

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

小型飛行船型無人機の研究開発

河野 敬, 奥山 政広, 都甲 章己, 中舘 正顯, 松田 幸雄

2013年11月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

目 次

1. 研究開発の経緯	3
1.1 災害監視無人機プロジェクトの経緯	3
1.2 飛行船型無人機の位置付け	3
1.3 定点滞空飛行試験の成果(飛行船型無人機の実績)と残された課題	3
1.4 飛行船型無人機技術課題	3
2. 飛行船型無人機システム	5
2.1 14m 級飛行船型無人機	5
2.1.1 開発の経緯	5
2.1.2 機体システム	6
2.1.3 制御・運用システム	14
2.1.4 機体運用	20
2.1.5 飛行実験等の実績	23
2.1.6 総 括	29
2.2 小型電動飛行船	30
2.2.1 開発の経緯	30
2.2.2 機体システム	30
2.2.3 制御・運用システム	33
2.2.4 機体運用	35
2.2.5 飛行実験等の実績	37
2.3 12m 級飛行船型無人機	46
2.3.1 開発の経緯	46
2.3.2 機体システム	46
2.3.3 制御・運用システム	56
2.3.4 機体運用	64
2.3.5 飛行実験等の実績	65
2.3.6 総 括	67
3. 要素技術毎の成果	68
3.1 誘導制御技術	68
3.1.1 誘導制御系の概要	68
3.1.2 通常飛行モードの制御	69
3.1.3 ホバリングおよび自動離着陸模擬時の誘導制御	72
3.1.4 低速度直線トレース飛行	75
3.1.5 飛行シミュレーション	76
3.1.6 飛行試験による評価	77
3.1.7 その他の制御	94
3.1.8 所見	96

3.2 組立・地上運用技術	97
3.2.1 船体の組立, 解体	97
3.2.2 地上運用	100
3.2.3 エンベロープのスーパーヒート	103
3.2.4 密度高度を物差しにした船体浮力の把握	103
3.3 熱浮力管理技術	104
3.3.1 船体の浮力系	104
3.3.2 内部ガスの透過	108
3.3.3 船体内外差圧による船体容積	113
3.4 推進機, 燃料供給系統	116
3.4.1 エンジン要求性能と市販エンジンの選択	116
3.4.2 エンジンの改造と周辺部品等の開発	117
3.4.3 搭載エンジンの性能	118
3.4.4 発電ユニットの試作	121
3.4.5 プロペラ及び推進機特性	122
3.5 電源, 電力供給系	126
3.6 計測機器等	130
3.6.1 複合航法装置	130
3.6.2 超音波風速計	132
3.6.3 高度計システム	135
3.6.4 温度計測系, AD 変換系	137
3.7 無線通信技術	139
3.7.1 無人機システムにおける無線通信技術	139
3.7.2 データ伝送	141
3.7.3 映像伝送	148
4. まとめ	159
5. 謝 辞	159
6. 参考文献	159
付録 A: 搭載コンピュータで用いる OS のカスタマイズについて	161

小型飛行船型無人機の研究開発*

河野 敬, 奥山 政広, 都甲 章己, 中舘 正顯, 松田 幸雄

Research & Develop program of the Small Airship type UAV*

Takashi KOHNO, Masahiro OKUYAMA, Shouki TOGOU,
Masaaki NAKADATE and Yukio MATSUDA

Abstract

R&D on unmanned aerial vehicle (UAV) systems for the disaster monitoring has been conducted at JAXA since 2005. The Airship type UAV is expected to be the essential part of such disaster monitoring UAV system. In order to develop the Airship UAV that can be useful in the actual disaster scene, flight control technology and operation technology are considered to be necessary. Two experimental vehicles were developed to prove each technology. 14m class Airship UAV was able to conduct automatic flight including hovering and simulated take off and landing. The flight test was conducted in 2007 and 2008. A new method of the ground handling including inflation and deflation of the envelope of the airship was developed. An small electric-driven remotely controlled airship (9m class) was developed with the devised ground handling system. The flight test was conducted in 2009 and a demonstration flight in the disaster exercise by the local government was also conducted. Finally, 12 m class Airship UAV was developed as a prototype of the disaster monitoring airship UAV with flight control technology and operation technology that are proven by the flight tests using the preceding two experimental vehicles.

Keywords: Airship, UAV, Flight Control, Operation, Flight Test

概 要

災害監視等に供する無人機システムとして、飛行船型無人機システムの研究開発を実施した。災害時に迅速かつ容易に運用できる飛行船型無人機を実現するために必要な技術として、飛行誘導制御技術と運用技術に着目した。それぞれについて研究開発を実施し、個別の試験機による飛行試験により技術実証をおこなった。飛行誘導制御技術については自動制御飛行が可能な 14m 級の飛行船型無人機を開発し、2007～2008 年度に飛行試験をおこなった。また、運用技術については専用地上装置を用いた先進的な地上運用技術を取り入れた小型電動飛行船を開発し、2009 年度に飛行試験をおこなったほか、地方自治体による防災訓練に参加するなどのデモンストレーションを実施した。更に、確立されたそれら技術を用いた、災害監視用のプロトタイプとなる 12m 級飛行船型無人機試験機の試作をおこなった。

* 平成 25 年 9 月 5 日受付 (Received 5 September 2013)

飛行船の運用等に関わる用語

EQ. :	飛行船の運用において、機体に作用する浮力と重力が釣り合っている状態を指して使われる。余剰浮力 0 の状態である。
EQ 調整 :	バラストの増減などにより、飛行船に作用する浮力と重力が釣り合った状態を作りだすこと。計測器等を使わずに重量状態を確認できるため、飛行船の運用においてはまずこの EQ 調整をおこない、その状態から重量の既に判明している装備品、燃料、バラスト等を積み増すことで所定の重量状態に設定することがおこなわれる。
ライトまたは static light :	飛行船の運用においては、機体に作用する浮力が重力に卓越している状態を指して使われる。
ヘヴィまたは static heavy :	飛行船の運用においては、機体に作用する重力が浮力に卓越している状態を指して使われる。
ヘヴィネス :	飛行船の運用においては、機体重量から機体を受ける浮力を差し引いた値のことを示す。一般にはヘヴィネスが正(つまり、余剰浮力が負)の値を取る状況で運用されることが多いため、運用時には余剰浮力よりもヘヴィネスを用いることが多い。
スーパーヒート :	日照等により、飛行船の内部ガス温度が外気温よりも高くなった状態を言う。
スーパークール :	放射冷却等により、飛行船の内部ガス温度が外気温よりも低くなった状態を言う。
バロネット :	飛行船の差圧調整のために船体底面に設けられた空気囊。大型飛行船では複数のバロネットによりトリムを調整する機能を持つものもあるが、小型飛行船では重心付近に 1 つだけ持つことが多い。
満膨張 :	ヘリウムが膨張して船体一杯になり、バロネットが完全に潰れた状態。これ以上にヘリウムが膨張すると船体膜構造に過剰な差圧がかかる可能性があり、危険な状態である。
バロネットフル :	満膨張とは逆にヘリウムが収縮してバロネットが膨張し、その最大容積に達した状態。この状態ではバロネットからヘリウム囊に圧力がかからないため、船体全体の差圧を維持することができなくなり、船体形状を維持できなくなる。また、一般にバロネットは差圧を受け持つだけの強度は持っていないため、バロネット破裂等により危険な状態になる可能性がある。

1. 研究開発の経緯

1.1 災害監視無人機プロジェクトの経緯

平成 17 年(2005 年)JAXA における航空プロジェクトを専門的に実施する組織として、航空プログラムグループが発足、同プログラムグループにおける無人機技術の研究開発を担う無人機・未来型航空機チームも同時に設立された。設立当初、同チームを構成する、飛行船型無人機(成層圏プラットフォーム飛行船)に携わっていた研究者の大半と固定翼無人機の研究に携わっていた研究者の一部を中心に議論を重ね、それまで、地上等の安全の観点から、飛行を無人地帯の上空に制限せざるを得なかった無人機(無人航空機)を、遠くない将来に有人地帯の上空も飛行可能にするという高邁な目標を掲げた。一方、航空プログラムグループは、社会の要請に応えることも期待されているので、単なる有人地帯上空を飛行させるための安全や信頼性技術の開発に止まらず、社会の役に立つミッションに投入できる無人機の研究開発も目指すこととした。チーム内でも議論を重ねたが、災害時の情報収集にニーズがある可能性があるという情報もあって、消防庁等と情報交換を実施し、災害監視無人機の研究開発を目指すに至った。

1.2 飛行船型無人機の位置付け

消防庁等から意見聴取を行った結果、災害発生直後の速やかな情報収集と発生後長時間にわたる情報収集に対しニーズがあることが判明した。一方、シーズとしては、飛行船型無人機と固定翼無人機に経験と技術があるので、飛行船型無人機は長時間にわたる情報収集、固定翼無人機は発生直後の速やかな情報収集と二本立てとして、ミッションを分担させることによって両方のニーズに応えることとした。

1.3 定点滞空飛行試験の成果(飛行船型無人機の実績)と残された課題

定点滞空飛行試験の成功を通じ、以下が実証された：

- 1) (大型飛行船の)設計技術、船体製造技術、地上運用技術
- 2) 船体の軽量膜材構造が実飛行に耐えられること
- 3) 熱浮力制御が有効に機能すること
- 4) 無人飛行船の飛行誘導制御が要求された精度で機能すること
- 5) 熱浮力制御、飛行誘導制御を含む飛行シミュレーション技術
- 6) 追跡管制技術。
- 7) 電動モーターによる推進技術

尚、航空法第 11 条但し書きに基づく飛行許可、及び無操縦者航空機の飛行許可により、有人地帯上空を飛行したのは、国内最初且つ唯一の成果である。成層圏プラットフォーム飛行船に必要な再生型電源技術については飛行実証には至らなかった。

1.4 飛行船型無人機技術課題

定点滞空飛行試験の成果と技術課題、災害監視飛行船型無人機に要求される地上運用性から、以下のように整理された：

- 1) 船体小型化・機体軽量化
- 2) 諸元策定、性能推算
- 3) 限られたバロネット容積による熱浮力制御

- 4) 自動離着陸を含む飛行誘導制御
- 5) 商用品を用いた長距離(追跡管制)通信
- 6) 信頼性向上
- 7) 組み立て・分解の容易化, 半自動化

2. 飛行船型無人機システム

研究開発の成果を、実環境下における運用試験によって総合的に実証することが必要であるとの観点から、平成 18～22 年に 3 機の試験機システムを開発した。先に述べた飛行船型無人機の技術課題のうち、最も重要な柱と目されたのは自動飛行誘導制御技術と地上運用(離着陸運用、船体組立、分解を含む)技術であった。特に地上運用技術については機体構造そのものに新規開発要素を盛り込む必要があり、このための機体開発をおこなっていたのではもう一方の飛行誘導制御技術の開発が滞る恐れがあった。そのため、まず一般的な R/C 無線操縦飛行船に近い形態の飛行船をベースに自動制御系を追加した 14m 級飛行船型無人機を開発し、これを用いて飛行誘導制御の開発実証を進めると共に、基礎的な飛行船の運用技術を取得し、従来型飛行船の地上運用における問題点を抽出することとした。これらの知見をもとに先進的な地上運用技術を取り入れた小型電動飛行船を開発し、実証をおこなった。最後にこれら 2 つの技術要素を統合し、自動制御飛行が可能で、地上運用の容易な飛行船型無人機のプロトタイプとなる 12m 級飛行船型無人機を開発した。

2.1 14m 級飛行船型無人機

2.1.1 開発の経緯

無人機・未来型航空機チームが設立された平成 17 年(2005 年)10 月から、社会の役に立つ無人機について検討を開始、同年中には、小型の飛行船型無人機を含む災害監視無人機の研究開発計画を策定した。チームを構成する飛行船型無人機の研究者は、大型の飛行船型無人機(定点滞空試験機)の経験はあったものの、小型については経験が乏しく、地上ハンドリングの実経験もなかった。技術開発/技術実証用機体を早期に入手して研究の推進をはかることを目指したが、翌(平成 18)年度は予算確保には至らず、このままでは、平成 19 年夏期までに自前の機体を用いた飛行試験を実施し、運用性、操用性を含む小型の飛行船型無人機の技術的成立性を実験的に評価することが難しくなった。

平成 18 年度は、研究の交流があり、且つ、先行して小型(全長 12 m)の研究用飛行船型無人機を入手していた神戸大学の夏期飛行試験に参加して経験を積んだ。しかしながら、搭載能力が限られているために飛行の自動化に限界がある等、自前の機体でないことの限界も見えたので、同年秋には年度内に機体を入手すべく追加配算を獲得、技術開発能力があり、カタログ品を改修することにより、製造日程や費用を抑えられる㈱エイ・イー・エスを製造業者に選定し、開発を開始した。

本機は平成 19 年 2 月に無線操縦飛行船として納品され、その後自律飛行化のための改修を実施して同年 8 月に自動制御飛行を含む最初の飛行試験を実施した。また、その後も運用性の向上等を目的として数次の改修を実施した。主要な改修とその主な改修点を表 2.1.1-1 に示す。

表 2.1.1-1 14m 級飛行船型無人機 主要改修履歴

実施時期	系統	改修内容
H19 年 7 月	制御系	飛行制御計算機による自動制御系の追加 遠隔操縦系統の 2 重化 計算機 Gondola, ミッション機器 Gondola の追加 非常投下索の追加
H19 年 11 月	機体構造	船体ヘリウム内袋の変更(電波を透過する材質に変更) Gondola 軽量化改修
	制御系	GPS アンテナ位置の変更 バッテリー変更
	推進系	推進器プロペラ変更(後に旧仕様に復帰) 燃料供給系サブタンク追加改修 飛行中のエンジン再始動機能を追加
H20 年 8 月	制御系	衛星電話テレメトリ系の追加 無線 LAN によるダウンリンク系の追加
	計測系	超音波風速計を屈曲型に交換
	推進系	燃料タンク変更 加圧式燃料供給系の導入 低燃料警報装置搭載
H20 年 10 月	推進系	エンジンスタータ仕様変更
H21 年 8 月	制御系	遠隔操縦系の #1 / #2 切替ロジック変更 2.4GHz 遠隔操縦系の導入 遠隔操縦によるエンジンスタータの仕様変更

2.1.2 機体システム

本機は、膜構造船体の下部に懸吊した構体(Gondola)に主要機器を収容する一般的な形式の軟式飛行船であり、船尾に十字状に配置された尾翼(安定板)と、その後縁に昇降舵、方向舵各 1 対を備える。推進器として Gondola の両舷に各一個のレシプロエンジン駆動プロペラを持っており、各推進器は縦方向に独立してティルト動作する推力偏向機構を持つ。本機の主要諸元を表 2.1.2-1 に示す。また、図 2.1.2-1, 2.1.2-2 に機体の外観を示す。機体構成要素の概略については本章の各項にて述べる。

表 2.1.2-1 14m 級無人飛行船 主要諸元

項目	諸元	備考
全長	13.96 m	
全幅	4.80 m	
船体容積	117.3 m ³	
重量	117.5 kg	最終形態における値。内部ガスを含まない。
耐風性能	14.8 m/s	最大対気速度の実測値による。
航続時間	2 時間	燃料満載時
ペイロード	公称 3kg 以上	環境条件等により変動する
最大到達高度	—	高度 250m 以下での運用を原則とする。
エンジン	BT-86B(フジインバック製 2 ストローク) x2, 排気量 86cc, 最大出力 7.5HP	+115° ~ -90° の範囲内で偏向機構を有する。(前方=0° から頭上げが+)
推進器	ガード付固定ピッチ 2 翅プロペラ	
燃料	ガソリン	2 ストロークエンジン用混合油
制御方式	R/C 遠隔操縦または機上計算機による自動制御飛行	

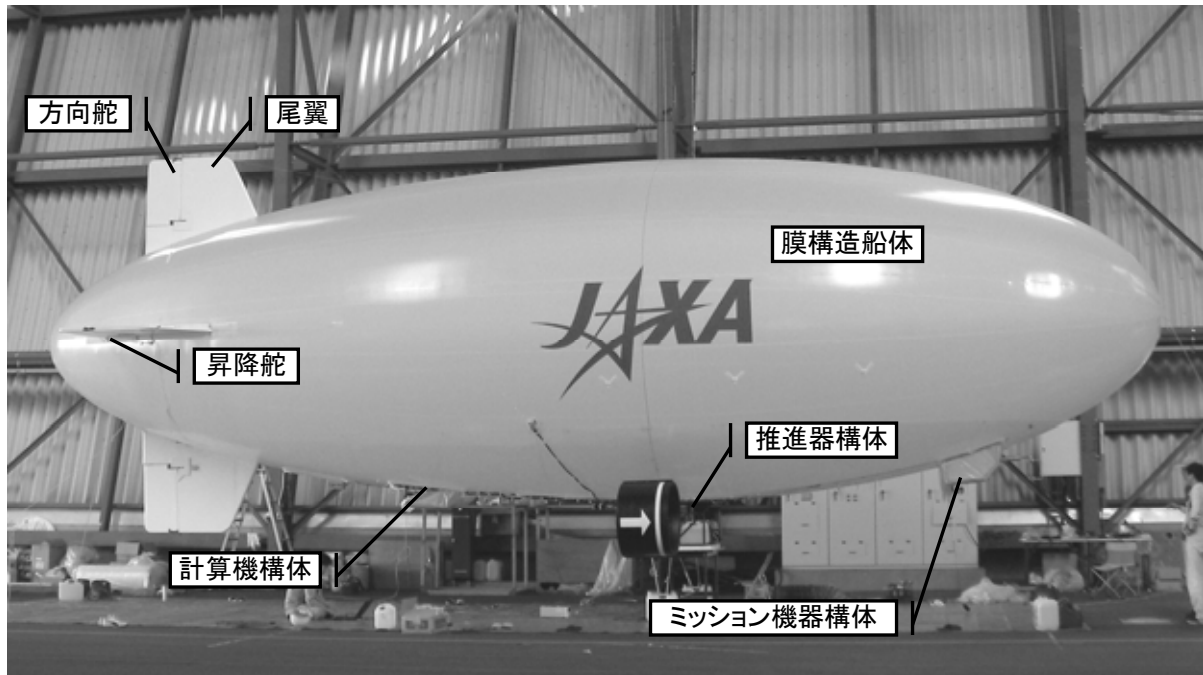


図 2.1.2-1 14m 級無人飛行船機体外観(右舷より)

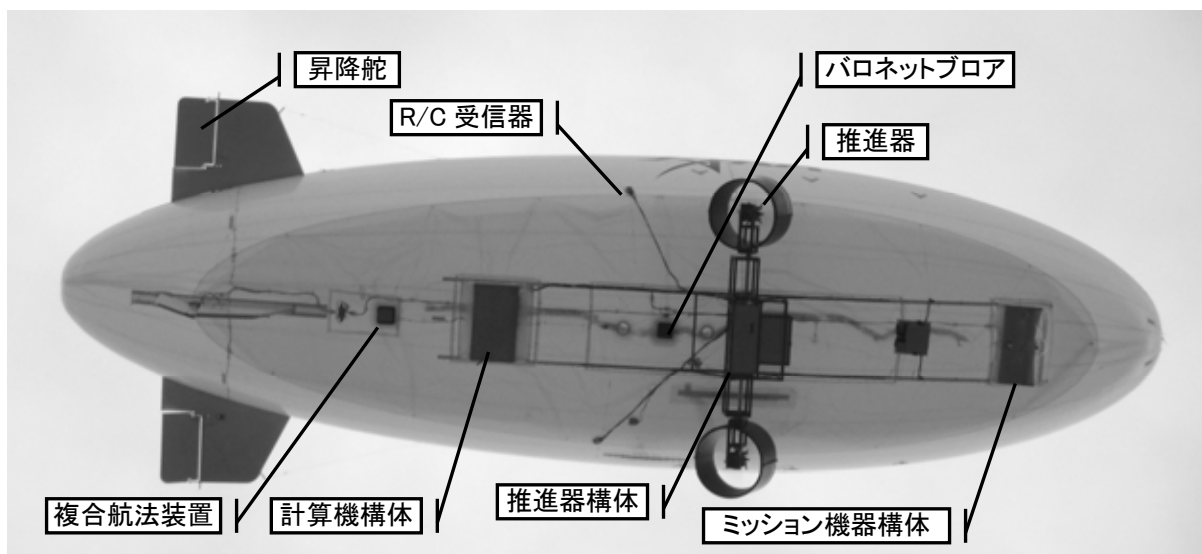


図 2.1.2-2 14m 級無人飛行船機体外観(下方より)

1) 膜構造船体

船体は膜構造による軟式船体であり、内部に船体と底面を共有する差圧調整用の空気囊(以下、バロネット)を持つ。エンベロープは 16 枚接合のゴア構成である。船体の構造は軟式 2 重膜 3 袋構造で、差圧による応力を受け持つエンベロープ外袋×1、ヘリウムを密封するヘリウム内袋×1、およびバロネット袋×1 の内訳になる。ヘリウム内袋方式は、ヘリウムが漏洩し易い袋への付属物取り付け部分がなく、また袋材の接合部によけいな応力がかからないため、ヘリウム保存性が良いことから採用した。船体(エンベロープ)の諸元を表 2.1.2-2 に示す。

表 2.1.2-2 14m 級飛行船型無人機船体諸元

要 目	諸 元
全長(l) [m]	13.96
最大直径(2b) [m]	4.0
細長比(n = l/(2b))	3.5
最大直径位置 [m] (船首から)	5.8
船体容積(V) [m ³]	117.3
バロネット容積(V _B) [m ³]	23.46

船体の外形を図 2.1.2-3 に示す。エンベロープ形状は前後異なる回転楕円体で構成される形状である。船体の先頭から後方へ位置 x をとり、それに直交させた断面形状の高さ z の座標において、最大径位置 a 、最大径の半径 b 、および全長 l として

$$\begin{aligned} \frac{(x-a)^2}{a^2} + \frac{z^2}{b^2} &= 1, \quad 0 \leq x \leq a \\ \frac{(x-a)^2}{(\sqrt{2}a)^2} + \frac{z^2}{b^2} &= 1, \quad a < x \leq l \end{aligned} \quad (2.1.2-1)$$

から、形状 z は

$$\begin{aligned} z &= b \sqrt{1 - \left(\frac{x-a}{a}\right)^2}, \quad 0 \leq x \leq a \\ z &= b \sqrt{1 - \left(\frac{x-a}{\sqrt{2}a}\right)^2}, \quad a < x \leq l \end{aligned} \quad (2.1.2-2)$$

で示される。ここでの数値は、 $a = 5.8 \text{ m}$ および $b = 2 \text{ m}$ である。また、船体の容積 V は

$$\begin{aligned} l &= (1 + \sqrt{2})a \\ V &= \frac{2}{3} \pi \left\{ (1 + \sqrt{2})a \right\} b^2 = \frac{4}{3} \pi l b^2 \end{aligned} \quad (2.1.2-3)$$

から求められる。

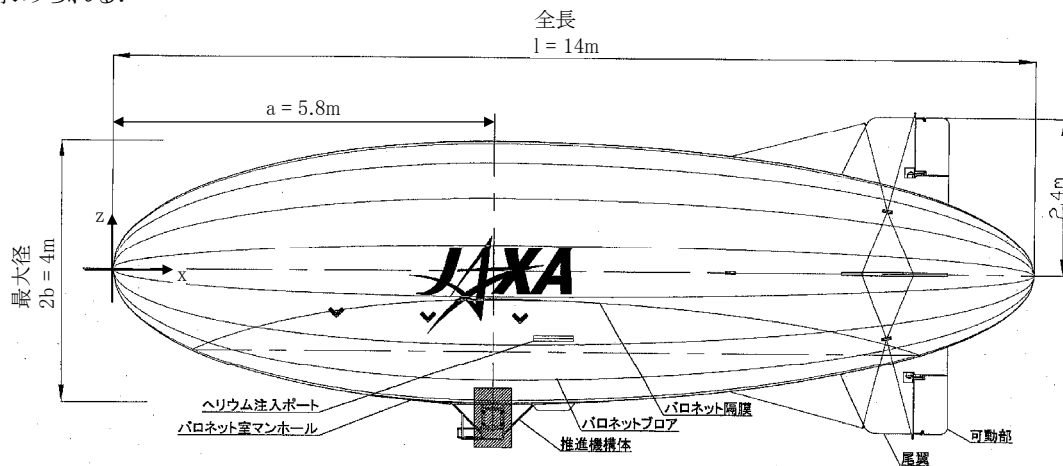


図 2.1.2-3 船体形状

2) 差圧維持系

エンベロープの形状維持は一定の内外差圧を維持することによってなされる。そのためにはバロネットに常時定常運転するブロアとオリフィスを設けることで、差圧を概ね一定値に保つことがおこなわれる。本機はバロネット部分にあたるエンベロープ中央底面に、市販の電動ファンを使用したブロア 4 つを 2×2 列に設置しており、これにより約 300Pa の加圧が可能となる。ブロアファンの隙間がオリフィスの機能を果たすため、その他のオリフィス、バルブ等は装備していない。ブロアの諸元を表 2.1.2-3 に示す。機体電源は 12V であったが、機体保管時は外部電源を用いて 8V 程度に減圧して使用した。

殆どの局面で問題なく機能したが、機体が急上昇した際に内外差圧が 700Pa 程度まで上昇したケースもあり、運用制限を必要とした可能性もある。またファンの構造上、ファンがダクトの入口近くにあるため、運用中に指を突っ込んでファンを損傷した事例もあった。(要員の怪我等はなかった。)

表 2.1.2-3 バロネットブロア諸元

ファン形式	ダクト外径／内径	電圧	消費電力	公称差圧
Micronel D603T-12V	60.0 / 56.5mm	9.0～15.0V(常用 12V)	6.68W	395Pa

3) 尾翼

エンベロープ後方には、上下および左右の 4 枚から成る十字尾翼を配置している。尾翼の翼型は前縁と後縁に丸みを持たせた平板であり、後端に可動部(舵面)を持つ。尾翼の諸元は以下の通り。

表 2.1.2-4 尾翼諸元

要 目	諸 元
翼弦長 [m]	1.623
翼幅 [m](後縁)	1.334
翼厚さ [mm]	52(平板翼)
標準取付位置 [m](船首より尾翼重心位置)	12.08
尾翼面積 [m ²]	1.56
固定翼面積 [m ²]	1.13
動翼面積 [m ²]	0.43
動翼割合 [%]	27.5
重量 [kg]	2.68／枚(4 枚の平均値)

各尾翼はウレタン製で、各舵面の回転軸となるカーボン製の骨で補強している。更に表面を軽量防水フィルムにて保護している。尾翼平面図を図 2.1.2-4 に示す。尾翼は根元にある 3 対の紐で船体側に結び付けられる。また、前後 2 対の左右への張線、1 本の前方への張線によりアラインメントを確保している。取り付け強度上の問題はなかったが、組立時に時間が掛かること、張線を短めに調整すると尾翼翼根が船体エンベロープに食い込む、張線の長さが狂った際に再調整が困難であるといった問題があった。また、組立時には上尾翼をあらかじめ船体に取り付け、滑車等で上方から吊っておく必要があった(図 2.1.2-5)。

各舵面は其々固有のサーボにて駆動され、最大舵角は±30° に調整されている。実際には 2, 3° の遊びがあり、飛行中の正確な舵角は定かではない。尾翼に使用するサーボの形式およびデータを表 2.1.2-5 に示す。

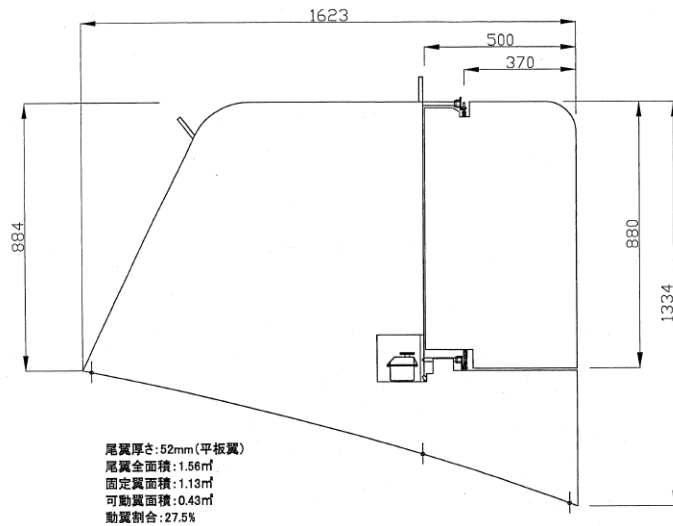


図 2.1.2-4 尾翼図面



図 2.1.2-5 組立中の上尾翼

表 2.1.2-5 尾翼動翼用サーボ形式

型 式	用 途	数量	定格	定格(最大)トルク
利根川精工 PS-050	方向舵・昇降舵	4	4.8～12V	8.17 (65.33) kg・cm

4) 推進器構体, その他構体

本機は飛行に必要な推進器, 燃料等を納める推進器構体を船体中央下部に懸吊装備していた. また自律制御化のための改修(平成 19 年 7 月)に伴い, 機体前方下部にミッション機器構体, 後方下部に計算機構体を装備した. 構体はいずれもカーボンフレーム構造で, 主構造に 30mm×30mm 角カーボンパイプ, その他の部分に 20mm×20mm 角カーボンパイプを用いた. 底板は当初ベニヤ合板を用いたが, 後に軽量化のためにアクリル薄板でサンドウィッチしたスタイロ板に変更した. 主要搭載機器は底板にネジ止めする構造となっている. 初期形態における推進器構体の外観を図 2.1.2-5, 2.1.2-6 に示す. また, 搭載バッテリー等を変更した後期形態における外観を図 2.1.2-7 に示す.

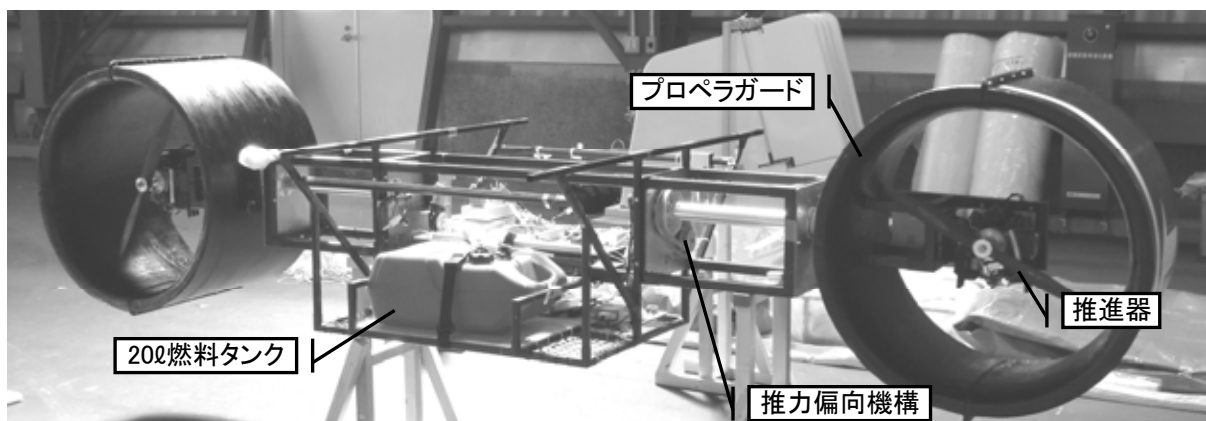


図 2.1.2-5 推進器構体(初期状態)

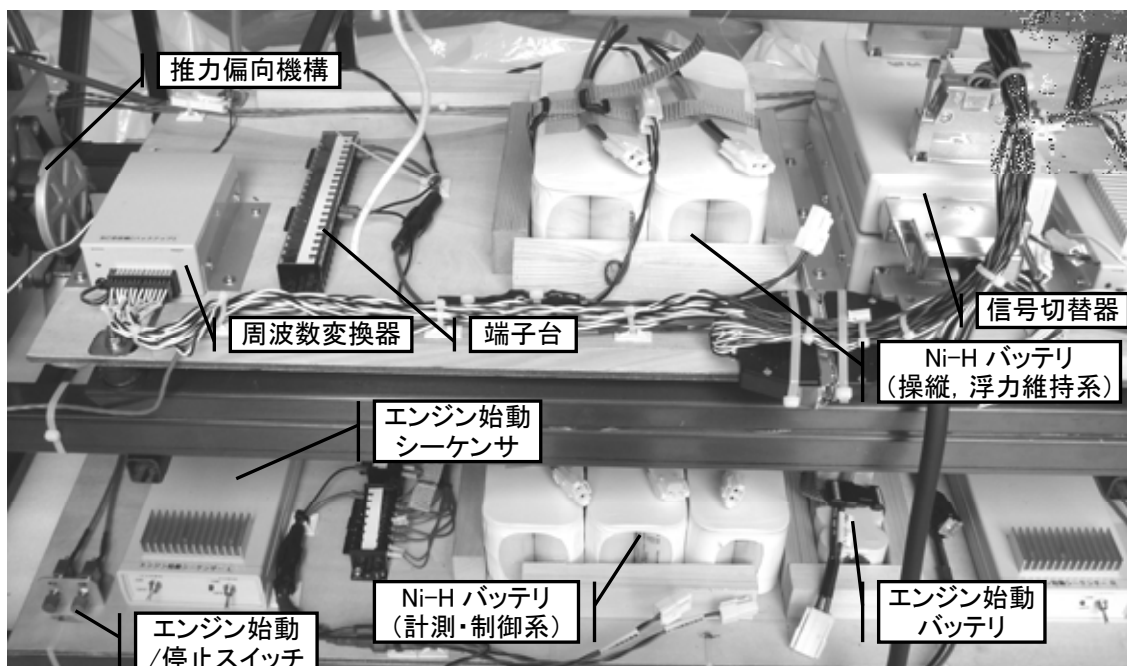


図 2.1.2-6 推進器構体中央部(初期状態: 後方より)

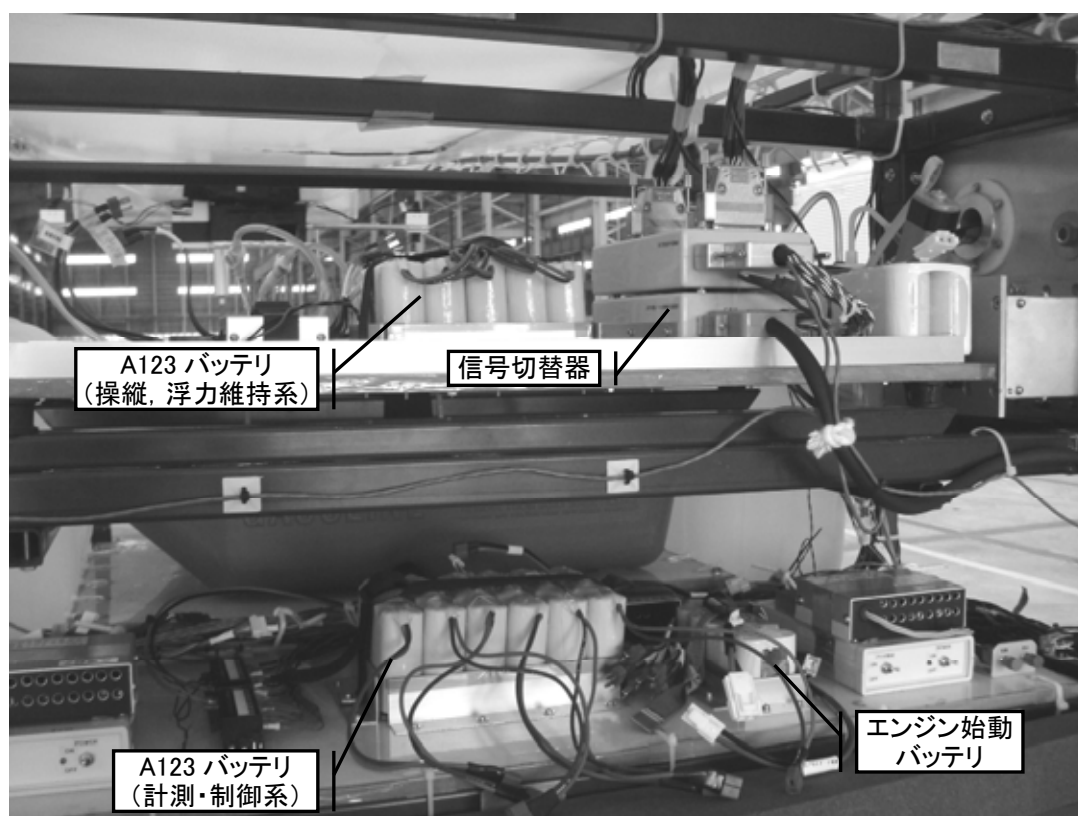


図 2.1.2-7 推進器構体中央部(後期状態: 後方より)

各構体は上部に前後方向に伸びるアームを持ち、これに船体に設けたアイプレートからの紐を結束することで船体に支持される。特に重量の大きい推進器構体についてはアームの前後にやや細いカーボン丸パイプを延長し、そこにも結束することで荷重分散を図っている。この方式は荷重分散という点では優

れているが、多数の紐で結束しているため取り付けに時間が掛かり、屋外において短時間で組み立てるような機体には向かない特性があった。また、一度構体を船体に取り付けてしまうと、バランス調整のために取り付け位置を変更するようなことも容易ではなかった。図 2.1.2-8 に推進器構体の船体下面への取り付け状態を示す。



図 2.1.2-8 船体下面への取り付け状況

5) 推進器、燃料供給系

推進器構体両舷に、各一基のレシプロエンジン駆動プロペラを装備した。エンジンにはフジインバック(株)製 BT-86B(2 ストローク)エンジンを採用し、Bolly 製 24"×12 固定ピッチ 2 翅プロペラを駆動する。最大回転数は 6,200～6,400rpm で、静止推力は一基あたり 15kgf を発揮することができた。各推進器は縦方向に独立してティルト動作する推力偏向機構を持ち、 -90° (推力作用方向鉛直下向き)から 0° (前向き)、 90° (鉛直上向き)を経て 115° (上後方)まで偏向することが可能であった。要員等の保護のため、プロペラ回転面を覆うカーボン製プロペラガードを装備し、プロペラ回転面、および操縦者が推力方向を識別するための矢印を白色でマーキングした。ティルト機構を多用すると推力方向の錯誤が生じがちであるとのパイロットコメントもあり、矢印のマーキングは好評であった。

燃料供給系としては当初 200 入りの単一燃料タンク(軽船舶用の汎用品)を搭載し、エンジンの負圧による自然吸気で両舷推進器への供給をおこなっていた。しかし、配管経路が長いと思われる供給不良が発生したこと、燃料供給の冗長性を高める要求があったことなどから、改修後は(株)フジインバック製の 3.80 入り燃料タンク 4 基を装備し、各舷に 2 基ずつ個別に供給することとした。また、供給系についてもエンジンクランクケースから抽気した搬送圧により圧送する形式とした。燃料タンクへの供油については、初期には燃料タンクを機体から降ろして注入していたが、燃料タンクの変更と同時に 100 入り携行缶に電動ポンプを装備した燃料供給缶を導入し、燃料タンクを機上に搭載したままで燃料の注入、排出を実施できるようにした。

表 2.1.2-6 推進器関係搭載機器

品目	型 式	諸 元	数量	備 考
推進器エンジン	フジインバック BT-86B	86cc 2 ストローク水平対向 2 気筒 / 7.5HP(公称)	2	製造元にてスタータモータ設置
推進器プロペラ	Bolly 24"×12	カーボン製固定ピッチ 2 翅	2	
スロットルサーボ	Futaba FP-S9101	4.8V / 3.07kg・cm	2	
推力偏向機構	機体製造元特注品		2	
燃料タンク(初期)		20 リットル入	1	2007.12 まで
燃料タンク(後期)	フジインバック特注品	3.8 リットル入	4	2008.07 以降

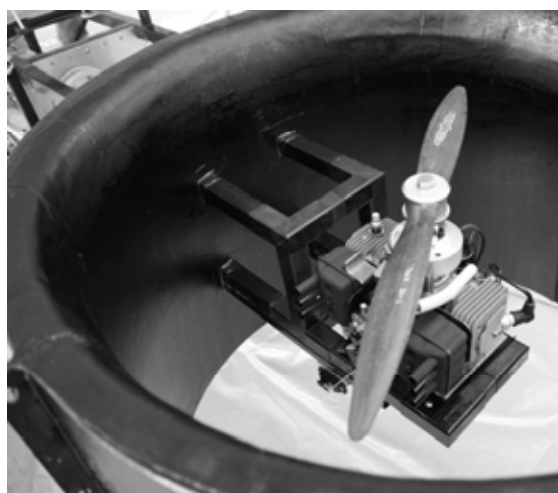


図 2.1.2-9 推進器外観

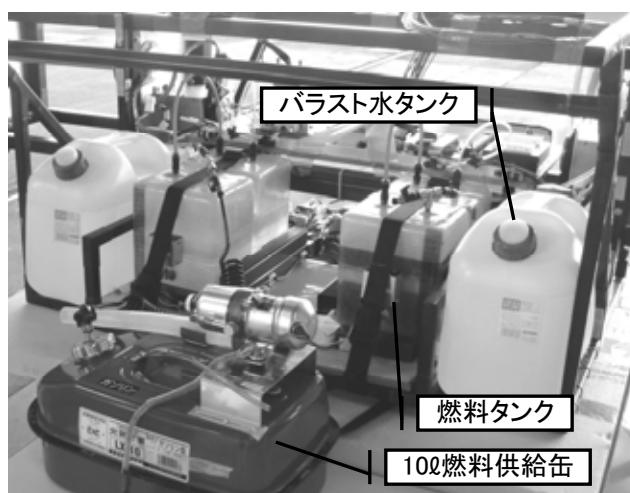


図 2.1.2-10 燃料タンクステージ(最終形態)

エンジンスタータはシーケンサ制御により、自動的にチョークバルブの操作とスタータモータの回転をおこなうように設定されており、機側のボタンを押すだけで始動することができた。また、燃料を搭載して最初の始動時に配管内に燃料を呼び込むため、始動ボタンを長押ししている間スタータモータが回転し続けることで燃料を呼び込むクランキング機能があった。

スタータは当初、機側スイッチのみで動作する設定であったが、飛行中のエンジン停止に対応する空中再始動の要望があったことから平成 19 年 11 月の改修にてプロボからも地上始動と同じシーケンサ動作を起動できるようにした。しかし、両舷のスロットルを同一チャンネルの信号で制御しているため、再始動をおこなうエンジンに対して細かいスロットル動作をおこなうことができず、複数回発生した空中片発停止に対して空中再始動に成功した実績はなかった。また、遠隔操縦系から所定のパルス幅の信号が 1 パルスでも入るとシーケンサ動作が開始されてしまうため、ノイズ等と思われる誤信号により空中でスタータシーケンスが開始され、チョークバルブの動作等により飛行中にエンジン回転数が不安定になるケースや地上運用中に予期せず始動シーケンスが開始されてしまう不具合が発生した。このため、当面の対策としてエンジン回転数が一定以上であればシーケンサが動作しないような安全装置を装備した。更に平成 21 年 10 月の改修にて、遠隔操縦装置からはシーケンサを介さず、スタータモータのみを直接制御するよう仕様変更した。但し、諸事情によりこの形態で飛行試験をおこなうことはなく、従って空中再始動の実績もなかった。

6) バッテリ

本機は遠隔操縦飛行船として完成した時点で、遠隔操縦系、バロネットブロー等の動作のために Ni-H 組電池を使用していた。またそれとは別にエンジン始動用バッテリーとして放電特性の良い Ni-Cd バッテリ 1 本を搭載した。自動制御化のための改修に伴って Ni-H 電池を増載し、搭載バッテリーは表 2.1.2-7 の通りとなった。後に軽量化等のために Ni-H 電池を Li-Fe 電池に交換し、表 2.1.2-8 の組み合わせとなった。

表 2.1.2-7 14m 級飛行船型無人機搭載バッテリー(初期状態)

用 途	形 式	数量	定格／容量	備考
搭載機器用バッテリー	Ni-H 組電池	3	12V / 9AH	
計算機系用バッテリー	Ni-H 組電池	2	12V / 9AH	
E/G 始動用バッテリー	Ni-Cd 組電池	1	12V /1.9AH	

表 2.1.2-8 14m 級飛行船型無人機搭載バッテリー(最終状態)

用 途	形 式	数 量	定 格 / 容 量	備 考
搭載機器用バッテリー	A123 (Li-Fe) 組電池	6	13.2V / 2.3AH	
計算機系用バッテリー	A123 (Li-Fe) 組電池	5	13.2V / 2.3AH	
E/G 始動用バッテリー	Ni-Cd 組電池	1	12V / 1.9AH	

全てのバッテリーは、飛行中に動揺しないよう推進器構体に設置した木枠に収まるように搭載し、更にストラップで拘束した。同じ系統に属するバッテリーは全て電子回路を介して並列接続され、逆流等を防止するようになっていた。概ね問題なく機能したが、交換時に多数の電池を抜き差ししなければならないこと、電池接続によって搭載電装品の電源が入ってしまう仕様のため、コネクタ接続時のチャタリングが電装品、特に飛行制御計算機に悪影響を及ぼす恐れがあること等の問題があった。

