべき課題は多く、以下の検討が必要である。
- ③民家上空でも飛行可能な安全性の確保
- ④通信コマンドの機能拡張
- ⑤誘導・飛行制御系ソフトウェアの機能拡張と開発環境の整備
- ⑥航空交通管制に対する適合性の確保 (ex. ATC Transponder の搭載)
- ⑦関係官庁や民間団体と連携した運用基準の整備 (JAXA では平成 17 年に内規として無人機安全技術基準<sup>9)</sup> を制定した)

これらの意味で、多目的小型無人機システムは、まだ開発途上と言え、今後、いろいろな任務要求に答えて運用実績を積み重ねながら、機能・性能の向上を図り、汎用無人機として完成させるとともに、無人機技術の向上に努めていきたいと考えている。なお、多目的化の一環として、本機の技術を観測用小型無人機に応用すべく、平成 16 年 12 月から海技研と共同で、本機にリアルタイム画像伝送装置を搭載し、映像伝送飛行実験を実施している。<sup>10,11)</sup>

## 謝 辞

一連の飛行実験は、北海道広尾郡大樹町役場、鹿児島

県鹿児島郡三島村役場、同硫黄島出張所、鹿児島枕崎市役所、国土交通省航空局技術部運航課、成田空港事務所、鹿児島空港事務所、福岡航空交通管制部、海上保安庁第十管区海上保安本部、防衛庁海上幕僚監部、海上自衛隊鹿屋航空基地、航空自衛隊西部航空方面隊司令部、気象研、海技研他の多大な協力と支援を受けて実施された。深く感謝の意を表します。

## 参 考 文 献

- 1) 穂積弘毅, 牧緑, 鈴木教雄: JAXA 多目的小型無人機について, 日本航空宇宙学会誌, 第 54 巻, 第 628 号 pp.145-148, 2006.
- 2) 穂積弘毅, 牧緑, 鈴木教雄, 田屋恵唯, 武居秀雄: JAXA 多目的小型無人機について, 第 43 回飛行機シンポジウム講演集, 2D1, 2005.
- 3) <http://www.aerosonde.com>
- 4) 牧緑, 塚本太郎, 元田敏和, 石川和敏: JAXA 小型無人機プロトタイプ 2 の飛行制御, 第 43 回飛行機シンポジウム講演集, 2D2, 2005.
- 5) 中澤哲夫, 星野俊介, 鈴木教雄, 穂積弘毅: 国産無人観測機による風算出法, 日本気象学会 2003 年度春期大会予稿集, P 170, 2003.
- 6) 又吉直樹, 奥野善則, 石井寛一, 小瀬善則, 前山徳久, 曾平統: 実験用ヘリコプタによる青ヶ島新ヘリポート候補地上空の気流の計測, 航空宇宙技術研究所報告 TR-1472, 2003.
- 7) 村岡浩治, 岡田典秋, 山本亮二, 一倉洋: 日常運航データ再生ツール DRAP, 第 43 回飛行機シンポジウム講演集, 3G9, 2005.
- 8) NAL/NASDA ALFLEX グループ: 小型自動着陸実験機の飛行シミュレーションモデル, 航技研報告 TR-1252, 1994.
- 9) 無人機安全技術基準, 宇宙航空研究開発機構総合技術研究本部, GGQ-S 05001, 2005.
- 10) 丹羽康之, 桐谷伸夫, 穂積弘毅, 牧緑: 小型無人機搭載用映像伝送システムの開発, 平成 17 年度 (第 5 回) 海上技術安全研究所研究発表会講演集, 2005.
- 11) 丹羽康之, 桐谷伸夫, 池本義範: 小型無人機搭載用画像処理システムの開発, 平成 16 年度 (第 4 回) 海上技術安全研究所研究発表会講演集, 2004.

## 付録1) 多目的小型無人機（気象観測用）の気象観測飛行実験計画書

### <気象観測実験実施の経緯>

本実験は、文科省の人・自然・地球共生プロジェクト「高精度・高分解能気候モデルの開発」の中の雲解像大気モデルの検証・改良のための機動観測に係わる再委託業務として、多目的小型無人機を用い気象研究所と協力して行うものである。

### 1. 試験の目的

多目的小型無人機（気象観測用）を用いて、梅雨時期の九州西方海域で気象観測を実施して、気象観測データを取得する。

このデータは気象研において、梅雨前線とそれに伴う降水システムの熱力学的構造の調査に使われ、観測データを数値モデルに同化させて、非静力学モデルの改良・検証に役立てられる。

### 2. 多目的小型無人機の概要

多目的小型無人機は、スパン3.3 m、全長1.85 m、全備質量約20 kgで26 ccのガソリンエンジンを搭載し、遠隔操縦により離陸後自動操縦に切り替え、あらかじめ規定されたウェイポイントを自動飛行することができる小型の無人機である。脚がないため自動車の屋根に搭載して加速発進し、着陸はエンジン停止後、胴体着陸により行う。性能諸元及び、運用方法等の詳細は「模型航空機の飛行通報書」（添付資料（1）、以下飛行通報書）及び多目的小型無人機システム概要にあるので省略するが、将来的には巡航速度約30 m/s、航続時間24時間、最大高度3000 mを目標性能としている。

### <システム安全に対する設計方針>

このクラスの無人機は、Aerosondeもそうであるが、搭載能力の制限からほとんどが1重系の機器構成となっている。多目的小型無人機も電源系を除いて基本的に1重系であり、システム安全を確保するための方策として、1 Fail-safe Flight Termination System (FTS) を有すること、すなわち故障が発生した場合に安全に飛行を終了させる機能を有することを基本的な設計方針としている。本機の場合、海上運用を考えて回収用パラシュートは装備していないので、故障が発生した場合、自動飛行を中断し、故障によっては一定時間回復を待った後、海上に廃棄するか、遠隔操縦により基地あるいは安全な場所で廃棄できるものとしている。電源系については、発電機が故障してもバックアップバッテリーが作動し、故障が発生しても20分以上電力供給が可能となっている。

緊急時の安全手順については、多目的小型無人機飛行安全計画書（以下飛行安全計画書）に示す。

### 3. 実験内容と進め方

#### (1) 地上機能確認試験（6・26・6・27を予定）

機体組立後、地上にて機能確認試験を行い、計測系、データ通信リンク系、誘導制御系、推進系、遠隔操縦機能、手動/自動切り換え機能、緊急時の安全手順機能などが正常に動作することを確認する。

#### (2) 確認飛行実験（6・26・6・27を予定）

- ・硫黄島からの電波伝搬状況把握試験（北コース及び南コース）  
通信距離拡大の対策としてアンテナ高さ（現在約2.5 m）を6 m程度にする計画を進めており、この効果を確認する。
- ・観測飛行パターンの再確認。（第2回薩摩硫黄島飛行実験で上昇から降下へ転ずる部分が未確認となっているのこぎりパターンの再確認）

#### (3) 気象観測実験（6・28・7・5を予定）

- ・AWS（地上気象観測装置）との同期観測・・・遠隔操縦飛行で実施する計画
- ・気象庁観測船との同期観測・・・黒島南方海上でスクウェアパターン飛行を行い、観測船から放球されるゾンデデータとの比較データを取得する。（7/2 or 7/5）
- ・通常気象観測・・・気象研が24 H前に示す南北のコースをのこぎりパターンで飛行する。

### 4. 実施場所

薩摩硫黄島飛行場、鹿児島県鹿児島郡三島村

図1 飛行場周辺地図, 図2 薩摩硫黄島飛行場の状況写真参照

5. 実験期間

平成17年6月26日から7月5日の間の飛行に適した日.

実験期間内の概略スケジュールを下表に示す. なお実験予定は作業の進捗状況, 天候及び各実験結果により大きく変動する.

日付	6/24	25	26	27	28	29	30	1	2	3	4	5	6
	金	土	日	月	火	水	木	金	土	日	月	火	水
作業内容	移動	機材展開 →	地上機能確認 飛行機能確認試験 →						▽ 観測船との同期観測(TBD)			▽ 観測船との同期観測(TBD)	
			気象観測実験										
													→ 撤収

6. 実験実施者

飛行通報及び24時間前NOTAM, 2時間前NOTAM 通報等, 関連機関との調整及び観測コースについては, 気象研究所の指示により行われる. しかし, 飛行直前のGO/NO GO判断, 緊急時の安全措置は宇宙航空研究開発機構 JAXA の判断において実施する.

なお, 機体製造メーカーである田屋エンジニアリング(株)に実験支援を委託して実施する.

7. 試験実施上の分担

- ・宇宙航空研究開発機構 (JAXA)  
実験機運用全般取りまとめ, 地上安全確認, 実験のGO/NO GO判断, 飛行データの監視, 緊急事態発生時の処置判断
- ・気象研究所  
関係機関との連絡調整, NOTAMの発行依頼, 観測コースの設定, 気象観測データの判断
- ・田屋エンジニアリング(株)  
機体システムの点検整備, 機体の発進・回収運用, 機体の遠隔操縦

8. 観測実験空域

観測実験空域は, 気象研究所が航空局をはじめとする関係機関と調整済みで, 既に飛行通報書が発行されている. 図3に示すABCDE点で囲まれた範囲が航空局に届け出た観測実験空域であるが, JAXA 小型無人機による観測域は東経130度以東の範囲に限定することで気象研究所と調整済みである.

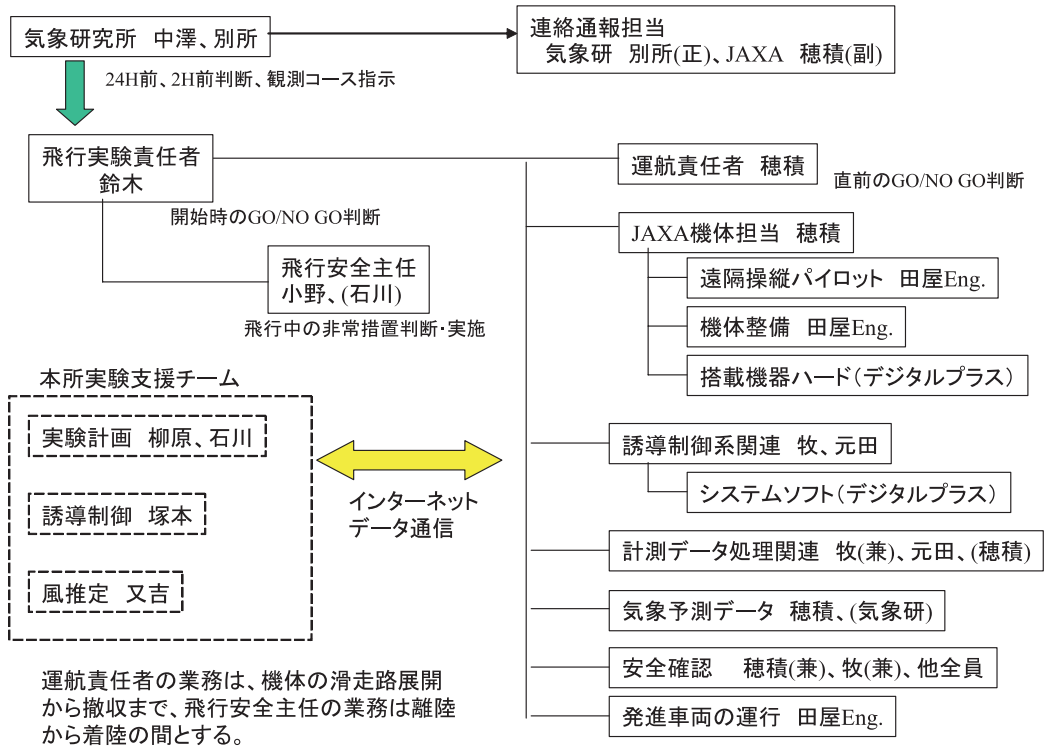
9. 実施体制

現地での実験実施体制を以下に示す.

24時間前NOTAM, 2時間前NOTAMの通報及び, 観測コースの指示は気象研究所が観測に適しているかどうかを判断して行う. 飛行実験責任者はこれを受けてGO/NO GO判断を行い, 飛行実験作業を開始する. 滑走路への機体展開開始以降, 撤収までは, 運航責任者の指揮の下, 役割分担に応じて各担当者が必要な作業を実施する. 飛行実験開始後の航空局等関係機関への連絡通報は, 運航責任者の指示により連絡通報担当者(気象研及びJAXA)が行う.

飛行安全主任は, 飛行実験責任者の指示により離陸から着陸までの間, 運航責任者と独立に飛行安全管理に関する責任者として非常措置の判断・実施を行う.

オブザーバ及び見学者(参加した場合)は, 実験実施時には飛行実験責任者の指揮下で行動し, 離着陸時には原則として飛行場事務所で待機する.(図5実験機発進時の人員配置参照)



## 10. 連絡体制

本部を含めた平常時の連絡体制を図4-1に、緊急時の連絡体制を図4-2に示す。

なお、緊急時の連絡は、JAXA側については飛行実験責任者からプロ推（加藤）へ、気象研側については気象研担当者（別所）から企画室（中澤）へそれぞれ行方。対外発表については、JAXAと気象研で調整後、連名で行うことで調整している。

## 11. 各種法規への対応

### (1) 国内法上の規制と実施した手続き

多目的小型無人機は航空法で扱う航空機には該当せず、模型航空機として扱われ飛行の許可申請は不要である。また、大型のラジコン機と同等のサイズであるこの種の無人機については設計製作に関わる技術基準も特に定められていない。

ただし、模型航空機を定められた高度以上を飛行させることは、航空法第99条の2の第2項にある航空機の飛行に影響を及ぼす恐れのある行為とみなされ、国土交通大臣に通報しなければならない。これに対応するため、関係各機関と調整の上、気象研から飛行通報書が航空局に提出されている。

## 12. 立入り規制、GO/NO GO 判定手順

### (1) 立入り規制

離着陸時には飛行場内に第三者が立ち入ることのないように道路を監視し規制する。薩摩硫黄島飛行場は定期便の運航はなく、離着陸時には監視により第三者の立入りを確実に規制することができる。（図1参照）

### (2) GO/NO GO 判断基準

前日（24時間前）：最新の天気予報から風速・降水・視程の予想による総合的な判断及び飛行通報書の手順に従い、必要に応じて行う関係機関（鹿児島空港事務所、鹿屋航空基地）との事前協議で問題がないことにより判断し、成田航空管制情報官及び関係機関にNOTAM発行依頼を出す。（気象研究所作業）

当日（2時間前）：飛行場の気象条件、機体及び地上システムの準備状況から飛行実験実施の可否を判断し、飛行実験の実施・中止に関するNOTAM発行依頼を出す。（気象研究所作業）

発進：飛行場の気象条件（視程5000m以上、雲底300以上、風速13m/s未満、横風成分4m/s未満）、機

体及び地上システムの準備状況，飛行場内に第3者がいないことにより判断する．風速等気象条件の計測は気象研が持ち込む予定の地上気象観測装置（AWS）により行う．

自動飛行への切り替え：薩摩硫黄島飛行場の場周経路内（高度2000 ft以下）で手動操縦での機能確認，UHFデータリンクの電波伝播状況に異常がないことにより判断する．

着 陸：飛行場内に第3者がいないことにより判断する．

### 13. 飛行実験実施手順の概略

飛行実験実施時の手順の概略を以下に示す．また実験機発進時の人員配置を図4に示す．

- ・ 24時間前NOTAM，2時間前NOTAM発行を確認．
- ・ チェックリストに従って機体及び地上設備の点検が終了し，正常であることを確認．
- ・ 飛行場の風向風速，視程等気象条件が飛行に適することを確認．
- ・ 発進用車両に機体を搭載し，離脱機能が正常に動作することを確認．
- ・ エンジン始動後，遠隔操縦機能，データ通信リンク機能が正常であることを確認．
- ・ 発進位置に移動し，飛行場の安全を確認．
- ・ 運航責任者からトランシーバで発進を指示．
- ・ 発進用車両加速後，約90–110 km/hでパイロットの操縦により発進，上昇．
- ・ 連絡通報担当者は運航責任者の指示により，離陸を関係機関に電話にて通報．
- ・ 場周経路内の遠隔操縦飛行で機体視認距離が十分であることを確認．
- ・ 飛行機能が正常であることを，目視及びモニタデータにより確認し，目的の飛行実験に移行．
- ・ 高度獲得中に上空の風をモニタデータ（対気速度とGPS速度の差）によりチェックし，30 m/sを超える強風がある場合は高度を下げ，実験を中断し帰投．
- ・ 飛行実験中はモニタデータにより，機体位置，飛行状態を常時監視．
- ・ 連絡通報担当者は，運航責任者の指示により，民間試験訓練空域の出入り，通過を関係機関に電話にて通報．
- ・ 実験機の帰還をモニタデータにより確認．
- ・ 飛行場内の安全を確認．
- ・ 目視で飛行状態が確認できる状態で自動モードから遠隔操縦モードに切り替え，着陸態勢に移行．
- ・ 着陸
- ・ 連絡通報担当者は，運航責任者の指示により，着陸を関係機関に電話にて通報．
- ・ 機体及び飛行場内に展開した機材を撤収．

### 14. 想定されるトラブルと安全対策

想定されるトラブルとその対策については，本部安全審査チェックシート様式2ハザード要素点検表に示す通りである．また自動飛行中の緊急処置手順の詳細は飛行安全計画書に示す．

安全運用に係わる不具合が発生した場合には，品質マニュアルに基づいた不具合報告書（添付資料（4））を作成する．

### 15. その他参考となる事項

#### (1) 第3者損害賠償保険について

JAXA及び田屋エンジニアリングを被保険者とした短期の第3者損害賠償責任保険に加入している．この種の保険はいずれの保険会社も無制限の保険契約認可は受けていないことから，通常のラジコン機の保険で田屋エンジニアリングが加入している上限5億円の4倍の額に設定した．

対人保険：1名につき2億円，1事故につき20億円まで

対物保険：1事故につき20億円

#### (2) 第2回薩摩硫黄島飛行実験結果について（添付資料（2））

H17年3月の第1回薩摩硫黄島飛行実験での機体海没の後，不具合を解決すると共に，実験・開発体制を強化し，再度気象観測能力，長時間飛行能力，遠距離通信能力などを確認することを目的として第2回目の飛行実験を実施した．

飛行回数9回，総飛行時間12時間08分の飛行実験を実施し，長時間飛行能力，遠距離観測能力で未達となっているが，



観測空域の調整，アンテナ高さ・位置など運用面の工夫で気象観測実験が可能であることを確認できた。また，飛行安全手順上必須のRTBコマンドが確実に作動することを飛行実証すると共に，UP LINK 故障時の自律判断機能が正常に動作することを地上試験により確認できた。

(3) 前回飛行実験において発生した不具合の処置情況（添付資料（3））

H 17.5 薩摩硫黄島飛行実験不具合一覧表に示したように，飛行安全に係わる不具合については，全て解決済みとなっている。

<添付資料>

- (1) 模型航空機の飛行通報書（参考）
- (2) 多目的小型無人機の第2回薩摩硫黄島飛行実験結果及び  
H 17 年度気象観測実験計画について（第5回本部会議資料）（添付省略）
- (3) H 17.5 薩摩硫黄島飛行実験不具合一覧表（添付省略）
- (4) 不具合報告様式