7) 非常投下索

飛行中の不具合、悪天候条件等により機体が漂流状態になることを懸念し、遠隔操縦装置からの指令により全長 150m の索を投下する非常投下索を装備した。装置は推進器構造体左舷後部に索をリールに巻いた状態で装備し、遠隔操縦装置からの指令によってサーボが動いてラッチが外れると、索の先端についた錘の重量で落下する仕組みであった。機体重心付近に装備したため、索を牽引することにより予想外の姿勢変動を起こす可能性は低かったが、船首を引かないため牽引状態では風見が取れず、船首方位不安定になる恐れもあった。

実際のところ本機は比較的大きなヘヴィネス状態で運用することが多く、漂流の危険は少なかった。安全に留意して試験を実施したこともあり、全運用期間を通じて非常投下索を必要とする事態に至らなかったことは幸いであった。

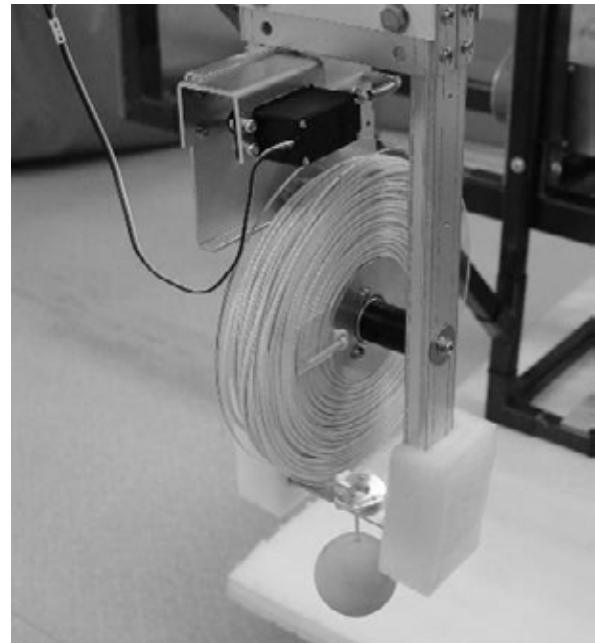


図 2.1.2-11 非常投下索

2.1.3 制御・運用システム

1) システム構成の概略

14m 級飛行船型無人機システムは R/C 飛行船を改修して自動制御飛行を可能にしたものである。最終的なシステム構成の概要を図 2.1.3-1 に示す。飛行船は地上のプロポからの信号、または機上 FCC によるコントロールを受けて推進器スロットル、推進器ティルト角、昇降舵、方向舵を操作し、飛行を行なう。無線 LAN により必要な飛行データをダウンリンクして地上支援計算機で監視できる

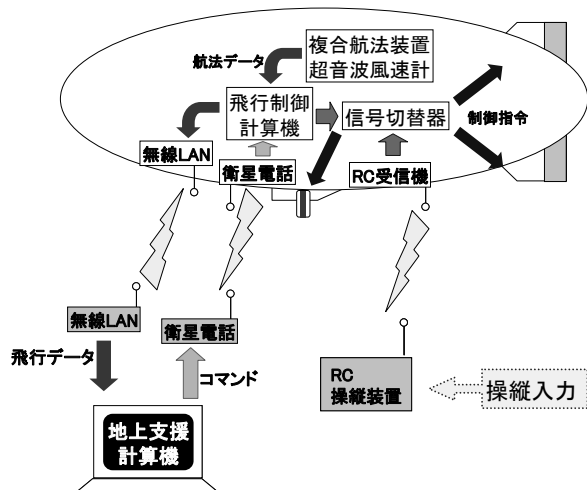


図 2.1.3-1 14m 級飛行船型無人機システムの構成

ほか、地上支援計算機より制御の開始、モード切替等の簡易なコマンドを送ることができる。

基本的なシステム構成は使用期間を通じて同様であったが、伝送系、遠隔操縦系等を中心に適宜改修等を加えた。自動制御化改修をおこなった初期状態と、最終形態のブロック図を図 2.1.3-2、図 2.1.3-3 にそれぞれ示す。機上の計算機システムはセンサ類からのデータを収集し、FCC や地上支援システム側に送出する FDC (Flight Data Computer) と、送られたデータを元に誘導制御計算をおこなって制御イフェクタへの指令を作り出す FCC からなっている。また、機上の信号切替レベル変換器において、FCC からの信号または R/C からの信号のいずれかを選択してイフェクタに送出している。どちらの信号をイフェクタに送出するかはプロポから発信される選択切替信号によって決定されるため、プロポ側から任意の時点で制御をオーバーライドすることができる。このため、自動制御への移行もプロポからの指令で FCC 側に制御を渡すことにより開始される。

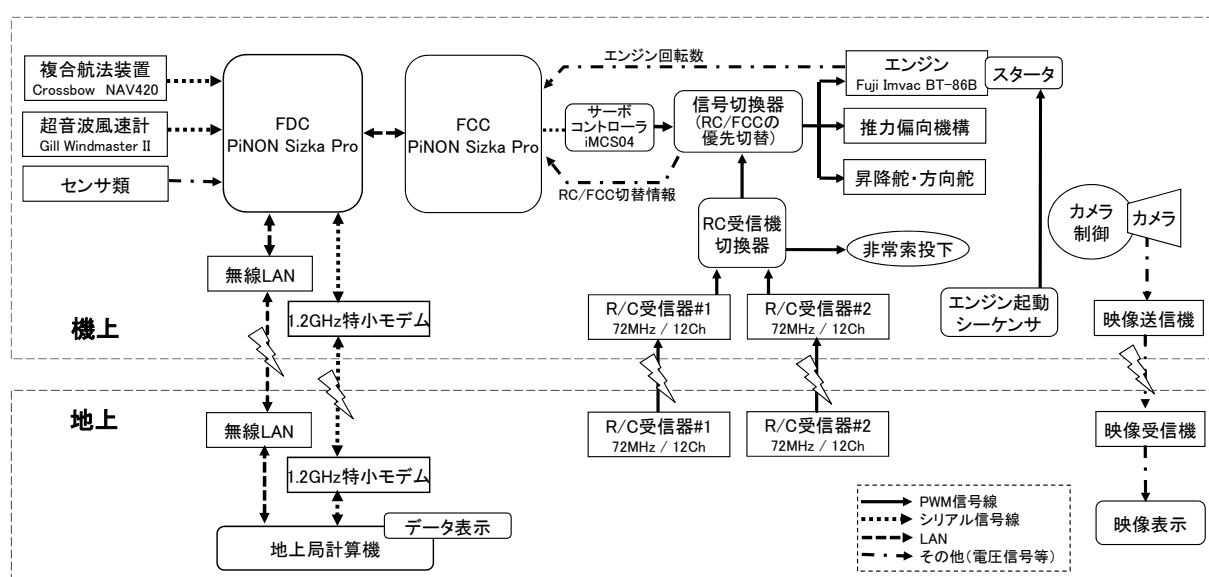


図 2.1.3-2 14m 級飛行船型無人機システムブロック図 (2007.08: 自動制御化改修直後)

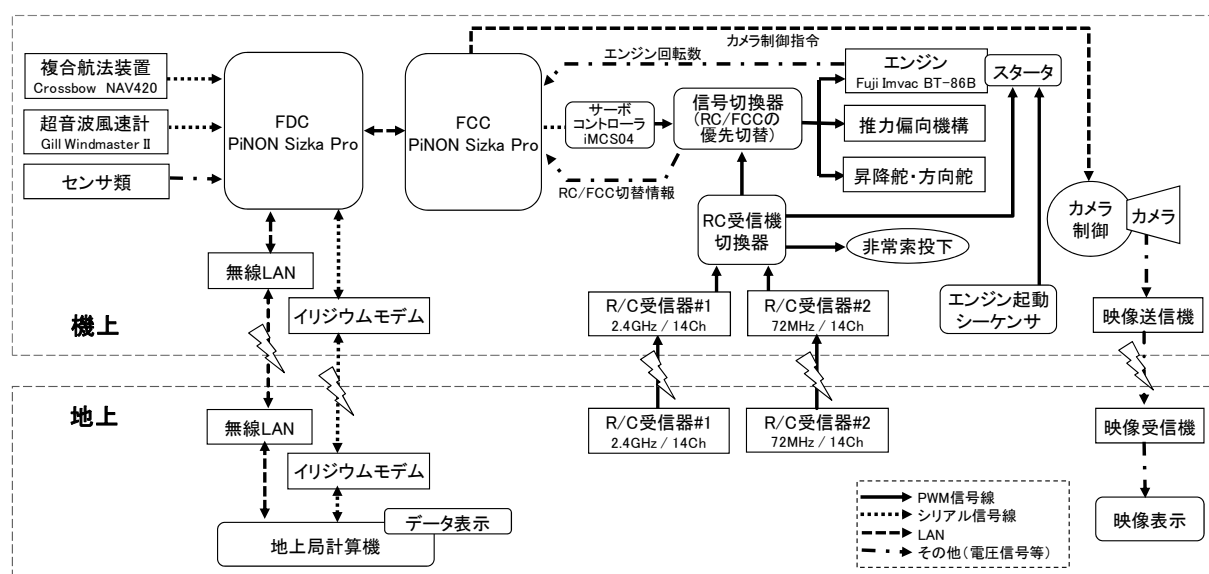


図 2.1.3-3 14m 級飛行船型無人機システムブロック図 (2009.10: 最終形態)

2) 機上計算機

機上計算機としては汎用 OS が動く小型計算機として(株)PiNON(ピノノ)製 Sizka Pro500 を採用した。過去の実績等からデータ収集、制御指令更新の周期を 10Hz としたが、そのための計算機的能力が不足である可能性があったため、システムはセンサ類からのデータを収集し、FCC や地上支援システム側に送出する FDC (Flight Data Computer) と、送られたデータを元に誘導制御計算をおこなって制御イフェクタへの指令を作り出す FCC から構成した。OS として Vine Linux Ver.4 を使用した。放熱に問題があることが懸念されたため、機体メーカーにて筐体側面に開口し、換気ファンを付設する改修をおこなった。また、シリアルポートが 1 口しかないため、シリアル接続する機器の接続には USB-シリアルポート変換器 (Strawberry Linx Co. CP2103)を使用した。但し、同変換器は Rx, Tx, GND の 3 線接続のみサポートしているため、H/W フロー制御を用いる機器との接続に支障をきたすこともあった。表 2.1.3-1 に搭載計算機の仕様概要、図 2.1.3-4 に外観を示す。

本機は運用期間を通じて概ね問題なく動作したが、平成 20 年夏期の試験において動作不良が発生したため、FCC を同一機種の新規個体と交換した。振動、吸気の汚れ、経年劣化等に起因する HDD の不具合と考えられる。

表 2.1.3-1 機上計算機仕様

名称	PiNON Sizka Pro500
CPU	AMD Geode™ LX800/ 500MHz
メインメモリ	DDR-SDRAM 512MB
I/F	USB2.0 x4ch (EHCI/OHCI) RTL8100 x2ch 10/100BaseT PCI1410 x1 スロット, CardBus 対応
HDD	500MB
電源	12V
寸法	109×112×51mm (D×W×H) ※ コネクタの突起部分を除く
重量	500g



図 2.1.3-4 搭載計算機外観

機上の制御プログラムは、データの入出力、物理量変換、保存等をおこなうプログラム基幹部分を機体と同じ(株)エイ・イー・エスが製作し、C 言語で記述されている。これに JAXA 側で記述した誘導制御則を関数の形で挿入してコンパイルをおこなう形で統合した。

3) 複合航法装置

重量、調達コスト等の観点から複合航法装置として Crossbow 社製 NAV420 を採用した。振動、電磁干渉等を避け、かつ船体とのアラインメントを確保するため、船体後部に、船体の傾斜に合わせてアラインメントを確保するような同装置専用のアルミ製構体を設置し、収容することとした(図 2.1.3-5, 6)。GPS アンテナは当初アルミ蒸着内袋の電波透過性に疑問があったため左舷水平安定板上に設置した。後に改修により内袋の材質を変更したため、重心よりやや後方の船体下部に貼付装備するよう変更した。



図 2.1.3-5 複合航法装置装備状態

同装置も概ね問題なく動作したが、特に高度方向で誤差が比較的大きい問題があった。また電源投入後にアラインメント保持のため 60 秒間機体位置、姿勢を保持する必要があり、屋外で電源の再投入を実施した場合には問題になった。

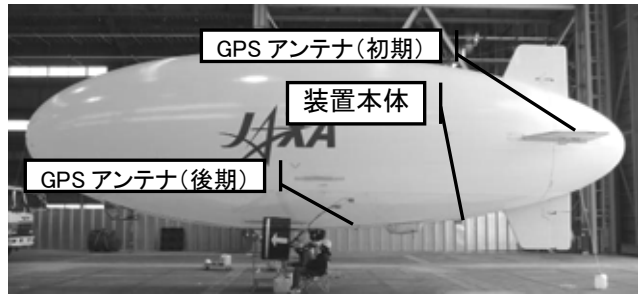


図 2.1.3-6 複合航法装置装備位置

4) 超音波風速計

飛行船の制御において 3 次元(最低でも水平面内の 2 次元)の対気速度情報が重要であり、かつ矢羽式風向計やプロペラ風速計で必要な精度の値が得られないことが多いことは過去の実績から認識されていた。そのため本機では当初より超音波風速計の搭載を前提に搭載機器を検討し、英国 Gill 社製 Windmaster を採用した。当初はミッション機器ゴンドラ下部に下向きに装備したが、地上運用時に頭下げの状態では接地しそうになるなど運用上の制約も大きかったため、平成 20 年度改修により取り付けアーム屈曲型のものを導入し、ミッション機器ゴンドラ前方に張り出して装備することとした。取付位置による迎角の誤差はあったものの、飛行制御に有効に寄与し、特に高いサンプリング周期を生かして外部風のリアルタイム観測ができたことはホバリング等の制御に非常に有効であった。



図 2.1.3-6 超音波風速計初期型(左), 屈曲型(右) 装備状況

5) その他センサ

上記の他に表 2.1.3-2 に示すセンサを搭載した。これらセンサは飛行制御には使用しないが、適宜データを保存及び地上にダウンリンクし、地上での監視に供した。

表 2.1.3-2 その他計測センサ

品 目	型 式	仕 様	備 考
内外差圧	日本電産コパル電子 PA-100-100D-S	0.0～1.0 kPa	バロネット室にて計測
大気圧	フジクラ PSM-005KPGW-F	-5.0～5.0kPa	気圧高度計に使用
船体外皮温度(上面)	シスコム SHTDA-1-L-5M	-20～120℃	
船体外皮温度(下面)	シスコム SHTDA-1-L-5M	-20～120℃	
左エンジン回転数	Panasonic DN6851	0～8,000rpm	ホール素子
右エンジン回転数	Panasonic DN6851	0～8,000rpm	ホール素子

また、大気圧センサの出力から気圧高度を導出し、保存、ダウンリンクするステータスに含めた。センサボックスにリセットスイッチを装備し、離陸前にスイッチが押された時の気圧を 0m の気圧として計算するよう設定した。GPS 高度の比較、離陸前と着陸後比較からすると 1 時間程度の運用に対して、精度は概ね±10m 以内というところであった。

6) コマンド、テレメトリ系

無人機の実用段階ではある程度伝送距離のあるコマンド、テレメトリ系を搭載する必要があり、そのためにデータ伝送量、伝送レート等が大きく制限されることが予測される。一方で、開発段階においては機体や誘導制御のステータス等飛行中にモニタすべき項目が多く、また突発時への対応のため伝送レートも確保する必要がある。このため、本機体では長距離を想定した小伝送量のコマンド／テレメトリ系と、短距離で用いる大容量のテレメトリ系の両方を装備することとし、当初は前者を 1.2GHz 特定小電力モデム、後者を 2.4GHz 無線 LAN として実装した。しかし、1.2GHz 特定小電力モデムでは長距離用を自称するには些か伝送距離が不足であり、平成 20 年 7 月の改修において長距離コマンド／テレメトリ系をイリジウム衛星電話に変更した。その際、衛星電話の信頼性に確信が持てなかったため、コマンドについては無線 LAN からも送信できるように変更した。

残念ながら実試験においてはイリジウム衛星電話が期待したように機能せず、通信が確立できない局面が多かった。そのため、コマンドアップリンクについては無線 LAN 経由での送信が主となった。

またこれとは別にダウンリンク系として搭載する映像伝送装置(1.2GHz 帯、1.0W)にデータ信号を重畳して送信する装置を開発し、確認試験をおこなった。一回の伝送量が 81byte に限定されること、伝送レートが 1Hz 程度であること等の制限はあったが、機体との見通しが確保できていれば映像信号と同様に 25km～30km の伝送距離を確保できることが確認できた。

7) 遠隔操縦系、信号伝送系

遠隔操縦装置として、双葉電子工業㈱製 T12ZA(72MHz, 12ch)プロポと R5104DPS 受信器の組み合わせを用いた。受信器は当初推進器構体内部に配置していたが、電磁干渉により電波到達距離が短くなる不具合が生じたため、最終的には受信器を船体側面のやや高い位置に貼り付け、そこからシールド線を介して信号切替器に導くこととして、地上で 200～400m 以上の伝送距離を確保することができた。現実には地上付近でそこまで機体と操縦者が離れることは稀であるが、不時着陸等で操縦者から離れたところに着陸させる可能性等を鑑み、その程度の伝送距離を確保する必要があった。

遠隔操縦装置－受信器のペアは 2 系統あり、それぞれが信号切替器に接続されている。また FCC からのも信号もサーボコントローラ(iXs Research Co. iMCs04)により R/C 遠隔操縦装置と同様の PWM 信号に変換されて信号切替器に供給される。信号切替器は上記 3 種の信号から実際に使用する信号を選択し、各イフェクタに送信する。使用する選択は原則として遠隔操縦装置からの切替指令信号によっておこない、飛行制御計算機側では切替権を持たない。

遠隔操縦装置の切替ロジックとして、当初は#2 遠隔操縦装置にのみ優先切替レバーを持ち、その指令によって#1/#2 遠隔操縦装置の優先を切り替えることとした。遠隔操縦と FCC の切替は優先権を持っている遠隔操縦装置の切替レバーの設定による。但し、この設定だと#2 操縦装置側で誤って優先権を取得した場合に#1 操縦装置側で取り返せないという問題があり、最終的に平成 21 年 7 月の改修で、

- ・ある R/C プロポの優先切替信号を OFF から ON に切り替えた場合、もう一方のプロポの状態に係らずそのプロポが優先権を得る。(後者優先)

- ・優先権を持っているプロポの優先切替信号を ON から OFF に切り替えた場合、もう一方のプロポの状態に係らず飛行制御計算機が優先権を得る。（自動制御飛行に移行する。）
- ・プロポからの電波が届かなくなった場合、機上受信器はフェイルセーフ設定によりそのプロポからの優先切替信号が OFF になったものとして動作する。従ってもう一方のプロポが優先権を獲得するまでは機体は自動的に自動制御状態に移行する。

というように変更した。但し、平成 21 年度に飛行試験を実施できなかったため、この状態で飛行試験を実施することはなかった。

信号切替器から各イフェクタへの伝送は各チャンネル毎の信号線により PWM 信号にて伝送することとした。但し、尾翼動翼については伝送経路が長くなるため、伝送途上に信号増幅器を配して信号レベルを回復する処置を取った。

8) 地上端末

地上局としては市販のノート型 PC を使用し、Microsoft WindowsTM 上で動作するプログラムとして実装した。マップ画面上に機体の現在位置や軌跡を表示するほか、機体のダウンリンクデータを数値表示する機能があった。またコマンドの送信も地上局からおこなった。地上局画面の例を図 2.1.3-7 に示す。

実際の運用時は本地上局と映像表示用の PC 等を並べて設置することが一般的であった。地上設備の典型的な配置状況を図 2.1.3-8 に示す。



図 2.1.3-7 地上局画面表示例



図 2.1.3-8 地上設備展開イメージ

2.1.4 機体運用

1) 機体組立・分解

機体組立の手順は概略以下の通りであった。

- a) ヘリウム注入量の決定
- b) 膜材の展開, 上尾翼取付
- c) ヘリウム注入
- d) ヘリウム注入量の調整
- e) 構体, 左右, 下尾翼の取付
- f) 配線, 機能確認
- g) 重量, バランス確認・調整

概ね 1 日目にヘリウム注入までを実施し, 翌日正午頃の気温の安定する時間帯を狙って注入量の調整をおこなうため, 組立全体では都合 2 日を要するのが常であった。ヘリウム注入量は

- ・ 最大高度, スーパーヒート状態でヘリウム内袋が満膨張にならないこと
- ・ 地上運用時, スーパーヒート状態でヘリウム内袋が満膨張にならないこと
- ・ 保管時等, 注入時よりも低温環境でバロネットフルにならないこと

を満たすように, 各試験毎に気象データ等と相談して決定した。試験時によって異なるが, 概ね 18kg 前後であった。ヘリウム注入は一般の 7 m³ または 7,000ℓ ボンベを 1 本ずつ繋いで実施した。薄膜で作られている内袋が注入ガスによって脈動しないように, レギュレータを用いて注入圧を慎重に制御する必要があった。また, 内袋と外袋の位置を合わせる必要があるため, 内袋と外袋の間に隙間が作れるぎりぎりまで外袋の中に要員が入り, 内袋の位置をコントロールする必要があった。注入後の船体は構体等を付けるまで浮力が大きく卓越するため, 水バラスト等で拘束する必要があった。これも適当な荷重分散を図るなどノウハウが必要な作業であった。

ヘリウム量の調整は,

- ・ 注入時の気温, 気圧等から, 所望の量のヘリウムを注入した際のバロネットの空気体積を推算
- ・ それに相当する空気量をリザーバタンクで計り取る
- ・ 計り取った空気をバロネット内に注入した後にバロネットブローアに蓋をしてバロネットを封鎖
- ・ その状態でヘリウム囊がバロネットと同じ圧力になるまでヘリウムを注入する

という方法でおこなった。リザーバタンクは長手方向に 1m³ ごとに目盛を付けた円筒形状のビニール袋で, 適当な目盛のところで折り返すことにより, 任意の容積の空気を計りとることができる。また, ファン付きのダクトを持っており, 計り取った空気をバロネット内部に注入することができる。この方式は目視では充填量が判り辛いバロネット内部の空気量を正確に設定できるため, ヘリウム量を比較的高い精度で設定できる利点がある。反面, 手順が複雑であること, 一次的に船体を完全に密閉した状態にするため, 気温の上昇やヘリウムの過剰注入によって船体の内圧が高まる危険があること等の問題もあった。

各試験におけるヘリウム注入量, 組立後のヘヴィネスを示す。改修等による軽量化, 冬季にヘリウム充填量を増加させられることなどから, 2007 年冬期の試験ではペイロード, 燃料等を搭載しない状態で概ね Eq. 程度の重量状態にできるようになった。但し, その後の改修や, 夏期にはヘリウム充填量を減らさなければならないこと等により, 翌年夏, 秋期は若干増大したヘヴィネスで試験をおこなった。

表 2.1.4-1 14m 級飛行船型無人機ヘリウム注入実績

実施日	船体重量	目標充填体積	推定充填量	充填後 ヘヴィネス※1)	備 考
2007.08.04	121.5 kg	109.1 m ³	18.09 kg	8.5 kg	
2007.12.01	115.8 kg	109.5 m ³	18.64 kg	0.0 kg	
2008.08.07	117.5 kg	111.6 m ³	17.80 kg	5.0 kg	
2008.09.22	117.5 kg	—※2)	18.17 kg	4.6 kg	長期保管後に追加注入

※1) 全バッテリー搭載，燃料タンク搭載，燃料未搭載の状況における数値

※2) 重量計測をしながら追加注入したため，リザーバタンクを用いて注入体積をコントロールする方式を用いなかった。



図 2.1.4-1 ヘリウム注入中の船体



図 2.1.4-2 ヘリウム注入中の外袋および内袋



図 2.1.4-3 リザーバタンク



図 2.1.4-4 構体懸垂前の船体固縛状況

2) 地上運用

地上運用は基本的に地上クルー3 名体制でおこない，ノーズラインの保持に 1 名，推進器構体の支持に左右 2 名を配した。風の当たる角度によって荷重の大きく異なる飛行船の運用にあたっては，船首を風上に向けることが基本となるが，地上風に対してノーズライン位置を固定し，船体に働く空気力を利用して船体を回すことで比較的容易に船体を風見に立てることができた。また，遠隔操縦者は地上運用中も適宜操舵によりハンドリングをアシストしたほか，必要に応じて直接テールラインにより船体を操作した。地上運用中に推進器を動作させてアシストする案もあったが，地上クルーがプロペラと接触する危険を考慮して実施しなかった。

手順としては格納庫内で全ての電装品の電源を投入して機能確認をおこなった後に搬出し，ハンドリン

グエリアでエンジン始動、点検をおこなって飛行に移る手順とした。当初はクルーが支持した状態でエンジン始動、点検をおこなっていたが、後にハンドリングエリアで一度キャスタ付台車に載せてエンジン始動、点検をおこなうように変更し、クルーの負荷を大きく下げることができた。更にこの用途に特化した大型キャスタ付台車を新造し、風向の変化により柔軟に対応できるようになった。燃料タンクは当初搬出後に搭載していたが、配管の接続不良に伴うアクシデントなどもあって、格納庫内で搭載、搬出するようにした。

当初地上風速 2～3m/s を上限として運用をおこなっていたが、要員が慣熟するに従って条件を緩和した。最終的には最大で外部風 7～8m/s (瞬間最大 10m/s) という実績をあげることができた。

また、機体を台車に固定して牽引運用することで 1, 2 名でも運用が可能ではないかと考え、平成 19 年 12 月の試験時に確認をおこなった。上記台車上に機体を固縛し、ノーズライン 1 名、台車要員 1 名での地上運用を試みた。当日風速は 2m/s 程度、路面状況は整地された砂利道であった。

基本的に 2 名で運用することができたが、ノーズライン側は風に応じて機敏に動く必要があること、台車要員が押し引きを使い分けるなど相応に状況に対応する必要があり、空気力により受動的に風見を取れるようなわけにはいかなかった。但し、台車タイヤの大型化等により、更に運用を楽にできるのではないかととの指摘等もあった。これらの成果は爾後の試験機の地上運用装置の研究開発に反映されることとなった。



図 2.1.4-5 地上運用中の状況



図 2.1.4-6 台車に搭載して待機中の状態



図 2.1.4-6 台車に固定した状態での移動

2.1.5 飛行実験等の実績

本試験機は平成 19～20 年度に複数回の飛行試験を実施し、飛行制御、運用技術等の実証試験をおこなった。実験は本機構大樹航空宇宙実験場（北海道広尾郡大樹町）および七ツ島場外離発着場（鹿児島県鹿児島市）にて実施した。各試験の概略を表 2.1.5-1 に示す。全体で計 55 回のフライト（短時間のジャンプ飛行等を含む）を実施し、飛行時間の総計は 15 時間 54 分であった。

試験時の飛行領域は R/C 電波の覆域等を考慮して、離着陸をおこなうハンドリングエリアを含む 500m × 500m の矩形領域とし、高度上限は 100m とした。また、大樹航空宇宙実験場における後期の試験については、制御能力の確認のために直線区間を長く取る必要から、滑走路に沿った 800 × 300m の矩形領域も併せて使用した。図 2.5.1-1 に試験領域の概略を示す。

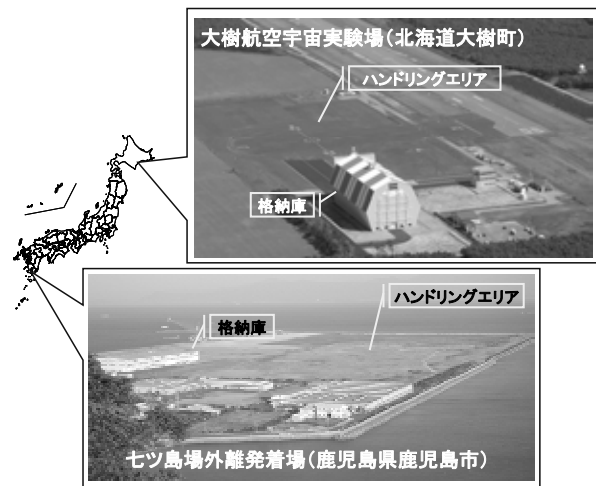


図 2.1.5-1 飛行試験実施地(実績)

表 2.1.5-1 14m 級飛行船型無人機飛行試験実績

実施日程	実験地	飛行回数	飛行時間
2007.08.02～08.31	大樹航空宇宙実験場	22	3 時間 56 分
2007.12.01～12.31	七ツ島場外離発着場	13	3 時間 31 分
2008.07.31～08.19	大樹航空宇宙実験場	9	2 時間 38 分 50 秒
2008.09.22～10.04	大樹航空宇宙実験場	11	5 時間 48 分

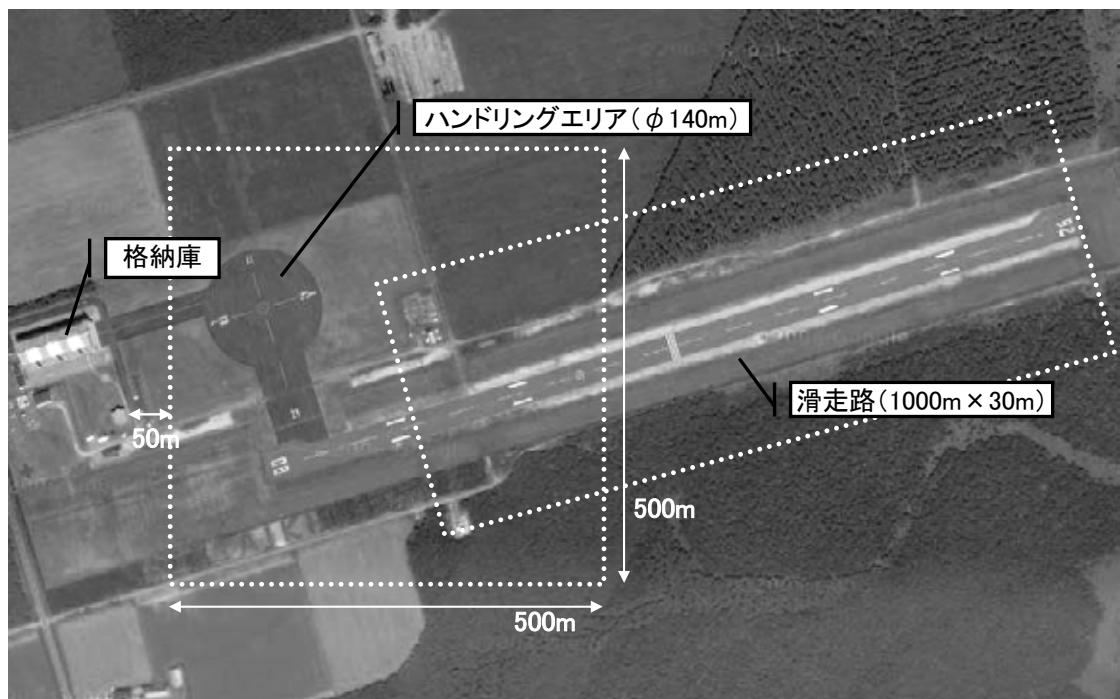


図 2.1.5-2 大樹航空宇宙実験場における実施領域例

1) 平成 19 年度夏期試験

第 1 回の飛行試験は平成 19 年 8 月 2 日～同 8 月 31 日の期間で大樹航空宇宙実験場にて実施した。日程の概要は以下の通りであった。

8 月 2 日	要員移動等
8 月 3 日～4 日	機体組立
8 月 5 日	機能確認試験等
8 月 7 日～11 日	屋外運用慣熟, 遠隔操縦飛行
8 月 13 日～19 日	計測系不具合対応
8 月 20 日～25 日	飛行試験(自動制御飛行含む)
8 月 26 日～27 日	不具合対応
8 月 29 日～30 日	飛行試験(自動制御飛行含む)
8 月 31 日	分解, 撤収

予定通り機体の組立をおこない, 8 月 7 日は機体製造元の指導を受けて地上運用を開始した。飛行船運用経験者等の助言と併せて, 地上クルー 3 名による地上運用の体制を概ね確立することができた。翌 8 日には遠隔操縦による飛行を開始し, 慣熟を継続した。一方, 自動制御に必要な計測系の不具合があったため, 8 月 13 日以降は飛行を中断して計測系の不具合対策に集中し, 要員は交代で帰京休養するようにした。

8 月 20 日より飛行試験を再開し, 自動制御飛行を含む飛行試験を実施したが, 8 月 25 日に燃料系の不具合により両舷エンジンが空中停止して不時着するアクシデントが発生した。損傷等は軽微であったため, 現地修理をおこなって 8 月 29 日より飛行を再開して予定期日の 31 日に終了した。

飛行領域は R/C 電波の覆域等を考慮して, 離着陸をおこなう半径 70m のハンドリングエリアを含む 500m×500m の矩形領域とし, 高度上限は 100m とした。

実施内容としては, 操縦, 運用の慣熟に引き続き, 自動制御飛行試験として速度, 高度を維持してプリセットされたウェイポイントを辿る自動飛行を実施することができた。また, 最大速度, 操舵応答等の機体特性を取得する試験も実施した。ミッション試験については搭載したスチルカメラ, ビデオカメラにより上空からの静止画, 動画を取得し, 動画については映像伝送装置によりリアルタイムにて地上伝送する試験を実施することができた。

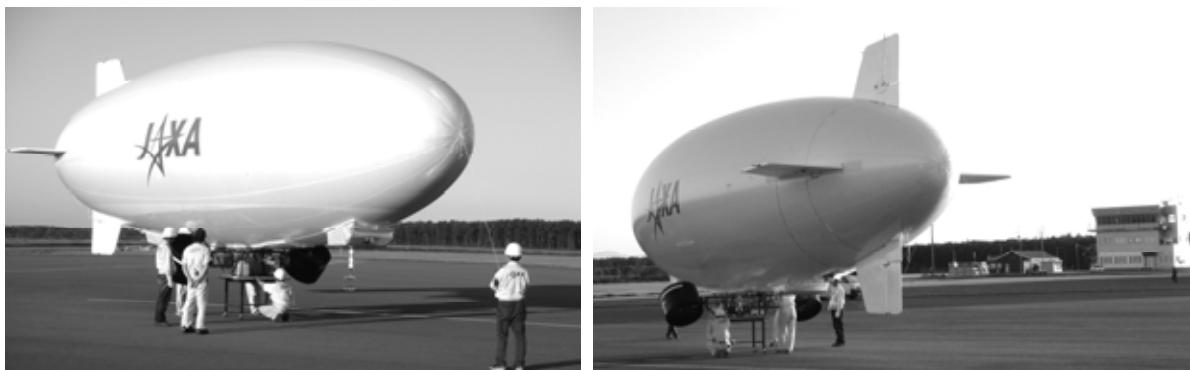


図 2.1.5-3 実験実施状況(平成 19 年度夏期試験)

2) 平成 19 年度冬期試験

第 2 回の飛行試験は平成 19 年 12 月 5 日～同 12 月 21 日の期間で七ツ島場外離発着場にて実施した。日程の概要は以下の通りであった。

12 月 4 日	要員移動等
12 月 5 日～7 日	機体組立
12 月 8 日～10 日	機能確認試験等
12 月 11 日	遠隔操縦飛行
12 月 12 日～13 日	推進系不具合対応
12 月 14 日～19 日	飛行試験(自動制御飛行含む)
12 月 16 日	燃料系不具合対応
12 月 20 日	分解, 撤収

予定通り機体の組立を実施したが、推進系改修の仕上げが期間中にずれ込んだこともあり、初飛行は 12 月 11 日にずれ込んだ。またその結果推進器推力が低下していることが判明し、推進器を旧仕様に復帰する等の対策を施して 14 日より飛行を再開した。また、15 日には燃料供給系の不具合による空中片発停止が発生し、再発防止のための運用方法を設定した。

飛行領域は前回と同様に、離着陸をおこなう半径 50m のハンドリングエリアを含む 500m×500m の矩形領域とし、高度上限は 100m とした。

実施内容としては、従来通り操縦、運用の慣熟を実施した。また自動制御飛行試験としては前回実施したウェイポイントを辿る自動飛行に加え、推力偏向機構を使用したホバリング飛行や自動着陸模擬飛行を実施した。ホバリングについては概ね期待していた通りに機能し、外部風の下でホバリングする際の制御精度について有効な指標を得ることができた。一方で自動着陸模擬については、センサの能力や機体特性、就中エンジン特性の把握が不十分であったことなどから、基本的な機能は達成したものの降下速度精度などに課題を残した。搭載カメラにより上空からの画像取得、リアルタイム映像伝送試験も継続しておこない、搭載映像伝送装置により 20km 程度離れた地点への映像伝送が可能であることを実証した。

また、外部からの依頼によるミッション試験として、情報通信研究機構(NICT)の防災端末“レスキューコミュニケーター”の搭載試験、および神戸大学のステレオカメラによる空撮試験をそれぞれ実施した。



図 2.1.5-4 七ツ島場外離発着格納庫



図 2.1.5-5 試験実施状況



図 2.1.5-6 ミッション機器搭載状況

3) 平成 20 年度夏期試験

第 3 回の飛行試験は平成 20 年 8 月 5 日～同 8 月 20 日の期間で大樹航空宇宙実験場にて実施した。日程の概要は以下の通りであった。

8 月 5 日	要員移動等
8 月 6 日～8 日	機体組立
8 月 11 日～18 日	遠隔操縦飛行
8 月 13 日	推進系不具合対応
8 月 14 日～15 日	レスキューコミュニケータ試験
8 月 19 日	機体保管設定

予定通り機体の組立を実施し、大幅改修した推進系の地上試験等を経て 8 月 11 日に飛行を開始した。途中推進器の回転数が安定しない等の不具合があったが、適宜対策を施して 18 日まで飛行を実施した。飛行領域は前回と同様に、ハンドリングエリアを含む 500m×500m の矩形領域とし、高度上限は 150m とした。

実施内容としては、従来通り操縦、運用の慣熟を実施した。自動制御飛行試験としては前回までの実施内容の再確認にとどまった。搭載カメラにより上空からの画像取得、リアルタイム映像伝送試験も継続して実施した。また無人航空機技術セクションの依頼により赤外カメラの搭載試験を実施した。

また、外部からの依頼によるミッション試験として、情報通信研究機構 (NICT) の防災端末“レスキューコミュニケータ”の搭載試験を再度実施した。

次回試験の日程が比較的近接していたことから、機体の分解は実施せず、組み立てた状態で保管することとした。そのため、必要な養生をおこない、乾燥剤等の投入を実施した。また、ヘリウム量の調整や無停電電源の整備等をおこなった。



図 2.1.5-7 長期保管時の機体状況

4) 平成 20 年度秋期試験

第 3 回の飛行試験は平成 20 年 9 月 22 日～同 10 月 5 日の期間で大樹航空宇宙実験場にて実施した。日程の概要は以下の通りであった。

9 月 22 日	要員移動等
9 月 23 日～25 日	機能確認, 操縦系不具合対策
9 月 27 日～10 月 3 日	飛行試験(自動制御飛行含む)
10 月 4 日	分解, 撤収

長期保管した機体の保管設定を解除し機能確認試験を実施したが, 尾翼舵面が動かない不具合が発生した。対策をおこない, 結局信号切替器の不具合を修復することで復旧することができた。これにより 9 月 27 日より飛行を開始し, 10 月 3 日まで飛行試験を実施した。

飛行領域は前回と同様に, 離着陸をおこなう半径 70m のハンドリングエリアを含む 500m×500m の矩形領域に加え, 滑走路を含む 800m×300m の領域を使用した。高度上限は 150m とした。

自動制御飛行試験としては前回までで課題となっていた着陸模擬制御の改善を引き続き実施したほか, リアルタイム計測した外部風情報を活用した経路追従飛行や推力偏向を併用した低速経路飛行などの導入を試みた。搭載カメラによる上空からの画像取得, リアルタイム映像伝送試験, 赤外カメラによる画像取得試験も継続して実施した。

また, 外部からの依頼によるミッション試験として, 共同研究関係にある環境技術総合研究所の依頼により, 高精度カメラによる上空からの画像取得試験を実施した。



図 2.1.5-8 実験実施状況(平成 20 年度秋期試験)

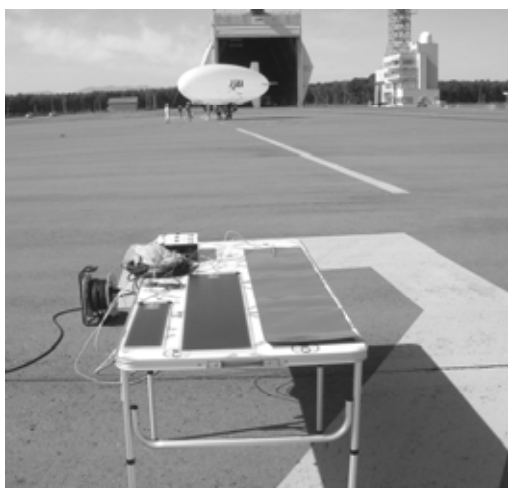


図 2.1.5-9 IR 撮影用ヒートパネル設置状況



図 2.1.5-10 ミッション機器搭載状況

5) 平成 20 年度寒冷地試験

飛行試験とは別に、機体構成要素の低温環境耐性を検証するため、平成 21 年 2 月 25 日～3 月 5 日の日程で大樹航空宇宙実験場にて寒冷地試験をおこなった。供試体としては 14m 級飛行船型無人機システムの一部要素を組み合わせて簡略化したものを用い、夜間の低温環境下で実作動を確認した。結果は下表の通りであった。

表 2.1.5-2 寒冷地試験結果

系 統	試験結果
CPU 系	-10℃まで動作を確認。異音等がしたためそれ以下では実施せず。
信号切替器, R/C 操縦系	-15℃までの動作を確認
A123 バッテリ	-15℃まで操縦系への給電に問題なし。性能低下等の詳細は取得できず。
推進系	-5℃にて E/G 始動系の不具合が発生。推定原因はグリス温度条件の不適合

試験時のシステム構成を図 2.1.5-11, 試験状況を図 2.1.5-12 に示す。

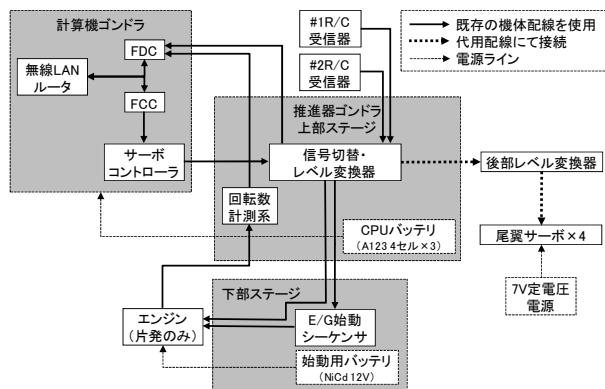


図 2.1.5-11 寒冷地試験時のシステム構成

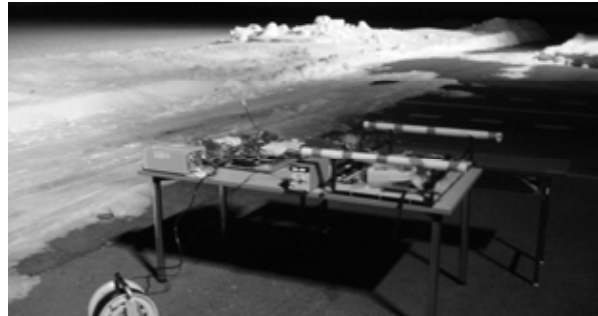


図 2.1.5-12 寒冷地試験実施状況

2.1.6 総括

14m 級飛行船型無人機は、機体メーカー側である程度確立していた無線操縦飛行船の設計をベースとしたこともあり、飛行船としての基本部分については確実に機能し、研究開発対象である自動制御機能等の実証に有効に寄与することができた。構造についても飛行船という重量の制約の多い機体でありながら要所を堅牢に構成しており、慣熟の不十分な要員による運用に耐えて十分な実績を残し、将来の飛行船運用について多くの有用な知見を残すことに寄与したと言える。唯一推進器エンジン及びその燃料系については多くのトラブルがあったが、これもまた固定翼機を想定して開発された汎用の模型用/UAV 用エンジンを飛行船で使用するにあたっての注意点、ノウハウ等を網羅的に洗い出す意味で結果的に大きな成果を生んだと言える。

二重膜構造の船体構造を採用したことは、組立、分解に非常に時間を要するくらいはあったが、防漏性に優れた船体は2～4週間の比較的長期にわたって連続的に試験をおこなうスタイルにも合致し、結果的には研究用飛行船として優れていたと考えられる。但し、我々が考える、災害発生に迅速に対応できる飛行船としては組立の時間や屋外での組立に支障があること等が問題であり、この点は次代以降の機体において検討されることとなった。

重量、形状等についてはもう少し洗練すべきという声も大きかったが、比較的規模の大きい船体は度重なる改修や臨時のミッション機器搭載に耐える浮力余裕をもたらしており、またゴンドラの形態についても機器の増載、改修が容易であることや、地上運用において複数の要員が、プロペラとの接触をあまり意識せずに把持することが容易であること等の利点があった。将来的にはより洗練された形態が望まれるにしても、本機は小型飛行船の研究・開発を実施する組織が最初に取得、運用する機体としては実に相応しい機体であったと思われる。