図1 薩摩硫黄島周辺地図



図2 薩摩硫黄島飛行場の状況

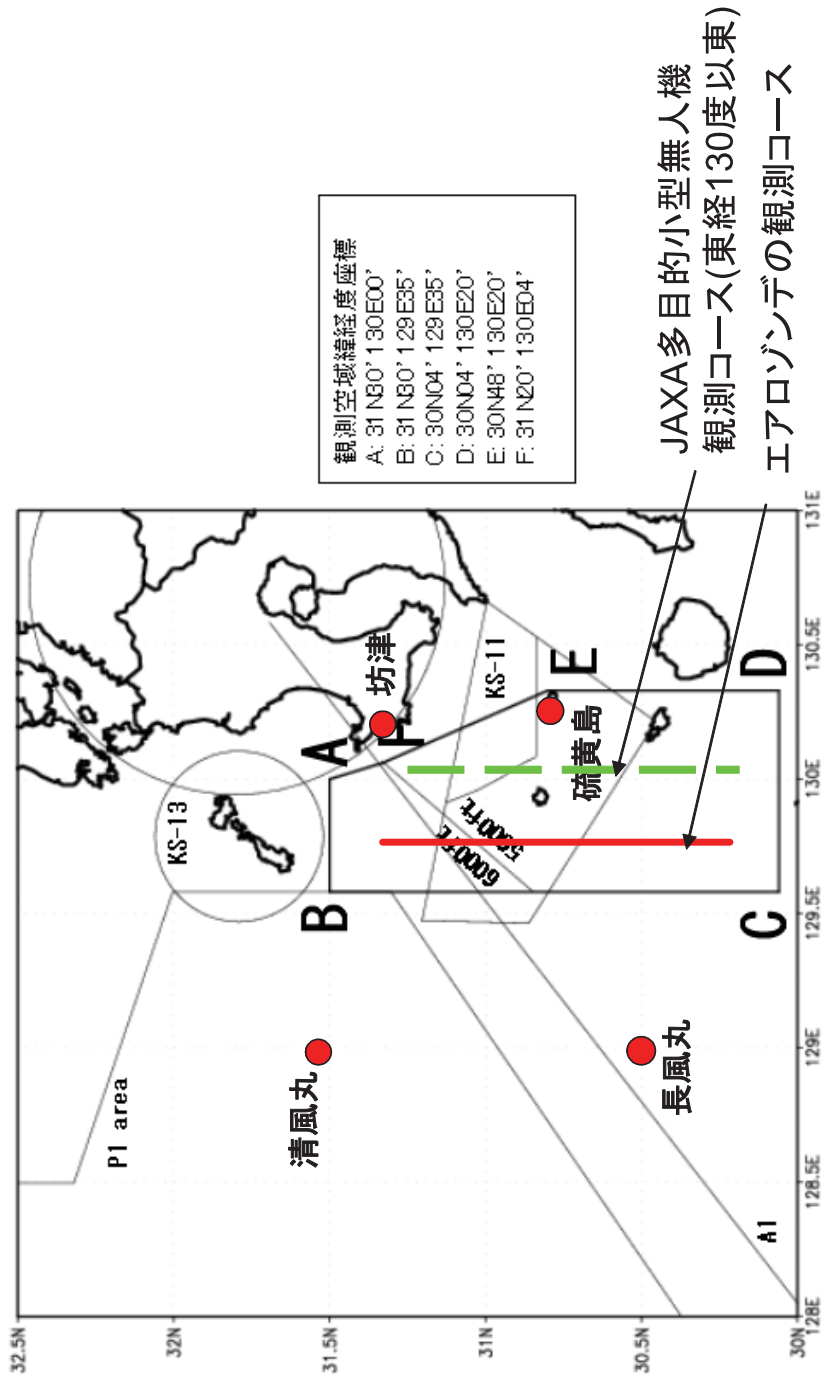


図3 観測実験空域

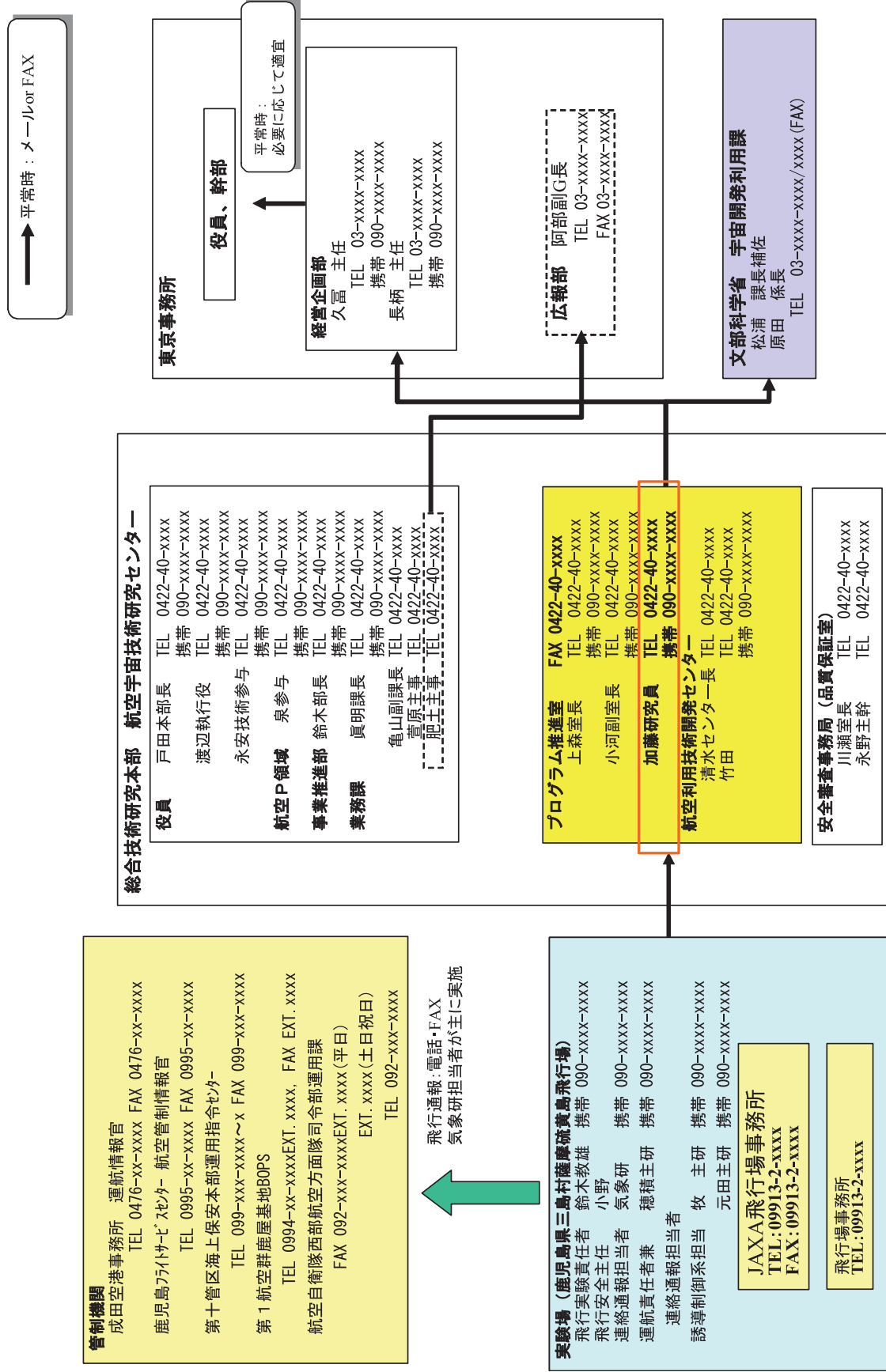


図 4-1 小型無人機試験連絡体制（平常時）

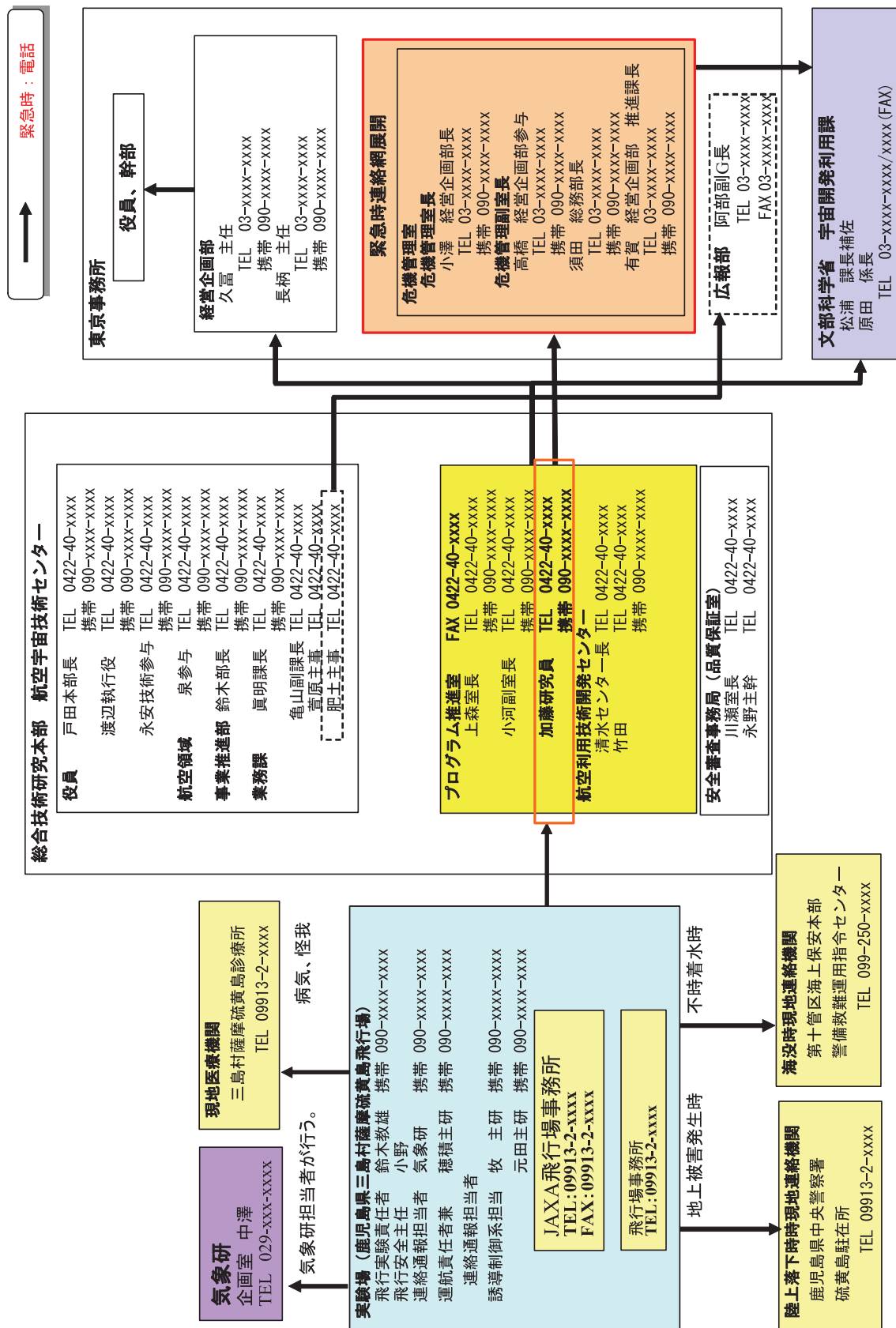
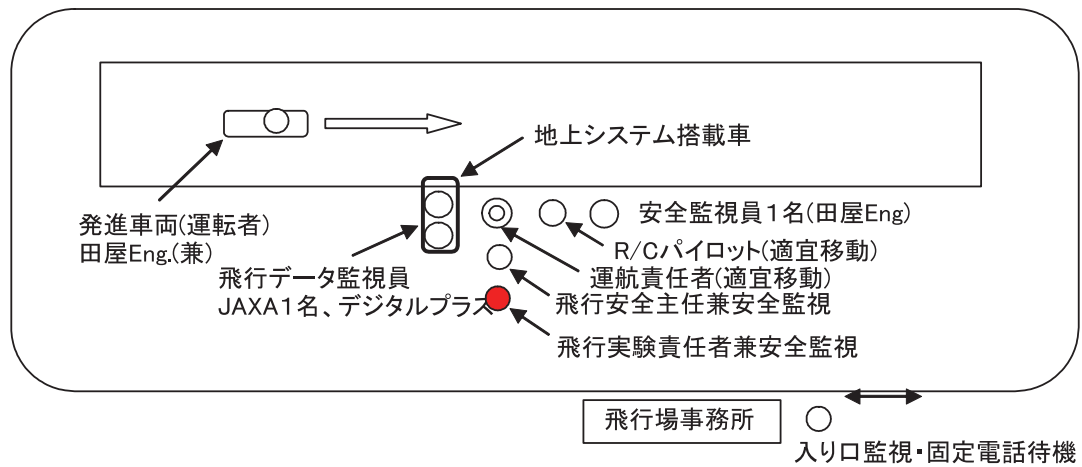


図4-2 小型無人機試験連絡体制 (緊急時)



実験要員：JAXA5名、デジタルプラス、田屋Eng.2名、計8名  
オブザーバ、見学者は飛行実験責任者の指揮下で、原則として  
飛行場事務所で待機する。

図5 実験機発進時の人員配置

添付資料 (1) 飛行通報書

第 29 号様式 (法第99条の2第2項関係)

模型航空機の飛行通報書

平成 17 年4月 22 日

国土交通大臣 殿

氏名又は名称 及び住所 並びに法人の場合は 代表者の氏名	気象庁気象研究所  茨城県つくば市長峰1-1 所長 藤谷徳之助
緊急に連絡を要する 場合の連絡先 及び電話番号	事務局 気象庁 気象研究所 台風研究部(中澤 哲夫) Tel:029-xxx-xxxx FAX: 029-xxx-xxxx
	観測本部 鹿児島県三島村 薩摩硫黄島飛行場(中澤 哲夫) Tel:09913-2-xxxx

模型飛行機の飛行を行いたいので、航空法第99条の2第2項の規定により、下記のとおり通報します。

記

飛行の目的(許可申請の場合に限る。)	梅雨前線・台風とその周辺域の気象観測		
飛行の概要	航空機	種類	別紙2(エアロゾンデ)及び別紙4(JAXA 無人機)参照のこと
		諸元	別紙2(エアロゾンデ)及び別紙4(JAXA 無人機)参照のこと
		性能	別紙2(エアロゾンデ)及び別紙4(JAXA 無人機)参照のこと
		操作方法	別紙2(エアロゾンデ)及び別紙4(JAXA 無人機)参照のこと
	飛行目的	梅雨前線・台風とその周辺域の気象観測を行い、そのデータを予報モデルに組み込んで予報を改善させ、防災に資することを目的とする。	
	観測飛行日時	平成 17 年6月 15 日から7月 10 日までに梅雨前線・台風または熱帯低気圧が九州西方海上に存在している場合の日中に飛行。	
	気象条件	悪天候での飛行可能。	
	飛行の場所 (経路、高度を含む)	別紙1(エアロゾンデ及び JAXA 無人機)参照のこと	
リモートコントロール 装置が故障した場合 等緊急時の安全対策	別紙3(エアロゾンデ)及び別紙5(JAXA 無人機)参照のこと		
その他参考 となる事項	1. (国土交通省航空局技術部運航課及び管制保安部(管制課及び運用課)との調整内容を記述) — 離陸 24 時間前に成田航空管制情報官に対して、実施予定日時などの情報を含む Notam 発行依頼を出すこと。2時間前までに飛行の実施・中止及び正確な時間、飛行経路に関する Notam 発行依頼を出すこと。		

	<p>2. (国土交通省航空局福岡航空交通管制部との調整内容を記述)</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>— 基本的には3051N12935E及び3120N13004Eを結ぶ線分より北側では6000FT以下、南側では5000FT以下での高度で実施すること。</li> </ul> <p>3. (国土交通省大阪航空局鹿児島空港事務所との調整内容を記述)</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>— 離陸及び着陸の際に鹿児島 FSC に通報すること。</li> <li>— 民間試験訓練空域 KS11-1/2 に出入りする時点及び KS11-1 と KS11-2 との境界を通過する時点で、その旨を鹿児島 FSC に通報すること。</li> <li>— 飛行時には、鹿児島 FSC と常時連絡が取れるようにしておくこと。</li> <li>— NOTAM 申請前に、必要に応じて鹿児島FSCと事前協議すること。</li> </ul> <p>4. (航空自衛隊西部航空方面隊司令部防衛部運用課との調整内容を記述)</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>— P1 空域は使用しない。</li> <li>— 無人機の詳細な飛行計画を観測本部は航空自衛隊に事前に提供する。</li> <li>— 飛行時には、常時運用課と連絡が取れるようにしておくこと。</li> <li>— Notam 情報(離陸飛行場、離陸予定時刻、全飛行経路、経路予定時刻、着陸飛行場、着陸予定時刻等を記述)、離着陸の時刻情報を運用課に通知すること。</li> </ul> <p>5. (防衛庁海上幕僚監部防衛部運用課との調整内容を記述)</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>— Notam 申請前に、必要に応じ海上幕僚監部運用課と事前協議すること。</li> <li>— 離陸及び着陸の際に海上幕僚監部運用課に通報すること。</li> <li>— 飛行時には、常時海上幕僚監部運用課と連絡が取れるようにしておくこと。特に、無人機の飛行経路上で緊急事態が発生し、海上自衛隊機が出動する場合は、速やかに当該飛行空域から離脱すること。</li> <li>— 無人機が通信不能等になった場合は、海上幕僚監部運用課に通報すること。</li> <li>— 海上自衛隊機が通常の哨戒任務のため、無人機の飛行空域に入る場合には、協議の上で、海上自衛隊機と無人機は高度を分離して飛行すること。</li> </ul> <p>6. (第十管区海上保安本部警備救難部救難課及び海洋情報部監理課との調整内容を記述)</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>— 離陸及び着陸の際に、警備救難運用司令センターに通報すること。飛行時には、常時警備救難運用司令センターと連絡が取れるようにしておくこと。特に、無人機の飛行経路上で緊急事態が発生し、海上保安庁機が出動する際には、すみやかに当該飛行空域から離脱すること。</li> </ul>
--	---

(注1) その他参考となる事項の欄には、関係管制機関の長と模型航空機の飛行に関して調整を行った場合の当該調整結果(必要に応じ、相互確認書を添付すること)等を記載すること。

(注2) 申請の場合には署名又は押印をすること。



(別紙1)

## 無人小型気象観測機の運航について

### 1 無人小型気象観測機の運航目的

文部科学省「人・自然・地球共生プロジェクト」の地球温暖化「日本モデル」ミッションで、気象庁・気象研究所は、「高精度・高分解能気候モデルの開発」を担当する。このモデル開発において、高分解能モデルの検証・改良に必要な機動観測を梅雨前線帯および台風の降水システムを対象として実施する。この機動観測の中心的な役割を果たすのが、無人小型気象観測機である。なお、本プロジェクトは平成14年度から5年計画のものであり、平成15年は上五島空港、平成16年は、薩摩硫黄島を基地にして、それぞれ機動観測を実施した。平成17年度は、無人小型気象観測機として、エアロゾンデ及び、宇宙航空研究開発機構（JAXA）開発無人機による機動観測を行う。