2.2 小型電動飛行船

2.2.1 開発の経緯

平成 19 年夏期から 1 年に渡り 14 m 級飛行船型無人機を用いた飛行試験を実施してきたが、災害監視ミッションに投入するには改善すべき点があることが判明した。その一つが、二重膜構造の船体に起因する組立、船体のインフレーションに人手と時間がかかることであったので、これらを大幅に改善したサブスケールの機体を用いて改善効果を実証することを計画した。機体の製造コストからはできるだけ小型が望ましいが、組み立てやインフレーションに関して相似性が確保できる(但し、飛行できることは必須としない)範囲のサイズで、推進装置は操用性の観点から電動モータ駆動とし、船体の組み立てとインフレーションを半自動化した機体と地上運用装置の開発を開始した。

本機は平成 21 年 2 月に地上運用技術試験機の名称で納品され、JAXA 内部での試験に供された。その後、新潟県長岡市山古志地区における災害対策訓練への参加が計画されたため、増積や冗長性の増強等の改修を実施した。主要な改修とその主な改修点を表 2.2.1-1 に示す。

表 2.2.1-1 小型電動飛行船 主要改修履歴

実施時期	系統	改修内容
H21 年 7 月	制御系	遠隔操縦系統の 2 重化 非常指令系の追加
	その他	機上ウェブカメラ搭載、遠隔操作機能の追加 非常投下索の追加
H21 年 10 月	機体構造	船体膜構造の延長(増積) バロネット容積の増大

2.2.2 機体システム

本機は、膜構造船体の下部に懸吊した構体(ゴンドラ)に主要機器を収容する一般的な形式の飛行船であり、船尾に十字状に配置された安定板と、その後縁に昇降舵、方向舵各 1 対を備える。推進器としてゴンドラの両舷に各一基の電動プロペラを持っており、各推進器は縦方向に独立してティルト動作する推力偏向機構を持つ。本機の主要諸元を表 2.2.2-1 に、機体の外観を図 2.2.2-1 に示す。機体構成要素の詳細については本章の各項にて述べる。

表 2.2.2-1 小型電動飛行船主要諸元(最終時)

項 目	諸 元	備 考
全 長	9.0 m	増積後の最終形態における値である
全 幅	2.4 m	
船体容積	28.9 m ³	
重 量	29.1 kg	メインバッテリー 4 本搭載時。内部ガスを含まない
耐風性能	9.4 m/s	実測による
航続時間	最大定格にて 12 分	バッテリー搭載量に依存
ペイロード	公称 3kg 以上	環境条件等により変動する
最大到達高度	—	高度 250m 以下での運用を原則とする
動力	HACKER A50-14S 電動モータ	+150° ～ -100° (前方=0° から頭上げが+)の
推進器	ガード付き 15" 固定ピッチ 2 翅プロペラ	範囲内でティルト動作する偏向機構を有する
電源	Li-Po バッテリー	制御系、推進系、浮力維持系等に分割し、それぞれ複数本を搭載
制御方式	R/C 遠隔操縦	

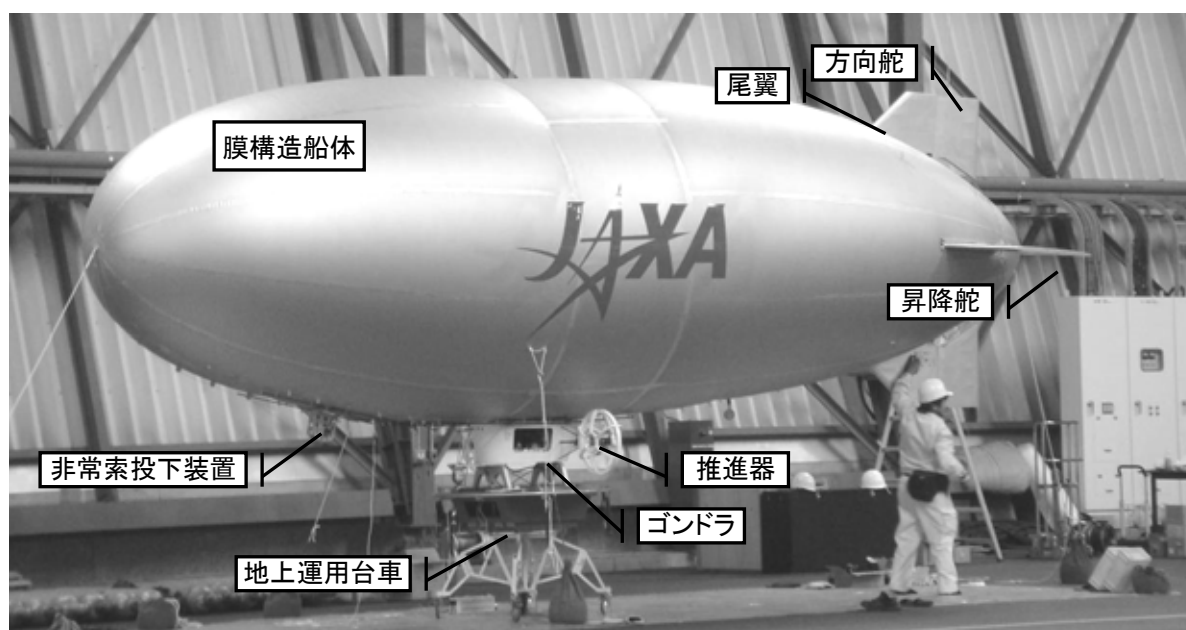


図 2.2.2-1 機体外観(最終形態)

1) 膜構造船体

船体は膜構造による軟式船体である。主要素材は旭化成(株)製サンサーモ膜材である。内部に船体と底面を共有する差圧調整用のバロネットを持つ。また、前部のバロネットと共有しない部分の底面に点検口兼ヘリウム放出口、ゴンドラ取付部付近の底面にヘリウムポートを持つ。また船体後部にもう 1 箇所のヘリウムポートを持ち、手動排出口として使用することができる。

新造時は 14m 機と同様の、前後で異なる長径の回転楕円体の組み合わせ形状であったが、改修等に伴う浮力の不足から平成 21 年 10 月の改修にて船体を最大直径部にて一旦切断し、長さ 1m の円筒胴を挿入することで増積をおこなった。また、同時に船体下部底面のバロネットも増積した。

表 2.2.2-2 小型電動飛行船船体諸元

要 目	諸 元	
	新造時	改修後
全長(l) [m]	8.0	9.0
最大直径(2b) [m]	2.7	2.7
細長比($n = l/(2b)$)	3.0	3.3
船体容積(V) [m ³]	24.0	28.9
基準面積 [m ²](容積の 2/3 乗)	8.32	9.42
バロネット容積(V _B) [m ³]	1.0	2.5

2) 差圧維持系

差圧維持のため、バロネット底面にブローユニットを装備している。ブローユニットは飛行用、保管用の 2 種類があり、圧力設定等が異なる。また、各ブローは圧力調整フラップを持っており、電源電圧を変更することなく圧力の微調整が可能になっている。機体電源は 11.1V であり、機体保管時は外部電源を用いて 8~10V 程度で使用した。

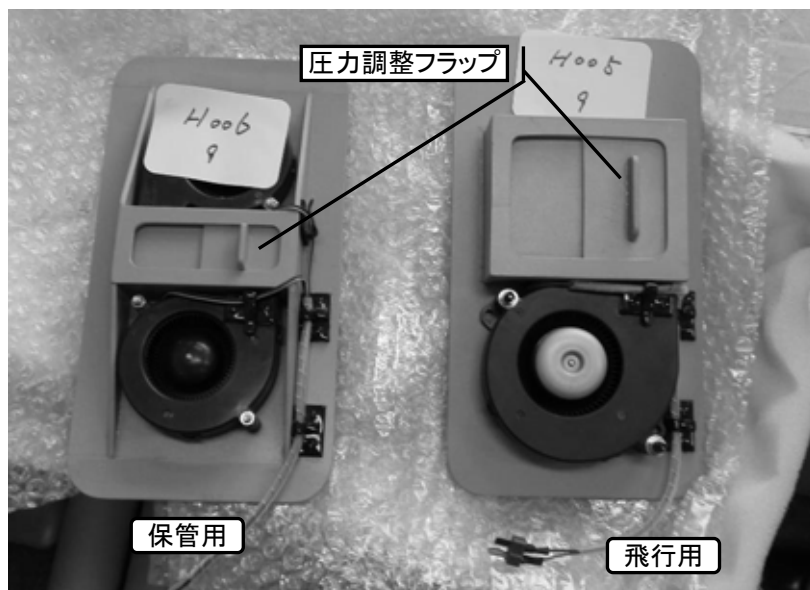


図 2.2.2-2 バロネットブローア飛行用(右)及び保管用(左)

3) 尾翼

エンベロープ後方には, 上下および左右の 4 枚から成る十字尾翼を配置している. 尾翼の断面形状は翼型であり, 後端に可動部を持つ. 尾翼の諸元は以下の通り.

表 2.2.2-3 尾翼諸元

要 目	諸 元
最大翼弦長 [m]	1.25(翼根), 0.83(翼端)
翼幅 [m](後縁部)	0.67(最大部), 0.37(最小部)
標準取付位置 [m] (船首より前端)	7.32
尾翼面積 [m ²]	0.301(動翼を含まない)
動翼面積 [m ²]	0.276
重量 [kg]	0.5(上,左舷,右舷) / 0.7(下)

各尾翼は軽量バルサ製で, 表面を軽量防水フィルムにて保護している. 各舵面は其々固有のサーボにて駆動され, 最大舵角は $\pm 30^{\circ}$ に調整されている. 尾翼に使用するサーボの形式およびデータを表 2.1.2-3 に示す.

表 2.2.2-4 尾翼動翼用サーボ形式

型 式	用 途	数量	定格電圧	定格トルク
双葉電子工業 BLS252	方向舵・昇降舵	4	4.8V	10.0kg・cm

4) 推進器ゴンドラ

本構体は飛行に必要な推進器, バッテリ, R/C 受信器・切替器等を納める構体である. 左右推進器は保管時等は本体から取り外すことが可能である. 推進器ゴンドラの外観を図 2.2.2-3 に, また搭載機器の一覧を表 2.2.2-5 に示す.



図 2.2.2-3 推進器ゴンドラ外観

表 2.2.2-5 推進器ゴンドラ搭載機器

品目	型 式	諸 元	数量	備考
推進器モータ	Hacker A50-14S	17.5V / 50.2A にて 6567rpm (下記プロペラ装着時)	2	
モータコントローラ	Hacker X-70-SB Pro	2-6 セル Li-Po バッテリ 70A 対応	2	
推進器プロペラ	APC 15"×8E	固定ピッチ 2 翅	2	
スロットルサーボ	Futaba FP-S9101	4.8V / 3.07kg・cm	2	
推力偏向機構サーボ	利根川精工 PS-050	動作速度:0.3sec/60° , 最大トルク:65kg・cm	2	
R/C 受信器	双葉電子工業 R6014FS	2.4GHz / 12ch	2	
信号切替器	特注品		1	

2.2.3 制御・運用システム

1) システム構成

本機のシステムはR/Cによる遠隔操縦を実施できるよう構成されている。当初は1系統の遠隔操縦系のみによるものであったが、後に冗長性を強化するための改修等をおこない、2系統の遠隔操縦系と1系統の非常系を持つ構成となった。システム構成の概略を図 2.2.3-1 に示す。

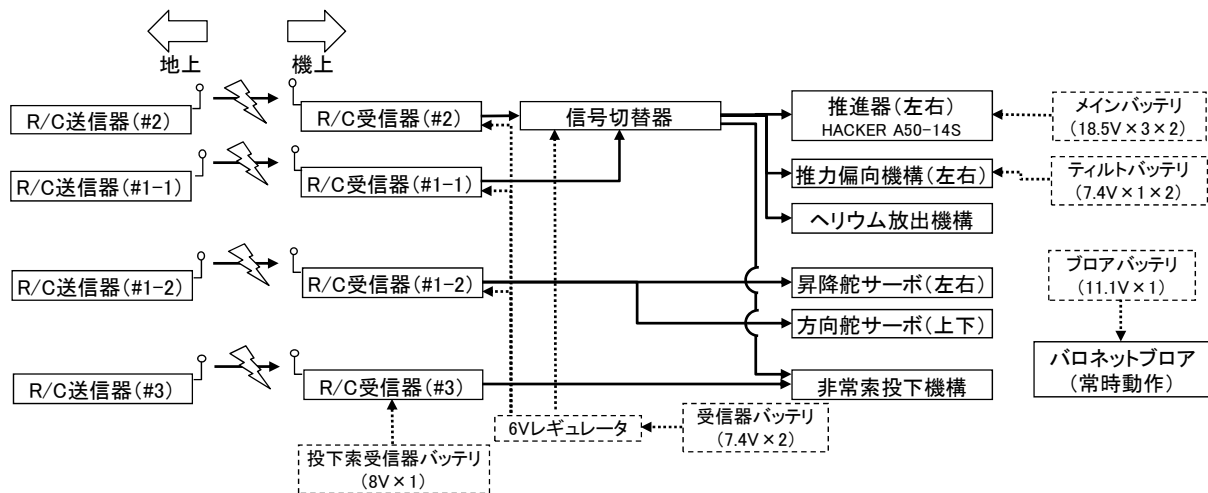


図 2.2.3-1 小型電動飛行船システム構成(最終形態)

機体は地上の R/C 送信機からの信号によるコントロールを受けて推進器、舵面等进行操作し、飛行を行なう。但し、#2R/C 送信機からは船尾の舵面を操作することはできず、推進器、推力偏向機構、ヘリウム放出機構、非常索投下機構のみに指令を出すことができる。また、非常用 R/C 送信機（#3）からは優先状態に係らず、常に非常索投下指令のみを出力することができる。R/C 遠隔操縦システムの切替は、原則として R/C 送信機の優先切替信号の ON/OFF によっておこなう。切替のロジックは以下の通り。

- ・ ある R/C プロポの優先切替信号を OFF から ON に切り替えた場合、もう一方のプロポの状態に係らずそのプロポが優先権を得る。（後者優先）
- ・ 優先権を持っているプロポの優先切替信号を ON から OFF に切り替えても優先権は移動しない。

2) 地上運用装置

本飛行船は運用性の向上のため専用運用装置に搭載した状態でヘリウムの注入、地上運用等ができるようになっている。地上運用装置は、船体を風見に向けることができるよう回転可能なテーブルに Gondola を搭載して移動することができる。また Gondola に直結できるヘリウムポートを持っており、搭載したままヘリウムを注入して船体を組立てることが可能である（図 2.2.3-2）。

地上運用装置は Gondola のスキッドを固定するラッチ機構を有しており、プロポからの指令によりラッチを解除することも可能である。またラッチを有効にすると自動的にヘリウム注入口が接続されるようになっている。

また地上運用装置は、機体パロネットプロアに給電するため、12V バッテリーを搭載している。



図 2.2.3-2 地上運用装置
(推進器 Gondola を搭載した状態)

3) 遠隔操縦装置

遠隔操縦装置として、表 2.2.3-3 に示す市販 R/C プロポを使用した。

表 2.2.3-3 小型電動飛行船電波関連機器

項 目	形 式	周波数	備 考
遠隔操縦用 R/C#1	双葉電子工業 T12ZA / 2.4GHz	2.4GHz 帯	R/C 遠隔操縦用
遠隔操縦用 R/C#2	双葉電子工業 T12ZA / 2.4GHz	2.4GHz 帯	R/C 遠隔操縦用
非常用(#3)R/C	日本遠隔操縦 73MHz	73MHz 帯	非常索投下指令用

2.2.4 機体運用

小型電動飛行船の主たる開発目的は機体組立、分解等を含めた地上運用の省力化、半自動化であった。このため 2.2.3-b) で述べた地上運用台車を開発し、これを用いた地上運用を実証することとした。

1) 機体組立・分解

一般の R/C 無人飛行船や 14m 級飛行船型無人機の組立では、まず船体膜構造にヘリウムを注入し、それから構体や尾翼等を取り付けていく。この方式では船体が膨らんで構体を取り付けるまで、船体が非常に軽い状態になり、特に屋外での組立等では外部風に非常に脆弱な状況になる。また、膜構造の一箇所に大きな荷重を掛けることは耐久性の面から好ましくないため、複数本の係留索を用いて荷重分散を図る必要があり、多くの人手を必要とし、かつノウハウに頼る面も大きい。

このため小型電動飛行船においては地上運用台車に固定した構造体に、予め船体を取り付けた状態でヘリウムを注入することを基本とした。また、尾翼についてもヘリウム注入前に船体に取り付けておき、船体が膨らむ過程で尾翼も正しいアラインメントで立ち上がることを実運用で確認することとした。このため、機体組立の手順は概略以下の通りであった。

- a) ヘリウム注入量の決定
- b) 構体の地上装置への取付
- c) 構体への船体取付
- d) 尾翼取付
- e) ヘリウム注入
- f) ヘリウム注入量の調整
- g) 配線、機能確認
- h) 重量、バランス確認・調整

実際の運用にあたっては構体に船体を取付け、また尾翼も取り付けた状態で船体を畳んだ状態で保管することを想定している。このため、実質的には畳んである船体を展開し、e) から作業を開始することとなる。図 2.2.4-1 に保管時の想定状態、図 2.2.4-2 にインフレーション開始直前の状態、図 2.2.4-3 にインフレーション中の状況を示す。

また分解のためのヘリウムデフレーションは、同様に地上装置に取り付けた状態で船首のヘリウム排気口を開放することでおこなう(図 2.2.4-4)



図 2.2.4-1 機体の保管状態



図 2.2.4-2 ヘリウム注入前の状況



図 2.2.4-3 インフレーション中の状態



図 2.2.4-4 デフレーション時の様子

2) 地上運用

地上運用については地上運用装置に取り付けた状態を基本とし、ノーズラインを引く1名と地上運用装置を推す要員の1名と、計2名で運用することを考えた。しかし、実際に運用したところ、地上運用装置を押す要員が、ゴンドラを直接保持する場合と違って船体に働く空気力を直接感じられないことから船体を風見に立てることが難しく、風による荷重で地上装置とゴンドラの結合部が損傷するアクシデントも発生した。このため、地上移動時は地上運用装置は用いず、ノーズラインを持つ1名とゴンドラを直接保持する1名とで運用することを基本とした。

長時間の屋外運用や係留時には地上運用装置を用いることによる省力化が大きく寄与すると期待されたが、試験期間等の制約からノーズ係留時の風見安定性などを十分に屋外で検証する機会はなかった。後述する長岡市震災対策訓練に参加した際は地上運用装置に固定して、長時間の屋外係留をおこなった。係留エリアの広さに限界があったため、ノーズ係留点を中心に台車を自由に動かすような運用はできなかったが、それでも常時船体を人力で支える必要がなく、風向が変わった時に容易に船首方向を変更できる地上運用装置は非常に有効であった。

2.2.5 飛行実験等の実績

平成 20 年度に開発した 8m 級小型電動飛行船は、当初地上運用の省力化技術を目指して開発した地上運用台車の評価に付随して製作したものであったが、ある程度の飛行が可能のように、推進機としてモータを装着する改修を行い、屋内／屋外飛行も実施した。ここではその経緯に従って、実施した地上運用試験及び飛行試験等の実績について述べる。

1) 推進機のベンチテスト

本飛行船に採用した推進機用モータ、バッテリー及びプロペラを用いて推進器のベンチテストを実施した。

本テストの目的は、最大推力と飛行可能時間の把握である。このため図 2.2.5-1 に示す推力測定リグを製作し以下の条件で推力計測を行った。

- ・ 開始より推力最大のまま運転を継続
- ・ 電流、回転速度、推力、電圧変化を計測

測定結果の一例を図 2.2.5-2 に示す。これより回転速度及び推力は、経過時間と共にだらかに低下していくが、ある点(12 分)から急激な低下を示し、約 15 分超で停止した。これより最大推力の継続では 12 分程度が運用可能となり、実際の運用方法を考慮すると、約 15 分～20 分程度が実質的な運用可能時間であると推察された。

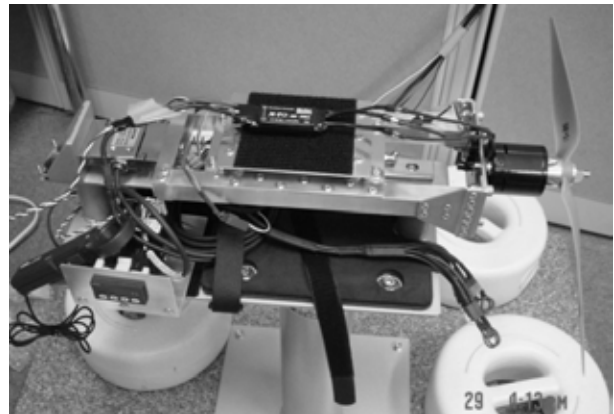


図 2.2.5-1 モータ推力測定リグ

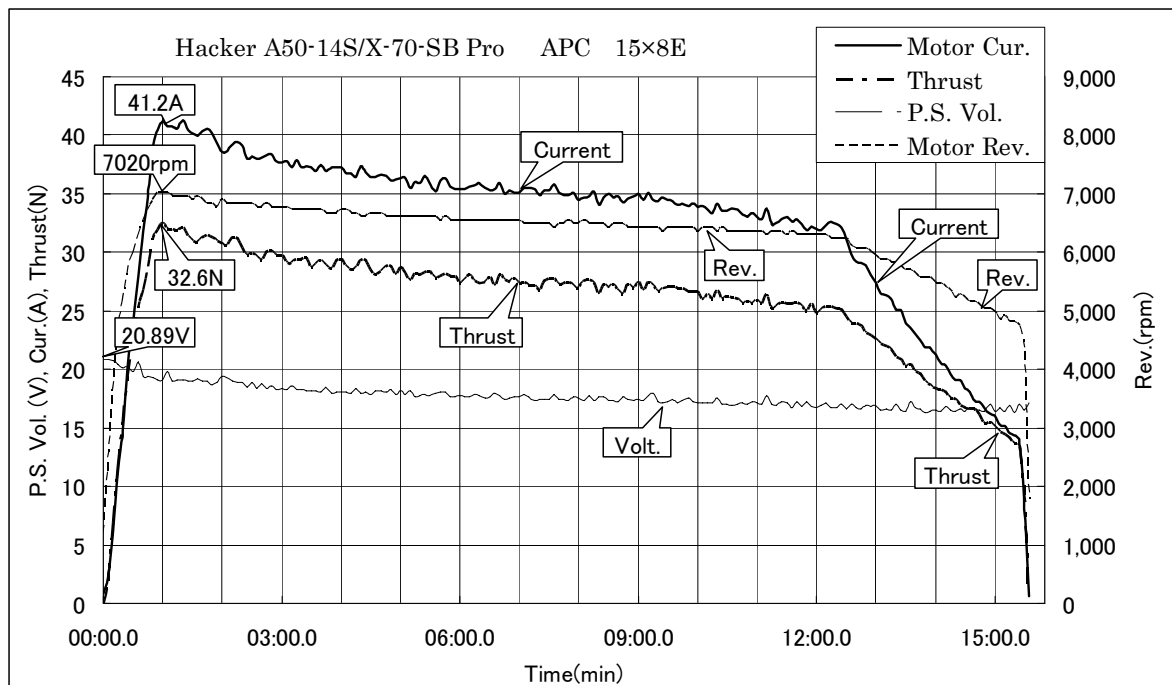


図 2.2.5-2 測定結果例(最大推力継続運転)

2) 屋内飛行試験による運用試験

2009 年3月大樹航空宇宙実験場にて本電動飛行船について以下の試験を実施し、開発目的である省力化技術の評価を行った。

a) インフレーション及びデフレーション

本飛行船は、本来船体エンベロープにゴンドラ、尾翼等を取り付けて地上運用台車上に畳んだ状態からインフレーションを行うことを想定している。しかし、ここでは輸送用に分解した状態からの組立となったため、船体の展開、取付等からの作業となった。本作業に伴い経過時間を計測したが、その結果、インフレーション・船体設定／デフレーション・船体分解作業はそれぞれ約1時間半程度で終了することが確認できた。

この作業は機構側要員のみで行ったものであるが、本飛行船の製作メーカーによる領収試験時の作業時間とほとんど同程度の時間であった。このことから、飛行船の地上運用省力化を目的に開発した本飛行船と地上運用台車が、慣熟していない要員でも短時間でインフレーション／デフレーションの地上運用作業が可能であることが実証でき、当初の目的を達成した。

b) 地上移動及び地上運用台車からの離発着運用

屋内(格納庫内)において、地上運用台車と本飛行船の飛行を含む運用性評価を行った。これは地上運用台車上に積載(可動フックで固定されている)されている本飛行船を、遠隔操縦によって固定フックを解除し、そのまま発進させる離陸試験と、飛行終了後地上要員で確保し、再び地上運用台車への積載・固定を行う着陸試験を行うもので、いずれの場合においても1, 2名で問題なく離着陸運用が可能であった。運用中の状況を図2.2.5-3及び2.2.5-4に示す。



図 2.2.5-3 地上運用台車からの発進



図 2.2.5-4 地上運用台車への再取付

c) 推力偏向及び尾翼ファンによる回頭性等操縦性評価。

テザー飛行において操縦性等の確認を行った。各回の飛行時間は約20～30分であった。1回目のフライトにおいては約340gヘビーの状態で行飛行を実施し、主としてホバリング時における推進機差動または尾翼ファンを用いた回頭性を確認した。何れの場合でも静止状態から5～10秒程度で90°回頭が可能であること、両者の併用により更に急速な回頭が可能であることが確認できた。

2回目のフライトにおいては約500gライトの状態で行飛行を実施したが、まず釣り合い状態でのホバリングを行い、ライトの状態でもプロペラ推力により余裕を持って機体を降下可能なことを確認した。また1回目と同様に、ライトの状態でも推進機の差動を逆方向に行うことで回頭が可能であること、その性質もほぼ同様であることを確認した。

また最大重量状態で釣り合い状態のホバリングを行うことによる推力確認を行った。これはバラスト等の増載により3.675kgヘビーの状態で行ホバリングを行い、80%程度の出力で釣り合うことを確認した。

これにより推進機推力は、機体静止 80%出力状態で約 3.7kg であることが推定される。 Gondola の強度等の確認が取れていないため、これ以上の重量状態での試験は実施しなかった。 図 2.2.5-5 に飛行試験中の様子を、2.2.5-6 に尾翼ファンを示す。



図 2.2.5-5 飛行試験中の様子



図 2.2.5-6 尾翼ファン

3) 屋外飛行試験と船体の改修(2009 年 8, 9 月)

災害監視無人機システムの研究開発を遂行するにあたって、地方自治体との連携を深める活動が求められていたが、その具体的な例として、新潟県長岡市が主催する防災訓練への参加が計画された。この防災訓練に対して、地上運用の省力化を目的に開発した本電動飛行船によるデモンストレーションを行うこととなった。これは本飛行船が、地上運用から飛行まで少人数で短時間に可能なことが実証された事による。

この計画に対して、開発時に想定外であった本電動飛行船の屋外飛行を実施した。図 2.2.5-7 に屋外における飛行試験の様子を示す。その結果次のような成果を得た。

- ・ 飛行に向けインフレーション／デフレーションが短時間で容易である
- ・ 限定的な風速条件下で屋外飛行は基本的に可能である
- ・ 電動動力関連のノウハウを把握できた
- ・ 飛行可能時間が当初の推定値より多くとれることが分かった
- ・ 地上運用台車に搭載したままの屋外運用が、ある程度の風速以内で容易である
- ・ 地上運用台車に搭載したままのハンガーインは非常に省力化になることが実証できた

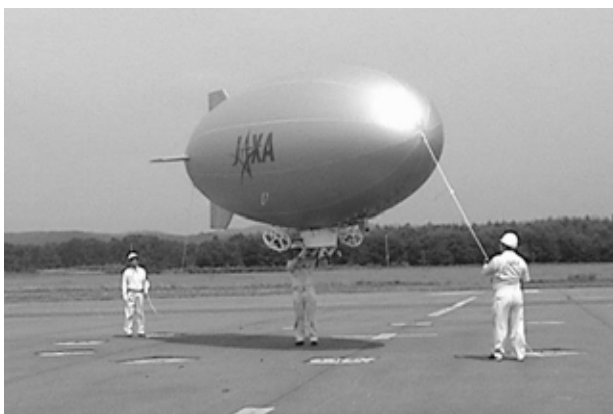


図 2.2.5-7 屋外飛行試験の状況

しかし防災訓練への参加については、次のような技術的課題が未達成であった。

- ・ 限界の風速条件は未達成、また地上運用台車に搭載したままのハンガーアウトも未達成
- ・ バロネット容量が小さいため、気温日射等の環境変化への対応が難しく、ペイロード管理ができない
- ・ 動翼面積が小さいため、操舵が効きにくく、操縦性が不足

これを受けて、バロネット容量を増加するとともに船体を約1m延長する改修を実施した。図 2.2.3-10 に船体延長の比較を示す。この改修による浮力の増加により、重量増の吸収ができた。また同時に尾翼面積を大きくする改修も行った。

また飛行実施体制についても、参加者の役割・作業分担、責任範囲及び命令系統の認識、訓練参加進行管理、トラブル時の意志決定等について早急な明確化が必要であった。

以上より、改修した船体で再度飛行試験を実施し、改修結果の確認と共に 8 月試験で予定していた試験項目の消化及びデモ実施手順に即したリハーサルを実施した。

このリハーサルでは、デモ飛行時における各人の役割・作業分担、責任範囲を明確化し、命令系統を明示すると共に、運用をパイロット＋クルー（最大2名）の体制で実施することを中心に、実行体制の明確化、浸透作業を行った。その結果、防災訓練への参加に対する機体システム、運用体制を確立することができた。

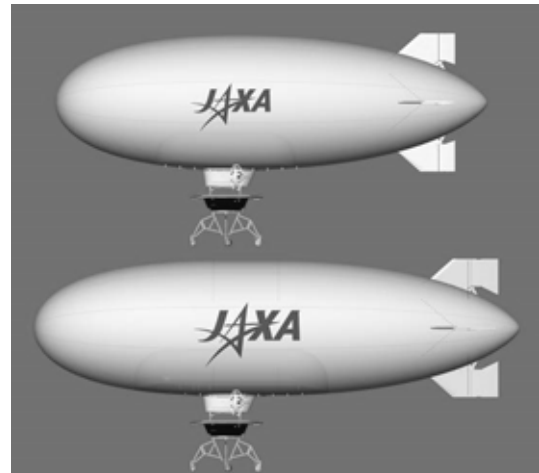


図 2.2.5-8 船体延長の比較

4) 長岡市震災対策訓練参加デモンストレーション飛行(2009 年 10 月)

本震災対策訓練では、小型電動飛行船システム(地上運用台車を含む)を防災訓練会場に持込み、現場での地上監視飛行及び監視動画映像のリアルタイム・ダウンリンクを行う計画とした。

a) 長岡市震災訓練概要

この訓練は、新潟中越地震5周年記念として新潟県長岡市山古志地区(旧山古志村)で実施されたもので、山古志地区居住者を含め新潟県、長岡市、自衛隊、警察、消防及び防災関連機関、大学等が多数参加する大規模なものであった。本計画の遂行に対して、まず長岡市・防災担当部署及び山古志支所関係者との会合を訓練の半年前から複数回実施した。この中でデモンストレーションの内容、実施場所の選定、長岡市側への要望、他の機関との関係等細部にわたる打合せを行い、同時に実施可能なエリアの下見等実地調査を行った。その結果、飛行実験の候補場所として小中学校校庭または山古志支所近傍の耕地上空が検討対象となったが、飛行に対する障害物や他のデモンストレーションとの関連から後者を選択した。図 2.2.5-9 に飛行エリアの概要を示す。ここで離発着場所は、山古志支所建屋の裏手にある職員用駐車場(約 40×25m)で、飛行空域はその位置から 300m×600m 程度の範囲にある田畑及び池(山古志地区名産の錦鯉養育池)が点在しているエリアである。

この飛行空域内は、通常耕作関係者等のみしか立ち入ることが無く、またその通路も限られていることから、長岡市担当者との協力の下に、防災訓練時にはこの通路入口を遮断することになった。これは JAXA 内の無人機飛行に関する安全基準に基づくもので、いわゆる「立入制限区域」に相当するエリア（飛行管理区域）と考えられることによる。一方職員駐車場についても当日は駐車を制限し、またその入口を遮断する処置をとることとなった。なお他のデモンストレーション参加者は、支所の建物を挟んだ反対側で行うことで相互の干渉が避けられる。また自衛隊ヘリコプターの飛来時には、飛行を行わないこととした。なお防災訓練主会場は山古志支所南側の総合体育館であるが、飛行船から空撮した動画映像はこの会場に設置した受信設備で受信し、スクリーン上に拡大投影することとした。図 2.2.5-10 に山古志支所建屋と図 2.2.5-11 に職員駐車場を示す。

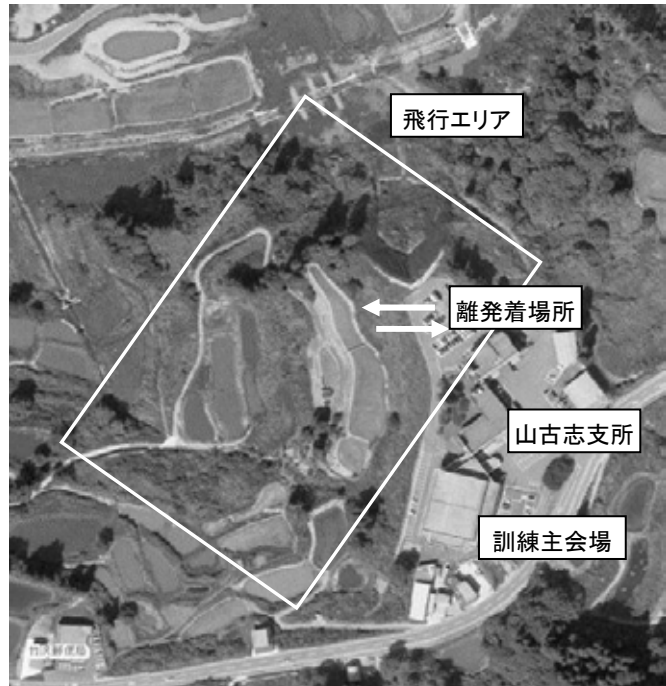


図 2.2.5-9 デモンストレーション飛行エリア

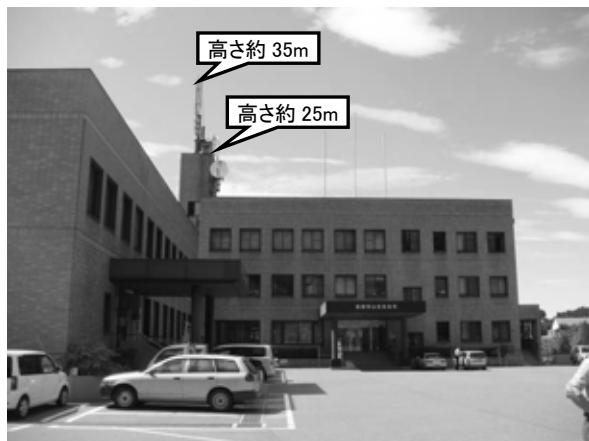


図 2.2.5-10 山古志支所建屋



図 2.2.5-11 職員駐車場(離発着場)

b) 安全審査への対応

本デモンストレーションは、今まで飛行実験を実施してきた、一般人が立ち入ることが制限されている実験場内ではないケースとなった。そのため飛行に関しての安全審査において、次のようなクリアすべき課題が課せられた。

- ・ 飛行空域を飛行する際、2つの故障或いはオペレーションミスがあっても、地上の立入制限区域内に着陸する機能を有すること。具体的な実装としては
 - 1つで地上管理区域に着陸させる推進系と制御系のセット
 - 上記と独立した別システムのセット
 - 2つの推進系が停止しても、自然降下する浮力設定

- ・ 飛行可能な気象条件設定及び当日条件内であることを確認する方策を設定すること。
- ・ 飛行船が故障しても、安全な飛行空域及び地上管理区域を設定すること。
- ・ 当日の気象条件確認方法及び当日の対応を明示すること。

これに対して、飛行空域と地上管理区域及び気象に関する対応を以下のように設定した。

- ・ 飛行空域を 200m 四方とする。
- ・ 風速 5m/s(プロペラの推進力が 7m/s より 40%マージン)で推進系が停止し、飛行船が流されて着陸するまでの距離 X_m を含めた地上管理区域を風下方向に確保する。
- ・ 当日の飛行空域及び地上管理区域は、当日の気象条件の確認を基に飛行実施責任者が解析し設定する。
- ・ 当日の気象条件確認は、現地の気象予報確認及び手元風速計で地上管理区域を測定すると共に、バルーンを上げて上空の風速を測定すると共に、常時 25m 高の近傍建屋地点で風速を計測する。
- ・ 飛行開始 30 分前に実施責任者が飛行可能な気象条件であるか否かを判断し、Go のあとも、飛行可能な気象条件を逸脱する可能性がある場合は飛行を中断する。

ここで、飛行船が流されて着陸するまでの距離 X_m を含めた地上管理区域の設定は以下のような手順で検討した。

飛行船は固有の浮力を持っており推力を失っても急激に落下することはないが、そのため推力を失って着陸する際に風によって相当量流されることを想定する必要がある。飛行船は船体下部に重量の 1/2 を占めるゴンドラを懸吊しており、ピッチ、ロール運動に対して強い静安定性を持っている。このため、落下する船体は姿勢を維持したまま船体に空気抵抗を受けながら落下すると考えられる。落下速度はヘヴィネス(浮力と全体重量との差:実質重量)によって変化するが、現在想定している 1.5~2.0kg のヘヴィネスに対する自由落下時の挙動は図 2.2.5-12 のようになると推定される。

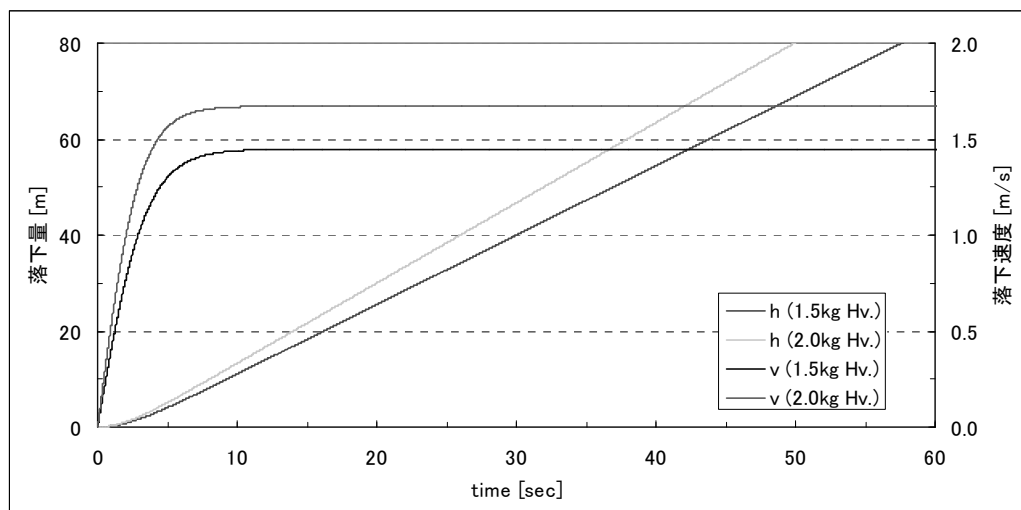


図 2.2.5-12 自由落下時の挙動推定

これによれば、例えば高度 30m からの着陸に約 20 秒, 60m からの着陸に約 40 秒を要することがわかる。以上の結果に基づき、運用高度は離発着場地面を基準として、離発着場周辺では高度 30m 程度まで、

飛行空域外縁付近の谷側では高度 10m までとした. これにより不時の際の着陸に離発着場周辺では約 20 秒, 領域外縁付近では約 40 秒を想定すれば良いことになり, 運用時の風速を 5m/s とするとそれぞれ 100m, 200m の落下分散域を想定すれば良いことになる. この概念図を図 2.2.3-13 に示す.

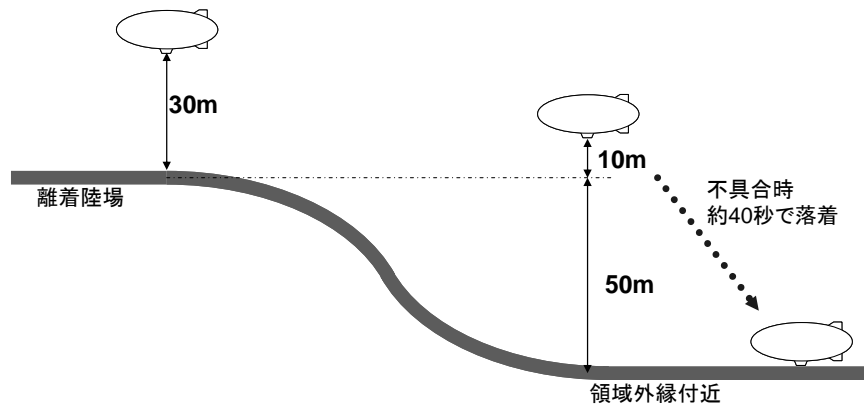


図 2.2.5-13 飛行高度と自由落下時の着陸想定

以上に述べた自由落下時の落下分散域について, 飛行時の風向に対する飛行空域を設定した. これは 8 方位の風向それぞれについて求めたもので, その例として南東風 3m/s の場合についての設定例を図 2.2.5-14 に示す.



図 2.2.5-14 南東風 3m/s の場合の飛行空域(実線)設定と漂流時の不時着範囲(点線)

c) リハーサル及び防災訓練時の飛行実験

以上の対策を決定して, 防災訓練当日に向けたリハーサルを一週間前に行った. まず飛行船及び飛行実験に必要な機材の運搬は, 普通免許で運転が可能なワンボックス型普通車に全て収納することができた. なおヘリウムは地元の供給業者に依頼した. リハーサル飛行を行うにあたって, 飛行エリアに一般人

が立ち入らないように飛行管理区域に通ずる道路の 6 個所に監視員を配置した。リハーサル飛行手順を以下に示す。またその様子を図 2.2.5-15～18 に示す。

- ・ 飛行試験に先立ってブリーフィングを行ない、飛行実施内容、機体のコンフィギュレーション、気象概況、及び飛行領域、要員の配置等を確認する。
- ・ 離発着場にて機体インフレーションを実施し、機体を飛行可能な状態にして機能確認を行う。
- ・ インフレーションのタイミングは風況等を考慮し、操縦者等との協議により運用責任者が最終的に判断する。
- ・ 風に対して風見になるように船体の向きを調整しつつ、飛行時間まで待機する。
- ・ 機体の状況、特に船体の差圧、張線、結束の緩み等の最終確認をおこなう。
- ・ 満充電状態のバッテリーを装着し、飛行前点検を行なう。
- ・ EQ 調整をおこない、必要に応じてバラスト量を増減する。
- ・ 機体を離陸位置に配置し、要員の配置、飛行前最終確認を行い、手順に従って離陸する。
- ・ 所定の飛行試験を実施する。最大飛行時間は 10 分とする。
- ・ 飛行時の動画映像送信信号を訓練会場で受信・記録し、カメラの遠隔操作を試みる。
- ・ 所定の手順に従って着陸する。
- ・ バッテリーを外し、デフレーションを行う。
- ・ バッテリーの充電量を計測し、運搬、保管に安全な 50%まで放電する。



図 2.2.5-15 飛行船展開場所(駐車場)



図 2.2.5-16 インフレーション



図 2.2.5-17 発進待機中



図 2.2.3-18 リハーサル飛行

防災訓練当日の飛行実験は、訓練のシナリオに従って飛行指示まで離発着場で待機し、リハーサルと同様な手順で飛行実験を実施した。その様子を図 2.2.5-19～22 に示す。



図 2.2.5-19 防災訓練会場と訓練概況

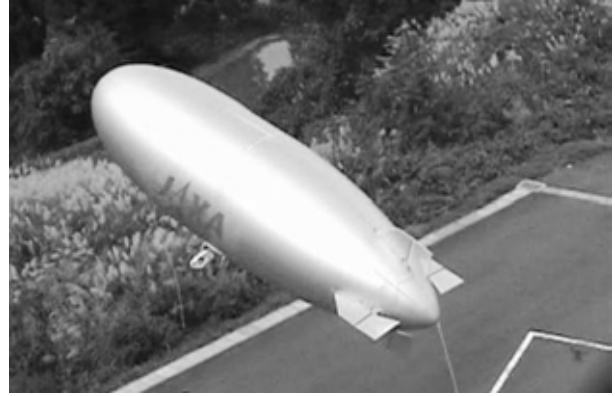


図 2.2.5-20 発進



図 2.2.5-21 動画映像受信例



図 2.2.5-22 動画受信装置と画像投影

この防災訓練への参加によって、以下のような成果が得られたと考えられる。

- 地方自治体との連携を深め、具体的な防災対応作業についての知見が得られた。
- 機材運搬を一台の車両で可能としたことにより、機動性についても実証できた。
- 制限された場所でのインフレーション等地上運用が容易に可能であることを実証した。
- 特に建屋に近接した屋外での地上運用と離発着が可能であることが実証できた。
- 実験場でない一般地域での飛行実験について、その安全性に対する対応方法が得られた。
- 複数のマスメディア取材を受けた事により、無人機開発事業の広報に貢献した。
- 地上撮影動画のリアルタイム伝送と同時画像投影による機能を実証した。

一方防災訓練のシナリオによるスケジュールで飛行開始時間が決められたが、安全審査への対応で安全飛行遵守を優先したことにより、飛行開始までやや待機時間を消費した。これはやむを得ない事であるが、長岡市関係者や一般防災訓練参加者には説明が難しく、防災への飛行船利用にマイナーなイメージを与えた恐れがあると思われる。

2.3 12m 級飛行船型無人機

2.3.1 開発の経緯

14m 級飛行船型無人機は大樹航空宇宙実験場等の大型格納庫を持った実験場で中長期の研究開発試験に使用する目的には合致した機体であったが、特に組立に時間が掛かることなどから災害監視無人機としての将来的な運用イメージとは些かの乖離があった。また、運用性の向上については小型電動飛行船を用いた研究開発によりある程度の方向性が確立できており、これらの成果を統合した、自動制御飛行が可能で運用性を大幅に向上した機体を開発し、これまでの成果を総合的に実証することが求められる段階にきていた。また、飛行船型無人機の研究開発を含む災害監視無人機の研究開発についても航空プログラムグループ事業として設定する動きが具体化しており、その最終的な実証試験に供するためにも、これまでの成果を統合し、より洗練された機体の開発が必要と考えられた。このため、平成 21 年度に追加配算を受けて 12m 級飛行船型無人機的设计製造を開始した。

本機は平成 21 年度に設計及び船体を除く主構成要素の部分製作を実施して、平成 22 年 2 月に納品された。翌 22 年度に船体の製作および全体組立をおこなって同年 8 月に最初の飛行試験を予定した。しかし、重量過大の問題や機器の不具合等のため、飛行には至らなかった。このため同年 10 月に重量軽減、不具合改修のための改修を施し、11 月には遠隔操縦による初飛行をおこなった。その後更なる改修等を実施したが、平成 22 年度末を以って飛行船事業が廃止されたため、その後は地上での機能点検作業を実施したに留まった。主要な改修とその主な改修点を表 2.3.1-1 に示す。

表 2.3.1-1 12m 級飛行船型無人機 主要改修履歴

実施時期	系統	改修内容
H22 年 10 月	機体構造	推進器構体, 計算機構体軽量化改修
	制御系	信号切替器改修 非常投下索軽量化改修
	推進系	燃料タンク変更 エンジンスタート仕様変更
	その他	地上運用装置軽量化改修
H23 年 02 月	機体構造	延長型船体膜構造の導入(増積) 水平安定板軽量化改修 エンジンマウント/プロペラガード軽量化改修
	制御系	飛行制御計算機交換, センサデータ取り込み形式変更 信号切替器仕様変更
	推進系	エンジン EIS (Electronic Ignition System) 取外し エンジンスタート改修

2.3.2 機体システム

本機は、膜構造船体の下部に懸吊した構体(ゴンドラ)に主要機器を収容する一般的な形式の軟式飛行船であり、船尾に十字状に配置された安定板と、その後縁に昇降舵、方向舵各 1 対を備える。推進器としてゴンドラの両舷に各一個のレシプロエンジン駆動プロペラを持っており、各推進器は縦方向に独立してティルト動作する推力偏向機構を持つ。本機の主要諸元を表 2.3.2-1 に、機体の外観を図 2.3.2-1 に示す。機体構成要素の詳細については本章の各項にて述べる。

表 2.3.2-1 12m 級飛行船型無人機主要諸元

項 目	諸 元	備 考
全 長	12.67 m	最終状態における値である
全 幅	3.58 m	
船体容積	90.5 m ³	最終状態における値である
重 量	82.8 kg	内部ガスを含まない
耐風性能	16.5 m/s	推定値である
航続時間	2 時間	燃料満載時
ペイロード	公称 3kg 以上	環境条件等により変動する
最大到達高度	—	高度 250m 以下での運用を原則とする.
動力	BT-86B(フジインバック製 2 ストローク) ×2,排気量 86cc, 最大出力 7.5HP	+135° ~-90° (前方=0° から頭上げが+)の 範囲内でティルト動作する偏向機構を有する
推進器	ガード付固定ピッチ 2 翅プロペラ	
燃料	ガソリン	2 ストロークエンジン用混合油
制御方式	R/C 遠隔操縦または機上計算機による自動制御飛行	

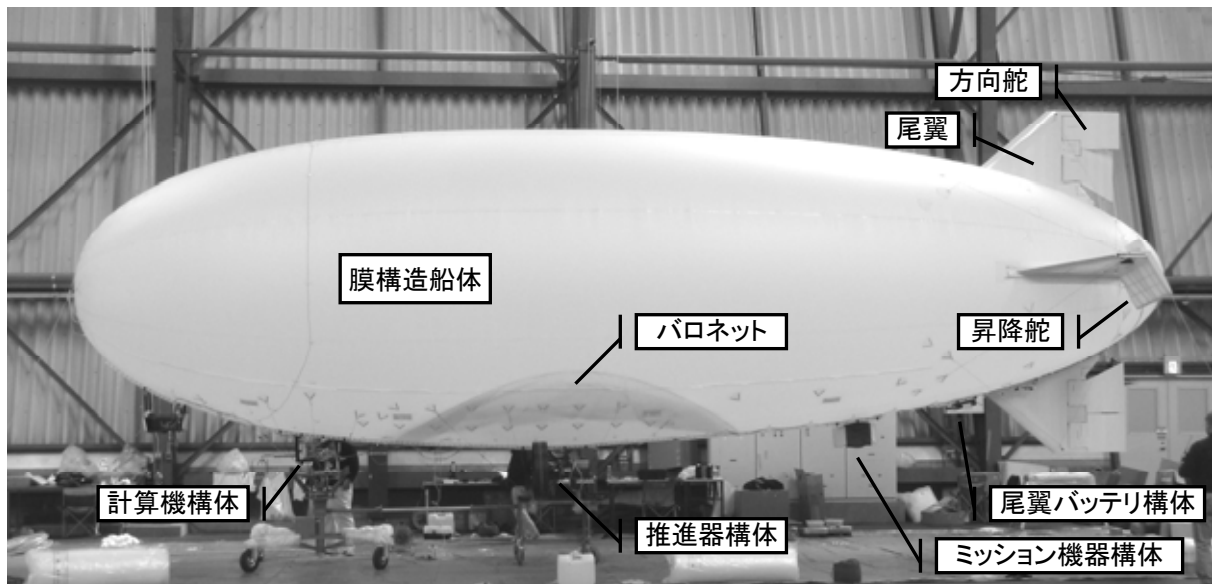


図 2.3.2-1 12m 級無人飛行船機体外観

1) 膜構造船体

船体は膜構造による軟式船体であり、外皮膜は 8 枚のゴアの接合により構成されている。主要素材はテイジン(株)製パワーリップ膜材であり、ガスバリア層のエバール、及び保護層のポリエステル膜材を溶着したものである。組立の煩雑な二重膜構造を避け、外皮そのものがガスバリア層を持つ一重膜構造としている。エンベロープ形状は 14m 級飛行船型無人機と同様に、前後異なる回転楕円体で構成される形状であったが、浮力増加の必要性から製作した延長型船体では前後異なる回転楕円体の接合部分(つまり胴体最大径部分)に 0.9m の円筒胴を挿入した形状となっている。上記はあくまで形状の話であって、ゴアそのものは船首から船尾まで一体のものとなっている(回転楕円体や円筒胴の繋ぎ目で実際に膜の接合があるわけではない)。

船体は内部に船体と底面を共有する差圧調整用バルネットを持つ。バルネット容積は 15.5m³ である。バルネット底面には 3 箇所のバルネット機器取付孔があり、バルネットブロー、バルネットバルブ、覗き窓をそ

れぞれ任意の順序で装着することができる。また、前部のバロネットと共有しない部分の底面にヘリウム放出口、ヘリウムポートを持つ。

船体の概略図を図 2.3.2-2、主要諸元を表 2.3.2-2、底面の外観を図 2.3.2-3 にそれぞれ示す。

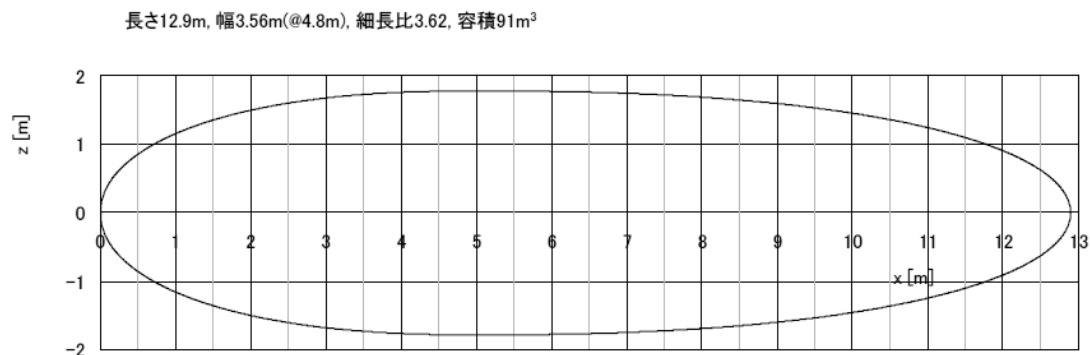


図 2.3.2-2 膜構造船体外形状

表 2.3.2-2 標準差圧(300Pa)における船体諸元

要 目	諸 元
全長 [m]	12.67
最大直径 [m]	3.58
細長比	3.54
最大直径位置 [m] (船首から)	4.80
体積中心 [m] (船首から)	6.02
船体容積 [m ³]	90.5
基準面積 [m ²](容積の 2/3 乗)	20.2

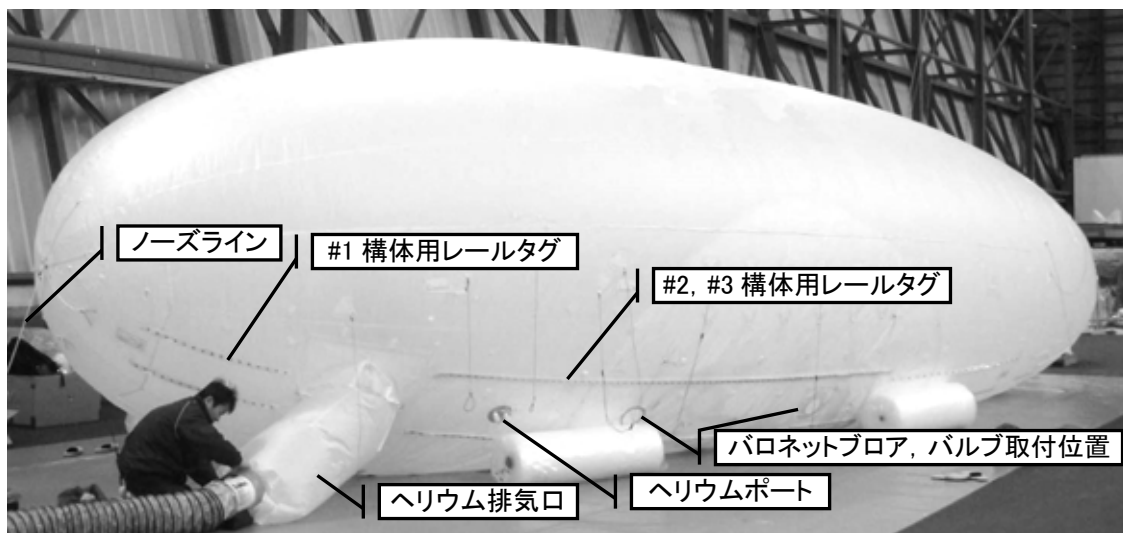


図 2.3.2-3 膜構造船体外観

2) 差圧維持系

本機においても差圧制御系はバロネット底面に装備した常時作動ブローアとオリフィスの組み合わせというコンセプトを踏襲した。但し、この形式ではブローア電源が失われた際に差圧が維持できなくなる欠点があるため、本機ではブローユニットにブローア作動時はその風圧で上昇する落とし蓋を設け、ブローア停止時に

は落とし蓋が落ちてバロネットから空気が抜けないような仕様とした。その場合、落とし蓋が落ちた状態で気温の上昇、周辺気圧の低下等によりヘリウムが膨張すると、内圧の上昇により破裂等の危険があるため、別途バロネット後部にスプリング動作により 400Pa 付近で開放されるバルブユニットを設けた。

表 2.3.2-3 バロネットブロー諸元

ファン形式	ダクト径	電圧	消費電力	公称差圧
山洋電気 San Ace 80	80 mm	10.8～13.2V(常用 12V)	43.2 W	400 Pa



図 2.3.2-4 バロネットブロー外観

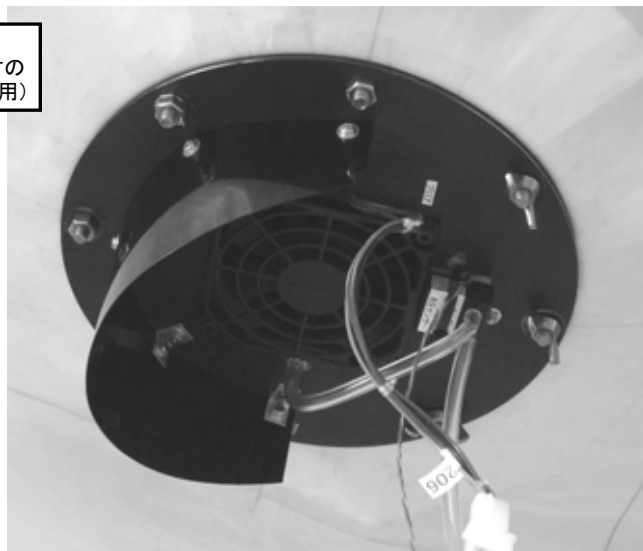


図 2.3.2-5 バロネットブロー船体取付状況

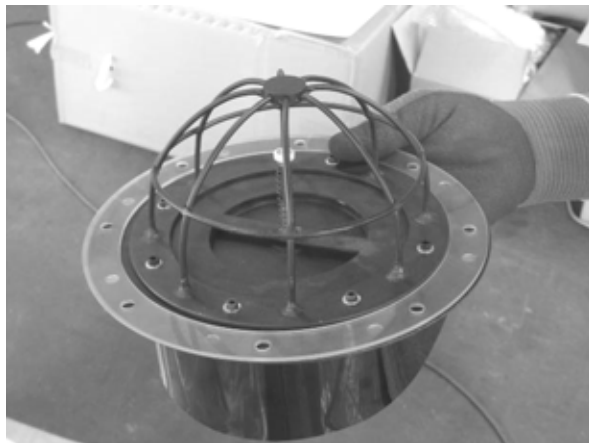


図 2.3.2-6 バロネットバルブ外観



図 2.3.2-7 ヘリウムポート

3) 尾翼

エンベロープ後方には、上下および左右の 4 枚から成る十字尾翼を配置している。各尾翼は安定板、サーボボックス、内舷側舵面、外舷側舵面から構成される。バルサ製肋材の表面に軽量バルサ板を貼り付けてあり、更に表面を軽量防水フィルムにて保護している。尚、左右 2 枚の水平安定板については軽量化の目的から表面のバルサ板を撤去し、肋材に直接軽量フィルムを貼り付けた構造となっている。尾翼図面を図 2.3.2-8 に示す。また主要諸元を表 2.3.2-4 に示す。

各舵面は其々固有のサーボにて駆動され、最大舵角は $\pm 45^\circ$ に調整されている。尾翼に使用するサ

ーボの形式およびデータを表 2.3.2-5 に示す.

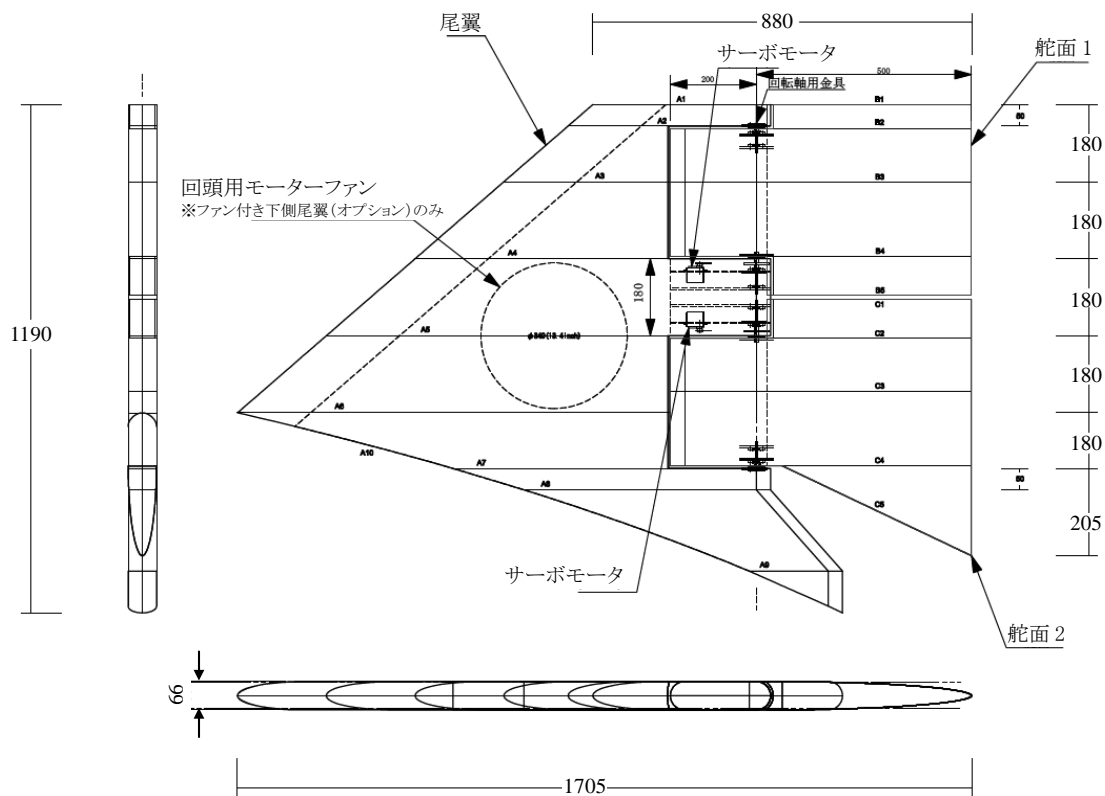


図 2.3.2-8 尾翼図面

表 2.3.2-4 尾翼諸元

要 目	諸 元
平均空力翼弦長 [m]	1.705
翼幅 [m](後縁部)	1.055
標準取付位置 [m] (船首より)	11.49
動翼面積 [m ²]	0.635
重量 [kg]	2.32~2.66

表 2.3.2-5 尾翼動翼用サーボ形式

製造元	型 式	用 途	数量	定格	トルク
ハイテック	HS-7950TH	昇降舵	4	7.4V	35.0kg・cm
日本遠隔操縦	DS8921HV	方向舵	4	7.4V	36.5kg・cm

4) 推進器構体(#3 ゴンドラ)

本構体は飛行に必要な推進器, 燃料等を納める構体である. 当初カーボン-アルミニウムサンドウィッチ板を主構造として製作したが, 重量が想定を大幅に超過する不具合があったため, CFRP 製のフレーム, 底板等から構成される仕様として大幅改修した. 本構体は本体と左右推進器マウント部に分割することが可能である. 外観を図 2.3.2-9~2.3.2-11 に示す.

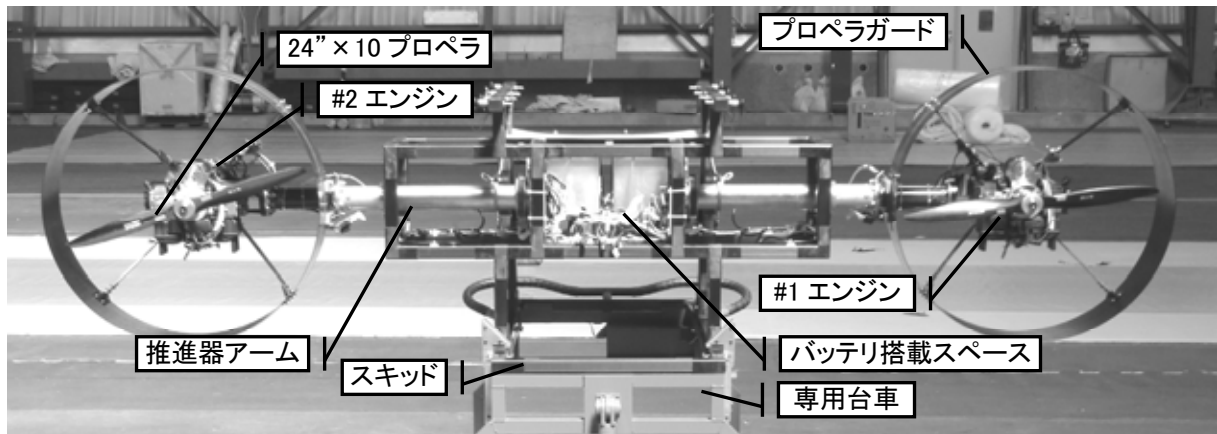


図 2.3.2-9 推進器構体(前方より)

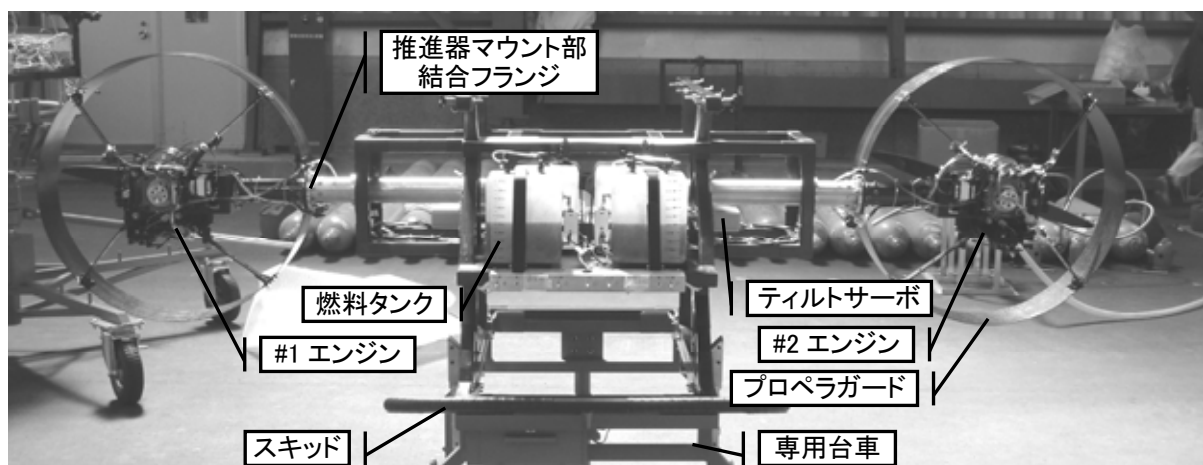


図 2.3.2-10 推進器構体(後方より)



図 2.3.2-11 推進器構体(フェアリング, 初期型プロペラガード装備:後方より)

構体は船体への取付用に上部に長手方向に伸びるアームを持ち、アームと船体レールタグの穴をロックピンで固定することにより船体に懸垂される。この方式は組立、取り外しが容易で、かつ荷重分散という点でも優れているが、船体レールタグの穴の位置が僅かでもずれていると装着が困難になるなど、若干施工面で余裕の少ない仕様でもあった。図 2.3.2-12 に推進器構体の船体下面への取り付け状態を示す。

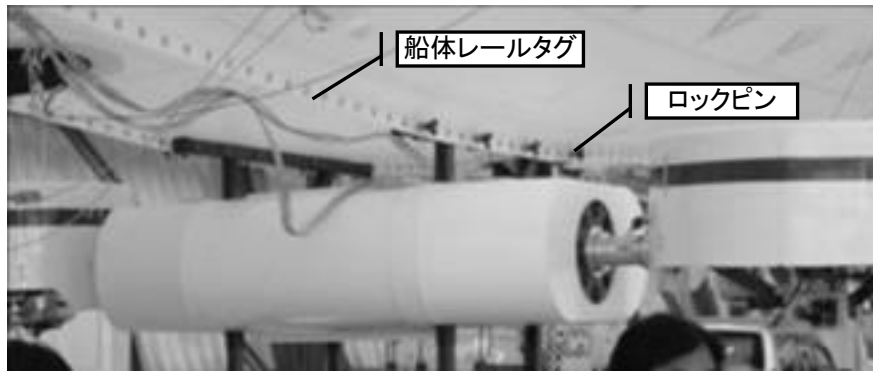


図 2.3.2-12 推進器構体の機体取付状況

5) 推進器, 燃料供給系

推進器構体両舷に, 各一個のレスプロエンジン駆動プロペラを装備した. エンジンとしては 5 種の候補を比較検討した結果, 14m 級機の実績等を考慮してフジインバック(株)製 BT-86B エンジンを採用した. 但し, 同機で使用した Bolly 製 24"×12 プロペラが生産終了していたため, 特性の近い MEJZLIK 製 24"×10 固定ピッチ 2 翅プロペラを選定した. 14m 級飛行船型無人機の実装と同様に, 最大回転数は 6,200～6,400rpm で, 静止推力として片発あたり 15kgf を発揮することが期待できた. エンジン当初電子点火制御(Electronic Ignition System: EIS)を装備したが, EIS の仕様上 3,000～4,000rpm 付近で推進器回転数が安定しない不具合が生じたため, 最終的に CDI(Capacitor Discharge Ignition)仕様に変更した.

各推進器は縦方向に独立してティルト動作する推力偏向機構を持ち, -90° (鉛直下向き)から 0° (推力前向き), 90° (鉛直上向き)を経て 135° (上後方)まで偏向することが可能であった. 要員等の保護のため, プロペラ回転面を覆うベニヤ製プロペラガードを装備し, プロペラ回転面を赤色でマーキングした. プロペラガードは後に軽量化, 構造強化のため CFRP 板(市販品)に換装した.

燃料供給系も 14m 級機の仕様を踏襲し, (株)フジインバック製の 3.8ℓ入り燃料タンク 4 基を装備し, 各舷に 2 基ずつ個別に供給することとした. 但し, 平成 22 年 8 月の地上試験にてタンク中ほどにある構造上の継ぎ目から燃料が漏洩するアクシデントが発生したため, 継ぎ目の位置を上方に変更したものを新規に製造し, 交換した. 供給系については自然吸気, 14m 機で実績のあるエンジンからの抽気圧による圧送, 脈動ポンプによる圧送の 3 案を検討し, 地上試験の結果等からエンジンからの抽気圧による圧送方式を採用した. その後の運用実績の中で自然吸気でも十分に機能する可能性が高いと判断されたため, 構造が簡素で軽量化の期待できる自然吸気方式に変更した. 10ℓ入り携行缶に電動ポンプを装備した供給缶も継続して使用した.

エンジンスタータは遠隔操縦装置より直接チョークバルブおよびスタータモータを制御する形式として, 機側要員によるスイッチ操作はおこなわないこととした. 運用上特段の問題はなかったが, 遠隔操縦者の存在を前提としているため, 将来の全自動化という点では課題の残る仕様であった.

表 2.3.2-6 推進器関係搭載機器

品 目	型 式	諸 元	数 量	備 考
推進器エンジン	Fuji Imvac BT-86B	86cc 水平対向 2 気筒／7.5HP	2	製造元にてスタータモータ設置
推進器プロペラ	MEJZLIK 24"×10	カーボン製固定ピッチ 2 翅	2	
スロットルサーボ	HiTech HS-7965MG	4.8V / 8.0kg・cm	2	
チョークサーボ	HiTech HS-7965MG	4.8V / 8.0kg・cm	2	
推力偏向機構	利根川精工 SSPS-105-BDFJ+/-180	24V / 300kg・cm	2	
燃料タンク	Fuji Imvac 特注品	3.8 リットル入	4	

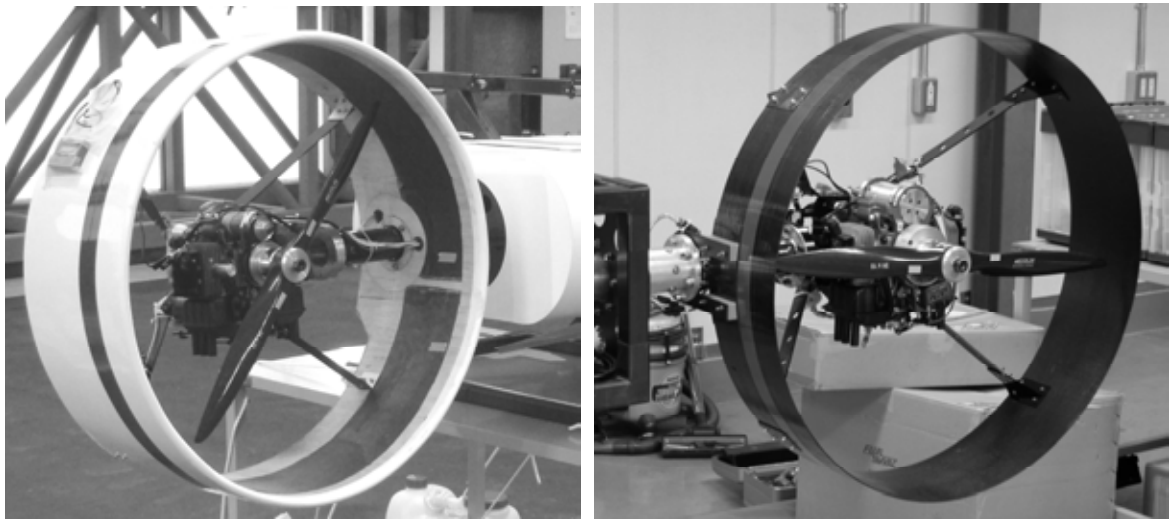


図 2.3.2-13 推進器外観(左:初期形態, 右:最終形態)

6) 計算機構体(#2 ゴンドラ)

本構体は飛行誘導制御に必要な計測装置, 制御計算機等を納める構体であり, CFRP 製(市販の角パイプ)のフレーム, 底板等から構成される. 本構体についても初期のものが重量過大であったことから平成 22 年 10 月の改修時に大幅改修をおこなって現行形態に改めた. 懸吊方法は推進器構体と同様, 上部アームの穴と船体レールタグをロックピンで固定する形式であった. また床面に専用地上台車からのヘリウムホースを通すための開口部をもっている.

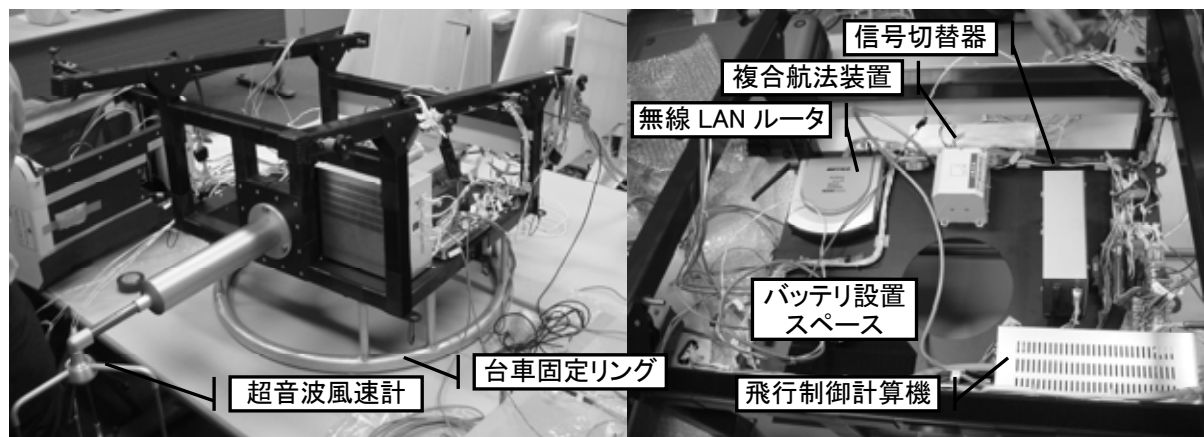


図 2.3.2-14 計算機構体外観

7) 地上運用装置

12 級飛行船型無人機の地上運用装置は#2 ゴンドラを搭載する台車(以下, #2 台車), および#3 ゴンドラを搭載する台車(以下, #3 台車)から構成される. 図 2.3.2-15 にゴンドラに装着された地上運用装置を示す. #2 台車と#3 台車は連結棒で連結でき, ゴンドラの取付位置に対応して台車間の間隔を調整できる機構を持つ. また, 各台車は, #2 ゴンドラのリング, #3 ゴンドラのスキッドを 4 カ所で固定し, 船体を地上において固定できる機構を持つ.



図 2.3.2-15 ゴンドラに装着された地上装置

#2 台車は, 船体にヘリウムガスを供給できる配管が装備されている. ヘリウム注入中の風による船体の動きに対応できるように, #2 台車の上部は, 360 度回転できる構造となっている. #3 台車は, 船体の上下荷重を計測できる機材を装備している. 船体を搭載した状態で地上を移動できるように, 各地上装置はキャスタを装備している. #2 台車のキャスタは, 回転止めのブレーキ機構を持っており, 地上で固定できるようになっている.

屋外係留時は#2 台車を固定し, #3 台車はその周りを回転するように移動することで船体を風見に向け, 空気抵抗を低減する. この形式では回転中心が重心に対して前方にあるため, 船体の風見安定性が増し, 路面の転がり抵抗が充分少なければ人力を介さずに, 飛行船が自動的に風見を向けるようになることが期待できる. その際, キャスタの方向がずれていて#3 台車がスムーズに回転できないと船体が風の変動に追従できずに転倒したり破壊されたりするため, #3 台車のキャスタにはキャスタの方向を回転運動時の移動方向(回転円の接線方向)に固定する機構がついている. また, 拘束時は水の入った 20 リットルのタンクを#3 台車の両側に各 3 個拘束することで, 最大推力での地上エンジン試験等にも対応することができる.

両地上装置は 12V バッテリ, ゴンドラを固定している機構をソレノイドにより解放できる機構(4 カ所)および解放スイッチを装備している. また, 地上試験用電源として, 12V バッテリを 3 個および 6V バッテリを 1 個準備してある. 接続ケーブルを使用して, 機体に搭載する Li-Po 電池の代わりとして使用できるようになっている. 1 時間の地上試験を想定して, バッテリの容量は次のようになっている.

- ・6V バッテリ: 8Ah
- ・12V バッテリ: 34Ah

8) ヘリウム供給装置

ヘリウムボンベからヘリウムを効率良く船体へ供給し、インフレーションを短時間で終わらせるため、ヘリウム供給装置を製作した。図 2.3.2-16 にヘリウム供給装置の接続状況を示す。また図 2.3.2-17 に装置内部のフロー図を示す。このヘリウム供給装置は、直列 2 本×並列 2 本で最大 4 本までの任意本数のヘリウムボンベを接続することができる。バルブを介して集合したパイプは、圧力計付きレギュレータに結合され、ヘリウム流量が調整されて 1 本のヘリウム供給ホースにより船体へ供給される。

本装置ではボンベ接続口毎にバルブが設けられているため、ガスの消耗に応じて 1 本ずつボンベを交換しながら供給を続けることが可能である。また、系統毎に配管のブローができるため、供給中の空気の混入を最小限に抑えることが可能である。

9) バッテリ

本機では電装品の電源として、重量低減の観点から Li-Po バッテリを採用した。系統毎の電力消費を把握して以後の設計データとすること、電力伝送用のケーブル

を少なくすることなどを目的に、系統毎に異なるバッテリーをなるべく近傍のゴンドラに収容する形式とした。表 2.3.2-7 に搭載バッテリーの一覧を示す。やはり多数のバッテリーの管理は煩雑であり、また時間管理の不備によるアクシデント等も発生したことから、将来的には少数の統合バッテリーに移行することが望まれる。また、当初 EIS の導入に伴ってエンジンの始動性が改善したためスタータバッテリーに軽量、小容量の Li-Fe バッテリ(13.2V / 2,300mAh)を採用したが、EIS の撤去に伴ってスタータモータを強化する必要性が生じ、バッテリーについても下表の Li-Po バッテリに改めた。



図 2.3.2-16 ヘリウム供給装置の接続状況

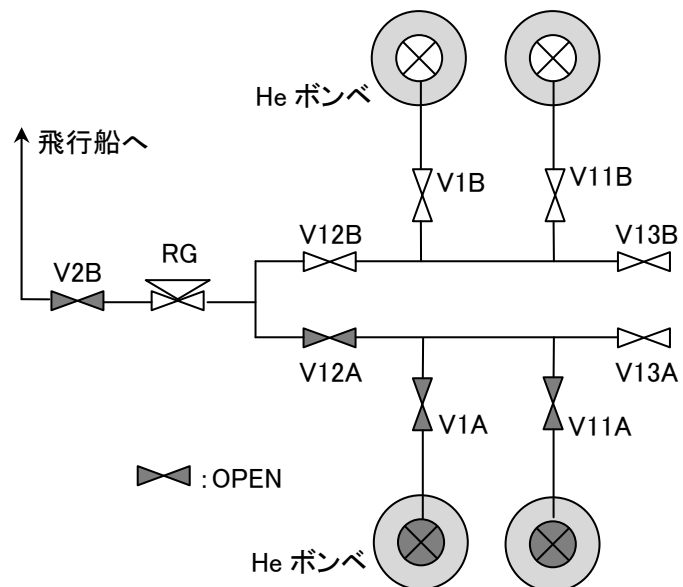


図 2.3.2-17 ヘリウム供給装置フロー図

表 2.3.2-7 搭載バッテリー一覧

装備位置	用 途	型 式	電圧[V]	容量[mAh]	数量	備 考
計算機 構体	機器電源#1	LG335-5500-3S	11.1	5,500	1	
	機器電源#2	LG335-3300-3S	11.1	3,300	1	
	受信器電源	LG325-5000-2S	7.4	5,000	1	
	バロネットブローア	LG335-6500-3S	11.1	6,500	2	
推進器 構体	スタータバッテリー	LG325-4000-4S	14.8	4,000	2	左右独立
	ティルトサーボ電源	LG325-4000-7S	25.9	4,000	2	左右独立
	サーボ機器電源	LG325-5000-2S	7.4	5,000	1	
尾翼バッテ リ構体	動翼サーボ電源	LG325-5000-2S	7.4	5,000	2	外翼, 内翼独立
	灯火用	LG325-0850-3S	11.1	850	1	
	テールファン用	LG325-4000-3S	11.1	4,000	1	テールファン使用時のみ

10) 投下索

飛行中の不具合等による機体の漂流防止用の非常投下索については、本機では搭載しないこととした。理由としては、ある程度船体規模の大きい飛行船では要員が非常投下索を保持しても船体を制御することができず、寧ろ要員に危険を来すこと。また、運用高度域全体をカバーする長さの投下索は重量インパクトも大きいことなどが挙げられる。一方、地上運用に用いるノーズラインが機上からの監視映像に写り込むことの不具合がかねてより指摘されていたため、本機では離陸時にノーズラインを取り外し、機上で巻き取ってあった別のノーズラインを地上からの指令により投下する機構を採用した。これによりノーズラインの監視映像への写りこみを避けることができるだけでなく、着陸時のノーズラインを長めに取ることができるため着陸運用の柔軟性にも寄与することが期待された。

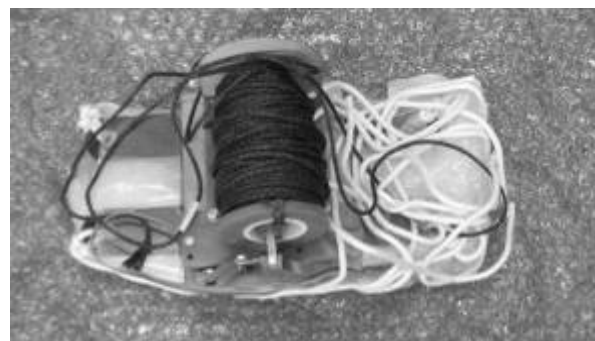


図 2.3.3-18 機上投下索

2.3.3 制御・運用システム

1) システム構成の概略

12m 級飛行船型無人機システムは、地上のプロポからの信号、または機上 FCC によるコントロールを受けて推進器スロットル、推進器ティルト角、昇降舵、方向舵を操作し、飛行を行なう。無線 LAN により必要な飛行データをダウンリンクして地上支援計算機で監視できるほか、地上支援計算機より制御の開始、モード切替等の簡易なコマンドを送ることができる。

システムブロック図を図 2.2.3-2 に示す。14m 級飛行船型無人機と同様、機上の信号切替変換器において、FCC からの信号または R/C からの信号のいずれかを選択してイフェクタに送出している。どちらの信号をイフェクタに送出するかはプロポから発信される選択切替信号によって決定されるため、プロポ側から任意の時点で制御をオーバーライドすることができる。このため、自動制御への移行もプロポからの指令で FCC 側に制御を渡すことにより開始される。

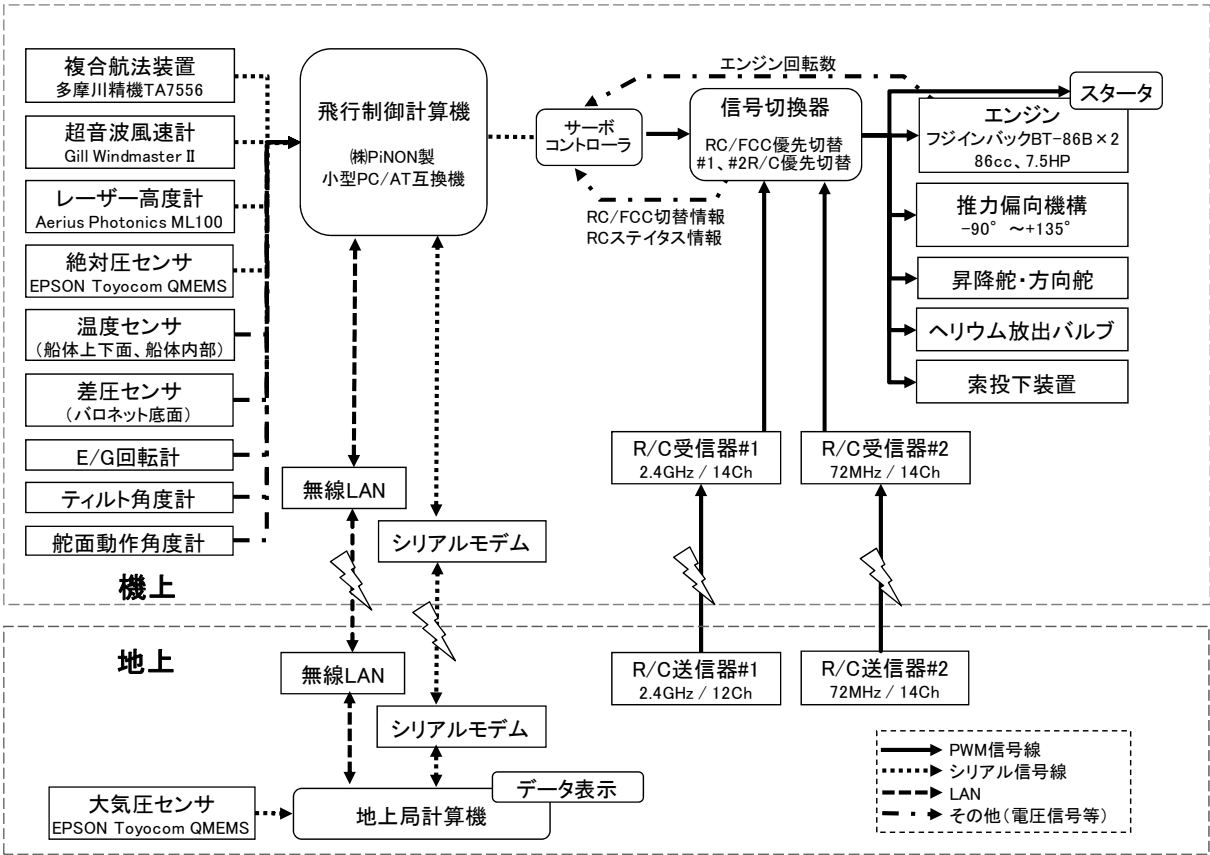


図 2.3.3-2 12m 級飛行船型無人機システムブロック図

2) 機上計算機

機体に搭載するコンピュータは、14m 級飛行船型無人機から構成を変え、1 台でデータ収集及び飛行制御を行える能力を持つコンピュータを目指し、開発を行った。機体制御に必要な信号入出力インタフェース数および市販品のコンピュータボードボードの調査によって、以下の仕様を取り決めた。

表 2.3.3-1 12m 級飛行船型無人機 前期型搭載コンピュータの仕様

CPU	AMD 社製 GeodeLX800 プロセッサ
メインメモリ	512MB
SSD	128GB
RS232C インタフェース	8 個. すべてのインタフェースがハードウェアフロー制御で動作すること.
USB インタフェース	4 個以上
Ethernet インタフェース	1 個
PCMCIA インタフェース	1 個
電源電圧	9～15V
本体サイズ	底面 125mm×110mm, 最大高さが 60mm 以下 ※コネクタ類の突起物は含まないものとする.
本体重量	700g以下 ※補助記憶媒体(SSD またはコンパクトフラッシュ)の重量は含まない.