### 2 平成17年度の梅雨特別観測

- (1) 観測時期：平成17年6月15日から7月10日（約3週間）
- (2) 離発着基地 薩摩硫黄島飛行場を予定。
- (3) 飛行機数 エアロゾンデもしくはJAXA無人機どちらか1機が薩摩半島の西の海上で気象観測を実施する。梅雨前線に直行する方向（南東から北西方向）で飛行。
- (4) 飛行高度：6000ftもしくは5000ft以下。825ftと6000ftもしくは5000ftの間を上下しながら飛行（図1参照のこと）。
- (5) 運航空域：九州南西方海上（福岡ACC管内）。
- (6) 1回の滞空時間：最大10時間。日中のみの飛行。
- (7) 観測予定空域 図1を参照のこと

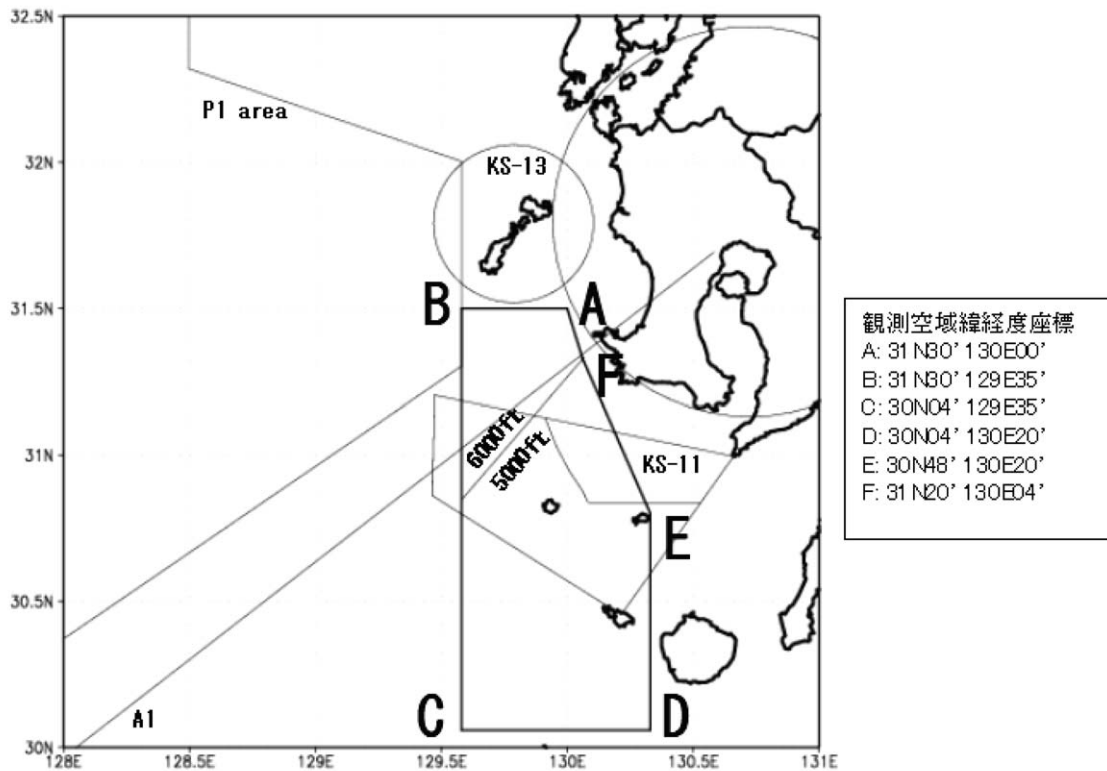


図1 観測予定空域（中実線内）

### 3 飛行計画

#### (1) Notum の発出依頼

24時間前と2時間前に出す。24時間前は、離着陸時刻及び飛行する予定を通知する。2時間前には、離着陸時刻の他に、観測経路座標および使用機体（エアロゾンデもしくはJAXA無人機）を記した飛行計画を通知する。

#### (2) 飛行経路例

梅雨前線は、ほぼ東西にのびて存在するのが普通であり、無人飛行機は、この前線を南北に何回か横切りながら観測を行う予定である（図2参照のこと）。

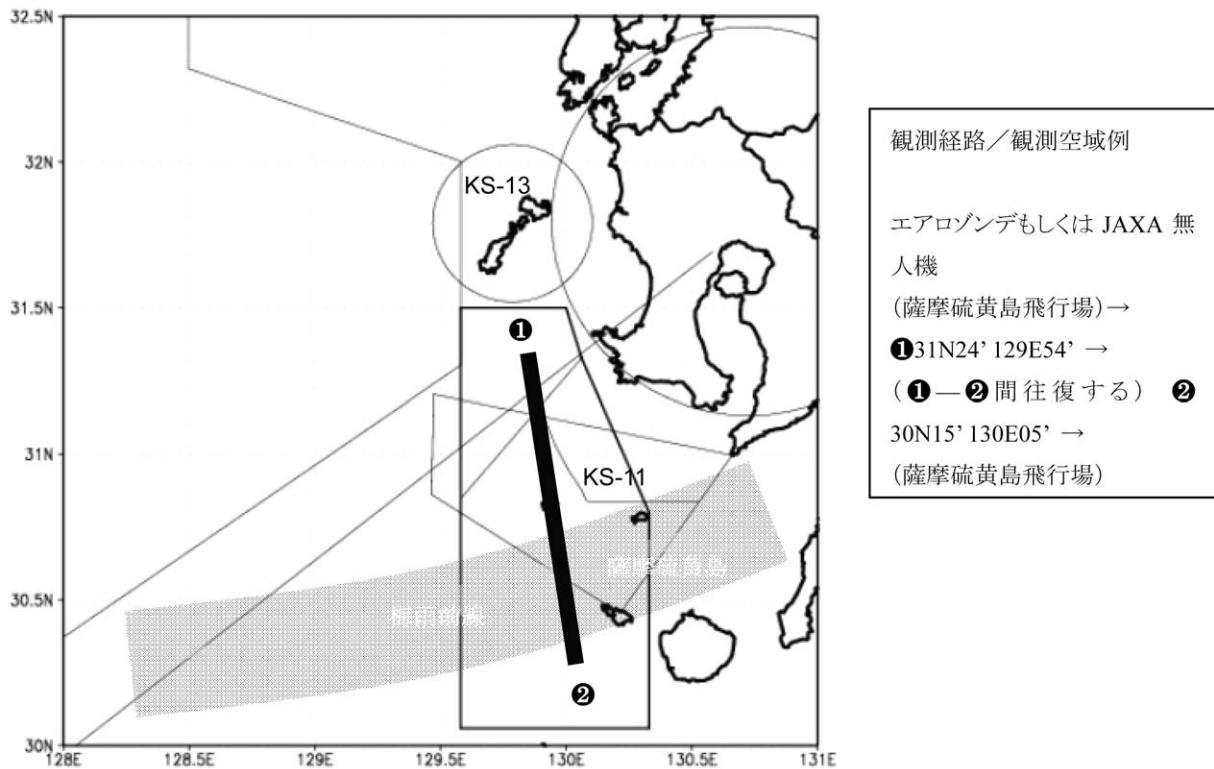


図2 梅雨前線帯を横切る無人機の観測典型例

#### (3) 想定される飛行スケジュール例

図2で示された飛行経路を取った場合に、想定される飛行スケジュールを以下に示す。

時刻	
7:00	2時間前NOTAM
9:00	離陸
9:30	観測空域で観測開始
10:00	(片道100kmを往復)
11:00	
16:00	
16:30	観測終了、帰投開始
17:00	着陸

観測空域は、北端点と南端点との間を結ぶ線とその両側にそれぞれ5マイル幅の空域。2時間前のNotam発出依頼時には、飛行経路順の緯度、経度情報および観測空域の緯度、経度情報および使用機体（エアロゾンデもしくはJAXA無人機）について、それぞれ報告を行う予定である。

(別紙2)

## 1. 模型航空機の種類

メーカー 豪州 Aerosonde Robotic Aircraft 社

型式 Mark2

## 2. 模型航空機の諸元, 性能

表-1 Aerosonde Mark2 の諸元, 性能

項目	諸元
質量、翼長、全長	13-14 kg、2.9m、1.9m
機体色	乳白色
主要構造体	Graphite-tube、Graphite-honeycomb-panel Fiberglass-panel など
エンジン	4 サイクル、26 cc (日本 ENYA 製を改造)
燃料	航空燃料 Avgas100LL 使用、満載 5kg
発電機	定格 1kW 搭載
バッテリー	20W-hr バッテリーを機首に内蔵搭載
アンテナ	UHF 用 di-pole アンテナ(左尾翼)
対気速度検知	ピトー管方式による動圧、静圧検知
位置検出、航法	D-GPS 搭載、自動航行/手動制御
飛行速度(水平)	18-32 m/s
上昇速度	2.5 m/s 以内
航続距離	3000km 以内
航続時間	30 時間以内
飛行高度	海拔 100-5000 m (質量により変動)
搭載可能質量	2kg 以内(燃料満載時)
測定要素と分解能	VAISALA 製 RSS901 ゼンデ搭載 気温<0.1℃、気圧<0.2hPa、湿度<2%、風速 <0.5m/s
運用	3名:Controller, Engineer, Pilot/Maintenance
離着陸	1名で 2-3 機を制御可能
巡航時	専用制御 BOX、PC、GPS アンテナ
通信制御	UHF (400MHz 帯)、0.1W/5W 切り替え

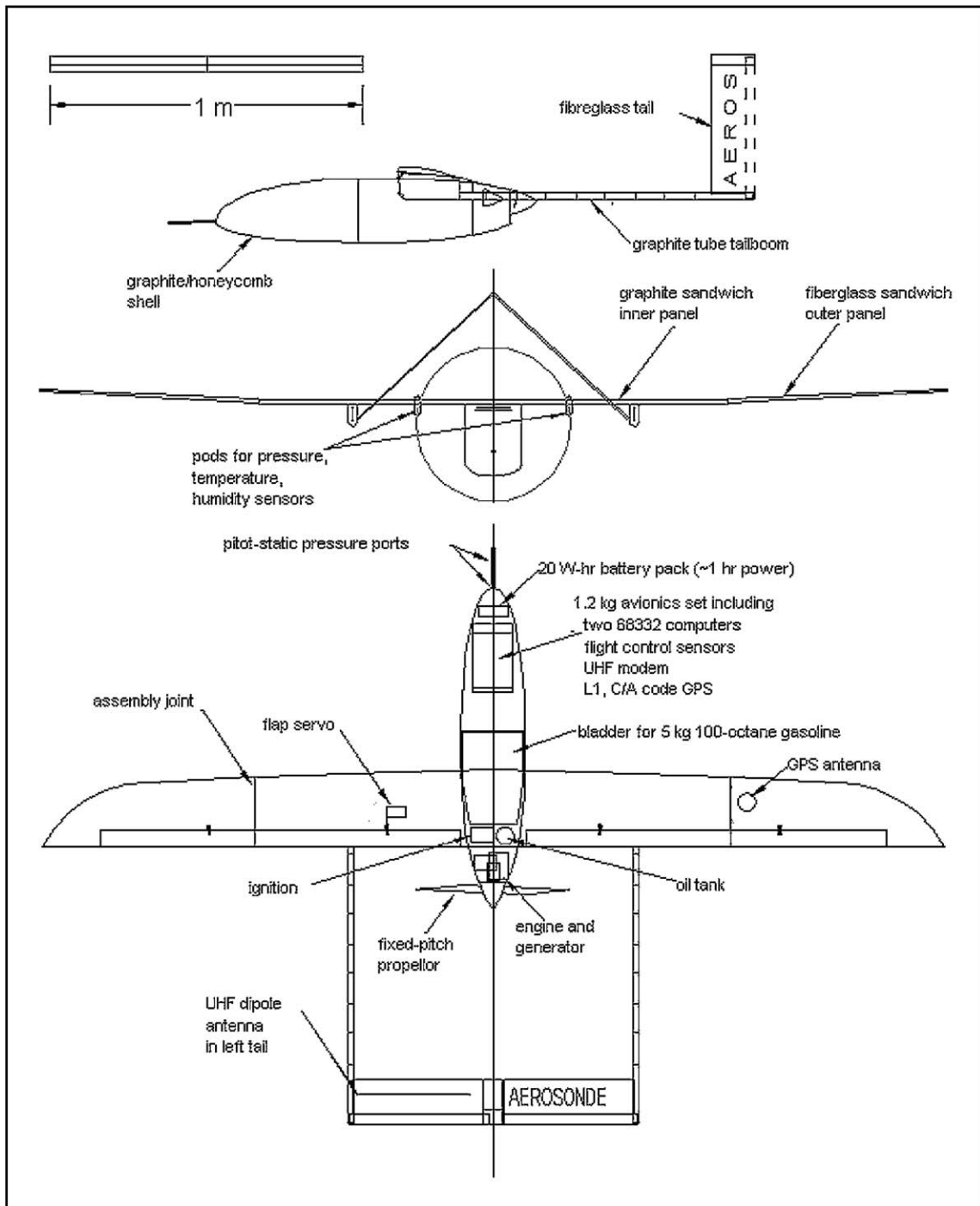


図-1 Aerosonde Mark2 三面図

### 3. 模型航空機の操作方法

Aerosonde を運用するための離着陸基地局の無線局は、Ch.1 (制御用 PC) と Ch.2 (ラジコン用プロポ) の 2 波で構成される。

Aerosonde には、基地局からのコマンドでチャンネル切り替え可能な無線送受信装置が搭載され、巡航時のデータ収集と遠隔制御は Ch.1 (制御用 PC) で行い、離着陸時の手動操縦は Ch.2 (ラジコン用プロポ) で行う。

離陸前に飛行経路座標 (x,y,z) を制御用 PC から入力する。離陸後に自動航行モードに切り替えると、自動的に指定経路を辿る機能を有する。

なお、自動モードであっても地上局 PC から新たな経路座標を指示することで、経路の変更が可能である。

制御用 PC のディスプレイ上に現在座標、気象データ、状態データ (速度、エンジン回転数、エンジン温度等数十項目)

リアルタイムに表示され、機体の状況を詳細にモニタする機能を有している。

表-2に Aerosonde Mark2 の無線通信仕様を示す。

表-2 Aerosonde Mark2 の無線通信仕様

<b>a) 一般仕様</b>	
周波数範囲	350-450MHz 内で設定可能
データ転送レート	9600BPS 以下
変調方式	FSK
チャンネルステップ	25kHz
アンテナインピーダンス	50Ω 不平衡
電源電圧	12.0~14.6V
電源電圧変動	100mVp-p ≤50kHz
消費電流	100mA (電源電圧 12V 受信時) 250mA (100mW 送信時)
使用動作温度	-17℃~+60℃
保存温度	-50℃~+85℃
振動動作時	2Grms 10Hz~2000Hz 5Grms 10Hz~2000Hz
<b>b) 受信</b>	
選択度	±12.5kHz (-6dB)
受信感度	-102dBm
感度抑圧 (受信感度 3dB 悪化)	F0±>60MHz>+5dBm F0±>30MHz>-5dBm F0±>15MHz>-18dBm F0±> 6MHz>-25dBm
最大入力	-15dBm
破壊最大入力	+15dBm
SWR	< 3.0:1 (f0±2.5MHz)
<b>c) 送信</b>	
周波数偏移	±5kHz
占有帯域	±25kHz (-45dB)
スプリアス発射強度	-60dB 以下
最大出力	5W (0.1/5W 切替)
SWR	1.6:1 10:1 (破壊)
PLL	MB-1502 富士通製

### 1) Aerosonde の離陸


離陸は手動操縦でおこなう。

Aerosonde は車輪を有しないため、航空機や通常のラジコン機のような滑走はできない。自動車の屋根に専用の launcher (cradle) を取り付け、これに機体を固定する。

エンジンをラジコン機と同様のスタータで始動後、自動車が風上に向けて直進加速し、揚力が十分に増す（時速約 80 km）と、機体を launcher に固定していたバンドが外れ、離陸する。

自動車の走路として、通常、400 m が必要とされる。

離陸操縦には Ch.2（ラジコン用プロポ）を使用し、離陸後、Aerosonde の通信チャンネルを Ch.1 に変更し、巡航時の遠隔制御とデータ収集を行う。

離陸 (Ch. 2)	巡航 (Ch. 1)	Aerosonde	
手動操縦 データ収集			
Ch. 1 に切替			
	遠隔制御 データ収集		


### 2) Aerosonde の着陸

Aerosonde は構造上、車輪を有しないため、胴体着陸させる。

プロペラを回したまま着地すると破損するため、地上高度数 m で操縦者がエンジンを停止し、その後は滑空状態で胴体着陸させる。

従って、離着陸用地としてはゴルフ場のように短く密な草地が最適であるが、飛行場のように整備された状態であればコンクリート面やアスファルト面にも着陸可能である。

Ch.2 に切り替え、手動操縦で着陸させる。

着陸 (Ch. 2)	巡航 (Ch. 1)	Aerosonde	
	遠隔制御 データ収集 着陸機を Ch. 2 に切替		
手動操縦 データ収集			

(別紙3)

## エアロゾンデの緊急時の安全対策について

### 1. 通信不能

エアロゾンデはこれまで同様に機能することができるが、地上オペレータは、エアロゾンデの状態を知るテレメトリーを得ることができない。通信不能の状態になったとき、あらかじめプログラミングされているとおり、その場で20分間2000フィートの高度で円軌道を飛び続ける。もし20分経過しても通信が確立できない場合には、エアロゾンデは自動的にエンジンを切って不時着水する。

このような事態を想定はしているものの、これまで同様な状態になっても常に通信を確保してきた経験を有している。

### 2. GPS受信不能

この状態に至った場合、エアロゾンデは円軌道を飛行するようにプログラムされている。もし離着陸基地から見える距離であれば、オペレータが手動で基地まで戻ることができる。もし可視範囲でない場合には、危険を察知し、必要であればエンジンを切る。エアロゾンデは円軌道を描きながら不時着水する。

### 3. 経路離脱

もしエアロゾンデが決められていた経路からある距離以上離れた場合、GPSの受信が不能であれば、エアロゾンデは自動的にエンジンを切って不時着水する。GPSが働いているときであっても、空中及び海上に危険が想定される場合にはエンジンを切る場合がある。

### 4. 通信及びGPS受信不能

エアロゾンデは即座にエンジンを停止し、不時着水させる。

### 5. エンジン故障

もしエアロゾンデが発電機故障の時には、25分間はバッテリーでの運用が可能である。したがって離着陸基地から20海里以内であれば、戻ることが可能である。それ以上離れた場所にいる場合には、操縦者は、危険を避けるためにエアロゾンデを不時着水させる。

(別紙4)

## 1. 模型航空機の種類

製 作：独立行政法人宇宙航空研究開発機構 (JAXA)

型 式：JAXA 式 多目的小型無人機 (Prototype II)

## 2. 模型航空機の諸元及び性能

表1に模型航空機の諸元及び性能を示す，同じく図1に三面図を示す。

表1 多目的小型無人機 (Prototype II) の諸元及び性能

項 目	諸 元
最大離陸質量, 翼幅, 全長	20kg, 3.32m, 1.85m
機体塗色	白色
主要機体構造	炭素繊維強化プラスチック (CFRP)
エンジン	2 サイクル, 26cc (コマツゼノア製 GZ25 型改造)
燃料	自動車用ハイオクガソリン (オイル混合), 満載燃料 5kg
発電機	定格 40W/12VDC 搭載
バッテリー	2, 700mAh/14.4VDC バッテリーを胴体内に搭載
アンテナ	UHF データリンクアンテナ, GPS アンテナ
対気速度, 気圧高度の測定	ピトー静圧管による動圧及び静圧測定値から算出
位置測定, 航法	GPS 測位, 自動飛行/手動飛行
巡航速度	30-35m/s (58-68KIAS)
上昇率	2.5m/s (500ft/min) 以内
航続距離	2,000Km (1,081NM) 以内
航続時間	24 時間以内
飛行高度	100-3,000m (290-9,850ft)
測定要素と分解能	気温<0.1°C, 湿度<0.1%RH, 気圧<0.2hPa, 風向<1.0deg, 風速<0.5m/s
運用方法	オペレータの手動操縦による離着陸
離着陸	
巡航	あらかじめプログラムされたウェイポイント (緯度, 経度, 高度) を自動的に巡回する自動航行 (自動航行中でも必要に応じてオペレータによる手動飛行が可能)
通信	UHF データリンク (全二重双方向通信), 出力 1W



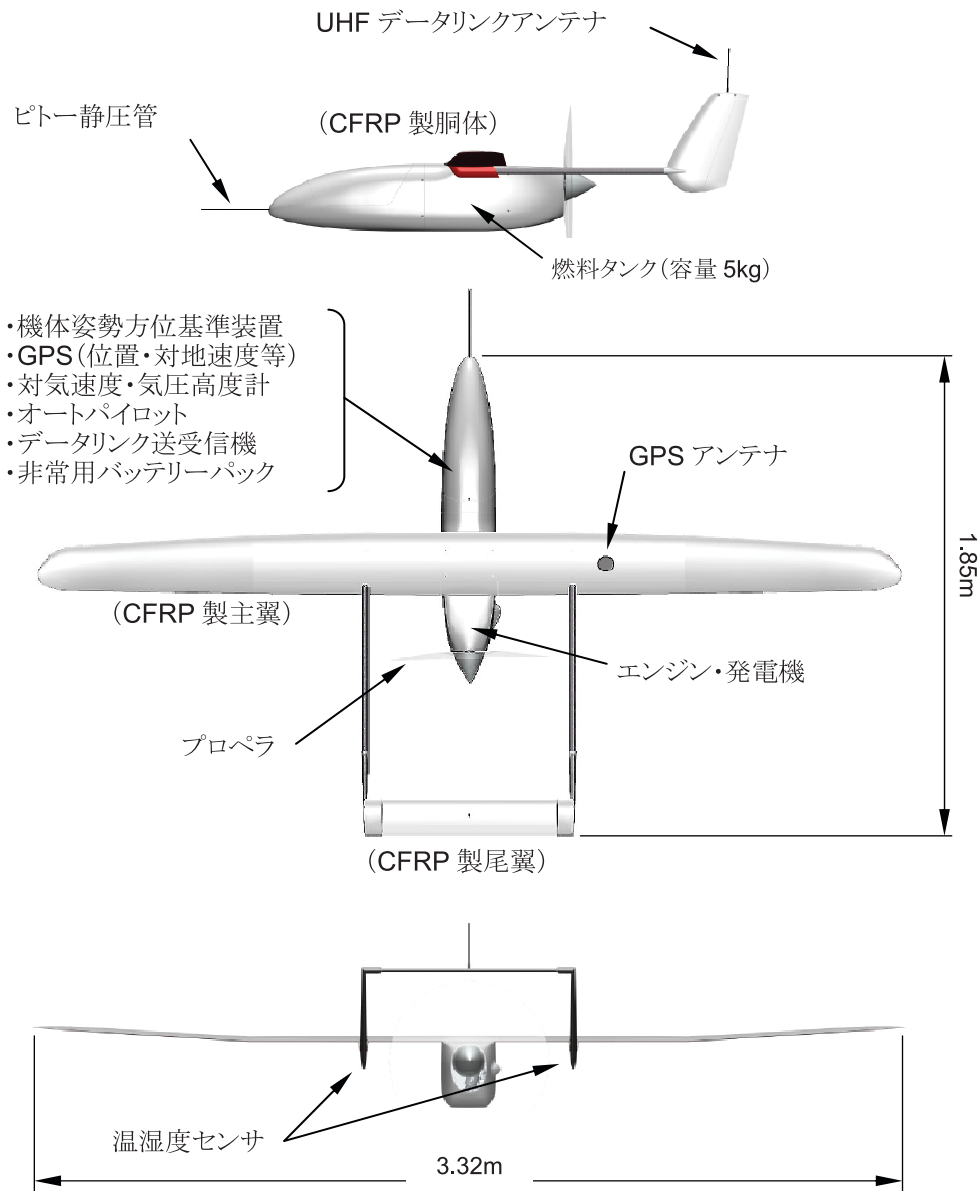


図1 多目的小型無人機 (Prototype II) 三面図

### 3. 模型航空機の運用方法

多目的小型無人機（以下では小型無人機と略記）の運用は、UHF帯の無線電波を用いた双方向全二重方式のデータリンクでおこなわれる。すなわち、地上基地局から小型無人機に対してコマンド等を送信して遠隔操作等を可能とするアップリンクと、小型無人機から地上基地局に対して飛行状況データや気象観測データ等を送信してリアルタイムな状況監視等を可能とするダウンリンクとで構成される。運用方法の詳細は以下のとおりである。

#### ア) 離陸 (手動操縦)

小型無人機の離陸は、地上基地局からのアップリンクを用いた手動操縦でおこなわれ、離陸後に基地上空で一連の機能

確認を実施して、問題がなければ自動航行モードに切り替えられる。なお、多目的小型無人機は機体軽量化のため車輪を装備していない。したがって、自動車の屋根に専用の架台を取り付けて機体を固定している。エンジン始動後、自動車が風上に向けて直進加速し、離陸速度に達すると機体を固定していたバンドが自動的に開放されて離陸する。自動車の走行距離は無風の状態で4-500 mが必要である。

#### イ) 巡航 (自動操縦)

自動航行の準備作業として、離陸前に飛行経路座標 (緯度, 経度, 高度) を地上基地局の制御用 PC から入力する。離陸後に自動航行モードに切り替えると、自動操縦装置を用いて指定飛行経路を自動的に巡回する。なお、自動航行モードであっても地上基地局から新たな飛行経路座標を指示することで、飛行経路を変更することが可能である。また必要に応じて手動操縦 (オーバーライド) による針路変更や高度変更も可能である。自動航行中は、地上基地局の制御用 PC のディスプレイに現在位置 (緯度, 経度, 高度), 対気速度等を始めとする飛行状況データや気象観測データ等数十項目がリアルタイムに表示され、機体の状況を詳細にモニタする機能を有している。表-2 に小型無人機の無線通信仕様を示してある。

#### ウ) 着陸 (手動操縦)

小型無人機の着陸は、自動航行モードで基地上空まで帰投したのを目視で確認した後に手動操縦に切り替えておこなわれる。前述のように、車輪を装備していないため、対地高度数 m でエンジンを停止させ、その後は滑空状態で胴体着陸させる。

表2 多目的小型無人機 (Prototype II) の無線通信仕様

a) 一般仕様	
周波数範囲	Up-Link 4xx MHz, Down-Link 4xxMHz
データ転送レート	9,600pbs 以下
変調方式	DRCMSK
チャンネルステップ	12.5kHz
アンテナインピーダンス	50Ω 不平衡
電源電圧	10.0~16.0VDC
周波数安定度	±1.5PPM 以下
消費電流	125mA (電源電圧 13.3VDC 受信時) 1,300mA (1W 電源電圧 13.3VDC 送信時)
使用動作温度	-30°C~+60°C
b) 受信	
選択度	12.5kHz (65dB)
受信感度	-0.35uV for 12dB SINAD
3次インターセプトポイント	75dB
スプリアスレスポンス	75dB
スプリアス輻射強度	-57dBm 以下
c) 送信	
周波数偏移	±5kHz
占有周波数帯域幅	8.5kHz 以下
スプリアス発射強度	-38dBm 以下
最大出力	1W

(別紙5)

## JAXA 無人機の緊急時の安全対策について

### 1) 通信不能

多目的小型無人機（以下では小型無人機と略記）は、通信が不能となっても飛行を継続することができる。ただし、地上オペレータは小型無人機の飛行状態を知るテレメトリーを得ることができない。この状態に至った場合、小型無人機はそこで約20分間、円軌道を飛び続けるようにプログラムされている。もしこの20分間で通信が確立できない場合は、自動的にエンジンを停止させ、円軌道を描きながら不時着水する。

### 2) GPS 受信不能

この状態に至った場合、小型無人機はそこで円軌道を飛行するようにプログラムされている。もし基地からの可視範囲であれば、オペレータが手動で基地まで帰投させることができる。可視範囲でない場合は、自動的にエンジンを停止させ、円軌道を描きながら不時着水する。

### 3) 飛行経路逸脱

設定飛行経路からある距離以上離れた場合（或いは設定空域から逸脱することが予測される場合）、GPSの受信が不能であれば、自動的にエンジンを停止させ不時着水する。GPSの受信が正常であっても設定飛行経路への復帰が困難であると判断される場合にはエンジンを停止させる場合がある。

### 4) 通信及びGPS受信不能

この状態に至った場合、自動的にエンジンを停止させ、円軌道を描きながら不時着水する。

### 5) エンジン又は発電機故障

エンジンが故障した場合、円軌道を描きながら不時着水する。発電機が故障した場合、最低30分間はバッテリーでの運用ができる。したがって、基地から20海里以内であれば帰投させることができる。ただし、その時の飛行高度や風向風速を考慮して帰投が困難であると判断される場合や、基地から20海里以上の距離がある場合は、円軌道を描きながら不時着水する。

添付資料 (4) 不具合報告様式

総研本部不具合報告書					登録No.			
項目 内容	製品名/試験サービス名	製品 P/N,試験 No	S/N, P/N	不具合部品名称	発生年月日	年 月 日		
					発生場所			
					製造元			
① 不 具 合 の 内 容 等	(不具合の内容) 不具合の発生した作業名: _____				機 構		添 付 資 料 ↓  有 無	
					責任者	担 当		
					確認*	担 当*		
② 対 策 の 指 示 内 容	(原 因)						添 付 資 料 ↓  有 無	
	(不具合対策の指示) 1) そのまま使用 2) 修理・調整 3) 再加工/再試験 4) 廃 却 5) 返 却							
	(是正処置/予防処置の有・無 (有の場合の追記用紙の有・無) / 指示内容/処置期限)							
					責任者	担 当		
					確認*	担 当*		
不具合部品名		不具合部品 No.	数 量	故 障 モード	製 造 元	パ ー ツ の 処 置	有 無	
-----						廃却, 修理 廃却, 修理		
③ 処 置 内 容 確 認							添 付 資 料 ↓  有 無	
					責任者	担 当		
					確認*	担 当*		
交 換 部 品 名		交 換 部 品 No.	数 量	使 用 箇 所	製 造 元	確 認*	担 当*	有 無
-----								
④ 是 正 確 認	(是正処置/予防処置内容及び確認)				責任者	担 当	添 付 資 料 有 無	
効果の確認: <input type="checkbox"/> 有 <input type="checkbox"/> 無								

付録2) 多目的小型無人機 気象観測飛行実験 飛行実験要領

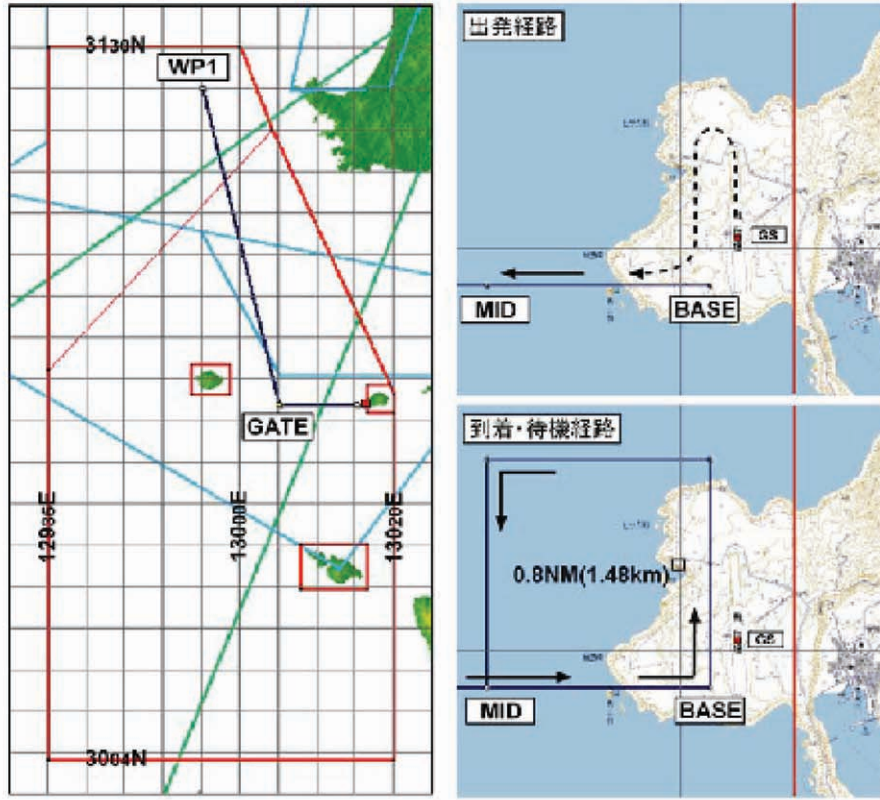
2005/06/20 HZM

多目的小型無人機 気象観測飛行実験 飛行実験要領

飛行実験方案

フェーズ	試験内容	備考
フェーズ0 (機体調整)	0) 遠隔操縦による機体調整飛行(可視範囲内) ・遠隔操縦により機体操縦系統調整及びエンジン調整飛行をおこなう。飛行時間は0.5時間/回程度とする	・必要に応じて随時実施する。
フェーズ1 (電波伝搬) (気象観測1)	1a) 電波伝搬飛行試験(北コース、高度一定) ・データーリンク到達距離の確認。高度1000FT一定として往復飛行する(RTB後のリンク確保のため帰投時のGATEは2000FT)。 ・航法誘導制御御則、機体性能等を確認する。飛行時間は2時間程度とする。 1b) 電波伝搬飛行試験(南コース、高度一定) ・データーリンク到達距離の確認。高度1000FT一定として往復飛行する(RTB後のリンク確保のため帰投時のGATEは2000FT)。 ・航法誘導制御御則、機体性能等を確認する。飛行時間は2時間程度とする。	・飛行時間及び高度は気象条件等により変更する場合がある。 ・最高々度は5000FTとする。 ・1c)は本観測において確認する公算大。
フェーズ2 (気象観測2)	1c) 基本気象観測飛行(ノコギリ・パターン、高度2000～5000FT、風観測パターン $\Delta h=1000\text{FT}$ ) ・気象観測パターンのひとつであるノコギリ・パターンをWP1.2.3.1間で実施する。上昇・降下・終端での折り返しを確認する。 ・最低高度は原則2000FTとする。ただし、フェーズ1a,bの飛行試験結果を踏まえ1000～2000FTの間で変更することがある。 ・ノコギリ・パターンの上昇及び降下の過程で1000FTごとの風観測パターンを実施する。 2a) 気象観測飛行(ノコギリ・パターン、高度2000～5000FT、風観測パターン $\Delta h=1000\text{FT}$ ) ・気象研究所が指定する観測コース(2地点間?)をノコギリ・パターンで往復飛行する。 ・最低高度は原則2000FTとする。ただし、フェーズ1の飛行試験結果を踏まえて1000～2000FTの間で変更することがある。 ・ノコギリ・パターンの上昇及び降下の過程で1000FTごとの風観測パターンを実施する。 ・観測エリアは飛行許可空域内で原則東経130度以東とする。また飛行時間は4時間以内とする。 2b) 気象観測飛行(気象庁観測船が放球するゾンデとの同期観測、四角パターン、高度2000～5000FT) ・指定座標(北緯30度42.5分、東経129度55分、四角左上座標)で四角パターン(一辺が1NM)を実施する(7/2or7/5)。 ・最低高度は原則2000FTとする。ただし、フェーズ1の飛行試験結果を踏まえ1000～2000FTの間で変更することがある。 ・四角パターンは最低、最高々度間を一往復するものとする。飛行時間は2時間程度とする。 (なお、気象観測飛行試験(2a)が優先されるため本試験ケース(2b)は実施されない場合がある)。	・気象研からの要求に従い、オプションとして実施 ・飛行時間(距離)及び高度は気象条件等により変更する場合がある。 ・最高々度は5000FTとする。
注意事項	・フェーズ1及び2共に、GATE座標は原則固定とし、GATEまでの出発、GATEからの到着・待機経路はすべて共通とする。	

### 1a) 電波伝搬飛行試験(北コース・高度一定)



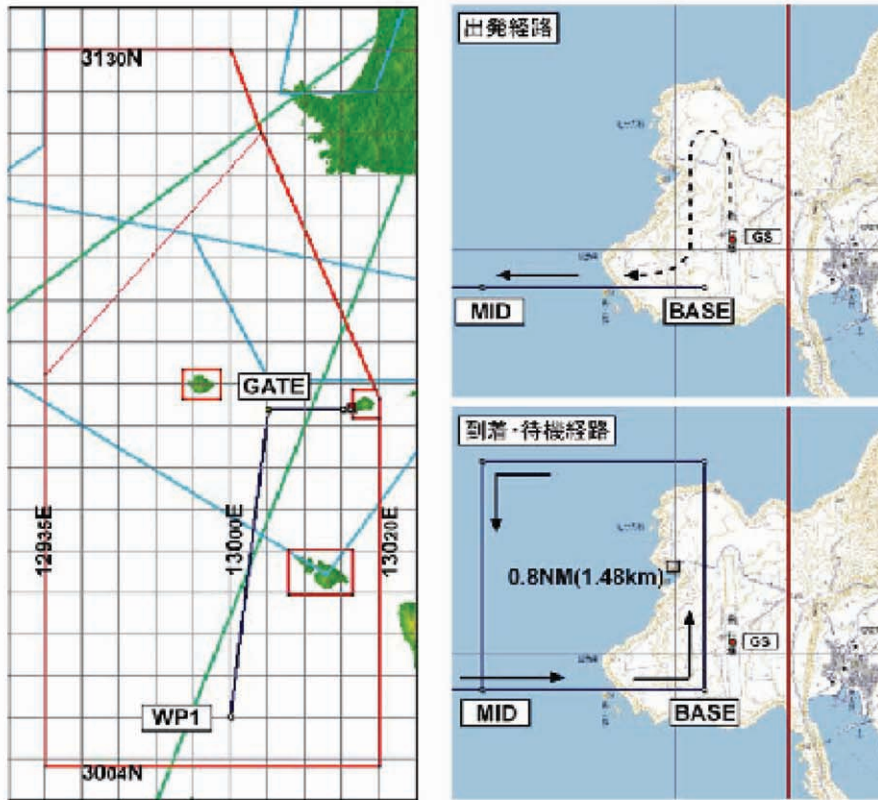
#### 飛行試験手順

- 離陸後、REMOTEで機体操縦系統及びデータリンク(センサ系統)の機能を確認すること。
- REMOTE/AUTO切替機能、RTB機能(MID-GATE間)及び出発・到着・待機ルートを確認すること。
- AUTOにてBASE→MID→GATE→WP1間を往復する(飛行時間:2hr.気象条件により判断する)。
- 飛行中はダウンリンクモニタによる常時監視。異常時にはRTB送信(非常措置基準に従うこと)。