この仕様をもとに、14m 級飛行船型無人機でも使用していた㈱ピノー製コンピュータ「Sizka Pro」を改良し、「Pinoh JX1」を製作した。「Pinoh JX1」は「Sizka Pro」の CPU 部と PCMCIA 部をそのまま利用し、RS232C インタフェースの増設と、増設に伴う外装ケースを新造する形をとった。

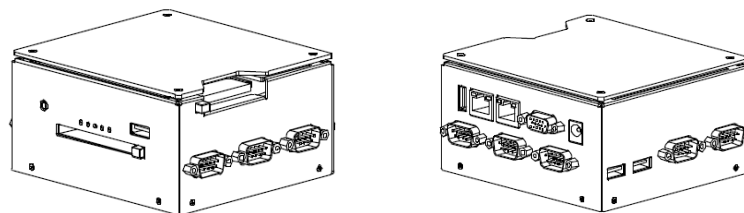


図 2.3.3-3 初期型飛行制御計算機 (Pinoh JX1) 外形図

温度センサ等の接続に使う A/D 変換カードに関しては、14m 級飛行船型無人機で使用実績のある㈱インタフェース製の A/D 変換カード「CSI-320416」を使用した。

このコンピュータ上で動作させる飛行制御ソフトウェアを Linux としたため、OS は 14m 級飛行船型無人機の搭載コンピュータでも使用していた「Vine Linux」のその時点での最新バージョン (Version 5.0) を使用することとした。選択理由としては、14m 級飛行船型無人機での使用実績がありかつ当時の最新バージョンであったことに加え、OS のカスタマイズ資料の収集の容易さ、製作したコンピュータで使用していた RS232C 制御 IC 用のドライバソフトウェアが標準で組み込まれていたためである。

インストールする搭載コンピュータ自体が OS の想定する市販コンピュータの仕様と異なる部分があるため、OS を標準状態でインストールした後、カーネルのカスタマイズを行う必要があった。詳細は付録 A に述べる。

平成 22 年 11 月の試験終了後、A/D 変換の分解能の向上、搭載コンピュータ上で動かすアプリケーションについて、データ収集・飛行制御以外のアプリケーションの稼働を想定し、新規に搭載コンピュータを製造することとした。

表 2.3.3-2 12m 級飛行船型無人機 後期型搭載計算機の仕様

CPU	Intel 社製 AtomD510 プロセッサ
メインメモリ	2GB
SSD	120GB
RS232C インタフェース	6 個. すべてのインタフェースがハードウェアフロー制御で動作すること.
USB インタフェース	8 個以上
Ethernet インタフェース	1 個
PCI インタフェース	1 個
電源電圧	9~15V
本体サイズ	底面 80mm×182mm, 最大高さが 165mm 以下 ※コネクタ類の突起物は含まないものとする.
本体重量	900g 以下 ※補助記憶媒体 (SSD またはコンパクトフラッシュ) の重量は含まない.

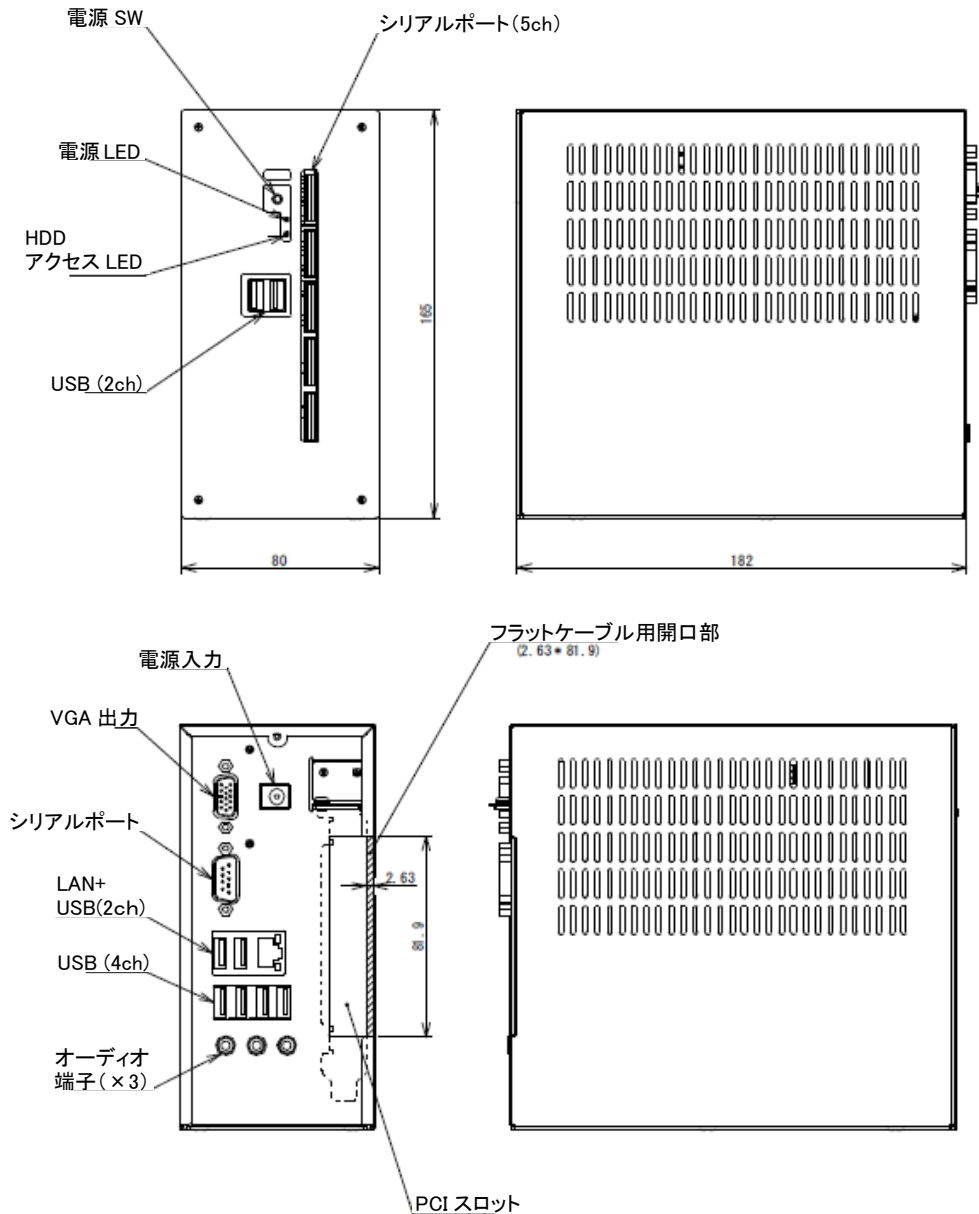


図 2.3.3-4 後期型搭載計算機(D510/2GB/PCI/U8)外形図

新造したこのコンピュータの特徴は、第 1 に拡張用インタフェースに PCI を採用したこと、第 2 に軽量化のために増設する RS-232C インタフェースを従来型の D-Sub9 ピンコネクタではなく、PH コネクタを採用したことである。

PCI の採用については、最近の傾向として PC カード型での拡張について、放熱面で不利であること、USB の登場でメーカー側も PC カード型で増設することに魅力がないなどの理由で PC カード型の拡張モジュール自体を生産しないようになってきているとの製造元からアドバイスがあり、検討の結果、PCI であれば拡張モジュールも選択の幅が広がるとのことで採用を決めた。

RS-232C に関しては上述のとおり PCI インタフェースを搭載することとなったため、重量増をできるだけ抑えるために増設するコネクタを通常使われる D-Sub 9 ピンコネクタではなく、PH コネクタを採用した。一般的に D-Sub 9 ピンコネクタは 1 つ約 9g あるが、PH コネクタでは 1 つ約 0.4g と軽く、機体側でセンサ類と接続する RS-232C コネクタ類も PH コネクタにすることによってわずかであるが軽量化を実現している。

A/D 変換カードは、(株)インタフェース製の A/D 変換カード「CSI-320416」の場合、±10V のバイポーラ変換で、すべてのセンサ類が 0～5V までのユニポーラ出力であり、分解能が低くなってしまうため、新規に製作した搭載コンピュータでは(株)コンテック製 ADA16-32/2(PCI)F を使用した。このカードはユニポーラ入力をサポートしており、電圧分解能が「CSI-320416」より 2 倍に向上している。

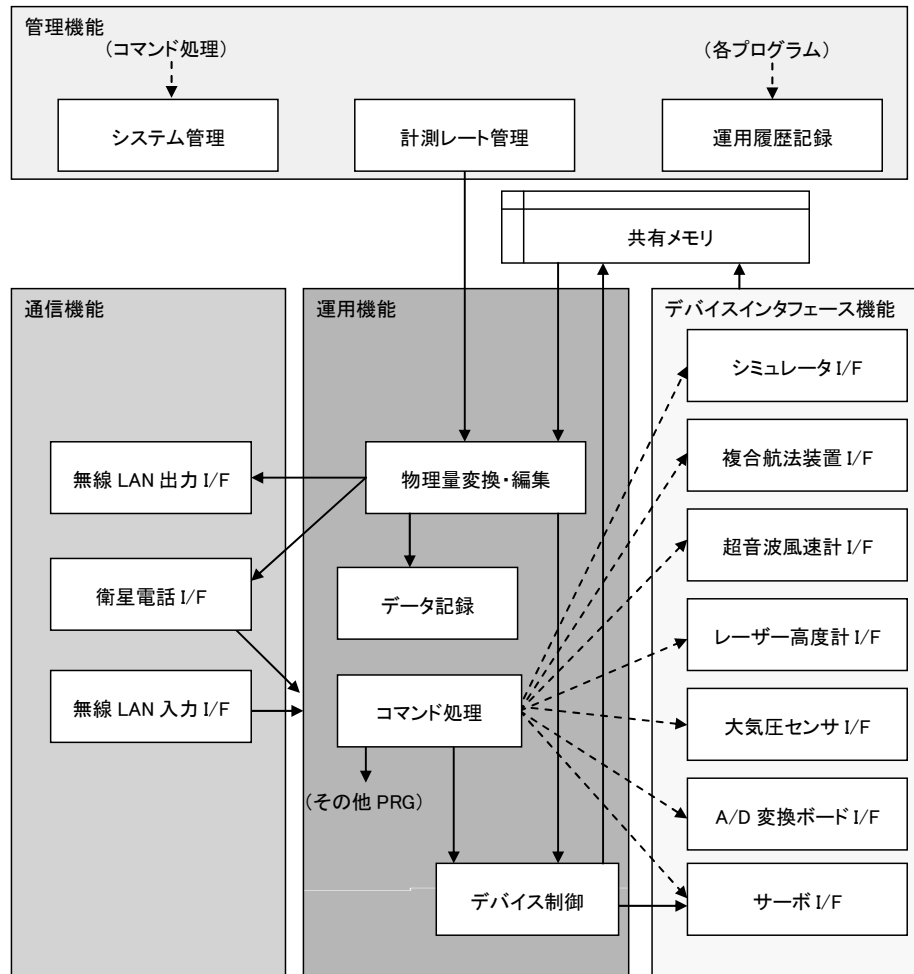
このコンピュータ上で動作させる飛行制御ソフトウェアは新規開発ではなく、前期型搭載コンピュータで動作していた飛行制御ソフトウェアを動作させるため、OS は「Vine Linux 5.2」を使用することとした。前期型搭載コンピュータより新しいバージョンを適用した理由は CPU への対応がなされており、安定性が向上していたためである。RS232C に関しては前期型搭載コンピュータで行った作業と同じ内容の作業を行い、使用可能な RS232C インタフェース数を 6 個に増やしている。

こうして OS がインストールされた搭載コンピュータ上で動作させる飛行制御ソフトウェアは 14m 級飛行船型無人機で開発した飛行制御ソフトウェアの仕様に鑑み、以下の条件を提示し、TIS 株式会社(発注時の会社名はソラン株式会社)が開発を行った。

表 2.3.3-3 飛行制御ソフトウェアの仕様

基本機能	時間管理, 入出力, 物理量変換, データ保存等をおこなうプログラム基幹部分(以下 FCP フレーム)の製作を実施する. 飛行制御演算部分のルーチンは JAXA 側にて製作する
サンプリングレート	飛行船型無人機の各搭載センサからの計測値を 10Hz 以上のレートで取得し, 飛行制御演算を行ってサーボへの制御指令を出力する
出力レート	FCP は飛行制御演算をおこなってサーボへの制御指令を RS232C 形式にて 10Hz 以上のレートで出力する
HILS 対応	Hardware in the loop simulation (HILS)を実施するため, センサデータの代わりにシミュレーション計算機からセンサの代用データを LAN を通じて一括して受け取れるようにすること
制御則との I/F	JAXA 側で製作する飛行制御演算モジュールとのインターフェースのみ提供すること. 計測データ及び飛行制御演算結果として得られる制御信号等を 10Hz 以上のレートで搭載記憶媒体に保存すること
ダウンリンク	無線 LAN により約 600～1000byte のダウンリンクデータを 10Hz でマルチキャストする イリジウム衛星電話によるデータリンクを用いて地上へ 100byte 程度の小容量のダウンリンクデータを送出する
アップリンク	飛行制御ソフトウェアは無線 LAN 及びイリジウム衛星電話をもちいて地上からの 10～20byte 程度のコマンドを受信できるようにする

飛行制御ソフトウェアは主に①アプリケーション動作管理, ②センサ情報収集, ③データ記録・データ送信, ④飛行制御演算の 4 つで構成されている。これらのソフトウェア部品は起動すると OS 上のデーモンサービスとして起動し, 搭載コンピュータの電源が切れず, オペレータが終了処理を行わない限りはソフトウェアが停止しないように作られている。プログラム内部の構成は図 2.3.3-5 のとおりである。この飛行制御ソフトウェアは機能単位でプログラムが構成されており, センサ機器類が万が一故障したとしてもプログラム自体は停止しないようになっている。また, こうすることでセンサ機器類の変更があっても飛行制御ソフトウェア全体の動作には影響が及ばず, 安定した動作を実現させている。



注 1) 各プログラム間の矢印は主要データの流れを示す。なお、点線のインタフェースは、将来の拡張用に容易されているが、現仕様では交換するデータは無い。

注 2) センサから取得した計測値は、共有メモリを介して物理量変換・編集プログラムに渡される。

注 3) 制御演算プログラムが処理した結果はデバイス制御プログラムが受け取り、サーボインタフェースプログラムに渡す。サーボ制御データは共有メモリに格納され、物理量変換・編集プログラムを経由して計測値と共に地上局に配信される。

図 2.3.3-5 プログラム構成図

3) 複合航法装置

複合航法装置としては、計測精度の向上等を期待して多摩川精機製 TA7556 (Micro-GAIA) を採用した。計算機構体内の、船体とのアラインメントを取っている底板に設置しており、アンテナは計算機構体上部に装備した。本体の装備状況を図 2.3.3-6 に示す。

本機は GPS が受信できない状態では動作が不安定になる可能性があるため、格納庫からの搬出後に電源を投入できるよう、他のセンサ等と独立した専用の電源スイッチを設けるようにした。また、停止時、または低速移動時は複合航法演算による方位角の導出に誤差を生じる傾向があったため、電源投入後の初期状態では搭載磁気センサによる方位角を方位角データとして出力し、3m/s 以上の対地速度データを一度でも検出すると、以降は複合航法演算による方位角を方位角データとして出力する設定として対応した。また、高度計測に MTSAT を使用しているため、建物等の近傍では MTSAT との接続状況の変動によって高度データが不安定になる傾向があったが、空中では問題ないと判断し、そのまま使用した。

また、補用品として㈱クロスボー製 NAV420 を搭載することも可能とし、機上ソフトウェアについてもモジュールを差し替えて対応可能な仕様とした。

4) 超音波風速計

14m 級機で実績のある Gill 社製 Windmaster を引き続き採用した。同様に取り付けアーム屈曲型のものを導入し、計算機構体前方に張り出して装備することとした。装備状況を図 2.3.3-7 に示す。

5) その他センサ

上記の他に表 2.3.3-4 に示すセンサを搭載した。これらセンサは飛行制御には使用しないが、適宜データを保存及び地上にダウンリンクし、地上での監視に供した。14m 級機との主要な差分として、内部温度センサの追加と、舵角、ティルト角センサの追加が挙げられる。前者は、ヘリウム温度が外皮から内部ガスへの伝熱によるため、正確な内部ガス温度を把握するために有効と考えられていたものであるが、装備の困難さ、内部で揺動して不具合を起こすリスク等からこれまで装備した事例は殆どなかった。そのため膜構造内部にセンサを取り付けるための懸垂幕を装備し、それに本体、配線を取り付ける形で設置した。

舵角、ティルト角センサは、各イフェクタ実作動状況を機上監視し、健全性の自己診断をおこなえるようにする目的で導入したが、当面はまず動作状況を把握するに留まった。また、FCC チャンネル数の不足から、各舵面とも内翼、外翼両方にセンサを装備したにも関わらず、外翼のデータのみしか取得することができなかった。舵角センサについては概ね健全に動作したが、ティルト角についてはエンジンの振動で基準点がずれる等、課題を残した。

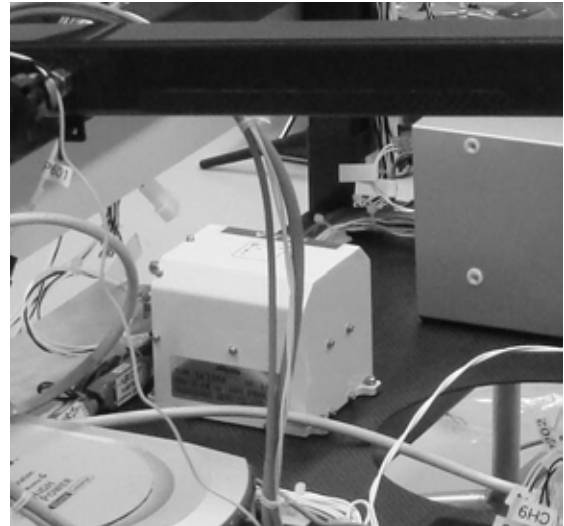


図 2.3.3-6 複合航法装置装備状況



図 2.3.3-7 超音波風速計装備状況

表 2.3.3-4 その他計測センサ

名 称	仕 様	計測レンジ	備 考
内外差圧	COPAL PA100-100D	0 ～ 1.0 kPa	バロネット室にて計測
大気圧	EPSON Toyocom XP6000-CA	30 ～ 130 kPa	
船体外皮温度(上面)	MAXIM DS600	-20℃ ～ +100℃	
船体外皮温度(下面)	MAXIM DS600	-20℃ ～ +100℃	
船体内部温度(#1)	MAXIM DS600	-20℃ ～ +100℃	船体内に懸垂装備
船体内部温度(#2)	MAXIM DS600	-20℃ ～ +100℃	#1 と同位置(予備)
左エンジン回転数	Panasonic DN6851	0～8,000rpm	
右エンジン回転数	Panasonic DN6851	0～8,000rpm	
左舷推進器ティルト角	COPAL JC10-000-202N	0° ～ 324° (±5°)	
右舷推進器ティルト角	COPAL JC10-000-202N	0° ～ 324° (±5°)	
左舷昇降舵外翼舵角	COPAL JC10-000-202N	0° ～ 324° (±5°)	
左舷昇降舵内翼舵角	COPAL JC10-000-202N	0° ～ 324° (±5°)	FCC にて取得せず
右舷昇降舵外翼舵角	COPAL JC10-000-202N	0° ～ 324° (±5°)	
右舷昇降舵内翼舵角	COPAL JC10-000-202N	0° ～ 324° (±5°)	FCC にて取得せず
上側方向舵外翼舵角	COPAL JC10-000-202N	0° ～ 324° (±5°)	
上側方向舵内翼舵角	COPAL JC10-000-202N	0° ～ 324° (±5°)	FCC にて取得せず
下側方向舵外翼舵角	COPAL JC10-000-202N	0° ～ 324° (±5°)	
下側方向舵内翼舵角	COPAL JC10-000-202N	0° ～ 324° (±5°)	FCC にて取得せず

6) 遠隔操縦系, 信号伝送系

遠隔操縦装置として, 当初は双葉電子工業(株)製 T12ZA/2.4GHz (14ch) プロポと R6014FS 受信器の組み合わせ 2 対を用いた. 受信器は計算機構体両側面に配置した. 平成 23 年 2 月の改修にて, 使用周波数帯についても冗長性を高めることを目的に, 一系統のみをプロポ 14MZ, 受信器 R5114DPS の組み合わせに交換した.

14m 級飛行船型無人機と同様, 2 系統の遠隔操縦装置－受信器のペア, 及び FCC からサーボコントローラを介して供給される信号は信号切替器に供給され, 信号切替器で選択された系統が実際に使用する信号として各イフェクタに送信される. 使用する系統の選択は原則として遠隔操縦装置からの切替指令信号によっておこない,

- ・ある R/C プロポの優先切替信号を OFF から ON に切り替えた場合, もう一方のプロポの状態に係らずそのプロポが優先権を得る. (後者優先)
- ・優先権を持っているプロポの優先切替信号を ON から OFF に切り替えた場合, もう一方のプロポの状態に係らず飛行制御計算機が優先権を得る. (自動制御飛行に移行する.)
- ・プロポからの電波が届かなくなった場合, 機上受信器はフェイルセーフ設定によりそのプロポからの優先切替信号が OFF になったものとして動作する. 従ってもう一方のプロポが優先権を獲得するまでは機体は自動的に自動制御状態に移行する.

というロジックになっている. 信号切替器は当初ロジック IC を用いて製作したが, 不具合が頻発したため平成 23 年 2 月の改修にて FPGA を用いる形式に統合した. また, サーボコントローラは米国 Pololu 社製のものを使用していたが, 同改修時に機体メーカー側で基板を作成し, 信号切替器筐体に統合した.

7) 地上端末

地上局としては市販のノート型 PC を使用し、Microsoft Windows™ 上で動作するプログラムとして実装した。マップ画面上に機体の現在位置や軌跡を表示するほか、機体のダウンリンクデータを数値表示する機能があった。またコマンドの送信も地上局からおこなった。基本的な構成は 14m 級飛行船型無人機と同等であったが、

- ・ 気圧高度計校正のための、地上気象データの計測、送信機能が付加された。
- ・ ダウンリンクされた機体位置データに基づいて自動的に無線 LAN アンテナを指向するアンテナ追尾装置が付加された。

の 2 点が強化された。但し、アンテナ追尾機能に関しては、導入の時期が遅れたこともあって実運用で実証することはできなかった。

2.3.4 機体運用

1) 機体組立・分解

機体組立に先立つヘリウム注入量は、14m 級飛行船型無人機と同様におこなったが、Microsoft Excel により自動計算シートを作るなどの工夫により運用性を向上させることができた。14m 級機のようにバルネットに残す空気を容積で計り取る方法は精度が高い半面煩雑でもあったため、本機においてはバルネット充填量の目視と重量の計測から最終的な充填量を判断することとした。

機体組立の手順は概略以下の通りであった。

- a) ヘリウム注入量の決定
- b) 構体の地上装置への取付、構体間の距離の決定、調整
- c) 構体への船体取付
- d) 尾翼取付
- e) ヘリウム注入
- f) ヘリウム注入量の調整
- g) 配線、機能確認
- h) 重量、バランス確認・調整

小型電動飛行船に比較して船体容積が大きくなったこともあって、注入時間はやや増大したが、それでもヘリウム注入で 50 分、工程全体では 90 分程度で完了することができた。ゴンドラ荷重分散のための張線を注入中に調整する必要があること、尾翼動翼の構造が脆弱なために注入中に要員が養生してやる必要があったことなど省力化については幾つかの課題を残すこととなった。



図 2.3.4-1 ヘリウム注入前の機体状況



図 2.3.4-2 注入中の状況と尾翼の養生

2) 地上運用

地上運用は14m級飛行船型無人機と同様に、基本的にグラウンドクルー3名体制でおこなうこととした。但し、推進器構体の小型化に伴って同構体に2名が取りつくことが難しくなったことなどから、ノーズラインの保持に1名、計算機構体の支持に1名、推進器構体の支持に1名を配することとした。

手順についても14m級飛行船型無人機と同様に格納庫内で全ての電装品の電源を投入して機能確認をおこなった後に搬出し、ハンドリングエリアでエンジン始動、点検をおこなって飛行に移る手順とした。但し、複合航法装置については格納庫からの搬出後に電源を入れる必要があった。地上運用装置に装着した状態での地上移動等は、小型無人飛行船と同様、要員の慣熟と並行して操作性を確認しながら実施することとし、当初の運用は地上クルーによる保持の状態で行った。

実際の運用はいずれも風速2～4m/sの風況下で行った。試験機会が得られなかったことなどからそれ以上の強風下での実績はなかった。但し、14m級飛行船型無人機の実績や地上クルーのコメント等から14m級飛行船型無人機と同等の運用性は確保できていたと思われる。また、地上運用装置を用いた係留についても試行をおこない、路面状態が良好であれば自動的に船体が風見になるように回頭を確認することができた。

2.3.5 飛行実験等の実績

本試験機は平成22年度に複数回の飛行試験を企画したが、初回は機器の不具合等により地上での機能確認試験に終始し、2回目の日程にて辛うじて1回の遠隔操縦飛行をおこなうに留まった。その後も改修等を実施したが、平成22年度末での研究開発の廃止に伴い以後の飛行試験等は実施されなかった。但し、民間への技術移転等に備えるため、平成23年度春期に船体の全体組立を伴う機能確認を実施した。

表 2.3.5-1 12m級飛行線型無人機飛行試験等実績

実施日程	実験地	飛行回数	飛行時間
2010.08.02～08.31	大樹航空宇宙実験場	-	-
2010.12.01～12.31	大樹航空宇宙実験場	1	
2011.07.31～08.19	大樹航空宇宙実験場	地上機能確認	

1) 平成22年度夏期試験

第1回の試験は平成22年7月29日～同8月12日の期間で大樹航空宇宙実験場にて実施した。日程の概要は以下の通りであった。

7月29日	要員移動等
7月30日～8月5日	連接機能確認試験、不具合対応等
8月5日	機能確認試験等
8月7日	機体組立
8月9日～11日	全機機能確認、屋内ハンドリング等
8月12日	分解、撤収

機体システムの確認等に時間を要したため、機体組立をおこなって形になるのは8月7日となった。その後も機体の不具合等が頻発し、最終的に屋内での運用確認までを実施したに留まった。

2) 平成 22 年度秋期試験

第 2 回の試験は平成 22 年 10 月 25 日～同 11 月 12 日の期間で前回同様に大樹航空宇宙実験場にて実施した。日程の概要は以下の通りであった。

10 月 26 日	要員移動等
10 月 27 日～11 月 1 日	機能確認試験等
11 月 2 日	機体組立
11 月 3 日～6 日	全機機能確認, 屋内ハンドリング等
11 月 7 日	屋外運用試験
11 月 9 日	船体一時分解
11 月 10 日	船体再組立
11 月 12 日	遠隔操縦飛行
11 月 13 日	分解, 撤収

機体システム改修分等の確認等に時間を要したため、機体組立は 11 月 2 日となった。全機形態での機能確認試験および不具合対応、屋内での運用慣熟等を継続し、7 日にはハンガーアウトをおこなって屋外での地上運用を実施した。しかし、船体からのヘリウムリークと思われる重量の増加により、11 月 9/10 日には一度船体を分解して膜構造の検査をおこない、破損箇所に応急処置を施して再度組み立てた。これらの遅れにより辛うじて 11 月 12 日に遠隔操縦による初飛行を実施したものの、そこで試験終了となった。



図 2.3.5-1 試験実施状況(平成 22 年秋期)

3) 平成 23 年度春期機能確認

過去 2 回の飛行試験における不具合等に鑑み、機体システムの改修を進めると共に船体を増積して不測の事態への対応性を高め、捲土重来を期していたが、平成 22 年 12 月閣議決定にて同年度一杯での飛行船事業の廃止が決定された。但し、民間への技術移転等を見据えて改修等をおこなったシステムの健全性を確認することに意義があるとの判断から、平成 23 年 4 月 18 日～同 4 月 28 日の期間で大樹航空宇宙実験場にて機能確認を実施した。日程の概要は以下の通りであった。

4 月 18 日	要員移動等
4 月 19 日～22 日	連接機能確認, 船体リークチェック
4 月 25 日	船体組立
4 月 26 日	屋内運用確認, 機体分解

概ね予定通りの日程にて機体の機能確認, 組立を実施し, システムの健全性を確認した.

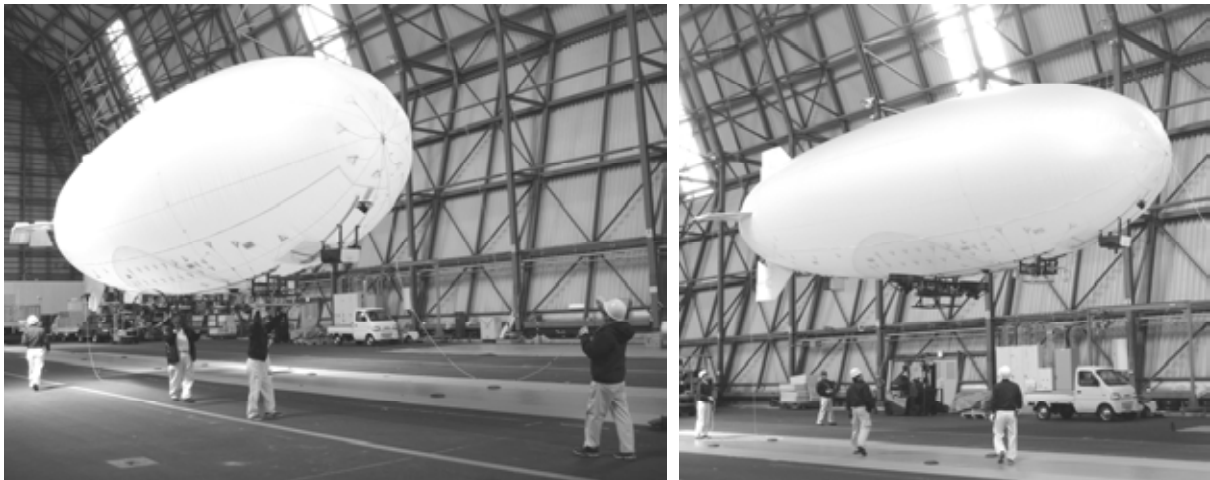


図 2.3.5-2 機能点検の実施状況 (平成 23 年度春期)

2.3.6 総 括

12m 飛行船型無人機は, これまでの研究開発を統合し, 可能な限り軽量化を施した機体となる予定であったが, 実際には重量の超過, 不具合の頻発等により開発に想定外の長期間を要した. 機体メーカーの変更により機体設計, 製造レベルでのノウハウが十分に継承されなかったこと, 限界までの軽量化等を追及した結果として, 設計上の余裕がなく, 不具合等への対処が困難であったこと等による. また, 推進器周りにみられるように, 14m 級機で確立したと思われた設計が, 機体規模の変化等により必ずしも最適でなくなる事例もあった.

しかし, これまでの機体から得られた知見を踏まえて組立や運用の容易さについては大幅な改善がなされており, 台車を用いた地上運用についても, 数少ない屋外運用で確認された範囲では想定通りの省力化が期待できる見込みがあった. そういった意味では基本的な不具合を改修し, 将に本格的な運用に入ろうとする局面で事業廃止のやむなきに至ったことは残念であった.

3. 要素技術毎の成果

3.1 誘導制御技術

3.1.1 誘導制御系の概要

一般に航空機の操縦は特殊技能とされる。飛行船の操縦について言えば、一般の固定翼航空機に比べると、一瞬の操作の誤りによって失速墜落するようなことがないため若干敷居が低い面もあるが、応答速度が非常に遅いこと、出力が乏しく外部風によって押し流されやすいなど、固定翼航空機とは異なる困難な特性を持ち、その操縦が熟練を要する特殊技術であることは同様である。そのような特殊技能者を大量に養成、配置することは現実的でなく、機上計算機による飛行誘導制御は飛行船型無人機においても必須の技術と考えられる。

どのような誘導制御ができればよいのかは、ユーザー側が飛行船型無人機をどのようなミッション、運用環境に投入するかによって異なり、一概に言うことはできない。とはいえ何もないでは始まらないため、当面の目標として以下を設定した。

- ・ 指定した監視地点まで、概ね定められたコースを辿って到達できること。またそこから着陸回収地点へ帰還できること。
- ・ 指定した監視地点にて一定時間滞空できること。または指定された監視エリア全体を搭載センサにより走査できること。
- ・ できるだけ厳しい風条件にて、極力狭いエリア内に自動にて離着陸ができること。但し、飛行船を直接接地させることは現実的ではないため、着陸時は地上クルーがキャッチできるように対地速度を落として降下し、地表付近に滞空できること。

また、制御の精度についてもどこまでできればよいかの目安が明確ではないため、とりあえず調達できる飛行船システムを用いてまずどこまでできるかの当たりをつけるという方針で実施することとした。

本試験機は機上 FCC により、同じく機上に搭載した複合航法装置、超音波風速計等のセンサの出力に基づいて自動制御飛行をおこなう。通常は推進器のスロットルにより前進速度を制御し、尾部の空力舵面を用いて姿勢の制御をおこなう。しかし、ホバリングや微速での前進など対気速度が小さい状況では空力舵面の効果が極めて小さくなり、十分な姿勢制御ができなくなる。このため誘導制御系の構成は大きく通常飛行用とホバリング・離着陸模擬用に分かれている。

また、それぞれの誘導制御系は、与えられた目標高度、目標ウェイポイント(以下 WP)、経路などを実現するために必要な機体姿勢角、速度の指令値を生成する誘導則と、誘導則から与えられた機体姿勢角、速度等の指令値を実現するように機体の各イフェクタへの指令を生成する制御則との 2 重ループによって構成されている。

図 3.1.1-1 に通常飛行時の誘導制御系の概要を示す。速度制御、高度制御、水平面の誘導がそれぞれ独立したループとなっており、それぞれが推進器スロットル、昇降舵、方向舵への指令を生成している。通常飛行時には推進器の差動、ティルト機構などは原則として使用していない。水平面の誘導は、単純な方位角維持をおこなうモードを除いて、あらかじめ X、Y 座標を定義されたウェイポイントを辿ることによって実施している。

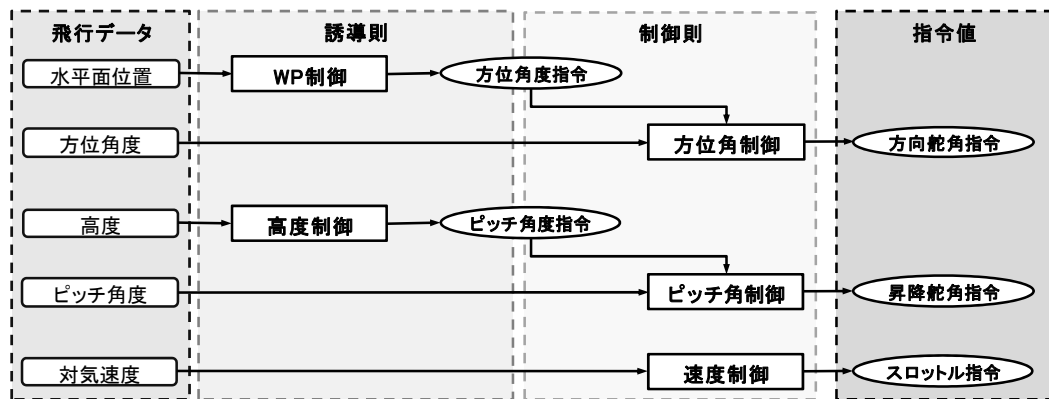


図 3.1.1-1 通常飛行時の誘導制御系

また、図 3.3.1-2 に対気速度が小さい状況を想定したホバリング・離着陸模擬用の誘導制御系の概要を示す。この場合は機上での風向計測機能を用いて風上にヘディングを取りつつ風速と機速を釣り合わせて現在位置を保持する。対気速度が低下して特に縦方向の舵効きが不足するため、推進器のティルト機構を用いて高度を維持する制御をおこなっている。

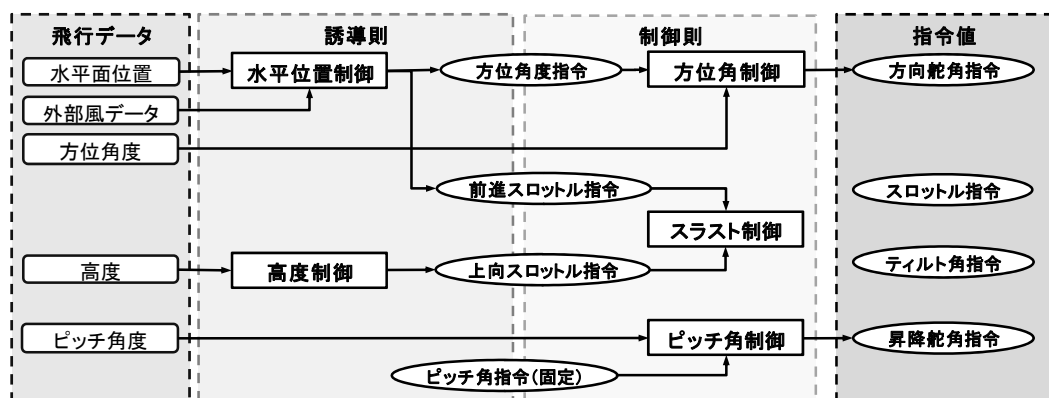


図 3.1.1-2 ホバリング・離着陸模擬用の誘導制御系

3.1.2 通常飛行モードの制御

1) 誘導制御系の概要

14m 級飛行船型無人機に現在実装されている制御系は、速度制御、縦(高度-ピッチ角)制御、横(水平面位置-方位角)制御からなる、PID 制御を基本とする制御系である。

それぞれの制御ループは独立しており、速度制御ループがスロットル指令、高度制御が昇降舵指令、方位制御が方向舵指令をそれぞれ生成している。スロットル、昇降舵、方向舵はシステム上両舷(または上下)で異なる動きをすることも可能であるが、今回は両舷(または上下)に同一の指令を出すようにしている。また、推進器のティルト機構も自動制御で使うことが可能であるが、このモードにおいては原則として水平(前向き)としている。

水平面の誘導則としては、現在位置と目標 WP の位置関係から単純に機首を目標 WP に向けたのでは外部風の影響により風下側に湾曲した経路となる傾向があるため、目標 WP と一つ前の WP を結ぶ直線経路からの偏差を算出し、それに対して PID 制御により目標方位角を修正することで、より経路に沿った飛行をおこなうようにした(図 3.1.2-1, 3.1.2-2)。目標 WP のクリア条件は当該 WP からの水平面内の距離が 20m 以内になることとし、その時の高度は問わないこととした。20m という数値そのものにはあまり意味は

なく、幾つかのシミュレーション結果から適当に設定している。この値が大きくなると風上に遡っている際にそれだけ WP の手前でターンしてしまうため、所定のコースからの風下方向への逸脱が大きくなる。一方、小さくすると背風から立ち上がる際のオーバーシュートが大きくなる。このため風向と照らし合わせてスケジューリングしない限り、適切な値というものは設定し難い。また、通り過ぎてしまった WP をクリアしようとして戻ろうとする動きにより予期していない方向へ向かうことを避けるため、WP を通りすぎてしまった場合にスキップする機能を設けている。具体的には直前 WP と目標 WP を結ぶコースに対して目標 WP を通る垂線を立て、その垂線に対して機体と直前 WP が反対側にある場合は強制的に目標 WP をスキップする。また、WP をクリアできずに周辺を徘徊し続けるような事態を避けるため、ひとつ前の WP から見て目標 WP の反対側に来れば、クリア不能と判断してスキップする機能を取り入れた。



図 3.1.2-1 コース補正の有無による、風下への偏差の違い

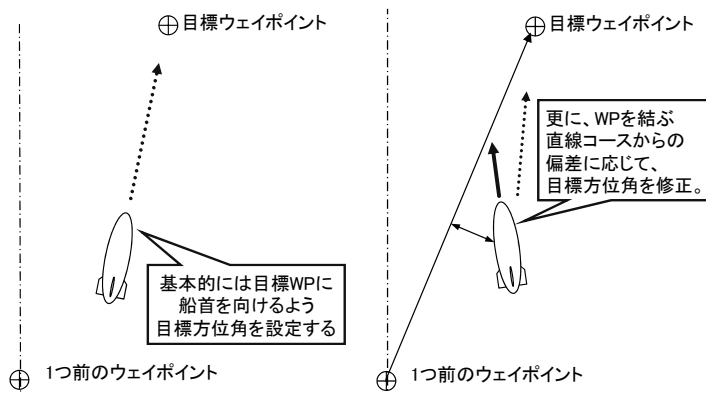


図 3.1.2-2 水平面誘導の基本形

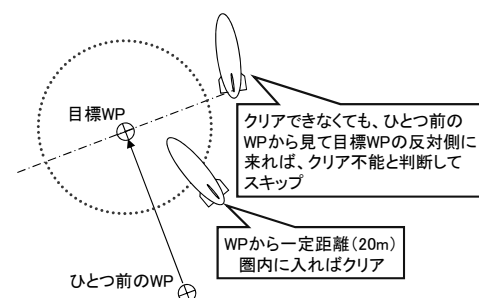


図 3.1.2-3 ウェイポイントクリアの判定

またその他のループについては目標値と現在値の偏差に対して PID 制御をおこなった。速度制御については機体の特性上細かい風速変動に追従することは難しく、また必要性も薄いため、微分項を省いた PI 制御とした。また高度制御については、大雑把に言ってピッチ角の積分が高度であるという考え方ができるため、高度に対しては PI、ピッチ角に対しては積分ゲインを小さく取った PID 制御とした。制御パラメータについては線系モデルをもとに仮設定したが、実際には機体の非線形特性等の影響が大きく、実際には過去の実験等で用いたパラメータを出発点としてシミュレーション上で trial & error により設定することとなった。

2) 耐風性向上のための改修

これまでおこなってきた水平面の WP 誘導では、機体は目標とする WP の方向に船首を向けることを基本とし、かつ目標 WP と一つ前の WP を結ぶ直線コースからの偏差を 0 にするような PI 制御を加えることにより、直線コースからの逸脱を抑えるようにしていた。この方式によれば、充分長いコースを直線飛行す

る場合は、偏差を 0 にする制御の積分項がそのままクラブ角に相当する目標方位角の修正量を与え、機体はクラブした状態で直線飛行をおこなうことが期待できる。しかし、現状ではそれほど長い直線コースを取ることが難しく、また、積分ゲインを大きくすると特に風上に向かうコースで PIO 的な蛇行に入るケースが見られ、積分ゲインの増加により直線への収斂を早くすることにも限界があった。

一方、実際の飛行船においてはパイロットが事前の気象情報や実際の機体の流され方から外部風の風況を推定し、予め外部風に対抗するように船首を目標方位よりも風上側に振った状態で飛行する、所謂クラブ飛行をおこなうことで風下側に流されることを抑えるケースがある。これにより、外部風の影響を制御系にフィードフォワード的に反映することで、更に風下側への逸脱を抑える制御則を考え、以下の 2 種類を実装した。

- a) 機上で計測した風向、風速によりクラブ角を直接計算する。
- b) 風向、風速の計測結果を用いず、ゲインスケジューリングと積分項の保存により追従性を改良する。

の 2 種類の方式により直線コースをトレースする制御系を考案し、実装した。以下にその詳細を示す。

a) クラブ角を直接求める方法

14m 飛行船型無人機は機上の超音波風速計により高精度、高レートで対気速度の 3 軸成分を計測することができ、またこれと複合航法装置で計測した対地速度から外部風の風向、風速をリアルタイムに算出することができる。これにより外部風の風向、風速と対気速度、その時飛行したい方位角から取るべきクラブ角を導出し、目標 WP の方向にクラブ角を加算したものを目標方位角とすることでクラブ飛行をおこなうことが出来る。図 3.1.2-4 にクラブ角導出の概念図を示す。これにより、クラブ角は

$$\psi_{crab} = \sin^{-1} \left\{ \frac{v_{wind}}{TAS} \sin(\psi_{wind} - \psi_0) \right\} \quad \left(-\frac{\pi}{2} \leq \psi_{crab} \leq \frac{\pi}{2} \right) \quad (3.1.2-1)$$

となる。(但し、 $TAS > v_{wind}$ となるように目標対気速度が設定されていることを前提としている。)尚、本制御側を用いている際も風向・風速の計測誤差、制御の遅れからくる定常偏差等に対応するため、従来のコース偏差に対応する PID 制御も加算されている。

現状の制御則では実際にコースからの偏差が生じている場合に定常偏差が残る事を防ぐため

に原目標方位としてコースの方位ではなく、機体に対する目標 WP の方位を用いている。また、対気速度の値としては目標対気速度を用いる方法と、計測したその時点での対気速度を用いる方法が考えられる。前者の場合は目標速度と実際の速度に偏差がある場合にクラブ角に誤差が生じる問題があるが、後者になると外気流の短周期の変動に対してクラブ角の指令も振動的になる恐れがある。現状ではその時点での対気速度計測値を用いているが、今後どちらが適切かについては更なる検討を要する。

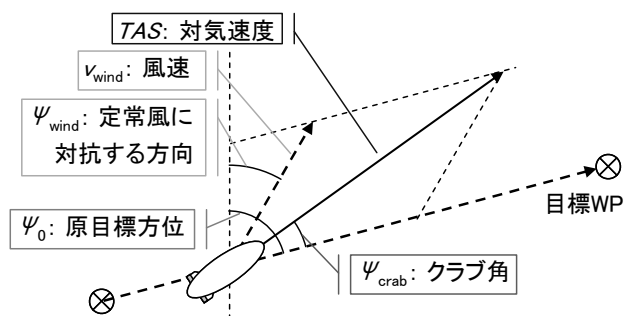


図 3.1.2-4 クラブ角直接導出の概念図

b) 積分制御による直線トレース

災害監視等をおこなう無人機を実際に運用する場合、基本的なスキャンパターンとして、図 3.1.2-5 のように風上に遡上しつつ風向と直行するコースを往復しながら観測をおこなうパターンが最も妥当であると考えられる。従って実際の風向・風速に対して動的にこのようなコースを設定するとすれば、観測をおこなうコースとしてはほぼ横風に近い角度からの風を受けることになり、また基準方位角としては往路と復路の 2 種類だけを想定すれば良いことになる。

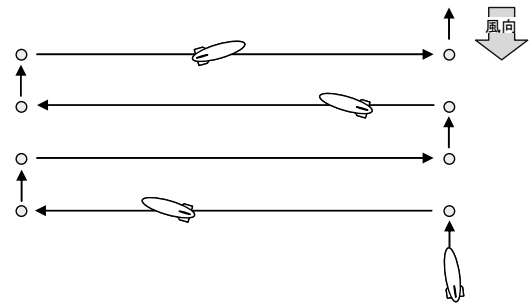


図 3.1.2-5 実運用時の想定飛行パターン

なる。このため、WP データに 0:風上に遡上する経路, 1:往路の観測コース, 2:復路の観測コースの属性を持たせることにより、主に横風を受ける観測コースでは積分ゲインを増加してコースからの偏差を抑え、また新しいコースに進入した際に積分項を0から始める従来の方式に替えて、保存してあった前回同じ属性のコースを飛行した際の積分項の値を初期値として用いることにより、コースの最初から適切な値に近いクラブ角を得ることで特に WP 切替直後に生じる偏差を最小にするようにした(図 3.1.2-6)。

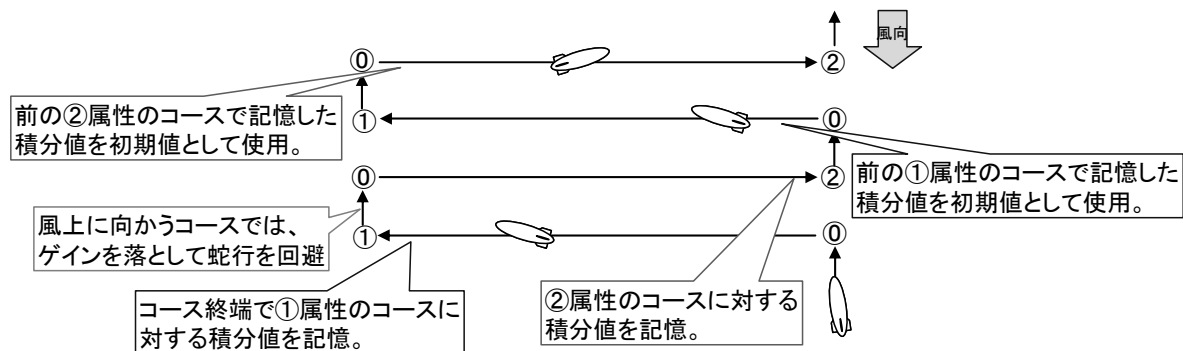


図 3.1.2-6 積分制御による直線トレースの概念図

3.1.3 ホバリングおよび自動離着陸模擬時の誘導制御

1) 制御系の構成

定点監視や離着陸のため、ある地点に一定時間留まるような飛行が必要となるケースがある。しかし、特に風の強いケースを除いては機体が一点に留まっていると対気速度が低下するために、舵面、特に昇降舵の効きが低下し、ヘヴィ状態ではピッチ角制御により高度を維持することができない。このため、ホバリングおよび自動離着陸モードでは、推進機のティルト機能を利用してホバリングをおこなって定点に滞空し、またその状態で昇降率を制御することで自動離着陸模擬をおこなう。

また、推力や制御性に乏しい飛行船においてはホバリング中は外部風に正対していなければ流されてしまうため、風見方向に船首方位を維持することが必須となる。試験機は機上の超音波風速計で計測される対気速度と、複合航法装置で計測される対地速度との差分から外部定常風の風向、風速を計測し、風上の方に針路を取って滞空する。目標位置からの偏差は風向に直交する方向については針路の微修正により、また風向と同じ方向については推進器のティルト角を調整することにより補正をおこなう。高度制御、昇降率制御は基本的に昇降舵を用いず、推進器のティルト機能とスロットル調整を用いて実施する。

実装としては、WP 定義の際に各 WP について滞空時間を設定するようにし、通過するだけの WP には滞空時間 0 を設定するようにした。0 以外の滞空時間が設定されている場合、試験機は自動的にその WP

の付近に定点滞空する。定点滞空時は通常の WP クリア判定は実施せず、前の WP クリアから指定された滞空時間が経過するか、地上局より WP スキップコマンドが送られることにより WP をクリアして次の WP に向かうこととなる。

定点滞空時には、試験機は最初は通常の WP 誘導時と同様に目標 WP に向かう飛行をおこなう。目標 WP から水平面内で 30m 以内に一度でも入った時点でホバリングフェーズに移行し、通常の WP 誘導と異なる誘導則により飛行する。

ホバリングフェーズにおいては通常の高度制御はおこなわず、ピッチ角制御の目標値は自動的に 0° 付近(実際には外気の風速によって若干異なる値となる。)に設定される。高度を維持するためにティルト機能による上向きの推力による高度維持制御をおこなう。推進機が直上を向いているものとして高度に対する PID 制御により必要な上向推力を導出し、実際のティルト角に応じて必要な上向推力が出るようにスロットル指令を補正する。(図 3.1.3-1)

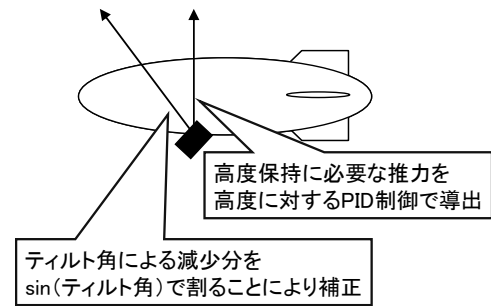


図 3.1.3-1 ホバリング時の高度維持制御

水平面の誘導においては、基本的に風上に船首を向けることによって風に対抗するように飛行する。目標 WP からの偏差の修正は風向に沿う方向の成分と、風向に直交する方向の成分にわけて制御をおこなう。

風向に沿う方向の誤差成分については推進機のティルトにより前後方向の推力を発生させることで補償する。実際には誤差成分に対する PID 制御により必要な前後方向の推力を仮想的に導出し、それと高度維持制御によって導出された上向き推力との比からティルト角指令を導出している。ティルト制御によるサーボへの負荷を限定するため、他の制御が 10Hz で実施されているのに対し、ティルト角の制御のみは 0.5Hz でおこなっている。また現在のティルト角と導出されたティルト角指令の差が $\pm 5^\circ$ 以内であった場合は現在のティルト角を維持することとし、小角度でのハンチング的な動作を防止するようにしている。(図 3.1.3-2)

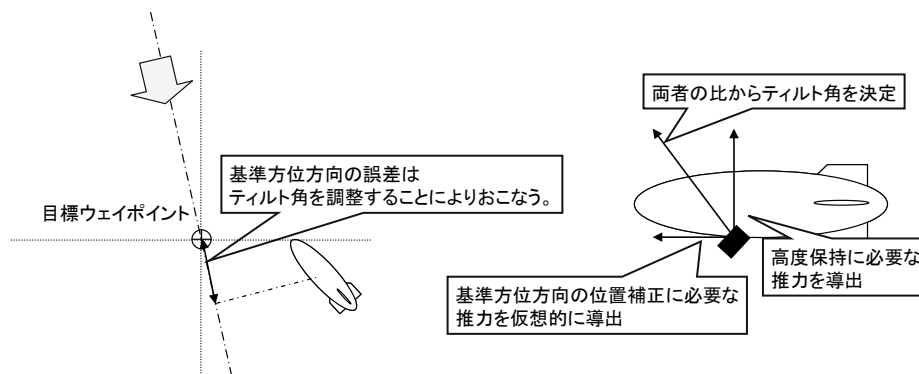


図 3.1.3-2 ホバリングフェーズにおける風向に沿った方向の誤差成分の補償

また、風向に直交する方向の誤差成分は、誤差を小さくするように方位角指令を修正することによりおこなう。実際には誤差成分に対する PID 制御により方位角指令の修正分を導出している。方向舵は昇降舵に比べて比較的低い対気速度でも舵効きを維持できるため、方向舵による方位角制御でも対応が可能である。但し、あまりに対気速度が小さくなると方向舵の舵効きも不足するため、推進機ティルトの差動を補助的に用いることにより方位角制御をおこなう。推進機ティルトの差動指令は目標方位角と現在方位角の差分に対する PD 制御であるが、一定値(現状では 20°)以下の差動指令は無視することにより一定値

以上の偏差が生じたときにのみ機能するようにしている。(図 3.1.3-3)

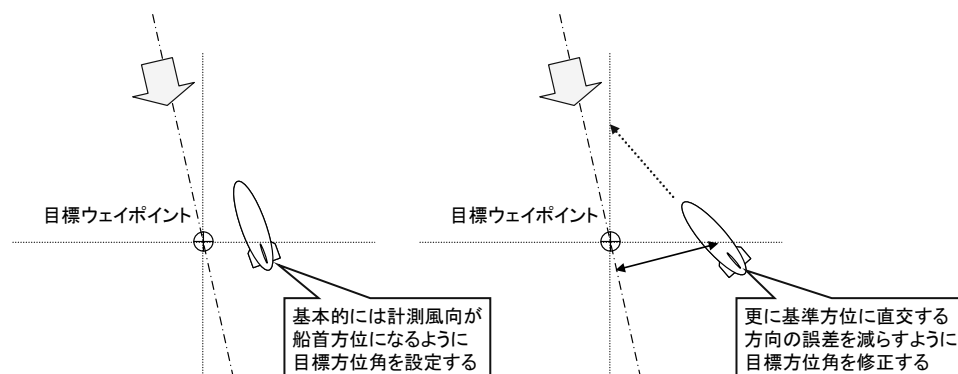


図 3.1.3-3 ホバリングフェイズにおける風向に直交する方向の誤差成分の補償

2) 自動着陸(模擬)機能

有人飛行船においては通常の航空機と同様にグライドパスを描いて進入し、着陸することが多いが、災害監視用として緊急時に狭い場所でも運用できるようにしなければならないことを考えると、この進入方式は有効でない場合がある。また、上記のような進入方式を取るのとはなるべく最後まで対気速度を維持し、舵効きを確保するのが目的でもあるが、本試験機はティルト機構などに低速でも運動性を維持する方策が採られており、ホバリング状態でもある程度の制御性が期待できる。このため、上記ホバリング状態にて一定の昇降率を維持して上昇・降下することにより、自動離着陸を実施することを考えた。

実装上は WP に更に着陸目標地点かどうかを示すフラグ変数を設定することでおこなう。目標 WP に一定の滞在時間が設定されており、かつ着陸目標地点であれば、試験機はホバリング状態で目標 WP から 30m 以内の位置を一定時間(当面は 30 秒間)維持したのちに自動的に着陸模擬フェイズに移行する。また、制御系を自動に切り替えた時、または WP をクリアして次の WP に向かう場合に現在高度が目標高度よりも一定値(現状は 30m)以上低い場合は自動的に離陸フェイズに移行する。

離着陸模擬フェイズでは高度維持制御の代わりに、昇降率に対する PI 制御をおこなって必要な上向き推力を導出している。目標昇降率については明確な目安がなかったため、ひとまず高度に応じて表 3.5-1 のように自動的に設定するようにし、ある程度目標値に近い昇降率で着陸模擬ができるようになったところで、地上クルーによりキャッチ可能かどうかを判定する予定であった。また、離陸時は当面 1.0m/s の昇降率にて上昇するものとした。尚、本文書においては昇降率の数値を、鉛直上向きに移動する場合を正として記述している。

表 3.1.3-1 離着陸模擬フェイズにおける目標昇降率設定

高 度	目標昇降率	備 考
70m 以上	-1.0m/s	
50m～70m	-0.5m/s	
40m～50m	-0.2m/s	高度が 40m を一度でも下回った時点で復航をおこなう。
離陸モード	1.0m/s	

実際には諸々の事情により昇降率制御が有効に機能しなかった局面もあったため、通常のホバリングモードと同様の制御で、目標高度を徐々に下げていくことにより着陸模擬をおこなう制御も実装し、合わせて試験を実施した。また、着陸模擬フェイズにおける水平面内の誘導はホバリングフェイズにおけるものと同様におこなわれることとした。

3.1.4 低速度直線トレース飛行

これまで実施してきた通常飛行時(つまりホバリング時を除く)の制御は、対気速度制御により対気速度を一定に保ち、特に昇降舵による高度制御が有効な範囲で飛行することを前提としている。しかし、対気速度を一定に保った場合、当然のことながら風上に向かう場合と風下に向かう場合で対地速度には大きな差が生じ、観測密度に差が出るほか、特に対地速度を一定値以下にすることが必要なセンサ類による観測に不都合を生じることが考えられる。

このため、本試験においては限定的な対地速度制御機能の導入も実施した。対地速度を制御するためには、水平面内においては外部風の風向、風速及び目標方位、対地速度から目標対気速度およびクラブ角を導出することで実現できるが、その際対気速度の低下により昇降舵による高度制御が期待できない状況が生じる。このため、対気速度制御を実施しつつ、推力偏向による高度制御を併せて実施することが必要になってくる。図 3.1.4-1 に対地速度制御をおこなう際の目標対気速度導出の概念図を示す。基本的な考え方は図 3.1.3-4 の場合と同じであるが、此方は風向、風速、原目標方位、目標対地速度が既知であり、それに基づいて

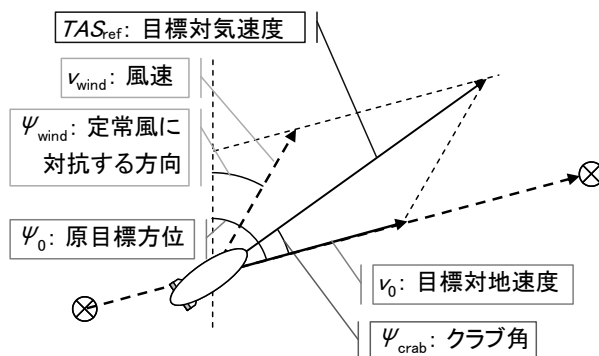


図 3.1.4-1 目標対気速度導出の概

$$\psi_{crab} = \tan^{-1} \left\{ \frac{v_{wind} \cdot \sin(\psi_{wind} - \psi_0)}{v_0 + v_{wind} \cdot \cos(\psi_{wind} - \psi_0)} \right\} \quad \left(-\frac{\pi}{2} < \psi_{crab} < \frac{\pi}{2} \right) \quad (3.1.4-1)$$

$$tas_{ref} = \left| \frac{v_0 + v_{wind} \cdot \cos(\psi_{wind} - \psi_0)}{\cos \psi_{crab}} \right|$$

により、目標対気速度とクラブ角が決定される。

実際には対気速度制御の追従性に時間差があり、また実際の対気速度が取れる範囲には限界があるため、目標対気速度と実際の対気速度は必ずしも一致していない。そのため、ここで求めた目標対気速度に基づいて導出したクラブ角をそのまま用いると、実際の機体速度に対応していないクラブ角指令が得られてしまい、適切なクラブ角を得ることができない。このため、実際の制御則では目標対気速度のみを上記の式で決定し、その上で実際に計測した現在の対気速度に基づいて式 3.1.2-1 で記述したものと同様の計算をおこなってクラブ角、ひいては方位角指令を決定している。

シミュレーション等により対気速度が 8m/sec 付近を下回ると昇降舵による高度制御が有効でなくなり、特にヘヴィでの運用の場合には高度を維持できなくなることが指摘されている。このため、対気速度指令の低下によりそのような速度域に入った場合は推力偏向による高度制御を併用することとした。閾値付近におけるチャタリングを防止するため、通常の高高度制御中对気速度指令が 8m/sec 以下となった場合に推力偏向による高度制御に移行し、対気速度指令が 9m/sec 以上になった時に通常の高高度制御に復帰するようにしている。推力、偏向量の制御に当たってはホバリング制御時と同様に、高度制御に必要な上向の推力と、水平面の位置制御に必要な前向の推力とを導出し、それらによって推力および偏向量の指令を生成している。前向の推力の導出に当たっては、従来用いていた対気速度制御の制御則をそのまま用いている。

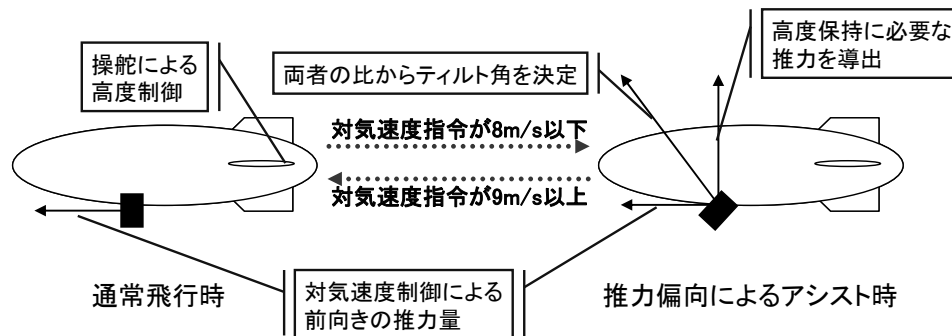


図 3.1.4-2 対地速度維持制御中の高度制御概念図

3.1.5 飛行シミュレーション

飛行試験による飛行誘導制御系の実証に先立ち、数値シミュレーションを用いて誘導制御則の確認等をおこなった。飛行船は通常の固定翼型の航空機と多くの点で異なる特性を持つことから専用のシミュレーションモデルを開発し、確認をおこなった。機体の空力特性については当初有効な空力データがなかったため、過去に当機構で実施した 60m 級無人飛行船と相似形と見做して無次元空力微係数等を流用し、若干のアレンジを加えて使用した。また、実際に試験機の操縦に使用する R/C 送信器からの入力を取り込んだ Pilot in the loop のシミュレーションを実施し、操縦者の慣熟に当てると共に、遠隔操縦飛行開始後はパイロットコメント等から機体モデルの修正をおこない、より実機に近いシミュレーションを目指した。このために、実時間でのシミュレーション機能、パイロット視点での画像表示機能等を追加した(図 3.1.5-1)。平成 20 年度より実際の機体形状を用いた風洞試験等を実施したため、それにより得られた空力モデルを用いるように変更した。

また、飛行誘導制御側が正常に開発されているだけでなく、実際に飛行する試験機の機上計算機に正常にインストールされ、動作する状態になっていることを確認するため、機上計算機とシミュレーション計算機を接続して機上計算機からの制御出力を用いてシミュレーションをおこなう hardware in the loop simulation 機能を実現し、平成 20 年度の飛行試験より実用に供した(図 3.1.5-2)。



図 3.1.5-1 実時間シミュレーションの画像表示例

○ 通常飛行制御時



○ hardware in the loop simulation

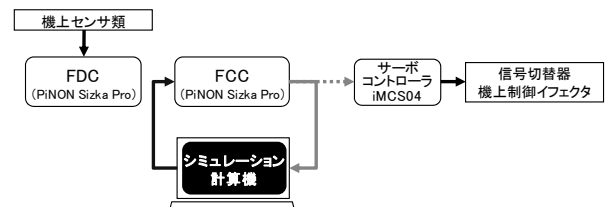


図 3.1.5-2 Hardware in the loop simulation の実装

3.1.6 飛行試験による評価

(1) 速度制御

スロットルの調整機構自体は一般のホビー用 RC のサーボであるために信頼性についてのデータが乏しいこと、また遠隔操縦によるデータを確認したところ、超音波風速計からの入力が増大以上に振動的であることが判明したことなどから、飛行試験時はシミュレーションで設定した下限値に相当する低いゲインを採用した。試験機のヘヴィネスが当初想定されていたよりも大きい状態での試験となり、速度低下に伴って高度制御が機能しない場合に急速に沈下することが危惧されたため、目標速度は爾後の試験において一律 10m/s とした。

方位角維持モードでの第一回目の速度制御の結果は図 3.1.6-1 の通りであった。速度制御そのものは概ね意図したとおりに機能したが、RC からの切替時に制御の積分項が 0 にリセットされるため、一度指令値が 0 付近になってから合わせにいくようになっている。速度を合わせにいくゲインが小さめに設定されていることもあり、速度が一度大きく下がってしまっている。このため、RC から自動制御への移行の際に、積分項によるスロットル指令値が 0.3 (30%) となるように積分項の初期値を設定するようにした。これにより過渡特性が改善され、安定して対気速度を維持できるようになった (図 3.1.6-2)

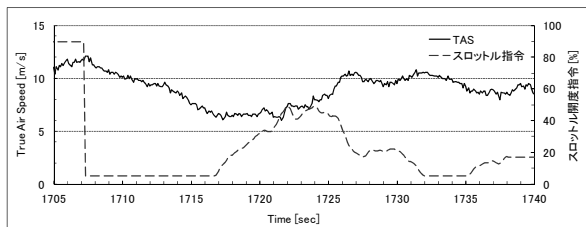


図 3.1.6-1 速度制御結果(方位角維持, 1 回目)

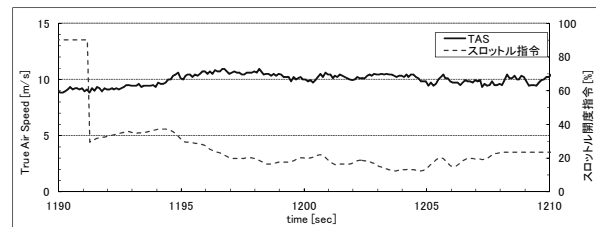


図 3.1.6-2 速度制御結果(方位角維持, 2 回目)

方位角維持モードは基本的に旋回等の速度の低下要因がないため、速度制御としては容易な部類に入る。これに対し、WP による平面誘導をおこなって旋回等を伴う飛行の場合、速度制御結果は図 3.1.6-3 のようになった。

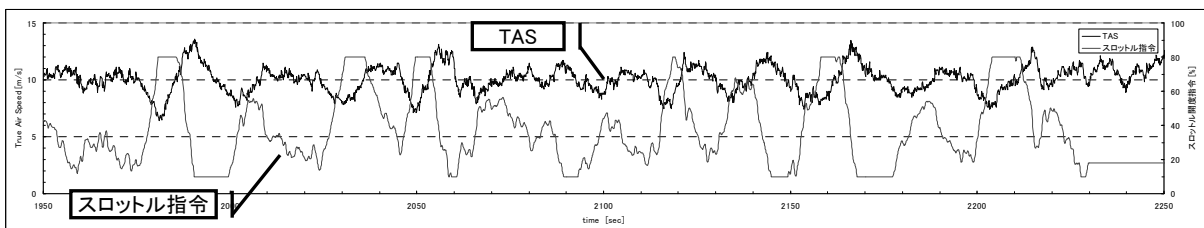


図 3.1.6-3 速度制御結果(WP 制御による平面誘導時)

旋回等に伴う速度の低下に対し、適宜スロットル指令の増加により対気速度が概ね 10m/s 近辺に維持されているのがわかる。一方、制御の遅れに伴う速度の低下やオーバーシュートにより、 $\pm 3\text{m/s}$ 程度の誤差も発生してしまっている。TAS が目標速度を越えても最大スロットルを維持しているような局面も短時間ながら存在しており、ゲインのチューニングによる改善の余地はまだある可能性が高い。一方で、定常飛行時のスロットル指令が積分項に依存していること、速度低下時の回復を速やかにおこなうためにゲインを上げたいこと等を考えるとある程度のオーバーシュートは容認せざるを得ないと思われる。質量に対して抵抗の少ない機体を低推力の推進器で運用する飛行船の特性を考えるとある程度の追従の遅れは止むを得ないところもあり、速度制御系についてはこれ以上の改善はあまり実施されなかった。

(2) 通常飛行モードにおける高度制御

高度制御は、高度指令と実際の高度に基づいてピッチ角指令を生成し、その目標ピッチ角に対してピッチ角制御をおこなって昇降舵指令を生成する方式である。機体の特性上ピッチ角や高度にあまり細かい振動が入るとは考え難かったため、ピッチレートの入力端にのみ 3Hz のローパスフィルタを入れた。ピッチ角や高度にもノイズが入る可能性はあるため、出力端にもローパスフィルタを入れたほうが良かった可能性もある。

また、飛行船においてしばしば見られる特性として、低速域で昇降舵による上昇・降下が機能しない問題がある。このような高度制御がままならない状態で積分器の値がどんどん大きくなるのを回避するため、積分値には $\pm 20[\text{deg}] \times \frac{\pi}{180} \div K_i$ (K_i は積分ゲイン) を最大／最小値とするようにリミットを掛けた。つまり、

ピッチ角指令のうち積分項による分は $\pm 20^\circ$ を越えることはない。ピッチ角指令そのものには当面 $\pm 30^\circ$ のリミットを掛けた。シミュレーションの結果から制御可能な範囲で低めの値を適当に選択しているだけであり、特にそれ以上の根拠のある数字ではなかったが、そもそもあまり大きな高度変化を伴う飛行を実施しなかったこともあり、リミッタの値が問題になることもなかった。

シミュレーションの結果では、ガストのない状態でかなりきつい旋回をおこなった時も含めて $\pm 5\text{m}$ 程度に納まるという結果を得た。数十 m ほど異なる高度から目標高度に持ってきた場合は 10m 程度のオーバーシュートが生じる場合があったが、定常的にヘヴィネスがあるであろうことを考えると、この補正のために積分ゲインを減らすのもあまり好ましくはなく、そもそも実際に飛行する高度域がそれほど広くないこともあり、積極的な対策は講じていない。将来的には一定以上目標高度から離れた場合は一度モードを切り替えてゲインを変更してやるような機能を追加することが考えられる。

方位角維持モードでの第一回目の高度制御の結果は図 3.1.6-4 の通りであった。対気速度の過渡特性による低下に伴って高度も一時的に低下してしまっているが、速度が目標値付近に復帰した後では速やかに目標高度に復帰していることがわかる。ピッチ制御の追従についても速度が復帰した後では良好に追従しているのが見て取れる。但し、データを検証した結果、ピッチレートのデータに想定していたより大きな振動的な変動がみられたため、ピッチレートに対するローパスフィルタを 1Hz に変更した。

これに対し、WP による平面誘導をおこなって旋回等を伴う飛行の場合、高度制御結果は図 3.1.6-5 のようになった。

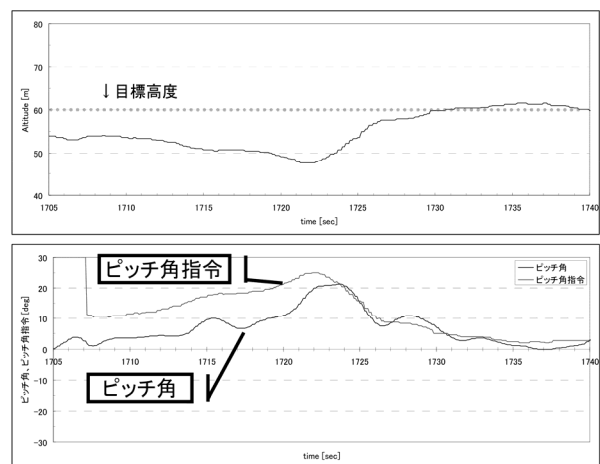


図 3.1.6-4 高度制御結果(方位角維持)

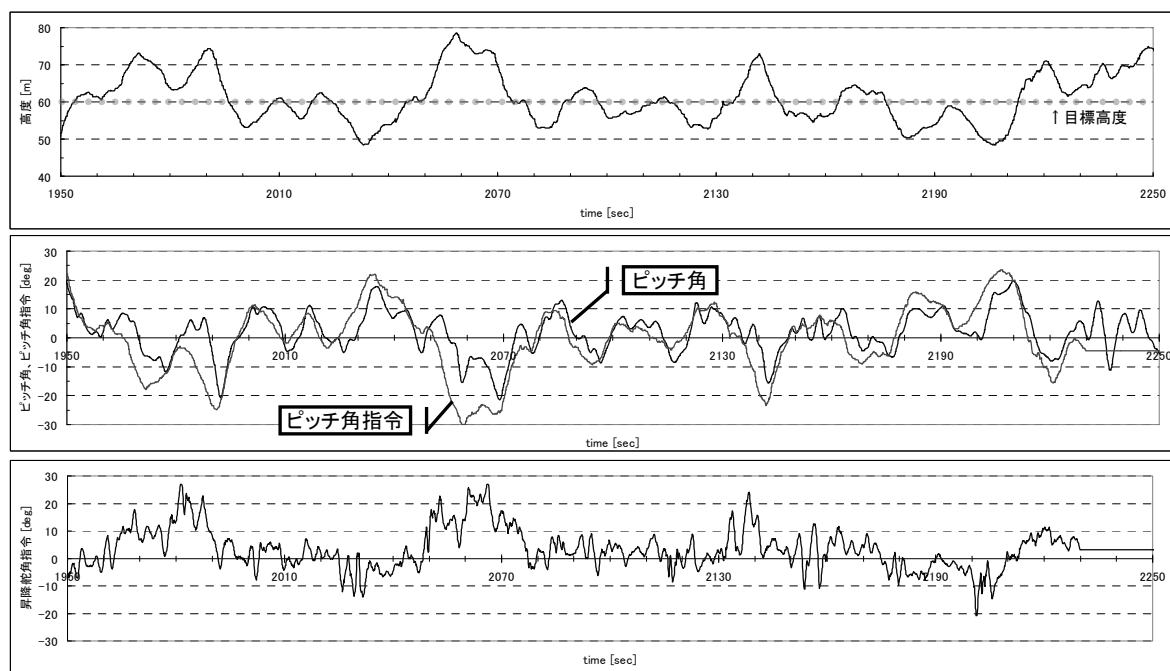


図 3.1.6-5 WP による水平面誘導中の高度制御 (2007 年夏期試験時)

方位角維持モードにおける結果に比べてピッチ角制御の誤差が増大しており、それに伴って $\pm 10 \sim 15\text{m}$ 程度の誤差が出てしまっている。このピッチ角制御の誤差は図 3.1.6-6 に示すようにスロットル変動との相関が見られ、恐らくスロットルによるピッチモーメントの変動が抑えきれていないということが主要な原因ではないかと考えられる。このため、2007 年度冬期の試験ではより高い制御ゲインでの高度制御をおこなった。結果を図 3.1.6-7 に示す。

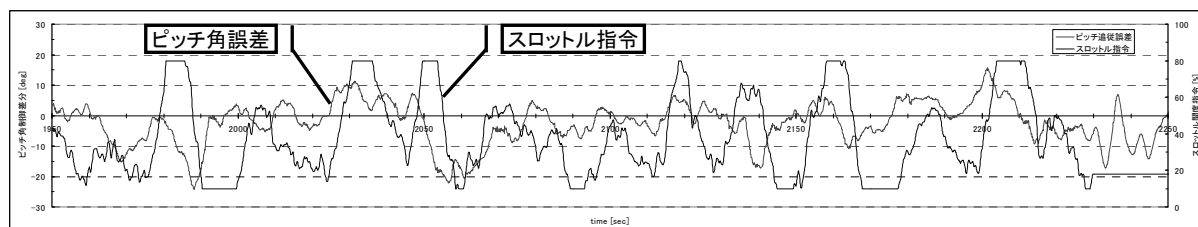


図 3.1.6-6 WP による平面誘導時における、ピッチ角制御差分とスロットル指令の関係

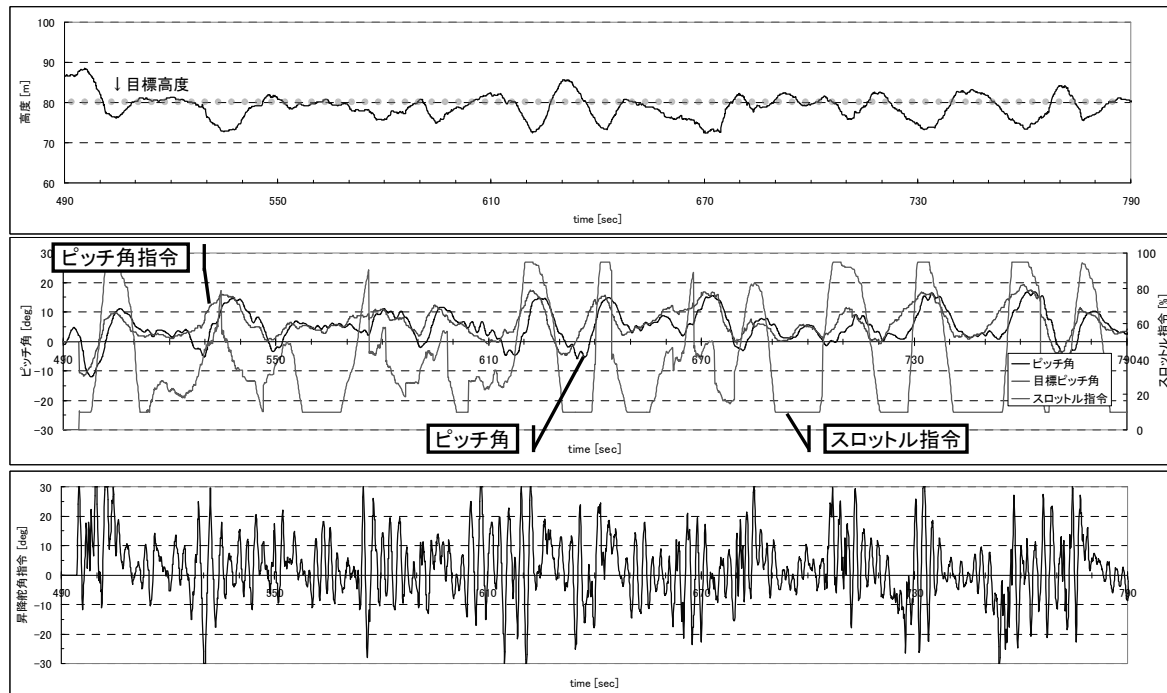


図 3.1.6-7 WP による水平面誘導中の速度制御(2007 年度冬期試験時)

目標高度からの誤差が、最大 $\pm 15\text{m}$ 程度であったのが、 $\pm 10\text{m}$ 以内に抑えられており、外乱の影響等もあるため一概には言えないが相応に改善されていることが伺える。ピッチ角とピッチ角指令の関係を見ると、応答性を改善した結果、追従が困難な大ピッチ角指令を出さずに制御することができ、これも誤差の減少に寄与していると思われる。一方、ゲインを増したことにより昇降舵角指令には大きな振動が乗るようになっており、アクチュエータの寿命等には相応の悪影響があると考えられる。結局のところは部品の耐久性、高度制御に対するミッション要求などに応じて適切な落とし所を見つけていくことになると思われる。複合航法装置自体の改善、ピッチレートに対するローパスフィルタの改善などにより、アクチュエータに無理を掛けることなく制御ゲインを高められるようにしていくことが期待される。

また、本試験機は推進器取付位置の関係から、推力に比例して機首上げのモーメントが発生する。この影響を補正するため、スロットル指令に対応して操舵量を増減させるようなフィードフォワードをピッチ制御系に導入することも試みた。結果は図 3.1.6-8 のようになった。

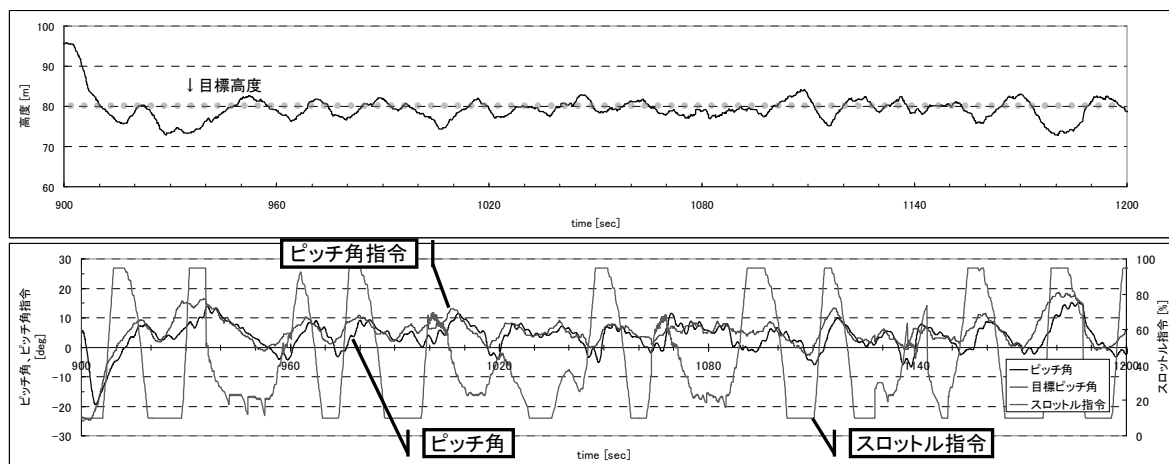


図 3.1.6-8 スロットル指令をフィードフォワードした高度制御

フィードフォワード要素との相関がはっきりみとれるわけではないが、特に目標高度より上側への突出が減少していることから相応の効果があつた可能性は高い。

(3) 通常飛行モードにおける方位角制御および平面誘導

段階を踏んで機能を実証しながら試験を実施するため、まず初期方位角を維持しての直進飛行で速度制御、方位角制御、ピッチ角制御、高度制御が確実に動作することを実証し、続いて WP に沿った飛行パターンに移行した。WP の設定にあたっては、円環状のコースを取るようにすると必ず背風状態の区間ができるため、比較的低い風速で風に流され易い。このため 60m 級無人飛行船の自動制御飛行をおこなった定点滞空飛行試験と同様、風上に向かう 8 の字状のコースを設定して試験をおこなうこととした。シミュレーションの結果等から短辺を 60m、長辺を 200m と設定した。8 の字状のコースでは、逆に想定したのとは異なる方向から風が吹いている場合は却って予想外の挙動を示すため、特に FCP が現場で簡単に変更できないことを考えるとリスクも大きい。このため、自動制御への移行に先立ってスタンバイ信号を送り、その時点での船首方位を風上方向と仮定してその場でウェイポイントパターンを回転させる機能を FCP に実装した。

方位角制御機能については複数回の方位角維持制御によるフライトを実施して、妥当性を確認した(図 3.1.6-9)。目標方位角の周りにやや蛇行的な挙動を示すケースもあつたが、いずれにしても試験エリアが限定されていることから方位角を維持しての直進では 20～30 秒程度しか自動制御状態を維持することが出来ず、完全に収束に至るまで確認することが困難であつた。

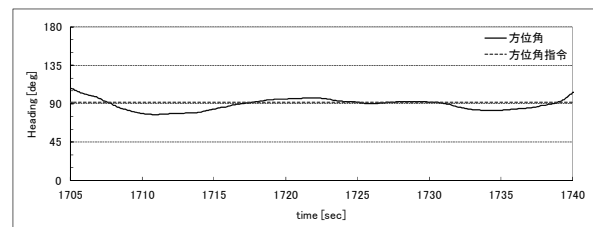


図 3.1.6-9 方位角維持制御結果

ことが困難であつた。また、高度、速度が維持できていれば特に危険に陥ることはない判断して WP 制御による平面誘導の検証に移行した。また、この時ピッチレートと同様、ヨーレートについてもセンサからの出力に比較的大きな振動がみられたため、ヨーレート入力端のローパスフィルタを 1Hz に設定した。

初期の試験においては、WP のクリアは順次おこなったものの、特に風上に向かう経路においてシミュレーションでは見られなかった顕著な蛇行的挙動が発生するなどの不具合があつた。これによりシミュレーションの機体モデルが実機と異なっていることが想定されたため、特に横方向の舵効きを中心に、実際の飛行軌跡に近いシミュレーション結果が得られるようモデルの改修をおこなった。これに基づいて実施したそれ以降の 8 の字型 WP による平面誘導の試験では安定した飛行を実施することができた。飛行軌跡、および目標点までの距離、想定コースからの偏差の時歴の 1 例を図 3.1.6-10 に示す。

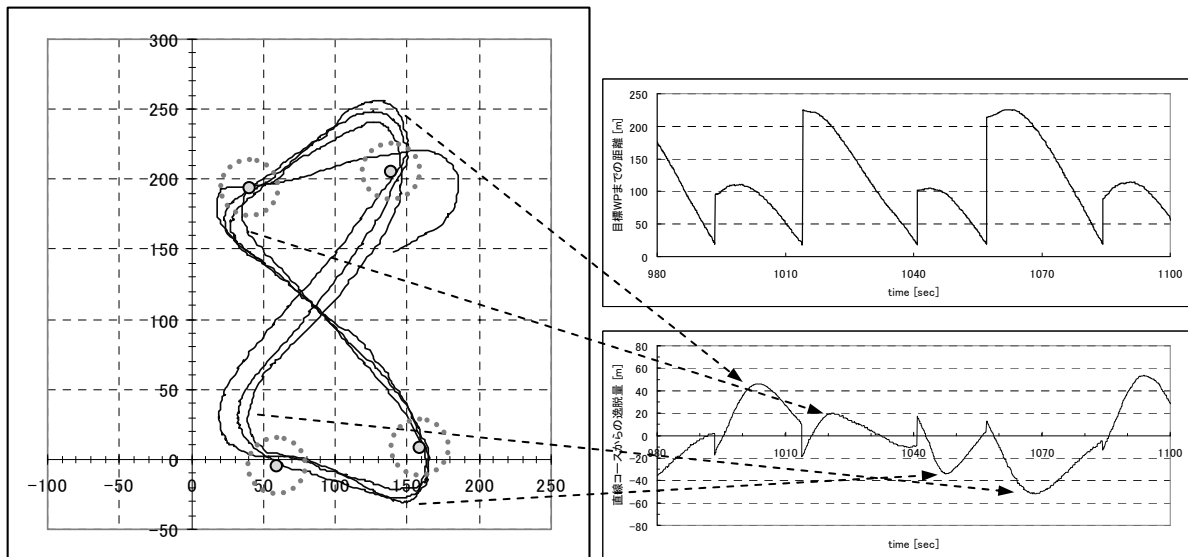


図 3.1.6-10 WP 制御による水平面誘導の一例 (2007.12.19 実施)

全般に、風下に流される度合いが大きく、特に風下側の WP をクリアした後のコースからの逸脱が大きく、40～50m 程度に達している。しかし、実際の制御出力を確認するとこの局面では概ね最大舵角指令が出続けており、要するに機体の旋回性能の限界と言える。また、実際に領域をスキャンするようなパターンを考えると、風上に向かう経路よりも風向と直交するコースのほうで精度を高めることが重要であり、この逸脱はあまり問題にならない可能性が高い。今後改善を考えるのであれば WP への進入角度の制御などより抜本的な変更が必要になると考えられる。

また、風況によっては、特に背風からの立ち上がりで旋回半径が大きくなり、WP をクリアできずにスキップしてしまうケースや、WP への進入方向が想定と異なった結果、当初想定とは逆方向に旋回してしまうケースなどもあった。飛行船は固定翼と比較して進行方向と機首方位が一致しない傾向が高いこともあり、特に風下側に想定外の旋回をおこなってしまう状況が発生しないよう、制御則に制限を加える等の対策が必要と思われる。

(4) ホバリング制御

ホバリング機能についても段階を踏んで確認するため、まず遠隔操縦でホバリング飛行を実施しながら制御出力を確認し、制御出力が偏差を補償する方向に向かっていることなどを確認した。問題ないことが確認されたため、自動制御によるホバリングを実施した。初期の試行では特に高度維持のスロットル制御が振動的になる傾向が強く、ゲイン調整を実施して比較的安定した。典型的なホバリング飛行の実施例を図 3.1.6-11～13 に示す。

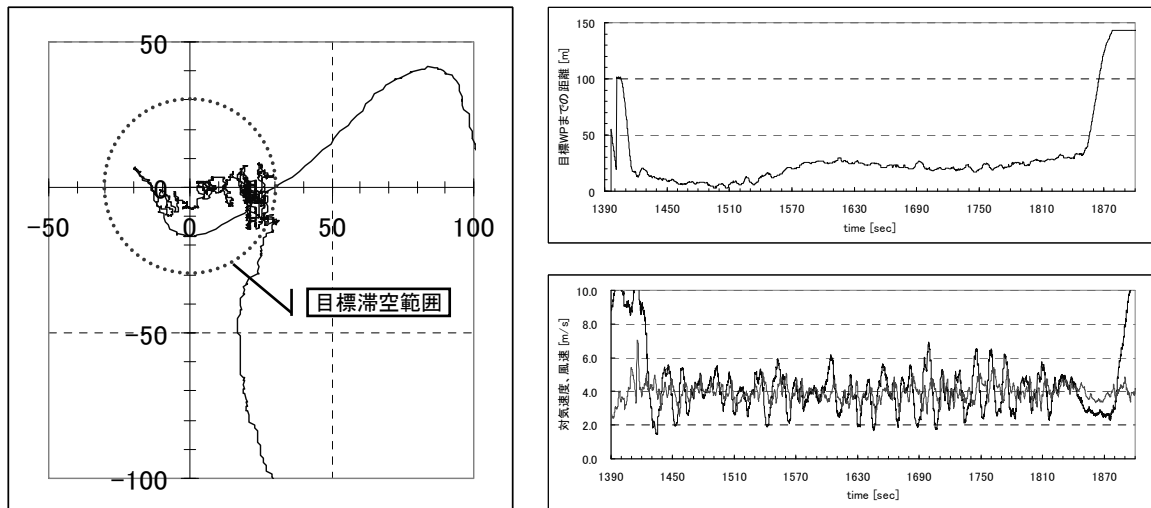


図 3.1.6-11 ホバリング制御時における水平面の挙動(2007.12.19 実施)