#### 飛行経路

POINT	LAT(deg)	LON(deg)	Hp(ft)		
GS	30.783894	130.270556	Field ELV.338	—	
BASE	30.781111	130.268614	1000		
MID	↑	130.253094	1000		
GATE	↑	130.083331	1000		
WP1	31.416667	129.916667	1000		
GATE	30.781111	130.083331	2000		
MID	↑	130.253094	SQR (1hr.)		
BASE	↑	130.268614	1000		
	— END —				

1b) 電波伝搬飛行試験(南コース・高度一定)



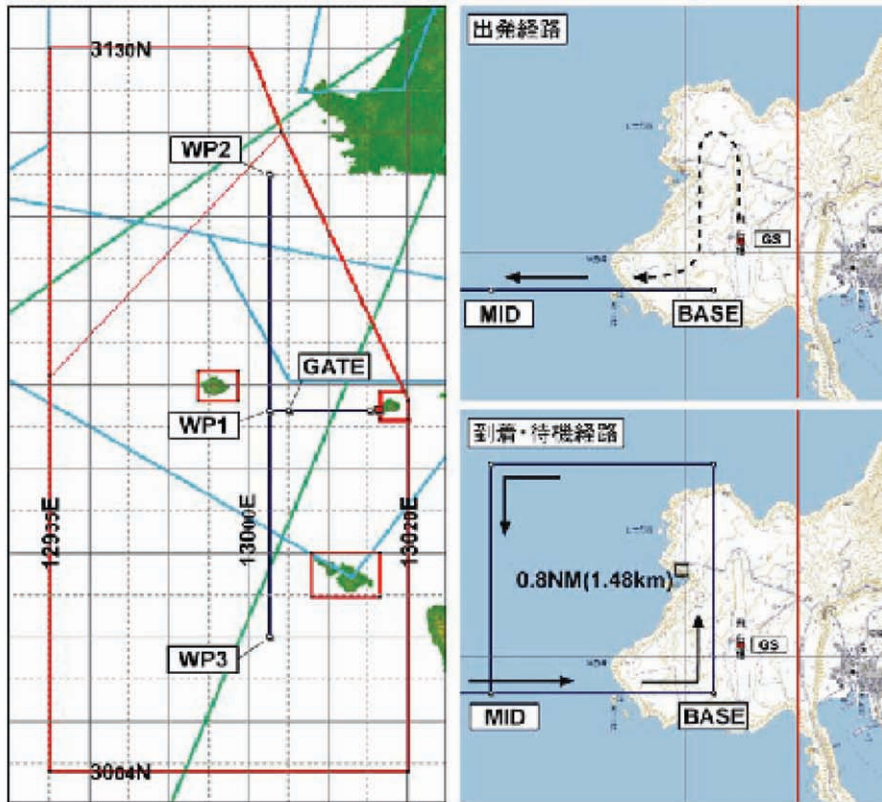
飛行試験手順

- 離陸後, REMOTE で機体操縦系統及びデータリンク(センサ系統)の機能を確認すること.
- REMOTE/AUTO 切替機能, RTB 機能(MID-GATE 間)及び出発・到着・待機ルートを確認すること.
- AUTOにてBASE→MID→GATE→WP1 間を往復する(飛行時間:2hr.気象条件により判断する).
- 飛行中はダウンリンクモニタによる常時監視. 異常時にはRTB送信(非常措置基準に従うこと).

飛行経路

POINT	LAT(deg)	LON(deg)	Hp(ft)		
GS	30.783894	130.270556	Field ELV.338	—	
BASE	30.781111	130.268614	1000		
MID	↑	130.253094	1000		
GATE	↑	130.083331	1000		
WP1	30.166667	130.000000	1000		
GATE	30.781111	130.083331	2000		
MID	↑	130.253094	SQR (1hr.)		
BASE	↑	130.268614	1000		
	— END —				

## 1c) 基本気象観測飛行(ノギリ・パターン・高度 2,000~5,000FT)



## 飛行試験手順

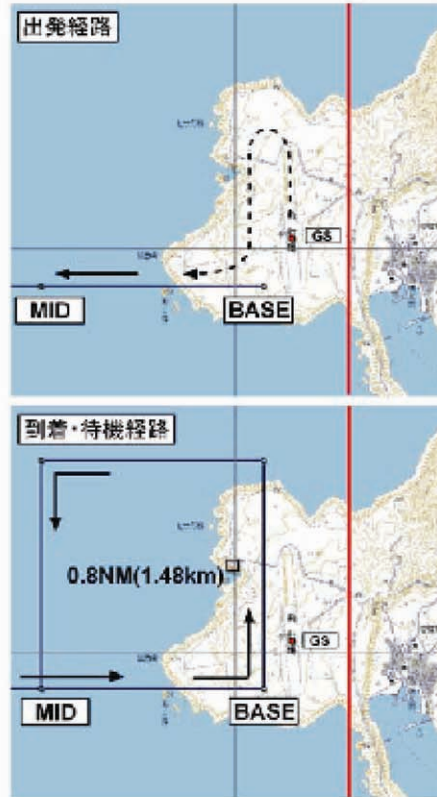
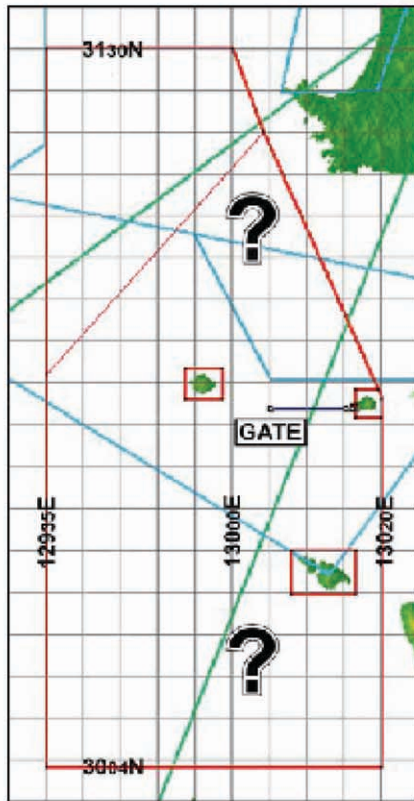
- 離陸後, REMOTE で機体操縦系統及びデータリンク(センサ系統)の機能を確認すること。
- REMOTE/AUTO 切替機能, RTB 機能(MID-GATE 間)を確認すること。
- AUTOにてBASE→MID→GATE→WP1,..,4 間を往復する(飛行時間:3hr.気象条件により判断する)。
- 飛行中はダウンリンクモニタによる常時監視。異常時にはRTB送信(非常措置基準に従うこと)。

## 飛行経路

POINT	LAT(deg)	LON(deg)	Hp(ft)		
GS	30.783894	130.270556	Field ELV.338	—	
BASE	30.781111	130.268614	1000		
MID	↑	130.253094	1000		
GATE	↑	130.083331	2000		
WP1	↑	130.041667	2000		
WP2	31.250000	130.041667	SAW 2000~5000		
WP3	30.333333	↑			
WP4 (=1)	30.781111	130.041667			
GATE	↑	130.083331	2000		
MID	↑	130.253094	SQR (1hr.)		
BASE	↑	130.268614	1000		



## 2a) 気象観測飛行(ノコギリ・パターン・高度 2,000~5,000FT)



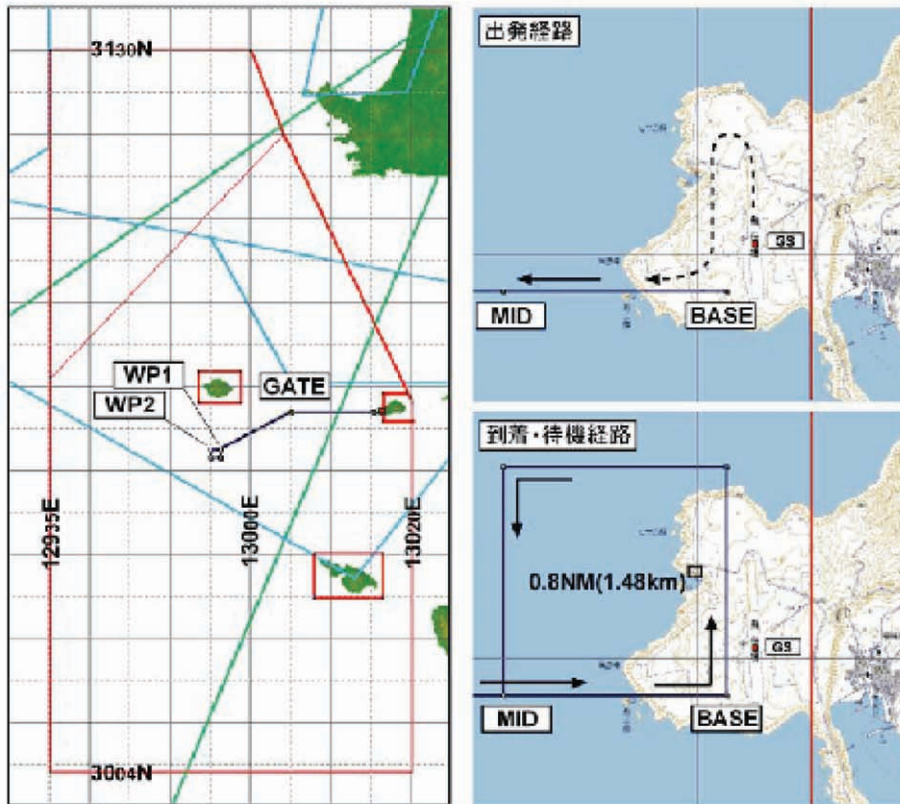
### 飛行試験手順

- 離陸後, REMOTE で機体操縦系統及びデータリンク(センサ系統)の機能を確認すること.
- REMOTE/AUTO 切替機能, RTB 機能(MID-GATE 間)を確認すること.
- AUTOにてBASE→MID→GATE→????間を往復する(飛行時間:4hr.気象条件により判断する).
- 飛行中はダウンリンクモニタによる常時監視. 異常時にはRTB送信(非常措置基準に従うこと).

### 飛行経路

POINT	LAT(deg)	LON(deg)	Hp(ft)		
GS	30.783894	130.270556	Field ELV.338	—	
BASE	30.781111	130.268614	1000		
MID	↑	130.253094	2000		
GATE	↑	130.083331	2000		
WP1	???????	???????	???????		
WP2	???????	???????	SAW ???????		
WP3	???????	???????	SAW ???????		
WP4	???????	???????	SAW ???????		
GATE	30.781111	130.083331	SAW ???????		
MID	↑	130.253094	SQR (1hr.)		
BASE	↑	130.268614	1000		

## 2b) 気象観測飛行(同期観測; 四角パターン, 高度 2,000~5,000FT)



### 飛行試験手順

- 離陸後, REMOTE で機体操縦系統及びデータリンク(センサ系統)の機能を確認すること。
- REMOTE/AUTO 切替機能, RTB 機能(MID-GATE 間)を確認すること。
- AUTOにてBASE→MID→GATE→WP1,2 間を往復する(飛行時間:2hr.気象条件により判断する)。
- 飛行中はダウンリンクモニタによる常時監視, 異常時にはRTB送信(非常措置基準に従うこと)。

### 飛行経路

POINT	LAT(deg)	LON(deg)	Hp(ft)		
GS	30.783894	130.270556	Field ELV.338	—	
BASE	30.781111	130.268614	1000		
MID	↑	130.253094	1000		
GATE	↑	130.083331	2000		
WP1	30.708331	129.936050	SQR (1hr.)		
WP2	↑	129.916669	2000~5000		
GATE	30.781111	130.083331	2000		
MID	↑	130.253094	SQR (1hr.)		
BASE	↑	130.268614	1000		
	—END—				

## 付録3) 多目的小型無人機気象観測飛行実験 飛行安全計画書

## 目次

1. 全般	64
1.1 飛行安全の目的	64
1.2 飛行安全の実施範囲	64
1.3 関連法規等	64
1.3.1 宇宙航空研究開発機構 プログラム管理要求文書	64
1.3.2 基準等	64
1.3.3 関連文書	64
1.3.4 参考文書	64
2. 飛行経路の安全性	64
2.1 飛行実験計画	64
2.2 飛行範囲	64
3. 飛行安全システム	65
3.1 構成及び概要	65
3.2 耐故障性	65
4. 飛行安全管制	66
4.1 飛行安全管制実施期間	66
4.2 飛行安全管制のためのデータ	66
4.3 非常措置基準	66
5. 安全管理体制	66
5.1 実験隊組織	66
5.2 機体落下後の対策及び措置	66

## 1. 全般

### 1.1 飛行安全の目的

本飛行安全計画は、多目的小型無人機を用いて平成17年6～7月に、鹿児島県鹿児島郡三島村薩摩硫黄島飛行場及びその西方海上にて実施する飛行試験において、地上より離陸した機体もしくはその破片など（以下、「機体等」）が落下する際、落下点または落下途中において人命または財産に対し被害を与える可能性を最小限にとどめ、公共の安全を確保することを目的とする。

なお、飛行安全の基本的な考え方は、平成17年3月及び5月に同飛行場で実施した飛行実験（関連文書（3））と同じである。

### 1.2 飛行安全の実施範囲

上記の目的を達成するために、飛行実験に際して実施すべき飛行安全の作業範囲は以下の通りである。

- (1) 設定された飛行計画が上記目的に照らして適当であることを確認すること。
- (2) 飛行実験時に飛行安全管理を実施すること。即ち、機体の離陸から接地まで、機体が当初設定した飛行計画を外れ、人命または財産に対し被害を与えるおそれが生じた場合は、災害を最小限に抑えるための処置をとること。またこのために必要な準備作業を行うこと。

### 1.3 関連法規等

#### 1.3.1 宇宙航空研究開発機構 プログラム管理要求文書

- (1) JAXA JMR-001 システム安全標準

#### 1.3.2 基準等

- (1) JAXA GGQ-03003 A 総合技術研究本部 システム安全審査要領

#### 1.3.3 関連文書

- (1) GRE-05001 多目的小型無人機（気象観測用）の気象観測飛行実験計画書
- (2) 模型航空機の飛行通報書
- (3) 多目的小型無人機 飛行安全計画書 Rev.B (H 17.3)
- (4) 多目的小型無人機 飛行安全解析結果

#### 1.3.4 参考文書

- (1) 宇宙航空研究開発機構 総合技術研究本部 無人機安全技術基準（案）2005.5.19

## 2. 飛行経路の安全性

### 2.1 飛行実験計画

飛行実験計画は、関連文書（1）を参照のこと。

### 2.2 飛行範囲

- (1) 飛行許可空間

機体の飛行許可空間を図2-1に示す。これは、関連文書（2）に定められたものである。飛行実験中、基本的には飛行許可空間への航空機の進入は制限される。

- (2) 落下許容区域（参考文書（1）参照）

飛行許可空間の地表（海面）上への投影区域の内部で、機体もしくはその破片が落下した場合でも第三者の生命・財産への危害を与えるおそれのない領域として、図2-2のように落下許容区域を定めた。落下許容区域は、飛行許可空間の投影区域から、口永良部島と黒島の全域及び薩摩硫黄島の空港近辺以外の部分について、1 kmの余裕を持って除いている。この区域中には第三者の居住する住居はなく、また薩摩硫黄島空港周辺は飛行試験中には第三者の立ち入りを監視し、侵入者を発見した場合には試験の状況に応じて立ち入りを制限する、もしくは試験を中断する、等の処置を執る。

- (3) 飛行中断許容空間（参考文書（1）参照）

飛行中断許容空間を落下許容区域の境界の内側2,200 m（薩摩硫黄島空港付近については1,100 m）として図2-3のように

設定した（上下境界面は飛行許可空間と同じ，設定根拠については関連文書（4）を参照のこと）．ただし，この設定によると，離着陸場である薩摩硫黄島空港付近が飛行不可となるため，この近辺のみ飛行中断空間を階段状に設定した．機体の飛行を飛行中断空間の内部にとどめている限り，万一機体に異常が生じた場合にも，機体もしくはその破片が落下許容区域を越えて落下することはない．

飛行計画は機体の飛行経路が全て飛行中断許容空間内に収まるよう設定する．特に飛行中断許容空間境界との余裕が最も少なくなる着陸フェーズについては，ミッションを終えて，あるいはRTB<sup>1</sup>により基地に帰投した機体は，[BASE 1] ポイント<sup>2</sup> 及び [GS 1] ポイント<sup>3</sup> を南側の1辺とする正方形を経路とするスクウェア軌道で一定高度で待機することとした（図2-4参照）．スクウェア軌道を飛行中は対地位置制御が行われ，20 m/sの水平風があっても軌道のふくらみは230 m程度に抑えられることがシミュレーションにより示されている．スクウェア軌道の東側1辺から飛行中断許容空間の東境界までは250 mの余裕があること，当該区域の水平風は累積確立90%まで考慮しても15 m/sが最大であること（関連文書（4）によると）から，この軌道で待機している限り飛行中断許容空間を越えて飛行することはない．なお，地上の着陸条件が整った時点で，自律待機飛行からマニュアルに切り替えて遠隔操縦着陸を行う．

#### （4）非常措置判断面

機体の飛行中，飛行中断許容空間を越えて飛行するおそれが生じた場合は非常措置（4.3項）を実施する．その実施を判断する非常措置判断面は，参考文書（1）に従い，1フェールセーフの観点から飛行中断許容空間境界とした．

### 3. 飛行安全システム

#### 3.1 構成及び概要

機体の飛行安全システムは，以下の2つのシステムから構成される．

##### （1）機体監視システム（図3-1）

機体の現在位置の監視及び位置以外の飛行・機器作動状態の監視（ヘルスマニタ）をするためのシステムであり，機体搭載計測システムによる計測値をテレメータ送信することにより行う．

##### （2）非常措置システム（図3-2）

機体が飛行中断許容空間を越えて飛行するおそれが生じた場合に，機体の飛行を中断し，機体を破棄するシステムであり，

ア．エンジン停止

イ．エルロン・ラダー舵面の操舵による機体のロールスピン飛行状態移行

の2つの手段により，機体の揚力飛行能力を喪失させる．（図3-3）

#### 3.2 耐故障性

機体の飛行安全システムは，アップリンク故障及びコントロールユニット故障を除く単一の故障または単一の人的過誤によりその機能が失われないよう設計，製作した．

アップリンク故障が5分間継続した場合には，コントロールユニットが自律的に非常措置システムを作動させることとした．

コントロールユニット故障時には，舵面が完全対象釣り合い飛行舵角からエルロン0.1度の差動があれば水平距離1,000 m以内に，0.5度の差動で400 m以内に，それぞれ落下（無風時）することをシミュレーションにより確認している（関連文書（4）参照）．

<sup>1</sup> RTB (Return to Base) : 飛行中不具合が発生した場合等に，自動もしくは地上コマンドにより，落下許容空間内を走りながら基地に帰投する機能．

<sup>2</sup> BASE 1 ポイント : [130° 15' 13.5" E, 30° 46' 51" N, 滑走路面からの高度 200 m] GS 1 ポイントの西方 1.5 km の点