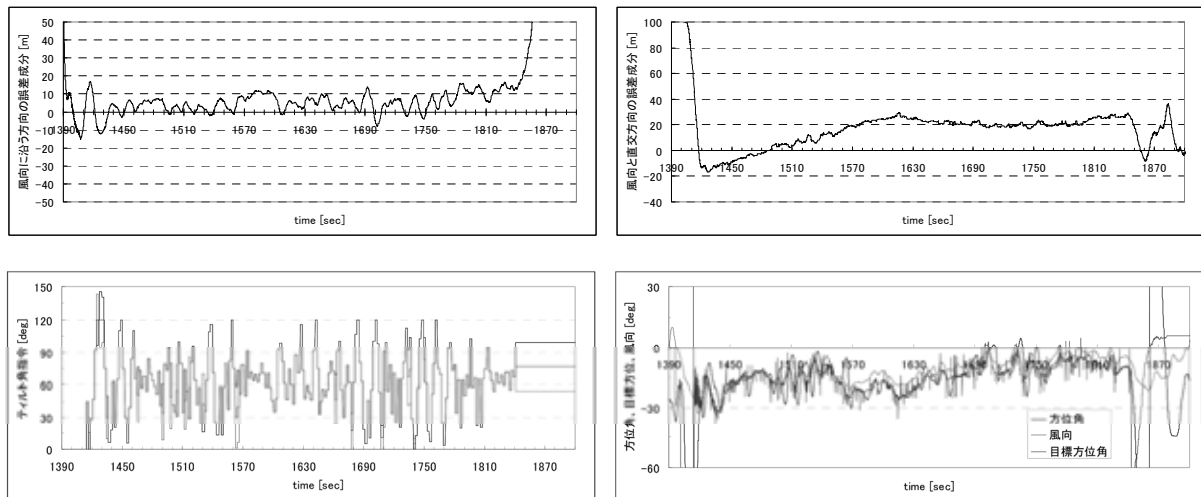


図 3.1.6-12 風向方向の偏差とティルトによる補償

図 3.1.6-13 直交方向の偏差と方位角制御による補償

4m/s 程度の定常風があること、風向方向の誤差が若干量+側(風下側)に出ていることを受けて、ティルト角が 90° (直上)よりも小さい角度を中心に制御されているのがわかる。直交方向の誤差は最初の 3 分程度は増加傾向を示し、その後は一定値を保つ傾向を示している。この間、方位角指令は風向に対して船首を左に回す(偏差を減らす方向)ように出ており、また実際の方角も追従していることから、風向計測の誤差、船体固有の非対称性などにより定常偏差が出ており十分に補償できていないことが考えられる。

また、この時の高度維持制御の結果を図 3.1.6-14 に示す。ゲイン調整の結果、スロットル指令が比較的安定した傾向を示している。高度誤差

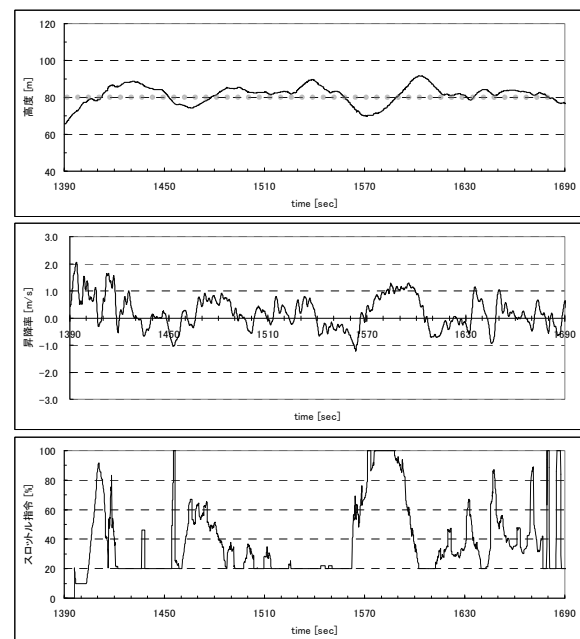


図 3.1.6-14 ホバリング中の高度制御(2007.12.19)

も、突風によるものと思われる急激な低下を含めても $\pm 10\text{m}$ 以内に納まっている。

一方、更に上空風の風速が低い場合には、方向舵による方位角制御も機能が低下することから、より滞空中の位置変動が激しい傾向があった。図 3.1.6-16～18 にそのような事例の飛行軌跡、時歴を示す。

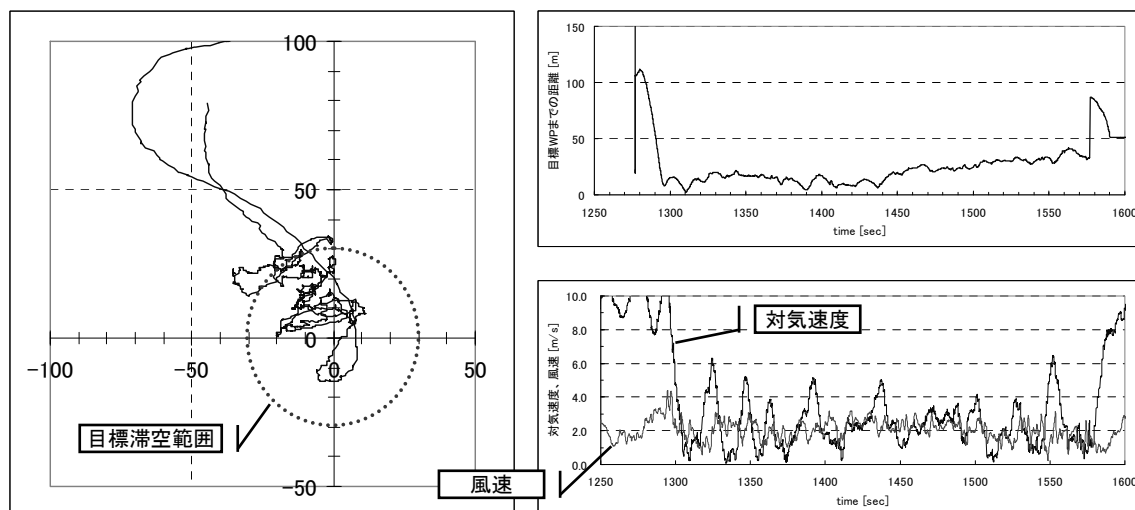


図 3.1.6-16 低風速時(2～3m/s)時のホバリング制御(2007.12.19)

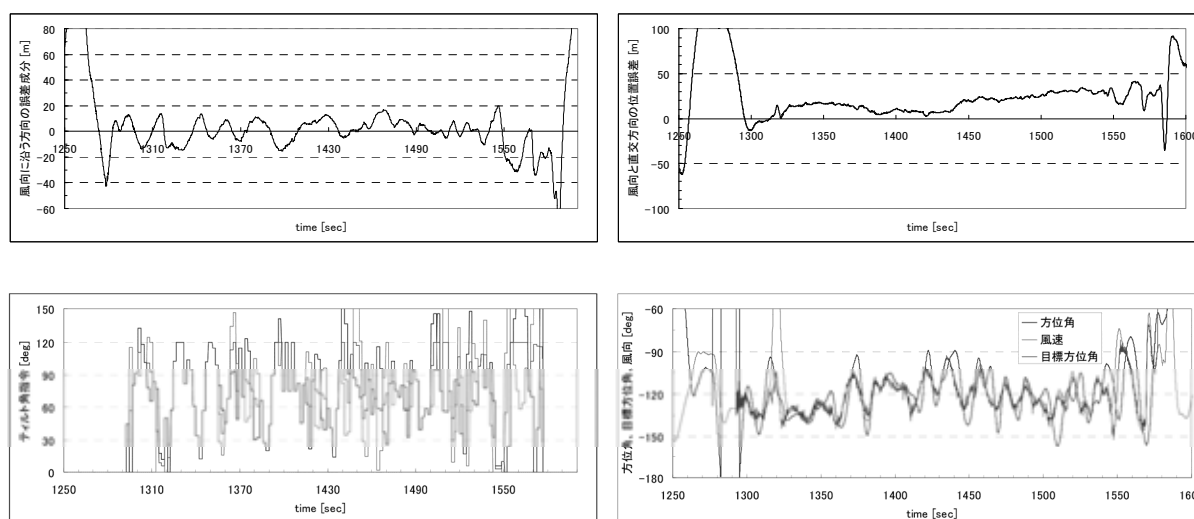


図 3.1.6-17 風向方向の偏差とティルトによる補償

図 3.1.6-18 直交方向の偏差と方位角制御による補償

風向に沿う方向の偏差についてはティルト角の制御により概ね 0 付近に維持できているが、直交方向については方位角が目標に充分追従できておらず、結果的に 30m の目標圏を逸脱している。外部の定常風が約 2m/s と非常に小さく舵効きが不足していること、ティルト差動機能は遅れが大きいために、ゲイン調整が不十分だと振動的になりやすいこと等が原因として考えられる。また計測風向の振動傾向に伴って目標方位が振動的になってしまい、また実際の方位角が追従の遅れから更に振動傾向を助長している傾向があるため、外部風の計測データのフィルタリング等を変更することで改善が図れる可能性もある。

(5) 着陸模擬制御

ホバリング制御が良好に実施できることを確認したため、引き続き着陸模擬試験をおこなった。着陸模擬フェイズにおける挙動の例をを図 3.1.6-19 に示す。図中、高度の時暦に付した点線の矢印は、目標昇降率が完全に維持された場合の高度変化を示している。予定通りに高度 40m まで降下し、高度 40m を切ったところで自動的にホバリングフェイズに復帰して元の目標高度まで上昇することができた。但し、ホバリングフェイズでの制御定数は目標高度周りの比較的小さな変動を想定していることから、目標高度への復帰後はオーバーシュートが若干大きい傾向があり、運用上問題となる場合はゲイン調整や、目標高度よりやや低い高度でのモード切替等の対策が必要になると思われる。

但し、昇降率については当初予定した目標値に追従するような制御はできておらず、殆ど一定の昇降率で降下している。これについては、当初はスロットル指令の下限リミットを 20% と比較的高めに設定しており、常にある程度の上向き推力が出ていたことが原因と考えられたが、その後リミット値を変更しても同様の傾向が見られた。これは、リミット値に関わらず推進器のアイドル回転数がそれなりに高い (3,000rpm 程度。尚、スロットル指令はアイドル回転数に相当する開度を 0% としている。) ために、やはりある程度の上向き推力が常時出ていること、船体が多少でもアップトリムになっていると揚力の作用により降下速度が抑えられること、滞空時は対気速度も低下するためスーパーヒートによるヘヴィネスの減少の影響を受けたこと等が考えられる。終端付近の昇降率の誤差については、複合航法装置の誤差が大きいこと、推進器の応答遅れがシミュレーションで正しく再現されていないこと等の影響が考えられる。また、ガスト等により船体のピッチ角が変動すると船体を受ける揚力の変動も大きいので、顕著な昇降率の変動が発生しているケースもあると思われる。平均の昇降率は約 0.25m/sec であった。

ゲイン調整を実施して複数回の着陸模擬を実施したが、昇降率制御の精度については顕著な改善は見られなかった(図 3.1.6-20)。

昇降率制御による着陸模擬が良好に機能しなかったため、目標高度付近でホバリングをおこないつつ、目標高度を随時低下させていくことにより着陸模擬をおこなう制御則を実装し、試験をおこなった。初期目標高度は 100m とし、降下開始後は 0.5m/sec の割合で目標高度を低下させていくようにした。但し、目標高度の低下に実高度の低下がうまく追従しな

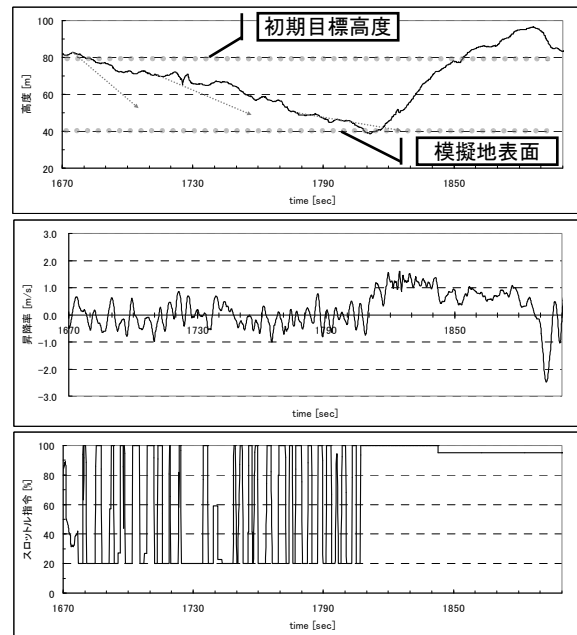


図 3.1.6-19 着陸模擬中の高度制御 (2007.12.19)

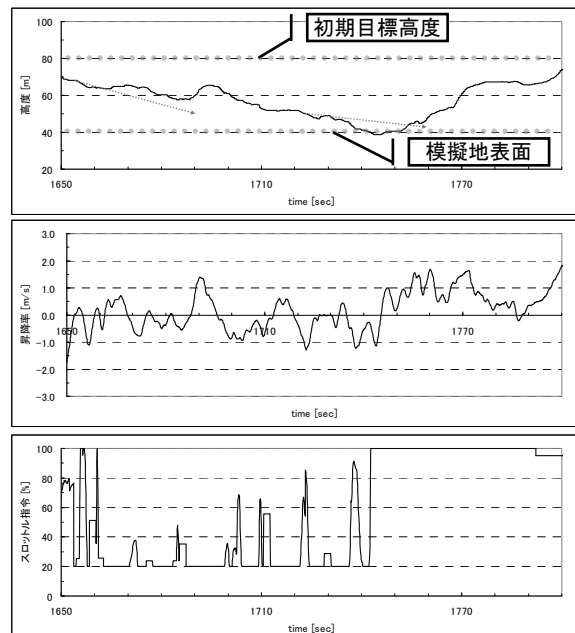


図 3.1.6-20 着陸模擬中の高度制御 (2007.12.19)

いことも予想されたため、目標高度が 50m まで低下した時点で一旦目標高度の低下を停止し、試験機の高度が 55m に達したところで今度は 0.2m/sec の割合で 30m まで目標高度を低下させていくようにした。試験機高度が一度でも 30m を切ったら試験機は上昇フェーズに入り、目標高度を 1.0m/s の割合で 100m まで増加させていくようにした。結果を図 3.1.6-2 に示す。

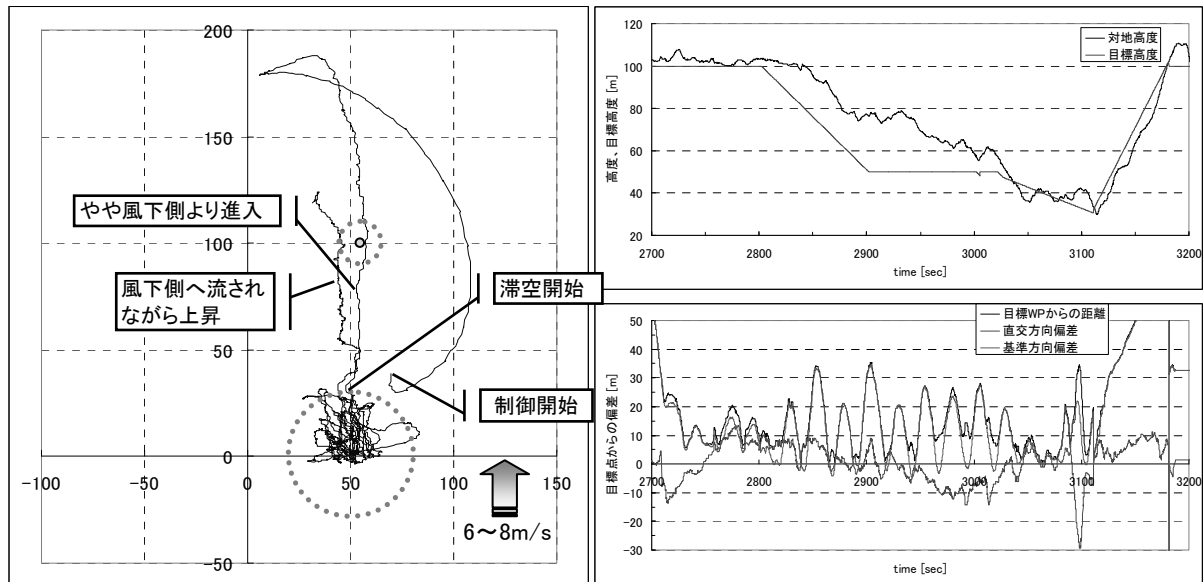


図 3.1.6-21 目標高度の調整による着陸模擬 (2008.10.03)

この方式によりホバリング状態で高度 100m から 30m までの自動降下をおこなうことができた。水平面内では当面の目標である半径 30m 圏内を保持することには成功しているが、風向に沿った方向の偏差に対する制御が間歇的になり、振動的な時暦となっている。これは直接的にはスロットルの変動が 10Hz で制御されているのに対して推進器ティルト角が 0.5Hz で制御されており、上向のスロットルを変動させるのに同期してティルト角を変更することができないことが原因と考えられる。しかし、同様の制御則でもシミュレーションや 2007 年冬期の試験ではこの非同期による問題は顕著でなく、エンジン特性の変化等も含めて原因を追及する必要がある。

また、高度制御についても目標高度の低下に実際の高度が遅れて追従する形となり、目標高度と機体高度の差が開く一方、急激に降下している時間帯もしばしば見られる状況となっている。降下時の高度変動とピッチ角の関係及び推進器関係の制御指令を図 3.1.6-22 に示す。スロットル指令、ティルト指令の履

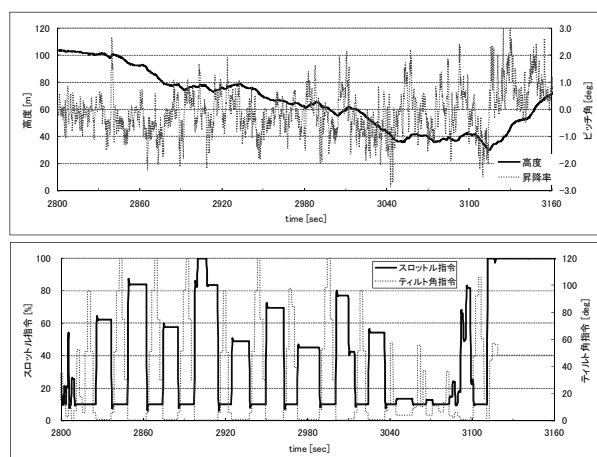


図 3.1.6-22 降下時のピッチ角の影響及びスロットル制御

歴から、推進器が上向の際はスロットル指令は殆ど下限のリミットに当たった状態であり、スロットルを上げるのは風下側への偏差に対応して推進器を前向きにした状況であることがわかる。つまり、推進器は殆ど上向の推力を最小にした状態で運転されており、高度制御には殆ど寄与していない。これに対し、高度とピッチ角の時暦から、ピッチ角が負側に振れた際に高度が急激に低下しているのが見て取れる。(3010~3040sec, 3100~3130sec 等)

(6) 離陸模擬制御

離陸模擬機能については、2008 年度秋期試験において、初期高度 50m、目標高度 100m の設定で 2 回の試験をおこなったが、1 回目は外部風が殆ど無風の条件で滞空時の基準方位となる風向が安定せず、短時間の間に 360° 変動するような状況であったため、正常に滞空することができなかった。初期高度を 80m としたところ風向がやや安定したため、その状態で再度の試行をおこない、ホバリング状態で上昇が可能であること、高度 100m に達したところで通常飛行に切り替わることを確認した。2 回目の試行においては、予定通り高度 50m 付近で遠隔操縦でホバリングした状態から自動制御に切替え、離陸モードで高度 100m までの上昇をおこない、通常飛行に移行した。制御中の時歴を図 3.1.6-23 に示す。自動制御への切替直後に若干の高度低下が起こっているが、その後は約 1.0m/sec の昇降率で順調に上昇し、高度 100m で通常飛行に移行している。移行後の遷移高度からのオーバーシュートは約 20m であった。オーバーシュート量はやや大ではあるが、風況や機体の重量、トリム状態によっては遷移時に高度を失う可能性もあるためにある程度余裕をみておく必要があり、止むを得ないと思われる。

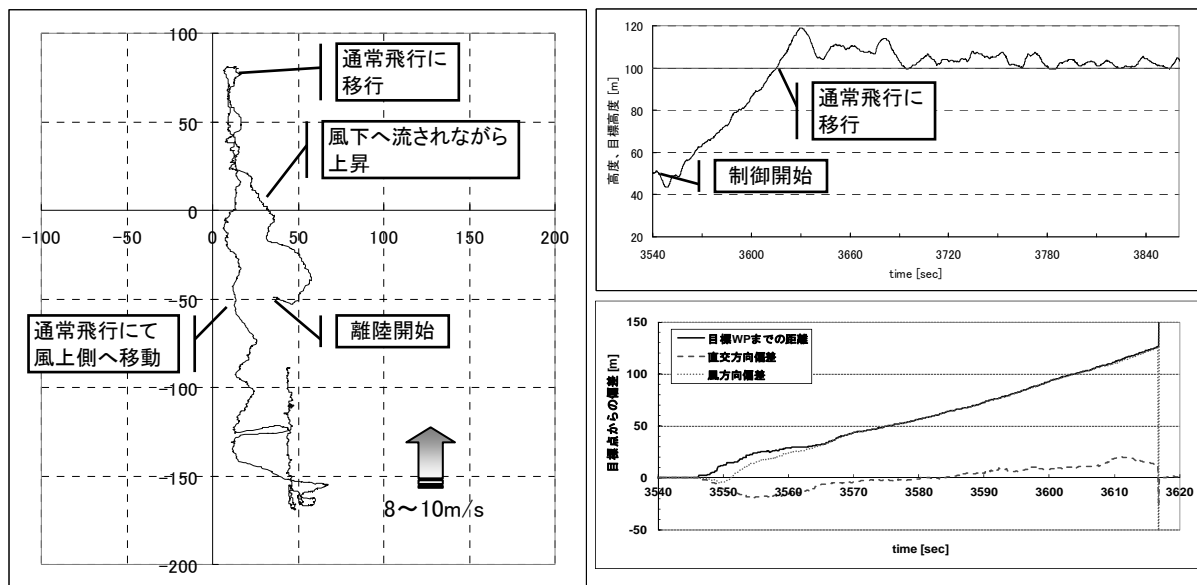


図 3.1.6-23 離陸模擬中の軌跡及び高度、目標点からの偏差(P4-11: 08.10.03)

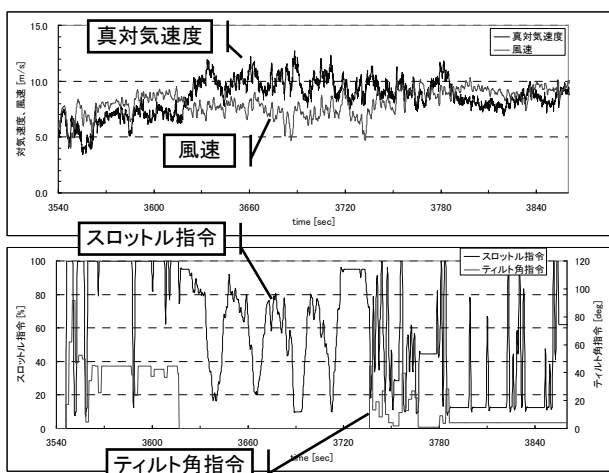


図 3.1.6-24 離陸模擬時の対気速度及びスロットル制御

一方、水平面内の位置制御については上昇中に風下側に吹き流される傾向が続き、上昇を完了するまでに約 120m ほど風下側に移動してしまっている。これは上昇中に $8\sim 10\text{m/s}$ と比較的強い風が吹いていたこと、上昇速度を確保するために上向きの推力と前向きの推力に個別にリミッタを掛けており、前向きに発揮できる推力が限られていたことによる。実際、図 3.1.6-24 に示すように離陸模擬中は推力はほぼ最大値を出しているにも係わらず、上昇率を確保するために推進器は約 40° 上向の状態であり、結果として対気速度が風速を下回っている。遠隔操縦による離陸では、このような状況では推力を前向きに近くして早期に対気速度を稼ぎ、昇降舵による上昇をおこなうことが普通であり、自動制御でも外部風速による閾値を設定したり、風下側に一定値以上流されることをトリガ

一にしたりなどしてこのような制御に移行する方法もある。しかし離発着場の状況によっては逆に風上側にクリアランスを確保できない可能性もあり、自動制御においてはそういった周辺状況の総合的な判断による切替則が必要になってくると思われる。

(7) 耐風性を向上した通常飛行モードの試験結果

a) 8 の字経路による確認

直線トレース飛行の実証に当たっては、これまで実施してきた 8 の字型を描くように配置された WP を辿る飛行により基本的な機能を確認し、その後、応用としてより直線区間が長く、また経路への追従の程度が明確な指標のある滑走路上空の往復飛行、実際の運用を模擬して飛行試験領域全体をスキャンするようなパターンでの飛行を実施した。

8 の字パターンでの飛行は従来と同様に長辺 200m、短辺 100m とし、遠隔操縦で船首を風上に立てたところで地上から制御スタンバイコマンドを送り、その時点での船首方向を風上方向と見做して WP 配置をローテーションさせるようにした。従来の制御則での結果を図 3.1.6-25 に示す。

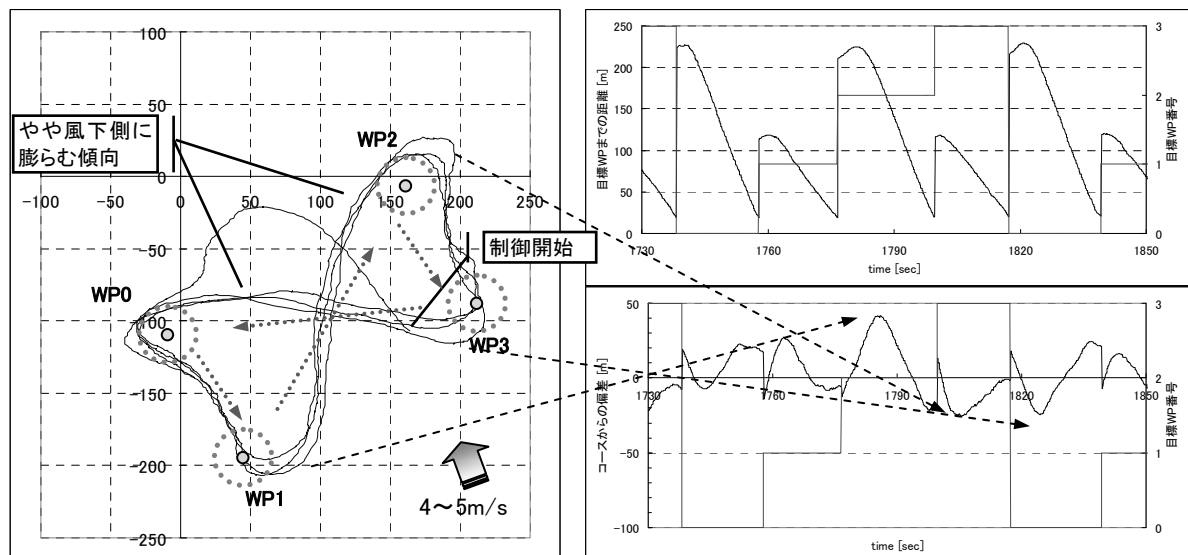


図 3.1.6-25 従来の WP 制御による水平面誘導 (2008.09.29)

これに対し、同じフライトの中で続けて 3.1.2-b)①で述べたクラブ角のフィードフォワードによる直線トレースをおこなった結果を図 3.1.6-26 に示す。

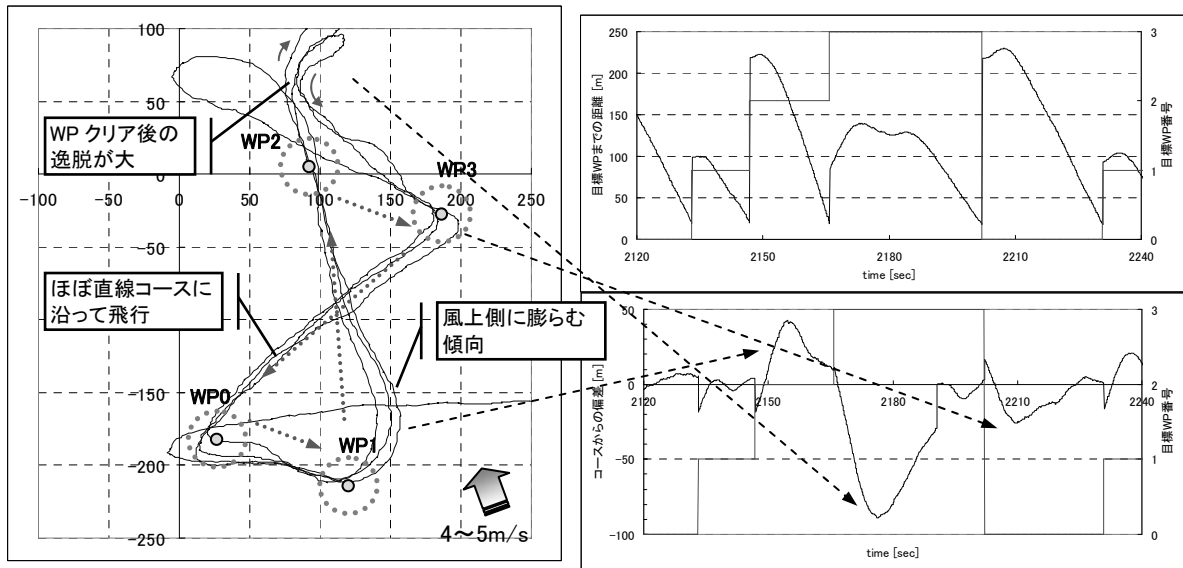


図 3.1.6-26 クラブ角のフィードフォワードによる水平面誘導

横風を受けるコースで風下側に偏差が生じる傾向が見られなくなり、特に WP3 から WP0 に向かうコースにおいては殆ど WP 間を結ぶ直線に沿った経路で飛行していることが見て取れる。一方で、WP1 から WP2 に向かうコースでは旋回に時間を要する間に風上側に偏差が生じてしまい、そのためやや風上側に逸脱した経路になってしまっている。クラブ角だけによる補正では初期偏差を補正する効果はないため、このような偏差の補正は PID 制御による補正に依存しているためある程度やむを得ない面はある。

一方、横風を受けるコースから風上に向かうコースに進入する際、従来の制御では風下側に偏差が生じることから風上側に向かうコースに沿って WP に進入することになり、結果的にスムーズにコースに進入することができていた。これに対し、本制御則の下では横風を受けるコースでの偏差が少ないため、風上に向かうコースに進入する際（つまり WP0, WP2 をクリアする際）に次のコースに直交する方向から進入することになり、結果として反対側に大きく逸脱することになる。実際に災害現場を走査する飛行パターンを考える際、主として横風を受けるコースで観測をおこなうことになると考えられるので、この偏差は領域を漏らさず走査するという観点ではそれほど問題になるものではない。しかし、この逸脱の補正のために時間を大きくロスしているのも確かであり、今後改善のための方策を講じる必要はある。

また、同じフライトの中で連続して 3.1.2-b)②で述べた積分制御の改良による直線トレースをおこなった。結果を図 3.1.6-27 に示す。クラブ角直接導出によるケースと同様、特に WP3 から WP0 に向かうコースにおいて直線コースへの追従性が良好であることが確認できる。また同じコースを通る際は積分項の値を保存して前回の積分値を初期値として補正を重ねていくため、周回数を重ねるに従って風下への偏差がなくなっていくのがわかる。一方で、WP1 から WP2 へ向かう経路で最初の旋回時に風下側に大きく張り出した結果としてコースからの偏差が大きくなっているのも同様である。また、5 回の周回中 2 回の周回において、WP0 から WP1 へ向かう経路が蛇行的になった結果、WP1 への進入がやや風上側からになってしまったために風下側にターンをきってしまい、結果として風下側に大きく逸脱する結果となっている。

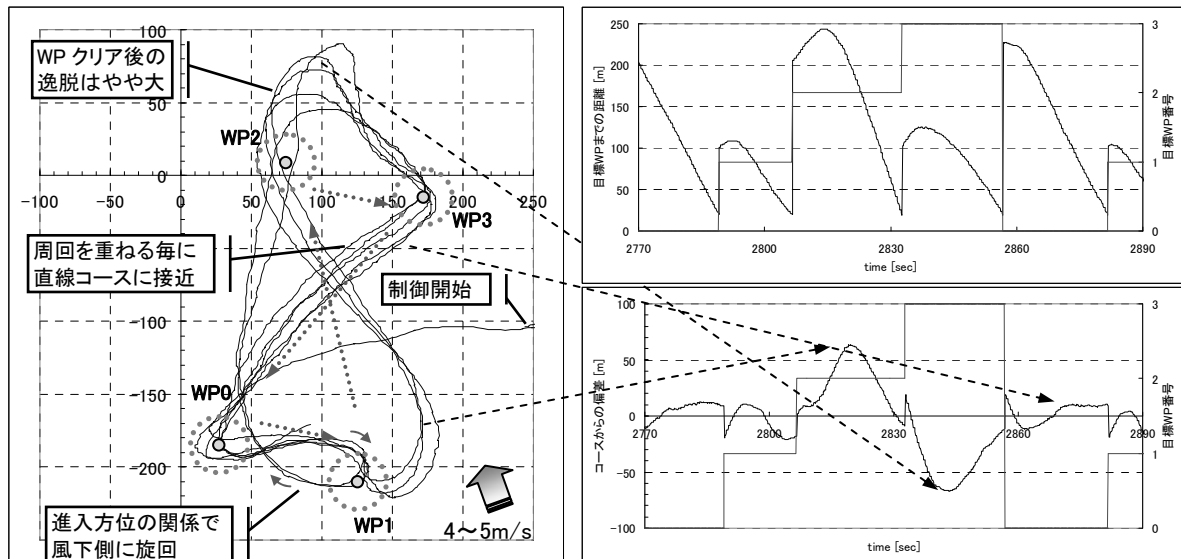


図 3.1.6-27 積分項保持による水平面誘導(2008.09.29)

b) 滑走路トレース飛行による検証

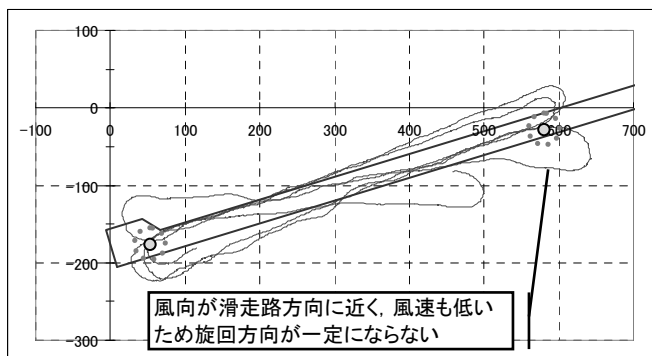


図 3.1.6-28 クラブ角FFによる滑走路トレース(2008.09.29)

この時は外部の風速が 2~3m/s と比較的弱かったことから、WP 付近で旋回する際に風上側に生じる偏差がなかなか収束せず、600m 離れた次の WP に到達する頃になって漸く収束していることが見て取れる。また、外部風が小さいためにクラブ角が小さく、その上風上側への偏差を補正するために更にクラブ角が減少しているため、WP をクリアする際に風下側に旋回してしまうケースもあった。

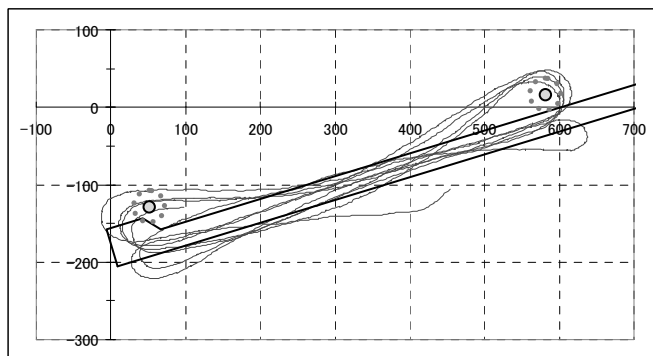


図 3.1.6-29 積分制御による滑走路トレース (P4-7: 2008.09.30)

耐風性を向上させた水平面誘導の実証のため、滑走路上空において比較的離れた 2 点間を往復する飛行パターンでの実証を試みた。2 点の WP は滑走路中心線上に取っており、間隔は 600m である。また飛行高度は常時 100m (対地) とした。3.1.2-(2)-a で述べたクラブ角のフィードフォワードによる直線トレースをおこなった結果を図 3.1.6-28 に示す。

この時は外部の風速が 2~3m/s と比較的

一方、3.1.2-(2)-b で述べた積分制御による直線トレースは、飛行時間の関係から同日におこなうことが出来ず、別フライトにて実施した。この時は更に外部風が弱く、1~2m/s、時として 1m/s 以下の風も観測された。結果を図 3.1.6-29 に示す。

積分制御は直線コースからの偏差量に対して直接制御をかけているため、初期偏差分の補正が早く、比較的短い距離で旋回による初期偏差を収束させていることがわかる。

c) エリア走査パターン飛行による実証

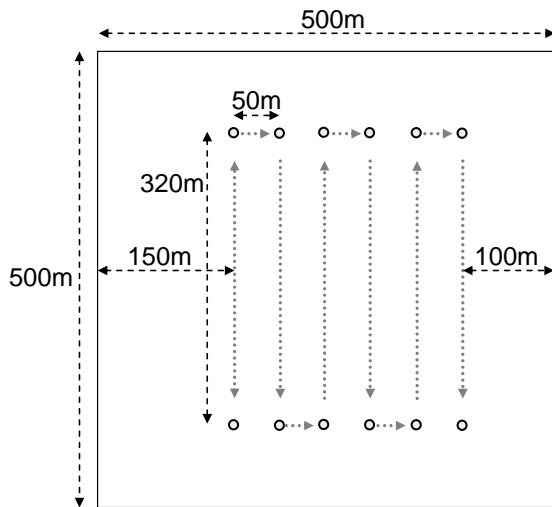


図 3.1.6-30 エリア走査パターン用WP 設定例

実際の監視飛行にあたっては風上に遡上しつつ風向と直行するコースを往復しながら観測をおこなうパターンが最も妥当であると考えられる。このため、実際にそのような走査パターンによる飛行をおこない、現状の制御則で成立することを確認した。パターンとしては図 3.1.6-30 に示すように 50m ずつ風上に遡上しながら 320m のコースを往復するパターンを用いた。飛行領域の制約から制御開始時の風向に応じて無段階にパターンを旋回させることはせず、風向が $-45^{\circ} \sim 45^{\circ}$ 、 $45^{\circ} \sim 135^{\circ}$ 、 $135^{\circ} \sim 180^{\circ}$ or $-180^{\circ} \sim -135^{\circ}$ 、 $-135^{\circ} \sim -45^{\circ}$ の 4 パターンに分けて、それぞれ北東南西の各方向からの風を想定したパターンを設定するようにした。

図 3.1.6-31 に 3.1.2-(2)-a で述べたクラブ角フィードフォワード制御によるエリア走査パターン飛行をおこなった結果を示す。また、図 3.1.6-32 に 3.1.2-(2)-b で述べた積分項保持によるエリア走査パターン飛行をおこなった結果を示す。

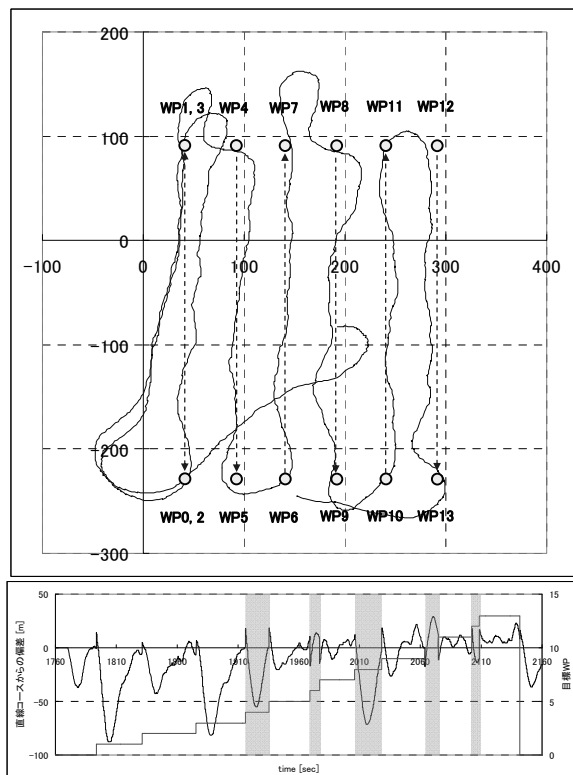


図 3.1.6-31 クラブ角 FF による領域スキャン (2008.09.30)

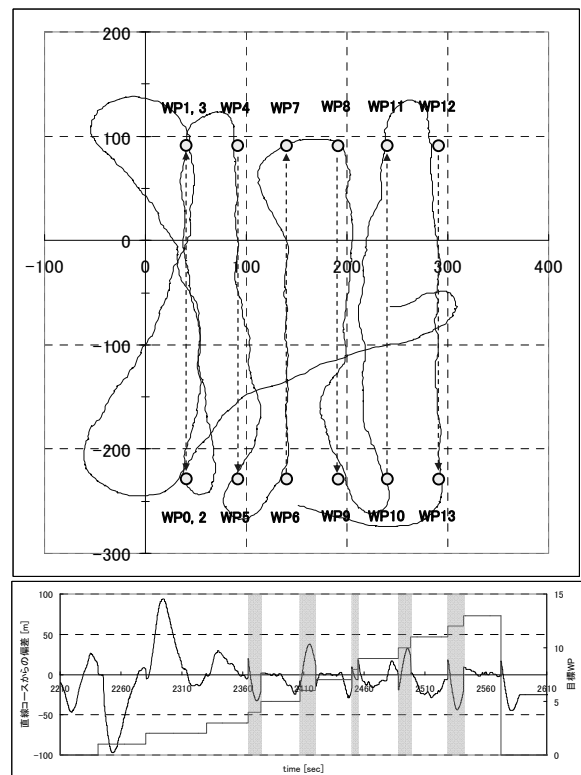


図 3.1.6-32 積分項保持による領域スキャン (2008.09.30)

いずれの場合も最初の 2 点間を往復する際に大きな偏差が出ており、特に WP2 をクリアした際に風下側へ旋回していることから大きな偏差が出てしまっている。しかし、その後のコースへの追従は比較的良好であり、風上へ向かうコース(図中、コースからの偏差の時歴で、掛け網で覆った部分)を除けばコースからの偏差は 20~30m 以内となっている。

全般的にこれらの直線トレース飛行のための制御則は概ね意図した通りに機能しており、直線コースからの偏差を少なくする効果は相応にある可能性が高い。しかし、今回の試験においては試験時の外部風自体が弱く、風による偏差の影響がもともと少なかったこと、また外部風向の計測が試験機の真方位角の影響を強く受けており、精度面で問題があったことなどから必ずしもその効果が十分に発揮できているとは言い難い。

また、全般に逆に風上側に偏差がでる傾向も見られ、やや外部風を想定した補正量が過大であった可能性もある。著しい場合には WP に風上側から進入する結果、WP クリア後に風下側への旋回をおこなってしまうケースが頻発した。全般に風に流されながらの飛行では自動的に WP に風下方向から進入するため、その後の旋回も自動的に風上側になることが殆どであるが、風に流されないような制御をおこなって WP に必ずしも風下側から進入しないようになると、逆に WP クリア後の旋回で風下側に旋回する可能性も出てくる。このため、必要に応じて風下側への旋回を禁止するようなギミックを追加するようなことも必要と考えられる。

(8) 低速直線トレース飛行の飛行試験結果

3.1.4 項で述べた低速度での直線トレース飛行についても、同様に 8 の字型コース、滑走路上の往復、領域走査パターン飛行による確認を実施した。8 の字型コースについての結果を図 3.1.6-33 に示す。

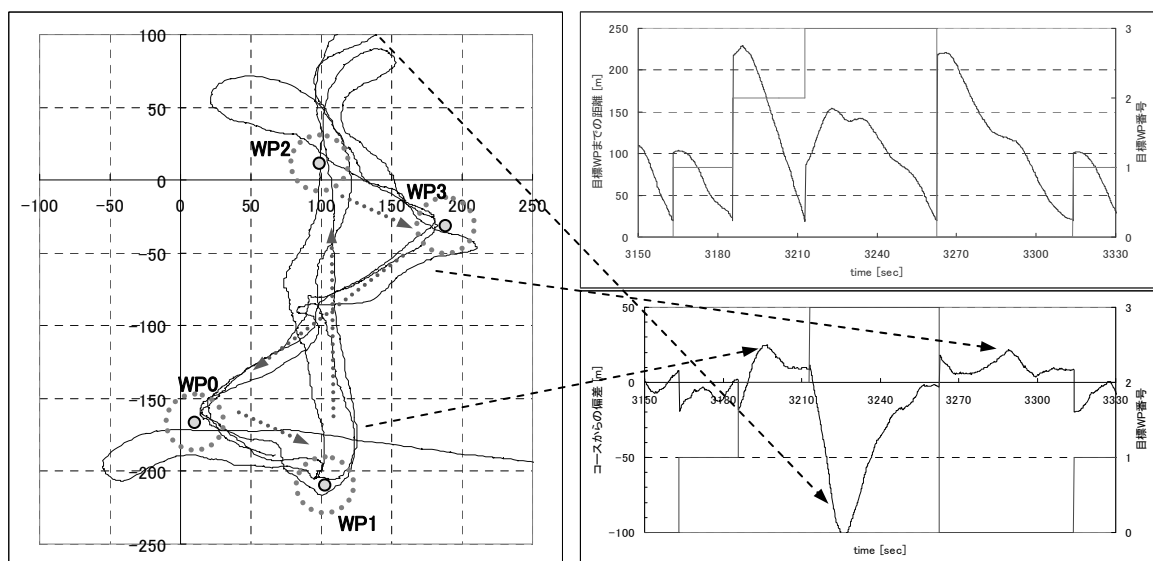


図 3.1.6-33 8 の字経路での低速度直線トレース(2008.09.29)

対地速度を制限しているために所要時間は増大しているが、基本的に問題なく WP を辿る飛行が実施できている。また、対気速度一定での直線トレース飛行と同様、横風を受けるコースから風上に向かうコースに進入する際、横風を受けるコースでの偏差が少ないため、風上に向かうコースに進入する際にコースに直交する方向から進入することになり、結果として反対側に大きく逸脱する傾向を示している。観測を実施するうえで問題になる点ではないが、本制御則では速度を制限しているために一度コースから逸脱すると復帰に要する時間も増大しており、相応の対策を必要とする可能性もある。

制御中の速度変動及び推進器への指令値を図 3.1.6-34 に示す. 対気速度一定の場合に目標値 (10m/s) を中心に変動する対地速度が, 本制御則では目標値である 5m/s 程度を中心に最大でも 10m/s 程度に抑えられているのが判る. この場合, 従来の制御では対気速度の低下に伴って高度が維持できなくなる問題があったが, 本制御則では推進器のティルト機能を適宜使用することにより高度が適切に維持できていることも見て取れる.