<sup>3</sup> GS 1 ポイント : [130° 16' 10" E, 30° 46' 51" N, 滑走路面からの高度 200 m] 落下許容区域東境界から西方 500 m, 滑走路南端とほぼ同緯度（滑走路中心点の西方約 125 m, 南方約 400 m）の点

## 4. 飛行安全管理

### 4.1 飛行安全管理実施期間

飛行安全管理を実施する期間は、離陸滑走開始から着陸停止までとする。

### 4.2 飛行安全管理のためのデータ

飛行安全管理のため使用するデータ及び信号は以下の通り。これらは機体監視システムにより取得される。

- (1) 飛行安全管理の主的判断に供する機体の現在位置を実時間で計測表示するための機上計測データ
- (2) 飛行安全管理の補助的判断に供する機体搭載機器の作動状態の実時間監視に用いる機上計測データ

### 4.3 非常措置基準

飛行安全管理のためのデータ及び信号により、以下の項目の何れかに該当すると判断されるときは、非常措置を実施（非常措置システムを作動させるコマンドを発信）する。

- (1) 機体が非常措置判断面（2.2（4）項）と接触した場合。
- (2) 機体の現在位置監視不能状態（ダウンリンク故障、GPS故障、地上モニタ故障）が5分間継続し、かつ機体が目視範囲外であった場合。
- (3) エンジン故障が発生し、かつ機体が目視範囲外であった場合。
- (4) 機体の非常措置機能が完全に喪失する可能性が生じ（エルロン及びラダーのサーボモータ4個の内3個故障）、かつ機体が目視範囲外であった場合。
- (5) (1)～(4)の他、機体の飛行続行により安全確保上、支障が生じるおそれがあると判断されるとき。

## 5. 安全管理体制

### 5.1 実験隊組織

飛行実験の実施に当たっては、作業に直接従事する役職員をもって実験隊が編成され、飛行安全管理に関する責任者として飛行安全主任がおかれる。

飛行実験に先立つ期間には、故障の発生を想定した訓練等、飛行安全の確保に必要な安全教育・訓練を実施する。

### 5.2 機体落下後の対策及び措置

飛行実験中、廃棄指令等により機体が地上並びに海上に落下した場合には、関連文書（1）に示す連絡体制に従い連絡を行うと共に、被害状況の把握に努め、必要な措置を講じる。

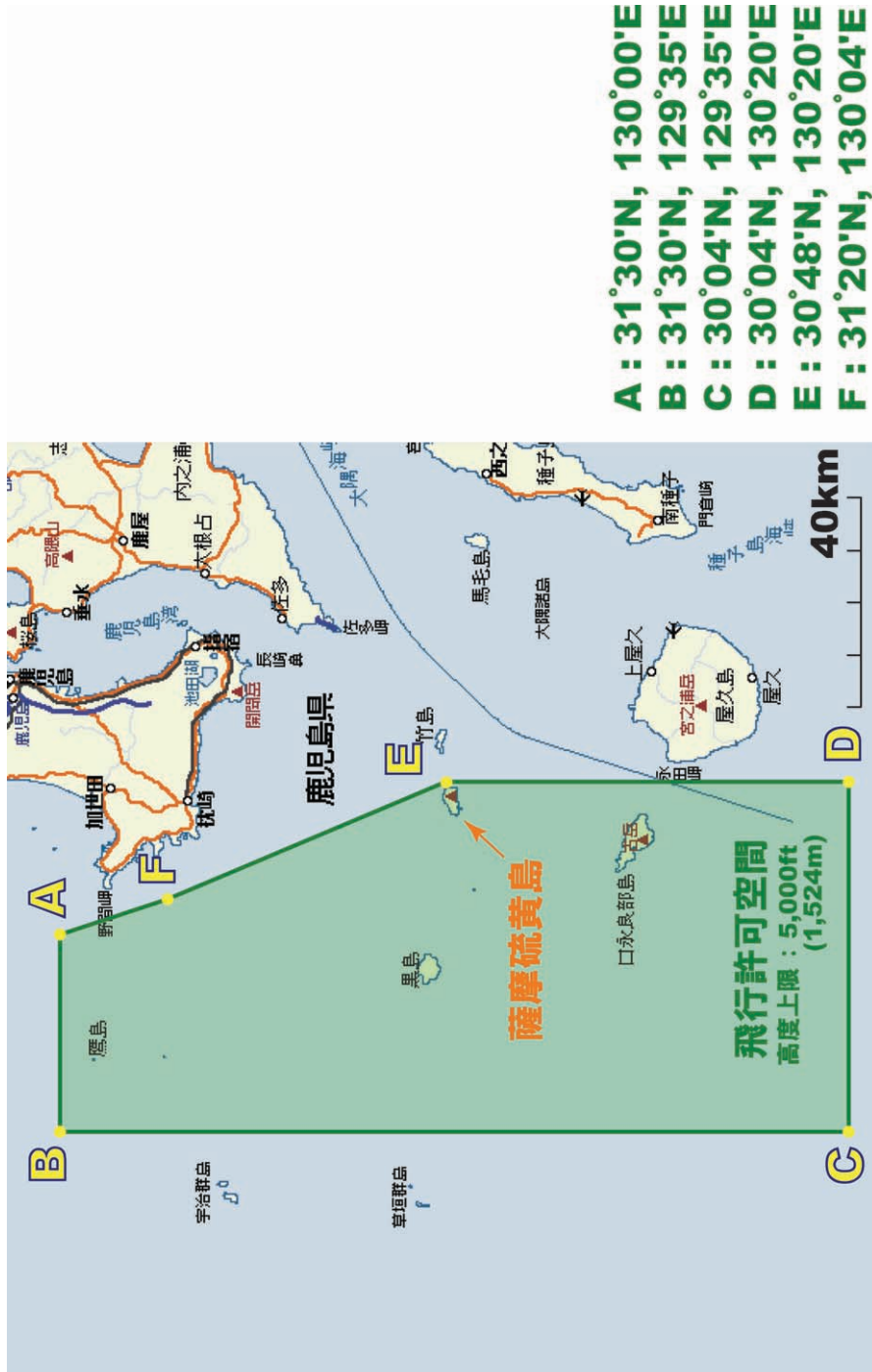


図 2-1 飛行許可空間

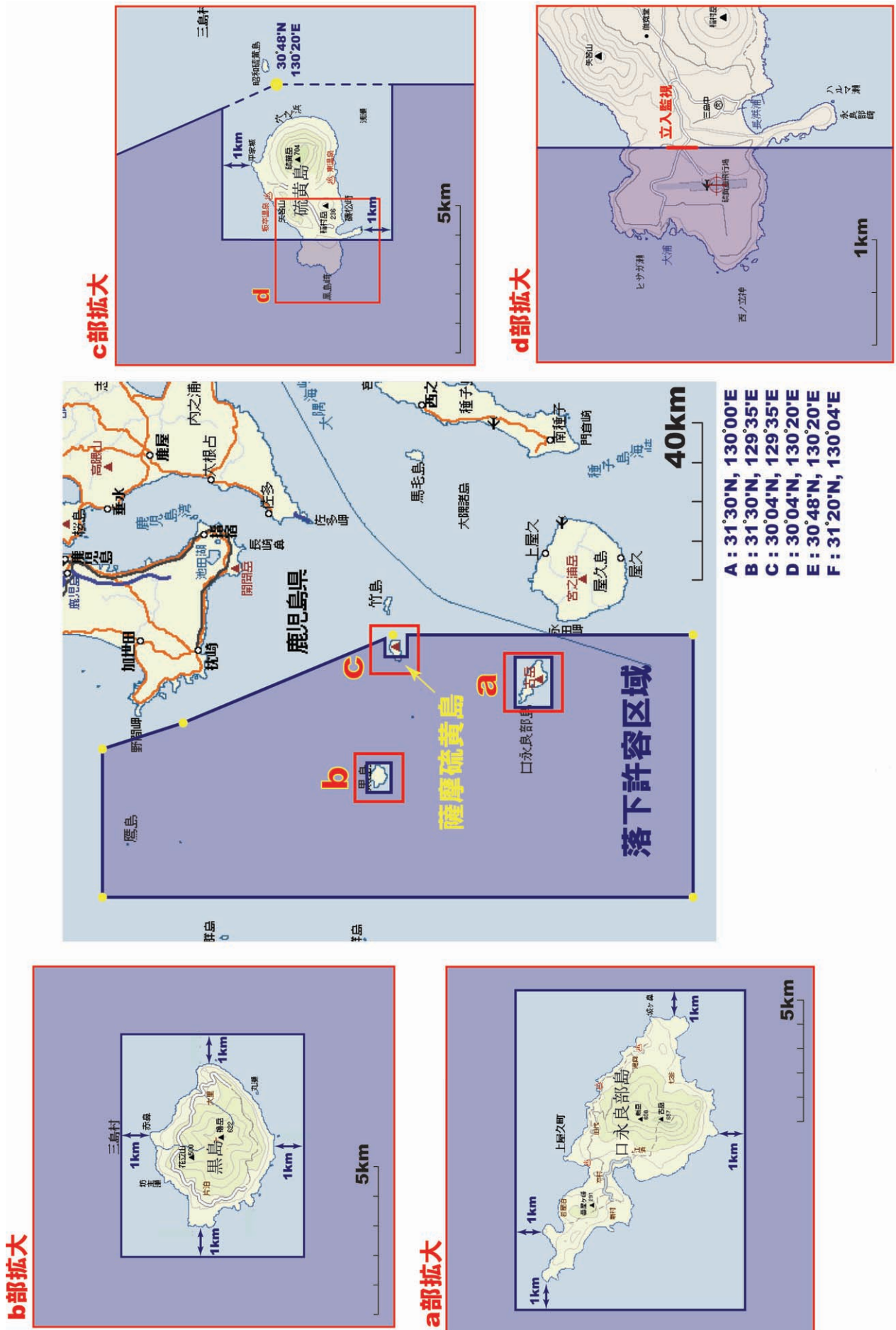


図 2-2 落下許容区域



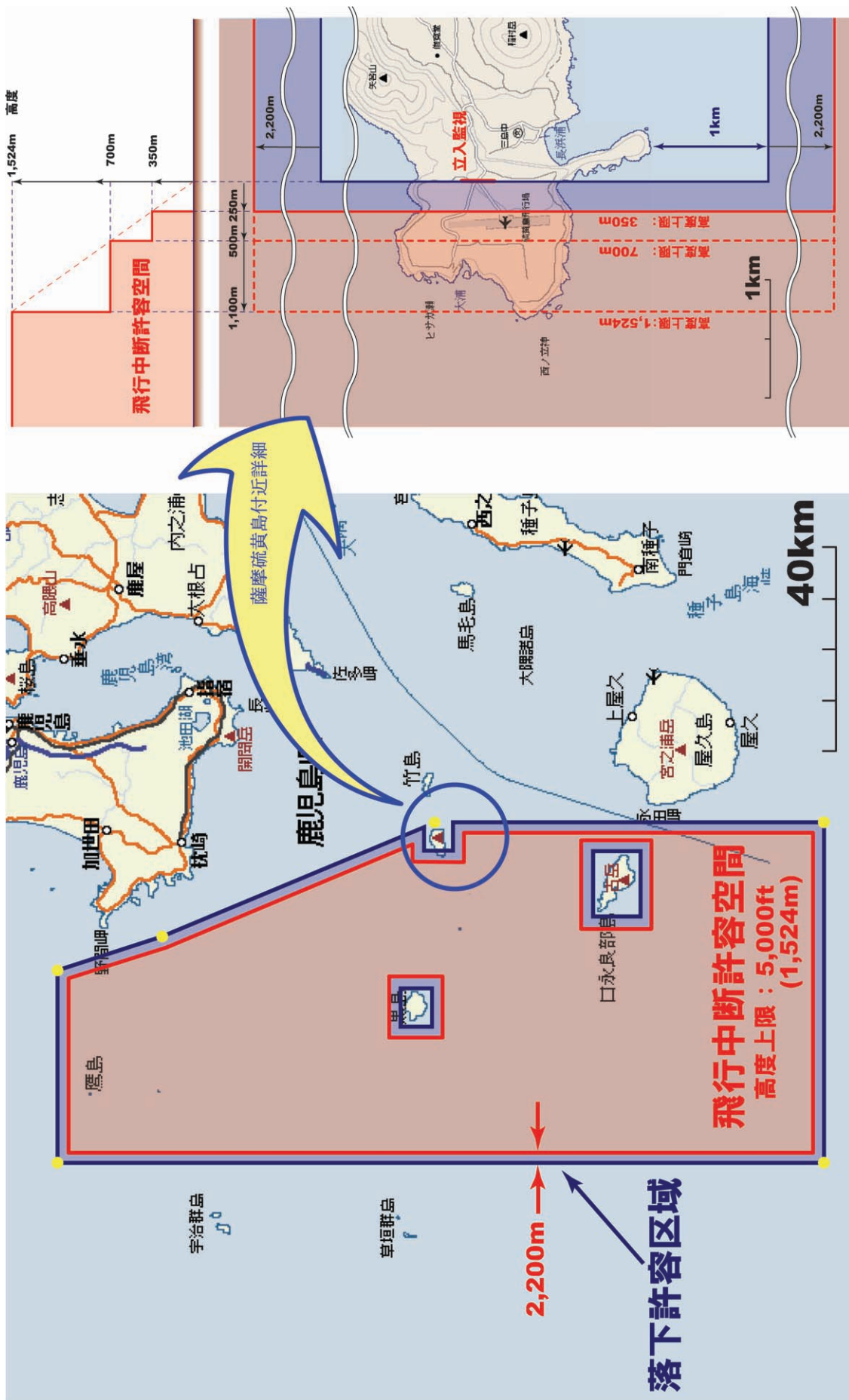


図 2-3 飛行中断許容空間

(6)

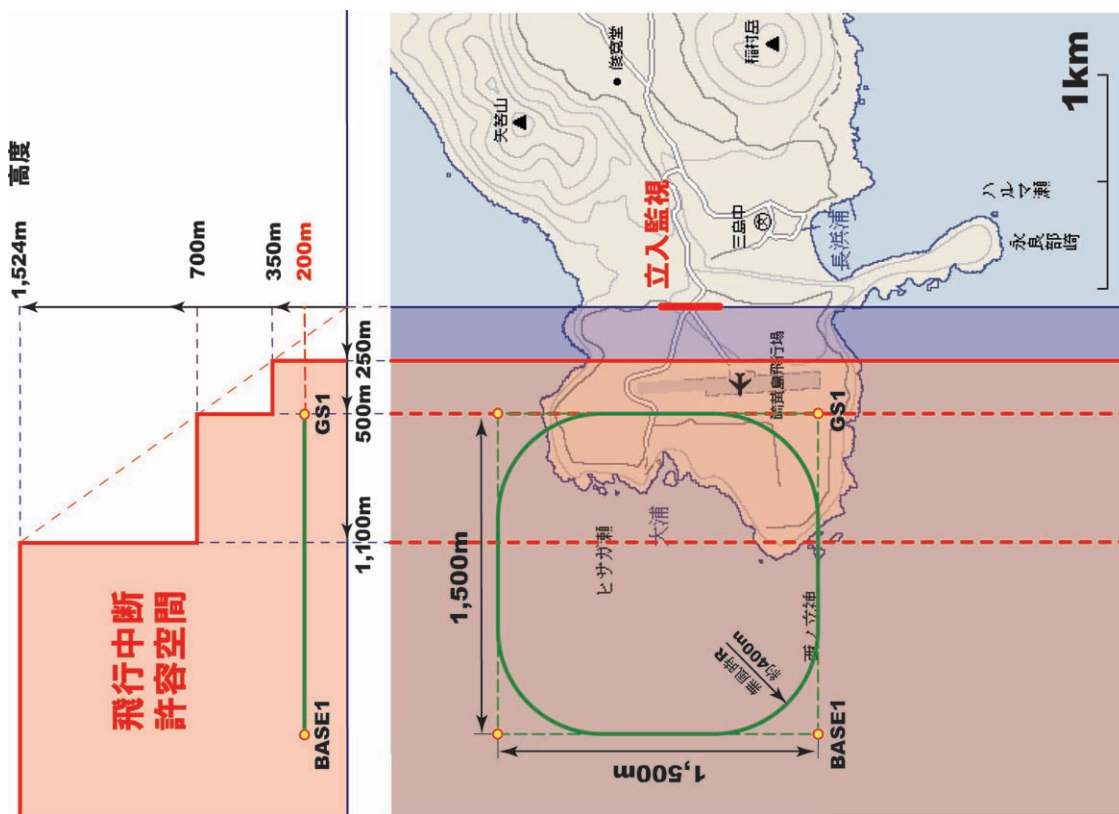


図 2-4 待機軌道

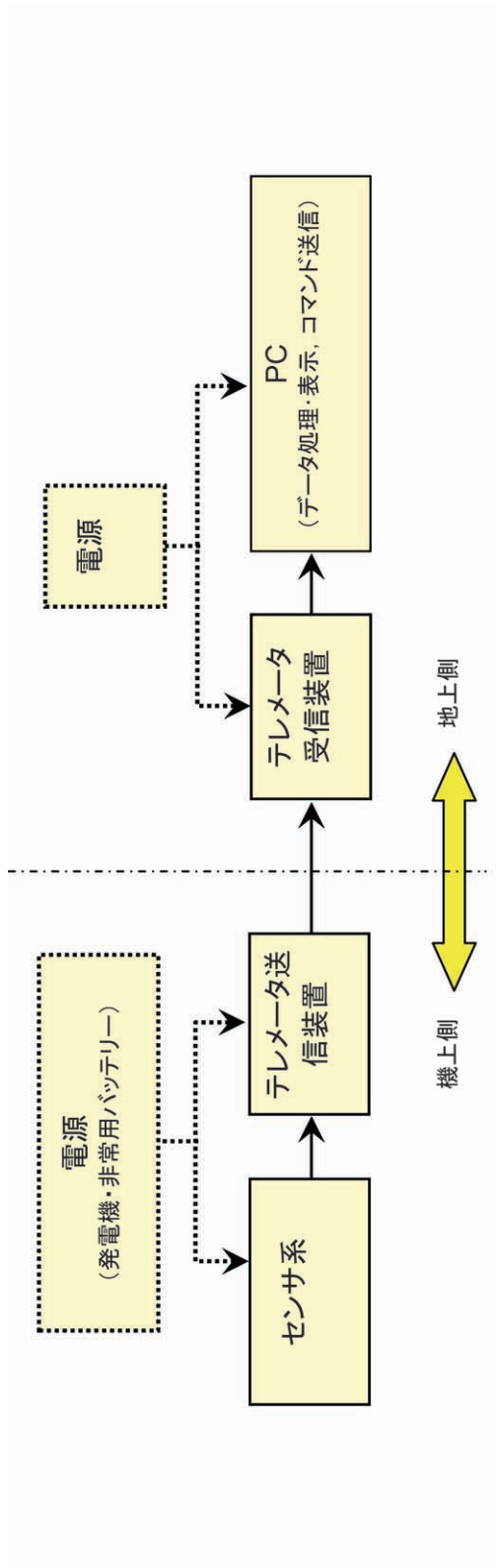


図 3-1 機体監視システム

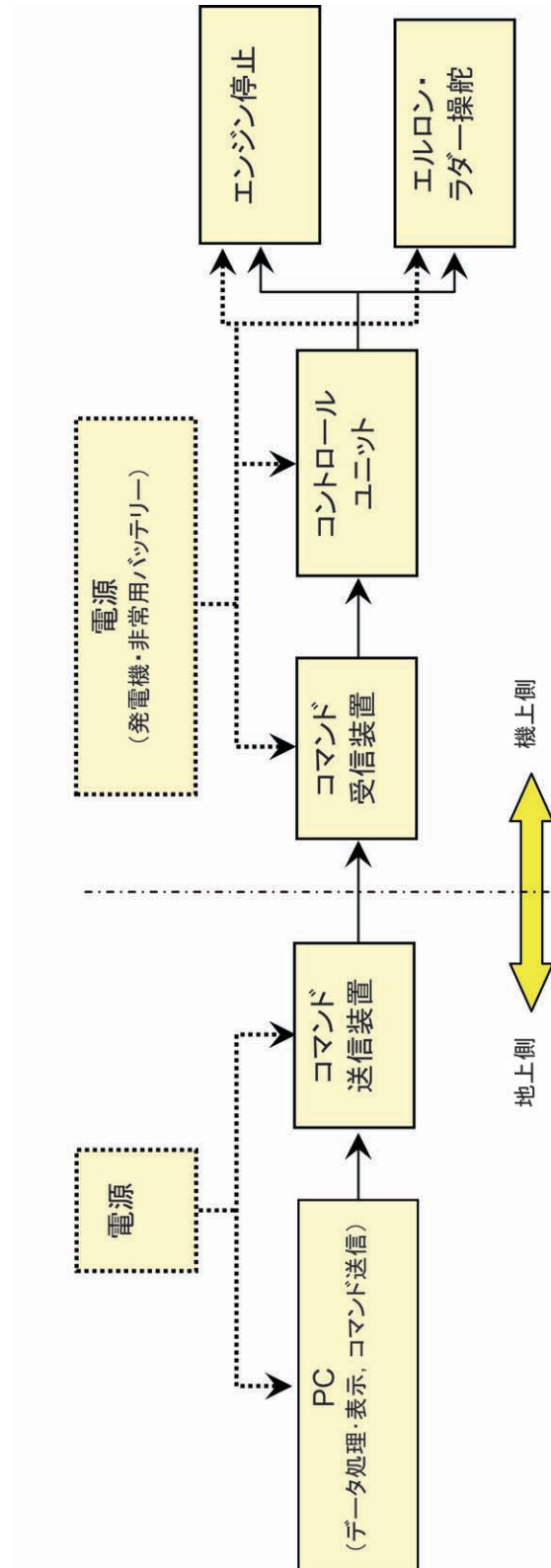


図 3-2 非常措置システム

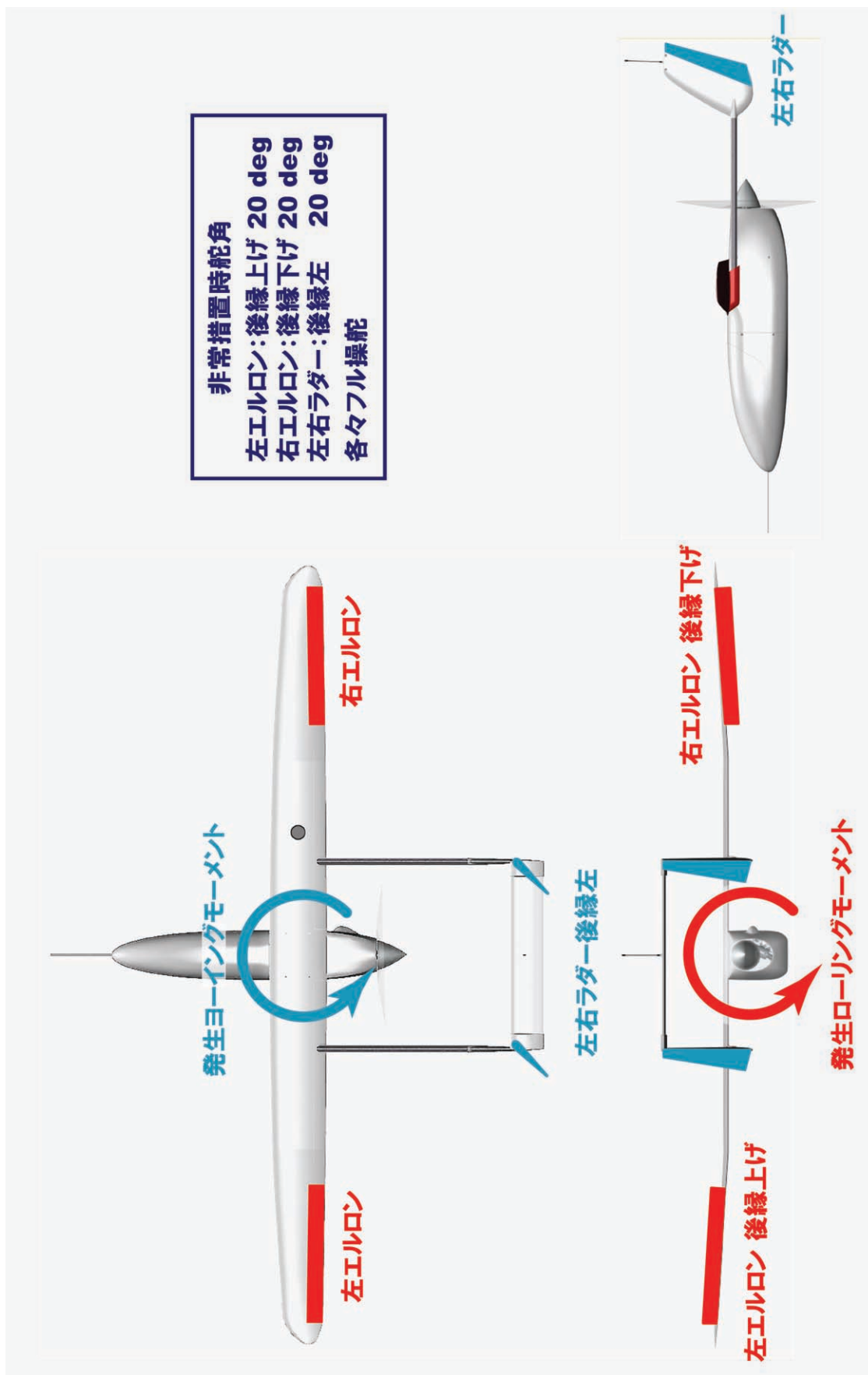


図 3-3 非常措置システム作動時の機体各部動作

付録A 飛行安全に係わる自律機能

故障部位	飛行安全手順	備考
UP リンク故障	<ul style="list-style-type: none"> <li>故障発生後 5 分間故障が回復しない場合、非常措置システム作動。</li> </ul>	

付録B 飛行安全に係わる手順

故障部位	飛行安全手順	備考
非常措置判断面接触	<ul style="list-style-type: none"> <li>直ちに非常措置コマンド発信。</li> </ul>	
DN リンク故障 地上モニタ故障	<ul style="list-style-type: none"> <li>目視範囲外で発生時、故障継続5分で非常措置コマンド発信。</li> <li>目視範囲内で発生時、目視範囲外へ出ないよう目視操縦を行い、故障継続60秒で目視遠隔操縦により回収。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>目視範囲内かどうかの判断はパイロットによる。</li> </ul>
GPS故障	<ul style="list-style-type: none"> <li>目視範囲外で発生時、直ちに非常措置コマンド発信。</li> <li>目視範囲内で発生時、目視遠隔操縦により回収。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>目視範囲内かどうかの判断はパイロットによる。</li> </ul>
発電機の故障	<ul style="list-style-type: none"> <li>目視範囲外で発生時、故障継続20分で非常措置コマンド発信。</li> <li>目視範囲内で発生時、目視遠隔操縦により回収。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>20分間はバッテリーにより正常飛行可能。</li> </ul>
サーボモータの故障	<ul style="list-style-type: none"> <li>目視範囲外でエルロン/ラダーのサーボモータ4個中の3個故障と見なされる場合、非常措置コマンド発信。</li> <li>目視範囲内で発生したと見なされる場合、目視遠隔操縦により回収を試みる。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>全ての舵角がモニタされている訳ではない</li> </ul>
エンジン故障	<ul style="list-style-type: none"> <li>目視範囲内で発生時、目視遠隔操縦による滑空飛行で回収を試みる。</li> <li>目視範囲外で発生時及び目視遠隔操縦不調の場合、非常措置コマンド発信。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>目視範囲内かどうかの判断はパイロットによる</li> </ul>

注) 非常措置コマンド : 非常措置システム(3.1(2)項参照)を動作させるコマンド。

## 付録4) 多目的小型無人機飛行安全解析結果

### 1. 目的

本解析は、多目的小型無人機を用いて平成17年3月及び5月に、鹿児島県鹿児島郡三島村薩摩硫黄島飛行場及びその西方海上にて実施する飛行試験における飛行安全計画を策定するにあたって必要となる機体の飛行特性を明確にするとともに、飛行中に不具合が発生した場合、設定された落下許容区域の中に機体及びその破片を確実に落下させるための飛行中断許容空間を設定することを目的とする。

### 2. 飛行安全解析結果

#### 2.1 飛行包絡線

機体の高度1,000 mにおける飛行包絡線 (V- $\gamma$  線図) を図2.1に示す。巡航飛行状態での真対気速度は約36 m/sである。なお、今回の飛行では高度上限が5,000 ft (約1,524 m) に制限されているが、以下の解析では安全側の解析として、高度1,800 m、速度38 m/sの水平巡航飛行状態を規準飛行状態としている。

#### 2.2 非常措置実施時

機体が高度1,800 m水平巡航飛行中に非常措置 (関連文書(1)-図3-3、左右エルロン及び左右ラダーの計4舵が最大舵角に偏位) が実施された場合の飛行軌跡を図2.2に示す。図には、3次元の飛行軌跡と、それを水平面に投影したものの2種類を示している。機体はスピンに入り、非常措置実施地点の直下から800 m以内に落下することがわかる。

#### 2.3 1舵のみによる非常措置実施時

非常措置に使用される4舵の内、最悪ケースとして3舵のサーボモータに不具合が発生し、釣り合い飛行舵角に固着された場合に、残りの1舵のみによって非常措置を実施場合のシミュレーションを行った。エルロン1舵及びラダー1舵のみによる非常措置時の結果 (飛行軌跡の水平面投影) を、それぞれ図2.3 (a) 及び (b) に示す。落下分散が広がるエルロン1舵のケースにおいても、非常措置実施地点の直下から700 m以内に落下することが確認された。

#### 2.4 コントロールユニット故障時

飛行中にコントロールユニットに故障が発生した場合、舵面の制御が不可能となり、最悪ケースとして全舵面が定常釣り合い飛行舵角に固着して巡航飛行を継続するケースが考えられる。しかし、全舵面が完全に釣り合い舵角に固着することが現実に発生するとは考え難く、多少の偏差が存在すると考えられる。ここでは、考えられる舵角として、エルロンに0.1°及び0.5°の偏差が存在したケースのシミュレーションを行った。結果を図2.4-1 (1)

及び (2) に示す。各々非常措置実施地点の直下から1,300 m以内 (0.1°ケース) 及び650 m以内 (0.5°ケース) に落下することがわかる。

図2.4-2に、大樹町飛行実験での定常飛行中のエルロン舵角の実績を示す。これによると、エルロン舵面は平均位置から±0.5度程度の振幅で振動しており、この状態でコントロールユニット故障が発生して舵面が固着しても、0.5度程度の偏差は残存すると考えられる。このことから、コントロールユニット故障時には、機体は約100秒以内に不具合発生地点から650 m以内に落下するものとして扱う。

#### 2.5 定常風の影響

実験空域に近い種子島における定常風データを調査した結果を図2.5に示す。これによると、累積確率90%まで考慮した場合、飛行許可空域の全高度範囲 (0 m ~ 1,524 m) において15 m/s程度の水平風を想定する必要があることがわかる。2.2項から2.4項の解析によると、非常措置実施あるいはコントロールユニット故障から海面あるいは地表に落下するまでの時間は最大で100秒程度であるから、この間に機体は定常風によって1,500 m程度水平方向に流されることを想定する必要がある。ただし、離着陸時には横風が4 m/sに制限されているため、滑走路付近において、滑走路直交方向への風によるドリフトは最大400 mとする。

#### 2.6 飛行中断許容空間の設定

2.1項から2.5項の解析により、飛行中に不具合が発生した場合、最悪のケースとしてコントロールユニット故障時においても、落下地点は不具合発生地点から650 m以内となる。また、定常風によって機体は1,500 m (滑走路付近、滑走路直交方向へは400 m) 流される可能性を考慮すると、飛行中断は、落下許容区域の境界から2,150 m (同、1,050 m) 程度内側に設定する必要があることとなる。

以上の結果から、種々の誤差の影響も考慮し、飛行中断許容空間の境界は、落下許容区域から2,200 m (滑走路付近、滑走路直交方向へは1,100 m) 内側に設定するものとする。

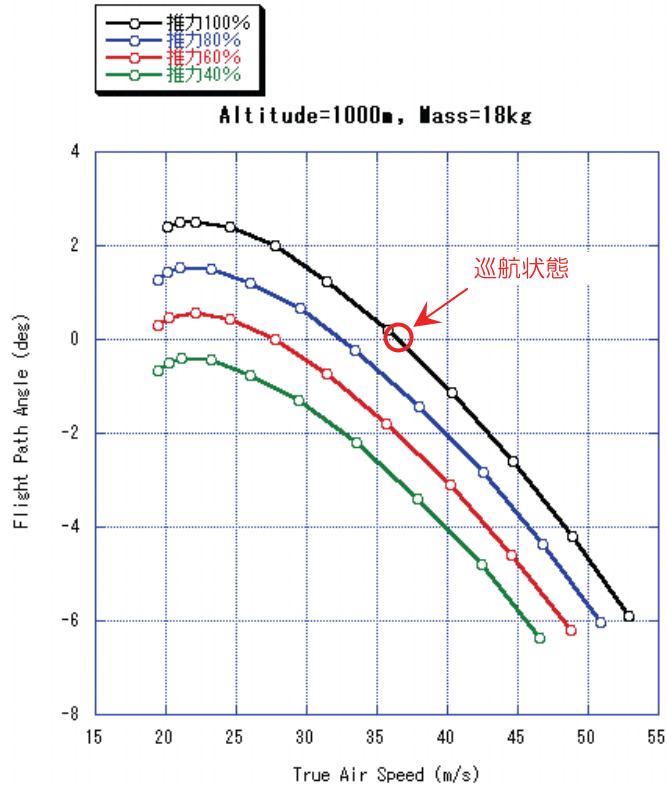


図 2.1 飛行包絡線

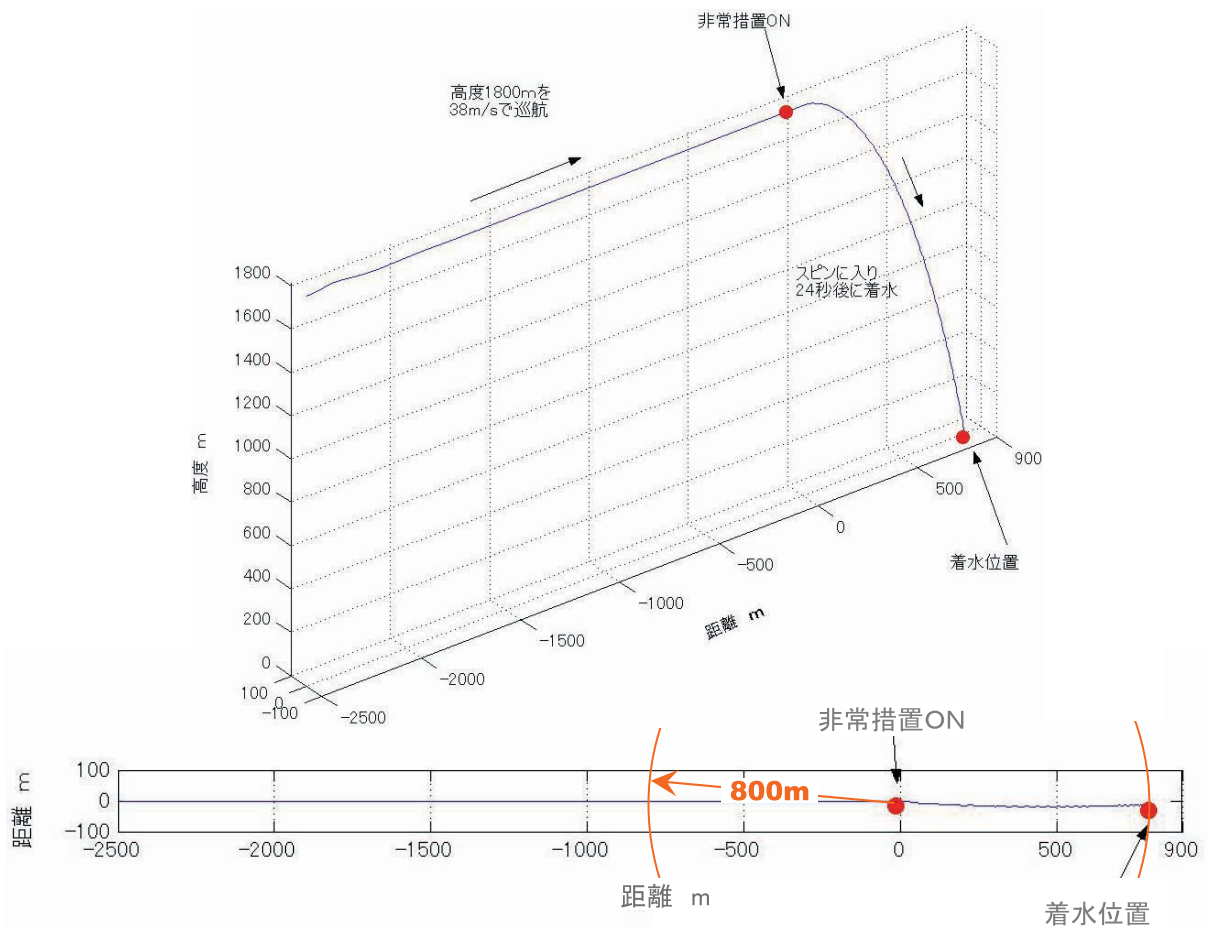
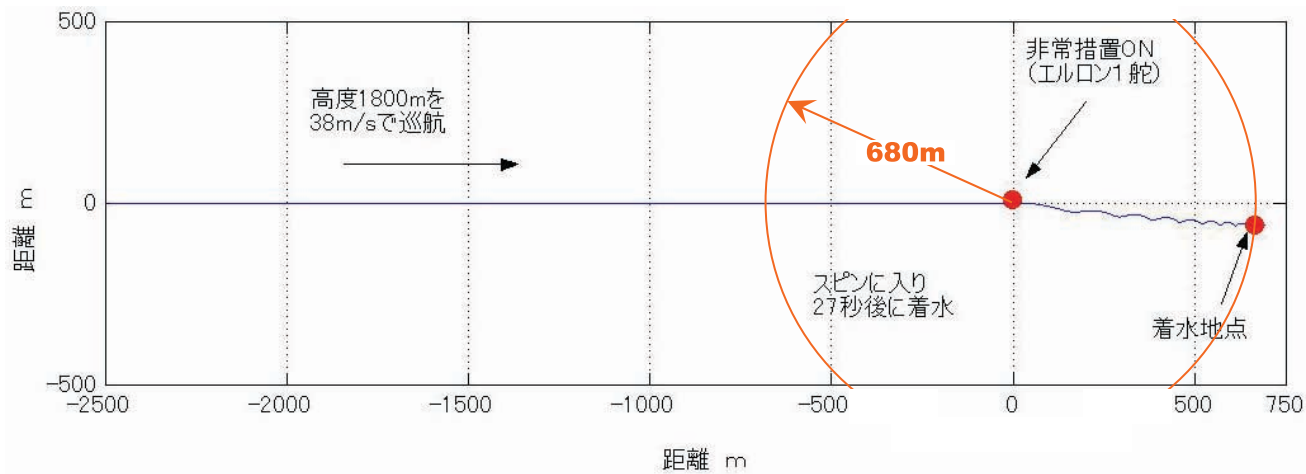
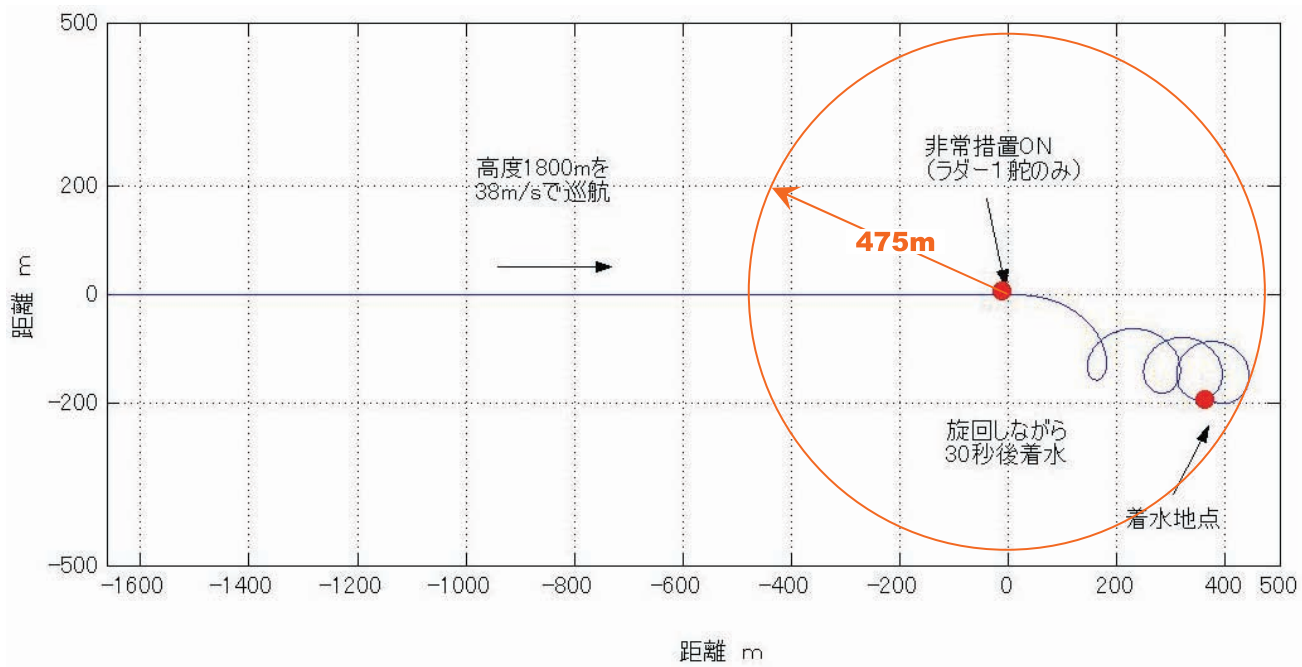


図 2.2 非常措置実施時の飛行軌跡



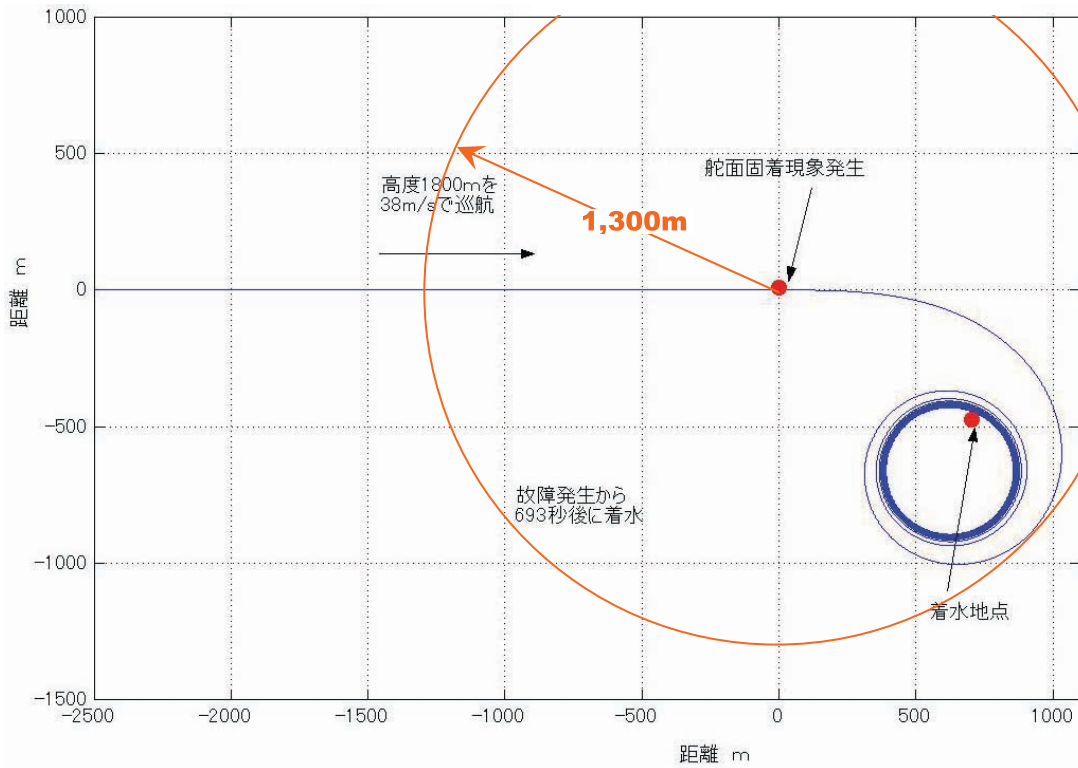
(a) エルロン1舵



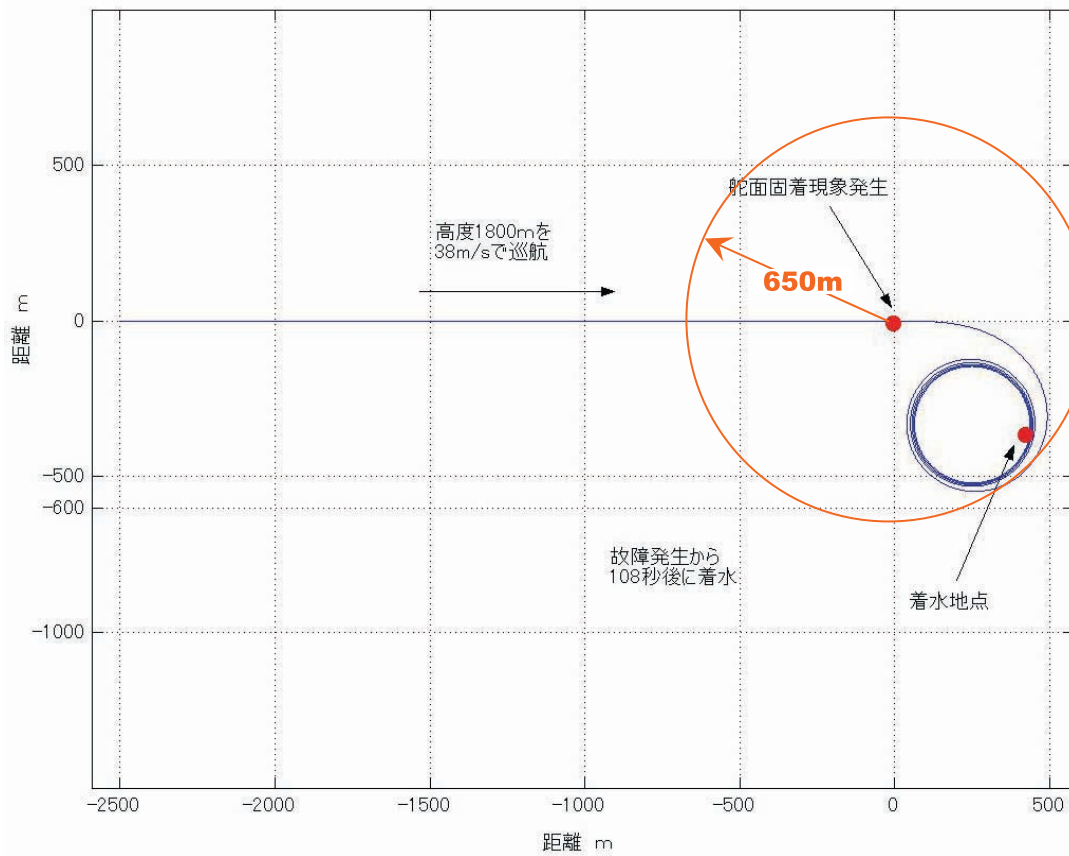
(b) ラダー1舵

図 2.3.1 舵による非常措置実施時の飛行軌跡





(a) エルロン0.1°



(b) エルロン0.5°

図2.4-1 コントロールユニット故障時

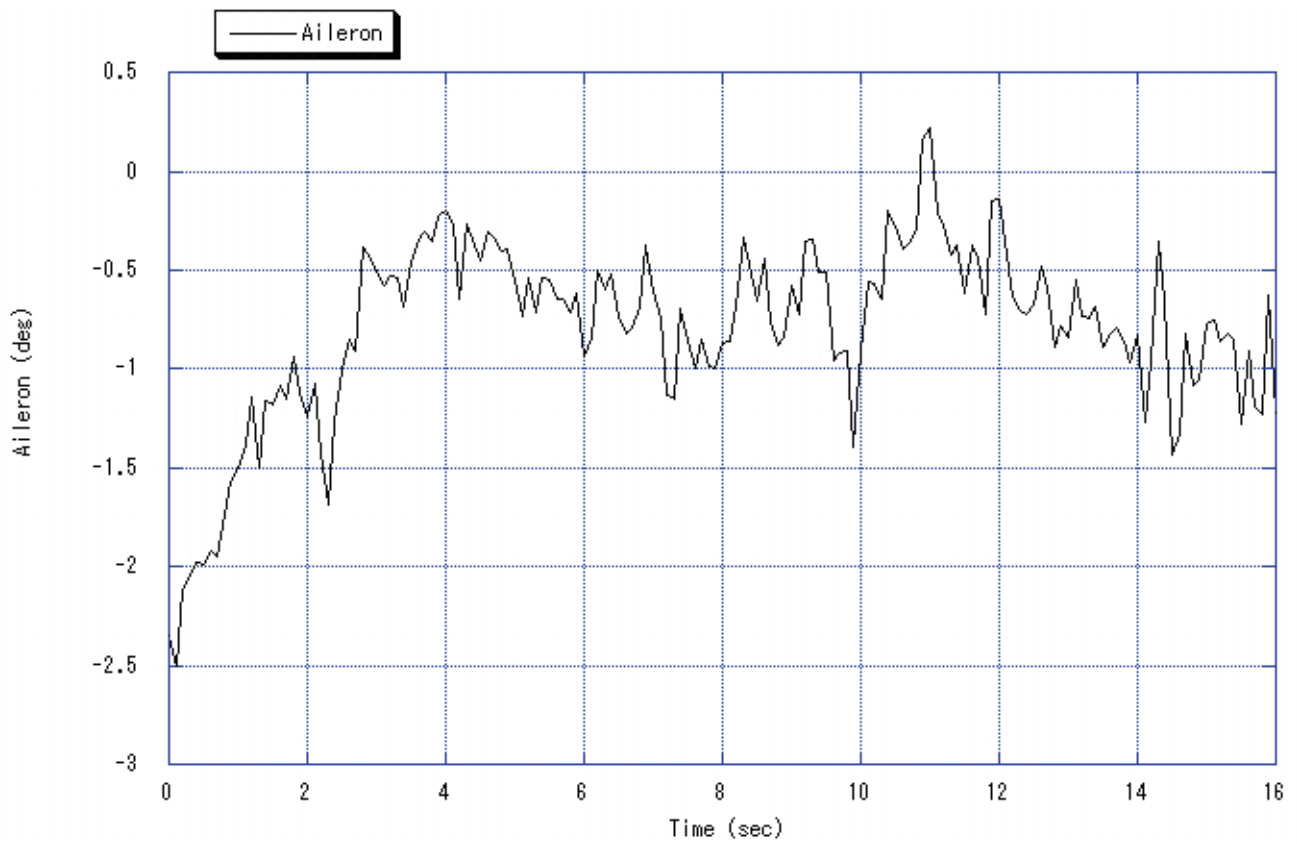
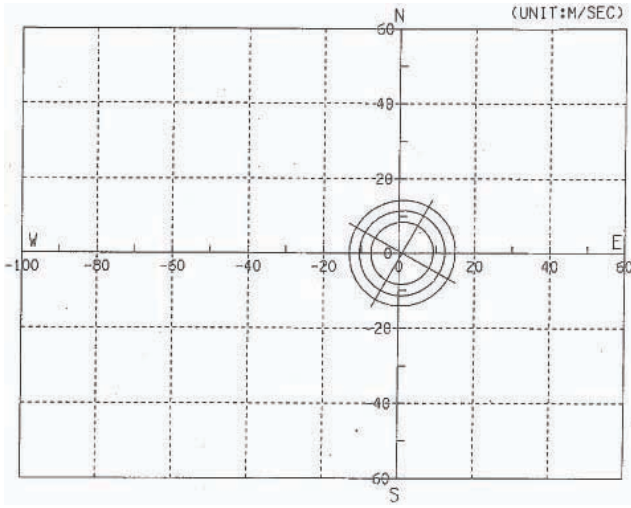
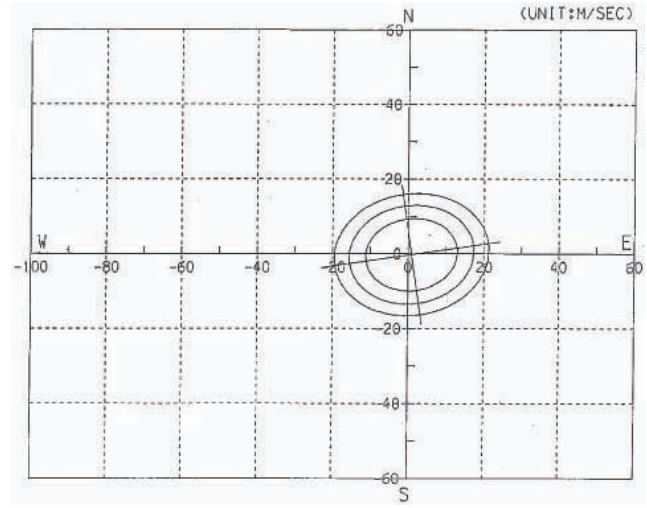


図 2.4-2 定常飛行時のエルロンの動き (大樹町飛行実験結果)

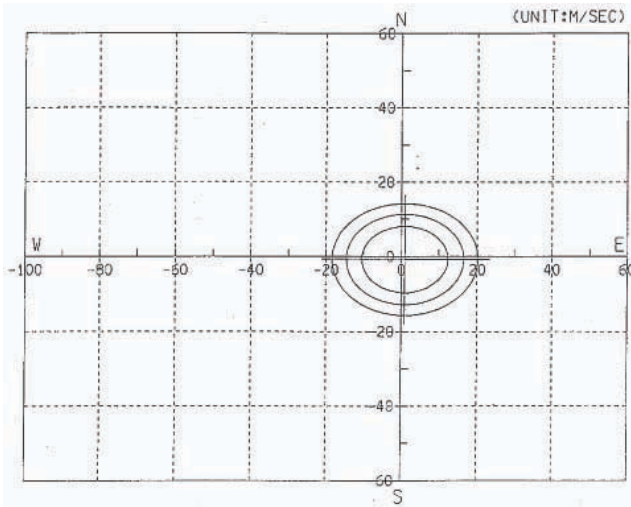
多目的小型無人機の開発と気象観測飛行実験



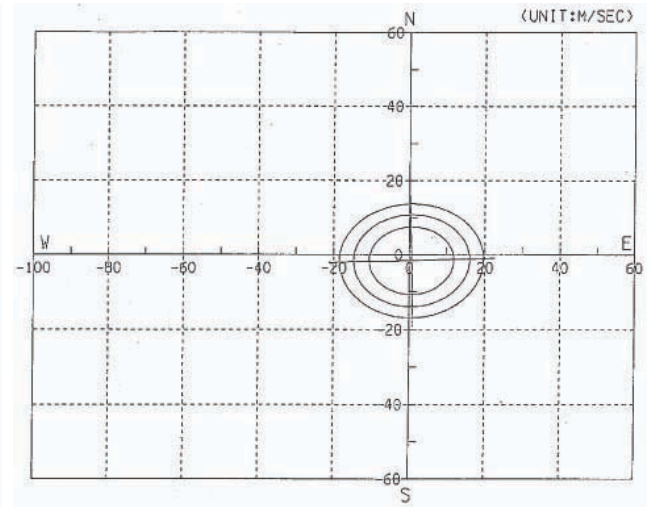
(a) 高度 0m



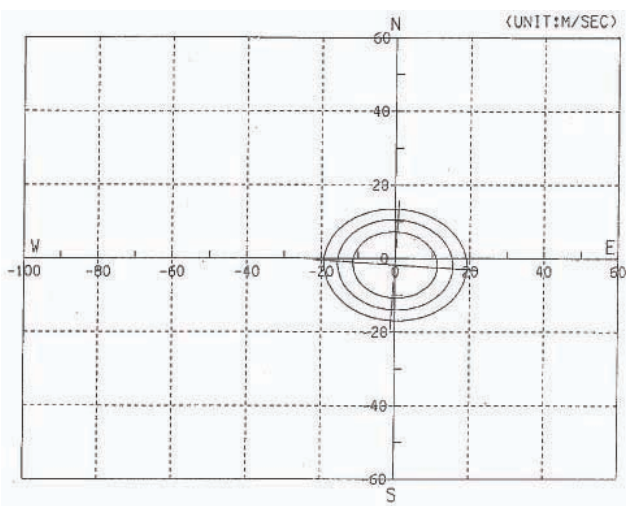
(b) 高度 500m



(c) 高度 1,000m



(d) 高度 1,500m



(e) 高度 2,000m

楕円の中心:平均風  
 内楕円:累積確率 80%  
 中楕円:累積確率 95%  
 外楕円:累積確率 99%

図 2.5 種子島風モデル (夏期)



宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-06-023

---

発行 平成 19 年 3 月 30 日

編集・発行 宇宙航空研究開発機構

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町 7-44-1

URL : <http://www.jaxa.jp/>

印刷・製本 (株) 東京プレス

---

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記にお願いいたします。

宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター

〒305-8505 茨城県つくば市千現 2-1-1

TEL : 029-868-2079 FAX : 029-868-2956

---

© 2007 宇宙航空研究開発機構

※ 本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工することを禁じます。



本書は再生紙を使用しております。

This document is provided by JAXA.