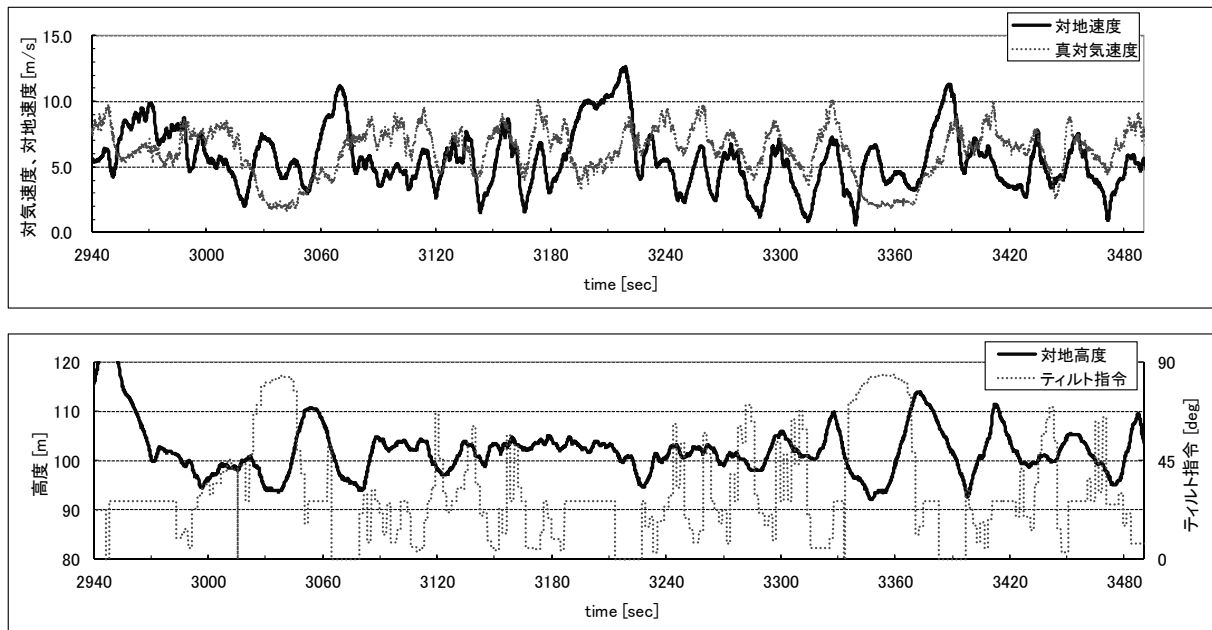


図 3.1.6-34 低速直線トレース飛行(8の字型コース)時の速度履歴及び高度制御

また, 滑走路上の往復飛行による確認をおこなったケースについて, 図 3.1.6-35 に飛行軌跡及び速度, 高度制御の時暦を示す. 滑走路からの偏差を抑えて適切に 2 点間の往復飛行が実施できていること. 速度を低速度に抑える一方, ティルト制御により高度を維持出来ていることがわかる. また, 領域スキャンパターン飛行による試験においても, 同様に概ね意図した経路での飛行が可能であること, ティルト機構を併用した制御が有効であることを確認した.

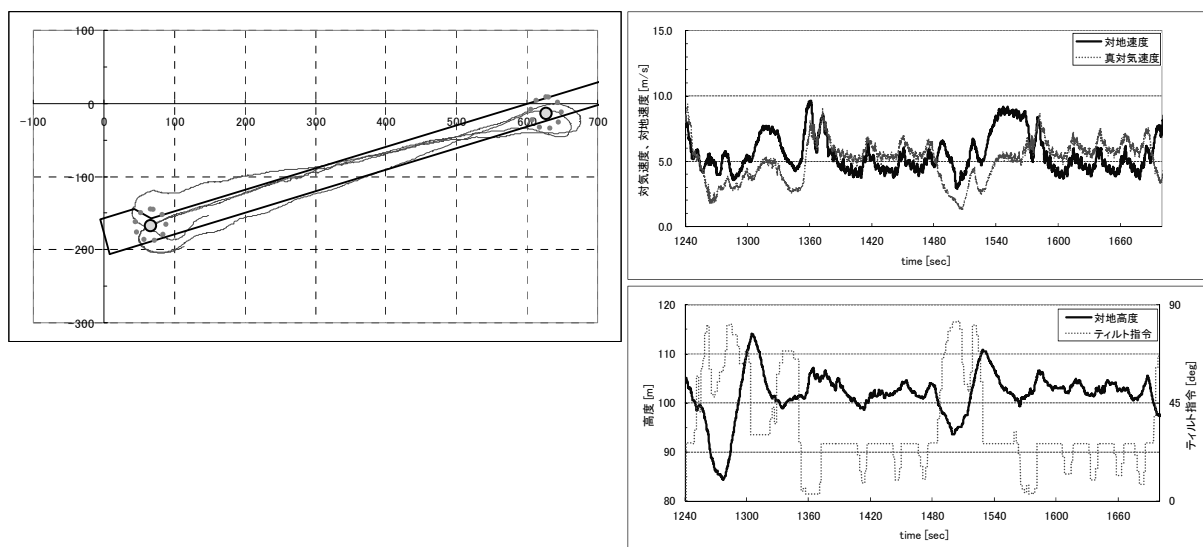


図 3.1.6-35 低速直線トレース飛行(滑走路上)時の速度履歴及び高度制御

本制御則については、概ね意図したとおりに機能し、特にミッション側の要求による低速度での監視に途を拓いたと言ってよいと思われる。また、本制御則を用いた場合、対気速度を 10m/s に維持した場合に比べて推進器の回転数を低く抑えることができる結果が得られており、単位時間あたりの燃料消費についても抑えることができる可能性がある。特定面積の走査を単位とした燃料消費率なども含めて今後検討していく必要がある。

3.1.7 その他の制御

(1) ロールダンパ機能

14m 級飛行船型無人機に限らず、多くの飛行船は浮力中心よりも下方に重心があるため、船体のロールに対する静安定特性を有している。しかし、逆に急旋回などをおこなった場合にはそのために大きなロール角を生じ、その後静安定特性により中立に復帰するものの、収束には若干の時間が掛かる。また蛇行的な飛行をおこなった場合は常に船体が左右にロールし続けるようなことにもなる。

このようなロールを少しでも抑えるため、左右(または上下)の舵を逆方向に切ることによりロールモーメントを発生させ、ロールを抑える、または収束を早めるロールダンパ機能考えた。概要を図 3.1.7-1 に示す。

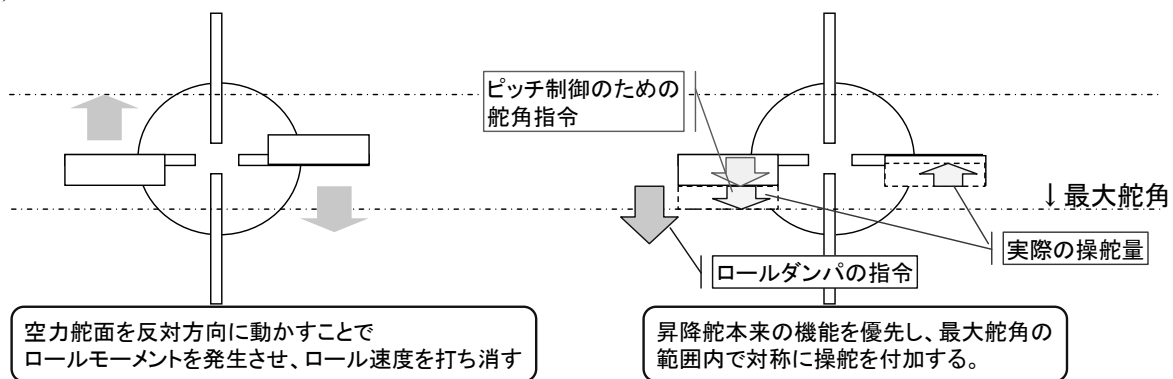


図 3.1.7-1 ロールダンパ機能の概念

昇降舵本来の用途であるピッチ制御を優先するため、最大舵角の範囲内で対称になるように差動分の操舵量を付加している。方向舵についても同様の動作をさせることも考えられるが、方向舵は下側のものにのみプロペラ後流が当たることなどから昇降舵に比べて対称性が低いと考えられ、当面は昇降舵のみでロールダンパを実施することとした。

ピッチ、ヨーに対する舵効きの空力データからロールに対するデータを推定し、シミュレーションをおこなった。その結果、発生するモーメント量が限られるために、旋回時に生じるロールなどに対しては殆ど効果がなく、逆にゲイン調整が不十分であると却って振動を励起する可能性もあることが判明した。但し、現状では空力データが推定であることもあり、まずは低めのゲインで実際に制御をおこなってみて特性や効果に関するデータを取得することとした。

2007 年度冬期試験において、ロールダンパ機能の確認のため、方位角維持制御にロールダンパを付加したものとし、しないものの2種類の制御モードを設定し、ロール角への寄与を比較した。初期ロール角を発生させるために目標方位角を設定した後に遠隔操縦で船首を 180° 逆方向に向けてから自動制御に切替え、自動的に 180° ターンをおこなわせることでロール角を発生させるようにした。図 3.1.7-2 に示すように結果的にロールダンパの有無による差異は殆ど認められなかった。

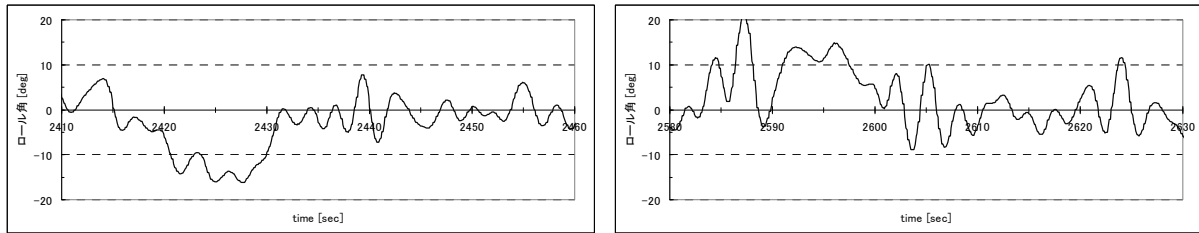


図 3.1.7-2 180° ターン後のロール角の収束(左:ダンパ無, 右:ダンパ有)

また、実際に舵角の差動がロール角の寄与にどの程度寄与するか確認するため、昇降舵を強制的に差動させ、ロールへの寄与を観測した。結果を図 3.1.7-3 に示す。舵角指令の時暦をみると、両舷の昇降舵が高度制御をおこないつつ、一定の差分を持つように動作していることがわかる。しかしそれと同期するようなロール角、ロールレートの発生は確認できず、固有の静安定性による復元動作のなかに埋もれてしまっていることがわかる。全般に 14m 飛行船においては重心位置による静安定が強く、舵面の作動によってロールを能動的に制御する程度のモーメントを発生させるのは困難なのではないかと判断し、以後ロールダンパ機能の開発は実施しなかった。後に製作した 12m 級飛行船では機体重量が低減されたのに対して昇降舵面積は増大しており、実施すれば何らかの効果はあった可能性もあるが、同機については飛行誘導制御試験を実施する機会にはなかった。

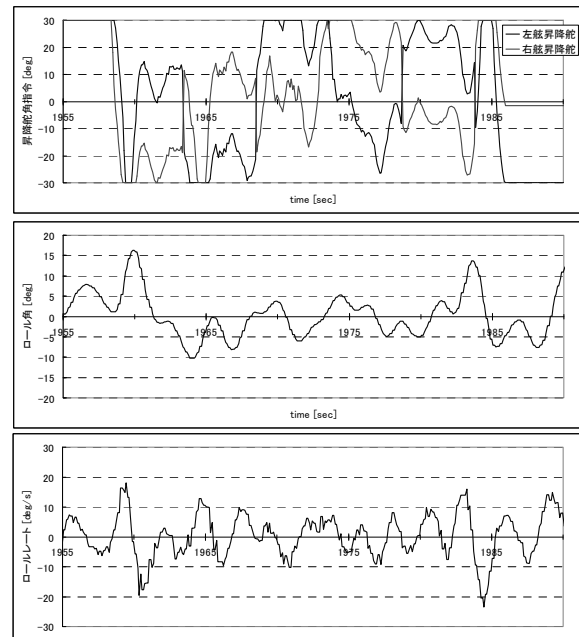


図 3.1.7-3 昇降舵の強制差動による挙動

(2) 半自動制御

上空からの探査ミッション等では予め定められたコースを逸脱して任意の場所に機体を移動させる要求が出てくることが多く、地上局から機体を直接操縦できる機能のニーズは大きい。とはいえ、直接イフエクタを遠隔操縦するのは高度な技量を要し、当初の開発主旨から言っても好ましくない。このため、地上局から行きたい方向、高度、速度等を指示し、それに基づいて機上計算機が制御飛行をおこなう半自動モードを導入することを検討した。

半自動時の操作はゲームパッドを用いて実施することとした。このため地上局に改修を加え、ゲームパッドを接続し、ボタン操作にて地上からコマンドを与えられるようにした。どのような形で実装するのが適当か判定するため以下の 3 種類のモードを提案し、実装することとした。

- ① 指定された高度、速度、方位角を維持し、ボタン操作によりそれらの設定値を上下させる。
- ② 指定された高度、速度を維持し、ボタン操作によりそれらの設定値を上下させる。またボタン操作により方向舵を直接操作する。
- ③ 指定された位置、高度を保持してホバリングをおこない、ボタン操作により指定位置を前後左右に動かすことで任意地点に移動させる。

またFCPに改修を加え、コマンドアップリンクに半自動モードのコマンドを含めるようにして、インターフェイス仕様書に反映した。実際には飛行試験の機会が得られなかったため、FCP への実装および飛行試験による実証は実施できなかった。

3.1.8 所見

14m 級飛行船の飛行誘導制御により以下の制御を実現し、実飛行にて実証することができた。

- ・ 速度、高度を維持しつつ、予め設定された WP を辿って目的地に移動する飛行
- ・ ホバリングによる定点監視飛行
- ・ 自動離着陸の模擬

残念ながら、自動離着陸については昇降率の制御に難があり、また充分に実績を積むことができなかったこともあって、地上クルーと連携して実際に自動離発着試験を実施するには至らなかった。

通常飛行モードにおいては、当初想定した通りの機能を実現することができた。風に流される傾向や旋回半径の限界などのために特に WP の周辺ではコースからの偏差が大きい傾向があったが、これは機体の特性上止むをえない部分が大きく、寧ろ実運用における WP 設定のやり方等により改善していくのが妥当であると考え。また、直線飛行中に風に流されてコースから逸脱する傾向については、クラブ角の直接制御や積分項保持のギミック等の改善方策を提案し、ある程度実証することができた。但し、試験回数が限られていたために本当に必要な比較的強風下のデータを得ることができず、また充分に実績を積むことができなかったのは残念であった。

高度制御については $\pm 20\text{m}$ 、アクチュエータに無理をさせれば $\pm 10\text{m}$ 程度の誤差におさめることができた。機体の特性上、旋回による速度の低下が避けられず、ヘヴィ状態で速度が低下すれば高度の維持もできないため、旋回を伴う飛行においてはある程度の変動は避けられないため、それを含めてこの程度の誤差であれば実用上の問題は少ないのではないと思われる。実際にセンサ等を搭載してミッション飛行をおこなう際に重要なのは、旋回等を伴わない直線飛行でどの程度高度が維持できるかであるが、試験空域の制約などからそれについては十分なデータを取ることができなかった。

ホバリング、着陸模擬制御については以下のように纏められる。

- ・ 水平面の制御については、当面の目標とした 30m 圏内への滞空をほぼ確実に実現することができ、災害監視無人機の目標として掲げた 50m \times 50m 程度の空間での離着陸に目処をつけることができたと思われる。但し、一方で基準方位方向の偏差に対する制御が振動的になるケースが多く、これにより 20m \sim 30m の偏差が生じている。これについては今後更なる調整が必要と思われる。
- ・ 自動着陸については、水平面では一定エリアを保持して自動降下することができたが、昇降率制御の精度に難があり、また、充分な実績を積むことができなかった。急激な落下を伴わずにある程度制御した状態で降下させることはできており、今後センサの改良やシミュレーションモデルの改修、地上クルーとの連携の取り方などを改善していくことで、自動着陸が実現できる目処は付けたと言えるのではないと思われる。
- ・ 自動離陸については、基本的な機能は実証できたが、推力の配分を上昇に多くバイアスしたために強風により風下側に流されるなど、気象条件への対応に課題が残った。風況に応じてイフエクタの使い方を変えるなど、今後より風況に柔軟な制御を検討していく必要がある。

色々と課題は残っているが、飛行船型無人機の飛行誘導制御については、実際の外部風環境の中で基本的な機能を実証し、より高度な制御への課題を明らかにすることができたと考える。今後何らかの形で本成果が継承、発展していくことを期待するものである。

3.2 組立・地上運用技術

3.2.1 船体の組立, 解体

一般の R/C 無人飛行船や 14m 級飛行船型無人機の組立では, まず船体膜構造にヘリウムを注入し, それから構体や尾翼等を取り付けていく. この方式では船体が膨らんで構体を取り付けるまで, 船体が非常に軽い状態になり, 特に屋外での組立等では外部風に非常に脆弱な状況になる. また, 膜構造の一箇所に大きな荷重を掛けることは耐久性の面から好ましくないため, 複数本の係留索を用いて荷重分散を図る必要があり, 多くの人手を必要とし, かつノウハウに頼る面も大きい. 複数本の係留索で固定している段階では, 風向の変動に対して船首の向きを変えるのも大変な作業になる.

このため小型電動飛行船においては地上運用台車に固定した構造体に, 予め船体を取り付けた状態でヘリウムを注入することを基本とした. また, 尾翼についてもヘリウム注入前に船体に取り付けておき, 船体が膨らむ過程で尾翼も正しいアラインメントで立ち上がることを実運用で確認することとした. 地上運用台車は Gondola を取り付けるテーブルの部分の下で自由に回転できるようになっており, 組立中に風向が変わった場合でも容易に船首方向を変えることが可能である.

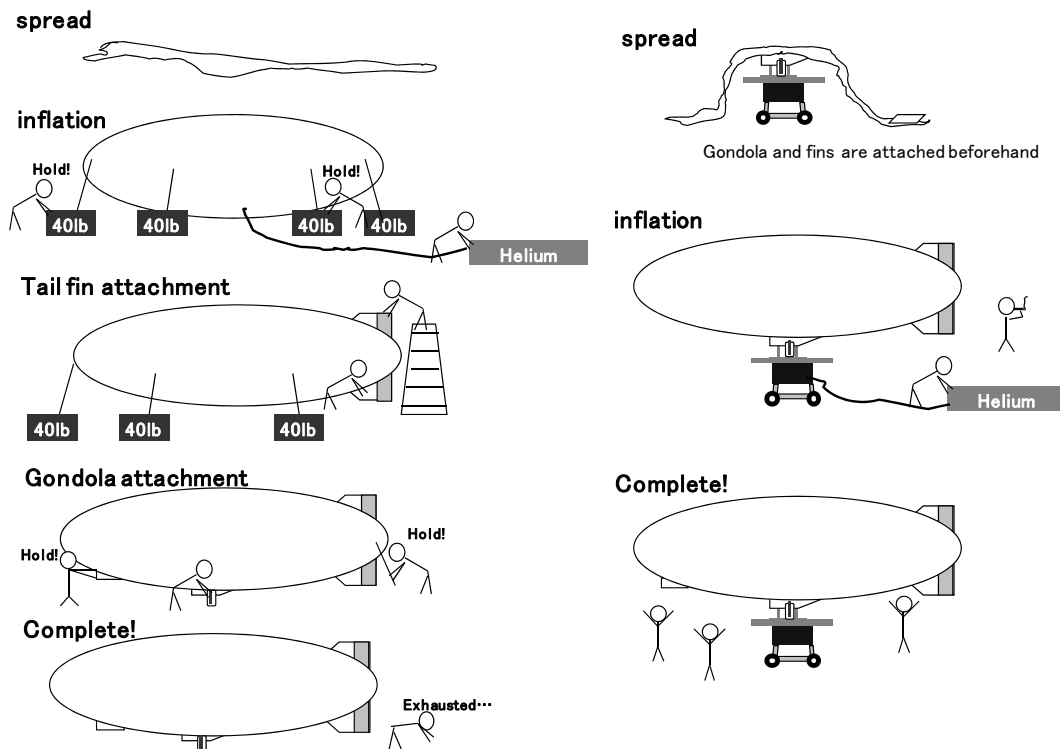


図 3.2.1-1 従来型の飛行船組立(左)と, 小型電動飛行船で導入した新方式(右)の対比

小型電動飛行船については 6 回(領収試験を含む)のインフレーションをおこない, この方式で容易に組立が可能であることを立証した. うち 3 回は 1~3m/s 程度の屋外風の中で実施し, 外部風の影響下でも問題なく組立ができること立証することができた.

小型電動飛行船の一連の試験においてこの方式が有効であることが実証されたため, 12m 級飛行船型無人機についても同様の機構を踏襲した. 12m 級船体エンベロープのインフレーションの様子を図 3.2.1-2 に表す. 図中番号の状態は次に示す.

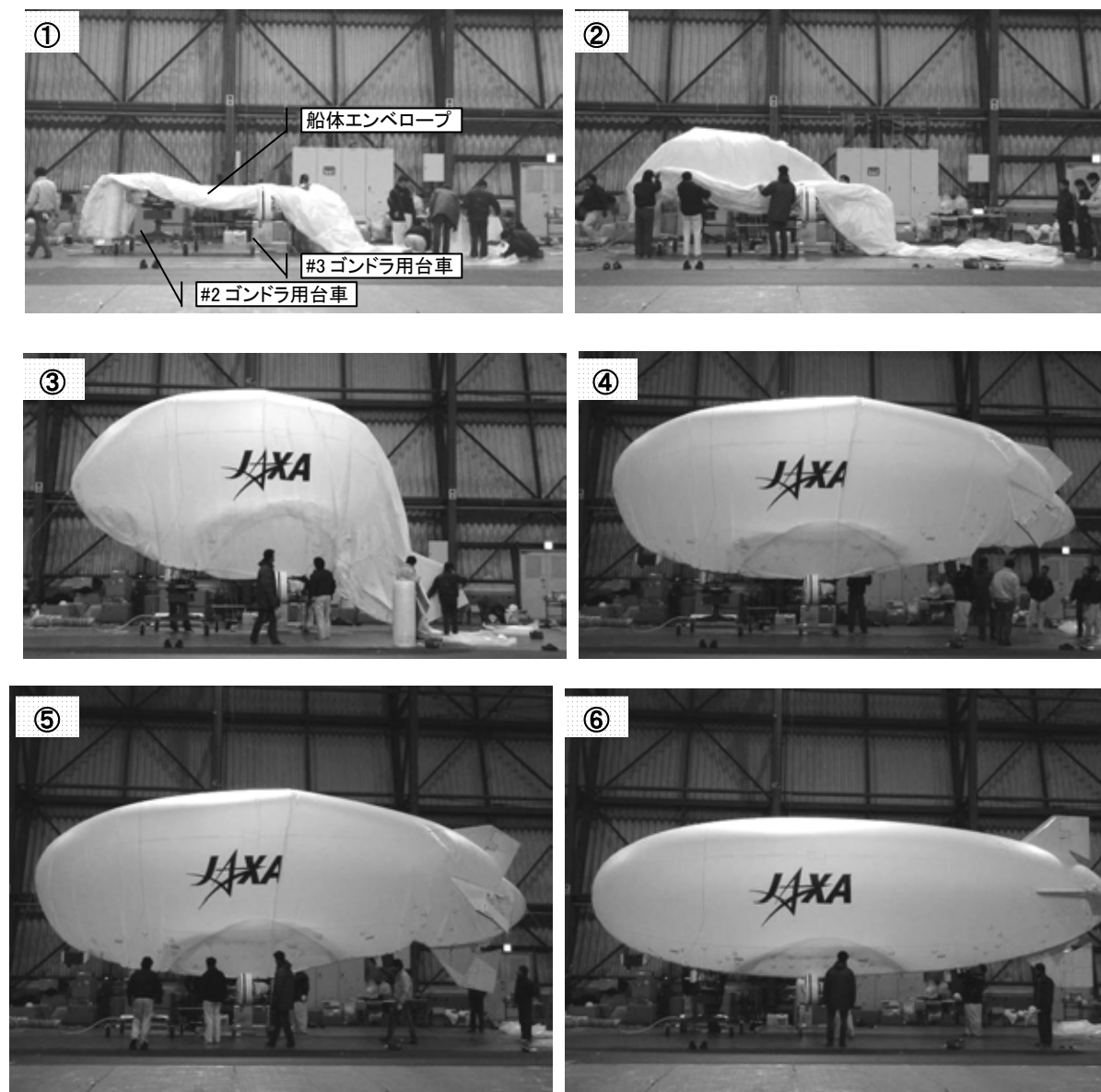


図 3.2.1-2 12m 級飛行船型無人機船体のインフレーション

- ① #2 ギンドラ用台車と#3 ギンドラ用台車の上にエンベロープを載せ、各ギンドラに船体を取り付ける。予め計算した両ギンドラ間の間隔に合わせて両台車の間の接合バーを調整、固定する。#2 ギンドラ用台車のヘリウム注入ホースを船体注入口へ接続する。上面および左右尾翼を接続する。
- ② ヘリウムの注入を開始すると、機首側から膨らみ始める。
- ③ 船尾側の尾翼を確保しながら、膨らませる。
- ④ 船尾側も膨らんできて、尾翼 3 枚が自然に持ち上がる。
- ⑤ 下面側の尾翼を取り付ける。
- ⑥ エンベロープが膨らんだら、左右尾翼の張線の調整をして、最終的な配線を済ませる。

小型電動飛行船に比較して船体容積が大きくなったこともあって、注入時間はやや増大したが、それでもこの方式によりヘリウム注入で 50 分、工程全体では 90 分程度で完了することができた。しかし一方で、ギンドラ荷重分散のための張線を注入中に調整する必要があること、尾翼動翼の構造が脆弱なために注

入中に要員が養生してやる必要があったことなど省力化については幾つかの課題を残すこととなった。また、試験機会が得られなかったことから、屋外での組立は実施していない。

一方、船体のデフレーションについても、同様に地上運用台車に固定した状態で実施する方式を考案した。船体内部のガスを抜いていくと、尾翼の重量で船尾側が垂れ下がる傾向があるため、船首側にヘリウム排気口を設け、空気よりも軽いヘリウムガスが放出されやすいようにした。12m 級船体エンベロープのデフレーションの様子を図 3.2.1-3 に表す。図中番号の状態は次に示す。

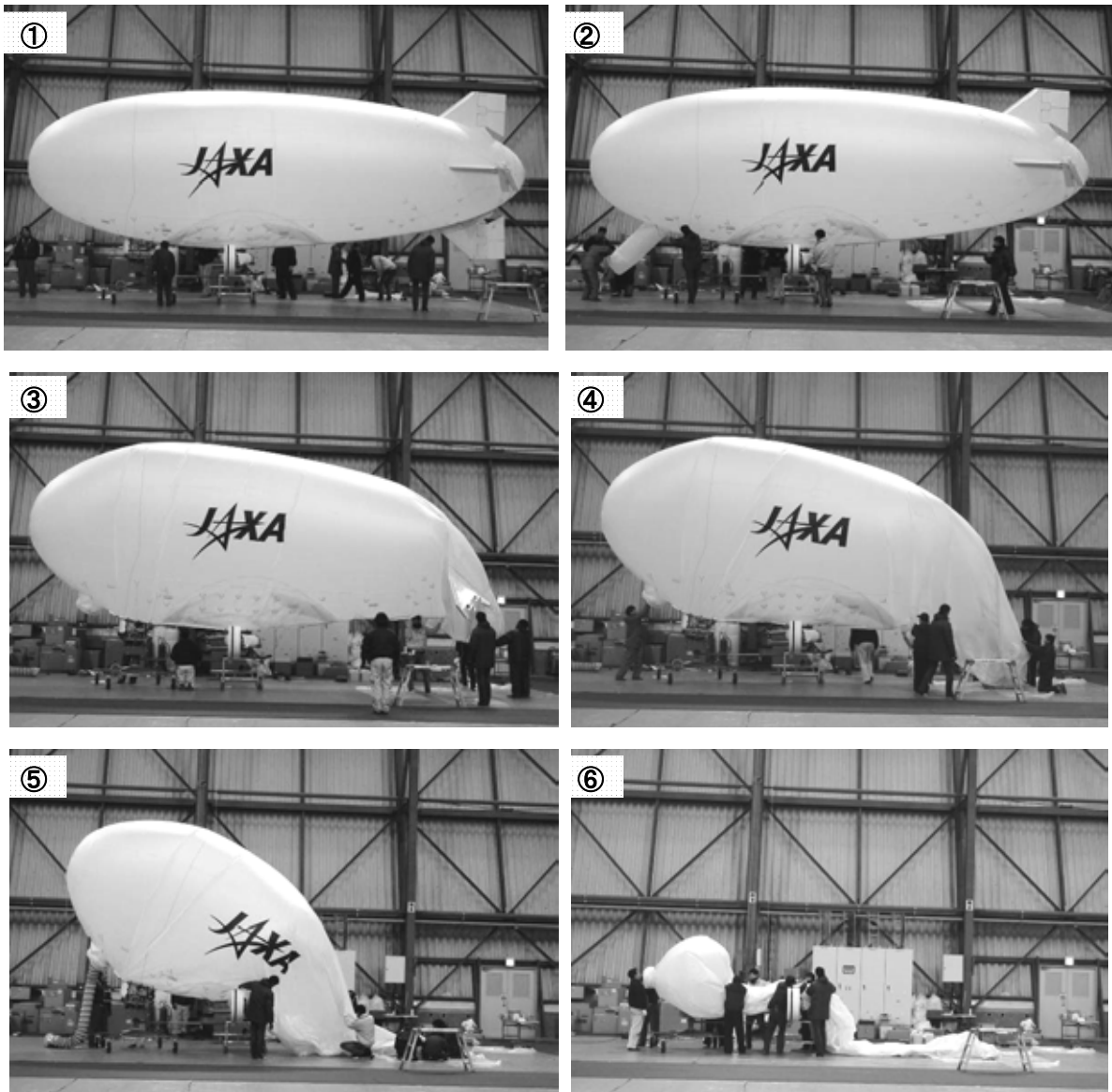


図 3.2.1-3 12m 級飛行船型無人機船体のデフレーション

- ① 下面尾翼を取り外す。
- ② エンベロープの前方下面にあるヘリウム排出ポートを開ける。
- ③ 船尾が垂れ下がってきたら、尾翼を確保しながら絞り込む。
- ④ 船尾が地面に付いたら、3 枚の尾翼を取り外す。
- ⑤ 吸気ブローでヘリウム排出ポートからヘリウムを引き出す。後方から前方へヘリウムを絞り込む。
- ⑥ 逐次配線を外し、エンベロープを台車から外して降ろす。

3.2.2 地上運用

(1) 要員の支持による地上運用

飛行船は外部風の影響を強く受けるため、格納庫(または係留地)から離発着点への移動、待機、離発着運用などの屋外地上運用についても省力化、簡易化が課題であった。一般に小型の飛行船は重量低減の観点から着陸脚を持たず、地上クルーが保持して移動、待機等をおこなうケースが多い。本研究開発においてもその原則は同様とした上で、初心者でも簡単なレクチャー程度で運用できるように運用法を確立して教条化すること、地上風の耐性などの運用限界を見極めることを当初の目標とした。

12m 級飛行船において、船体の移動や一時保持では、図 3.2.2-1 のように、地上要員を#2 ギンドラに 1 名、#3 ギンドラに 2 名配置し、船体が風に向くように#2 ギンドラをピボットとして、#3 ギンドラが回転する。必要に応じ、船首係留索と船尾係留索に 1 名取り付く。概略の風向をみるには、船体の左右対称面の適当な位置へ簡易な吹き流しを取り付ける。

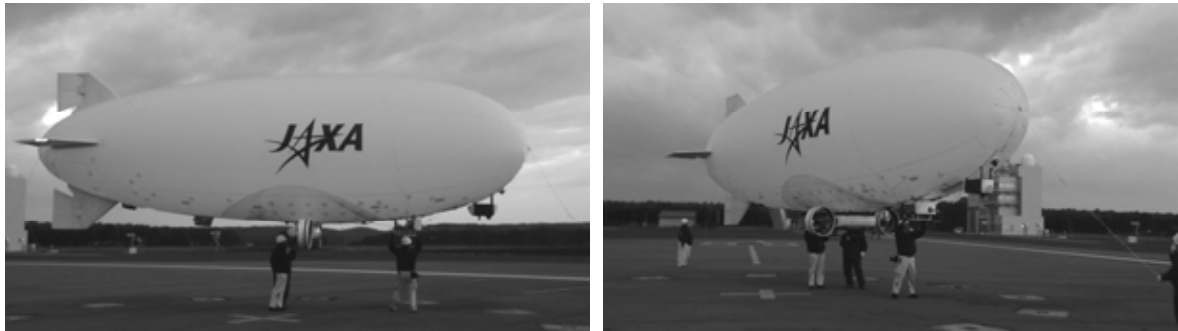


図 3.2.2-1 地上クルーの支持による地上運用

本方式により、14m 級、12m 級飛行船型無人機を、機体ヘヴィネス 10～15kg の状態で問題なく運用することができた。地上風については初期は 2～3m/s、ある程度慣熟した後では 5m/s 程度までを原則としたが、予期しない風況変化などによりそれ以上の風速下で運用した実績もあり、最大では 7～8m/s(局地的に最大 10m/s)の外部風のもとで運用した実績もあった。

(2) 地上運用台車を用いた地上運用

一方で、屋外での機能確認や風待ちなどで長時間屋外待機する局面が相応にあること、今後航続時間を増やすために燃料を増載した場合に地上運用時のヘヴィネスも増加する可能性があることなどを考え、専用の地上運用台車を用いた地上運用を考案した。

小型電動飛行船では、地上運用装置に取り付けた状態を基本としてノーズラインを引く 1 名と地上運用装置を推す要員の 1 名と、計 2 名で運用することを考えた。しかし、実際に運用したところ、地上運用装置を押す要員が、ギンドラを直接保持する場合と違って船体に働く空気力を直接感じられないことから船体を風見に立てることが難しく、風による荷重で地上装置とギンドラの結合部が損傷するアクシデントも発生した。このため、地上移動時は地上運用装置は用いず、ノーズラインを持つ 1 名とギンドラを直接保持する 1 名とで、地上クルーの支持により運用することを基本とした。

また屋外係留時には、船体固有の不安定性のために、自由回転状態にしておいただけでは風見に対して角度をもってしまう、大きな空気力を受けてしまうことがあった。ノーズを係留することにより風見安定を確保した場合、風向が変化した際の船体の移動量が大きくなるため、比較的広い係留地が必要になる

こと、不整地などで台車がスムーズに動かない場合に風見に向けられない恐れがあること等の課題があった。試験期間等の制約からノーズ係留時の風見安定性などを十分に屋外で検証する機会にはなかったが、それでも 2.2.5 項で述べたように、常時船体を人力で支える必要がなく、風向が変わった時に容易に船首方向を変更できる地上運用装置は長時間の屋外係留等の際に非常に有効であり、長岡市震災対策訓練等の機会に有効性を発揮した。

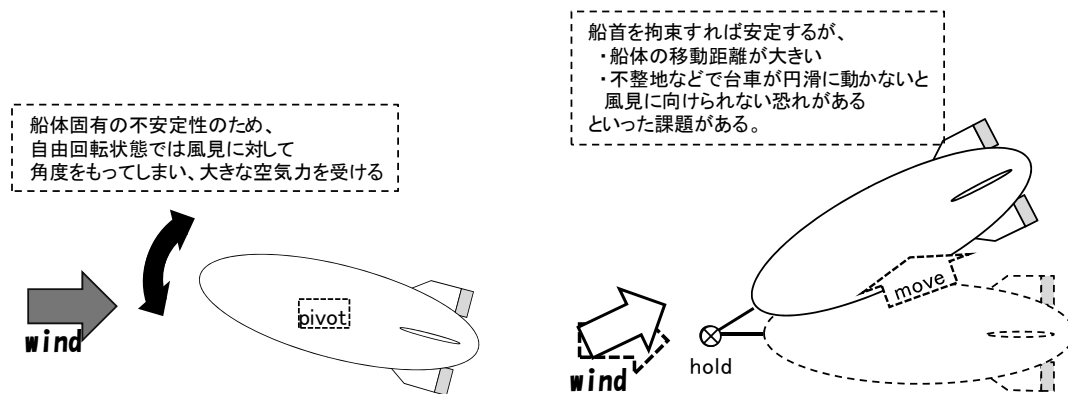


図 3.2.2-2 小型電動飛行船係留台車の問題点

小型電動飛行船の知見で明らかになった課題に対応し、12m 級飛行船型無人機の地上運用装置については図 3.2.2-3 の方式を考案した。#2 ギンドラを搭載する台車（以下、#2 台車）と、#3 ギンドラを搭載する台車（以下、#3 台車）との 2 つの台車で船体を保持し、空力中心よりも前方にある#2 台車を中心として回転運動をおこなえるようにすることで、ある程度人力を介さずに風見に立てることが可能と考えられる。#3 台車の車輪は地上移動などの局面を考えて自由回転できるキャスタにしているが、屋外係留状態では#2 台車を中心とした回転運動ができれば良いため、回転運動がスムーズにおこなえる向きにキャスタの方向をロックピンで固定する機能を持っている。

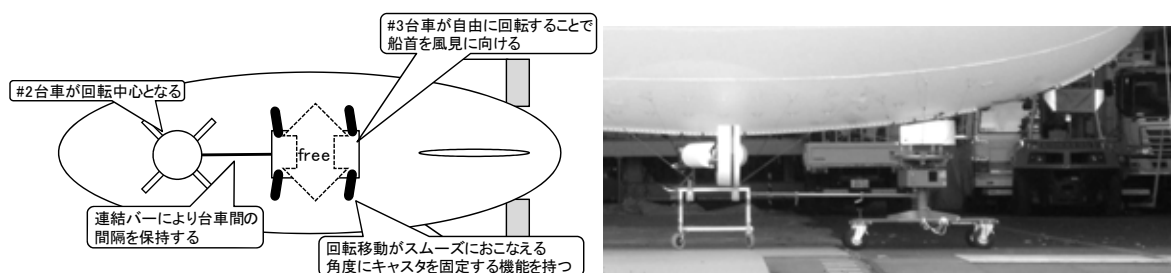


図 3.2.2-3 12m 級飛行船型無人機の地上運用装置概念図および外観

船体に地上運用装置を取り付けたままハンガーからハンドリングエリアまで移動する場合、および直接屋外でインフレーション後に飛行させる場合には、図 3.2.2-4 のような状態になる。また、エンジン始動など時間を要する場合にも、地上運用装置に載せたまま船体を保持する。保持では、#2 台車のキャスターを固定し、#3 台車のキャスターはフリーにして、#3 ギンドラに要員が取り付け、風向に変化に対応させる。必要に応じて、船首係留索と船尾索に各 1 名が取り付く。

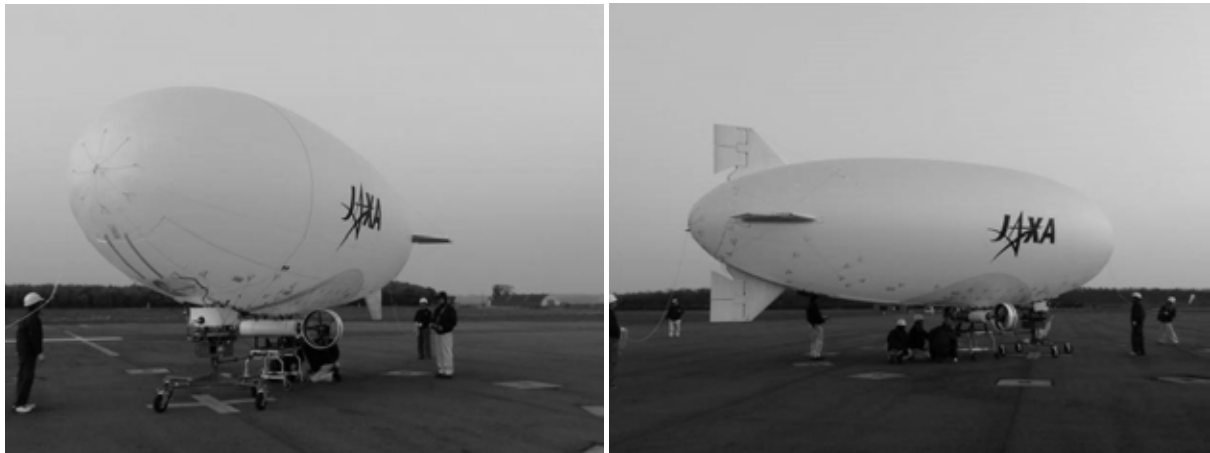


図 3.2.2-4 地上運用装置に搭載した状態での船体保持

一般的に、地上で船体の風見効果を実現するには、船体の風圧中心位置に対し、回転できるピボット固定点と、ピボットまわりに回転移動できる装置が必要である。大型飛行船の地上運用は、文献 3.2-1)で検討している。

(3) 地上風の状況把握

地上運用をする上で、船体周辺の風の状況をつかむことが重要になる。船首を風向へ向ける正対状態が基本の運用姿勢であり、船体が真横から風を受ける場合には、正対状態と比べ数十倍の抗力が船体に働く。

地上で船体を移動させる場合には、移動速度が生じるので、移動速度の相対風ベクトルと風ベクトルとの合成風ベクトルが船体に作用する。人が歩いて船体を移動させる速度はおよそ 1m/s だから、移動相対風ベクトルと風ベクトルとの大きさが同程度になり、横風の場合に、風向と合成風ベクトルの風向との差が大きくなる。図 3.2-5 には、船体を東へ 1m/s で進ませ、真横から南 3m/s の風があるときに、合成風に正対させる船体の向きを示す。図中で、船体付近にある吹き流しは、北へなびいていて、東へ移動させている船体を合成風に正対させるには、真南を向くのではなく、船尾を約 18 度西へ回した向きに取らなければならない。

このとき、船体が合成風に正対しているかは、船体の左右対称面に取り付けた簡易吹き流しが、船体軸後方に向いているかどうかで判断できる。なお、船体周辺の気流が 3.6.2 項で検討しているように船体の干渉をうけるため、船体に取り付けた簡易吹き流しは、正確な合成風の方角を示さない。しかし、船体の右か左かの判断はつくので、船体軸方向が分かる。

船体周辺の風を知るには、三脚ポールへ取り付けられた小型の吹き流しを要所に置くと良い。吹き流しの高さは、船体中央の高さに合わせる。吹き流しの配置は、特にハンガーから出入口では風が巻いている事が多いため、ハンガー出入口付近、また地上移動の途中、さらにハンドリングエリアが適している。

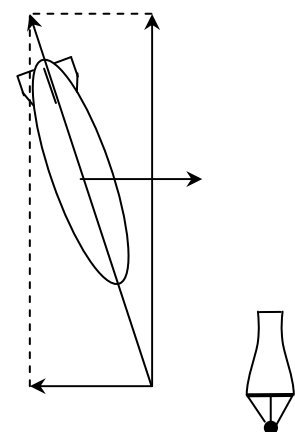


図 3.2-5 風ベクトルと船体

3.2.3 エンベロープのスーパーヒート

屋外では、主に日射によりエンベロープが温まりエンベロープ内のヘリウム温度が、周囲の外気温 $t[^\circ\text{C}]$ よりも $\Delta t[^\circ\text{C}]$ 上昇する。このとき、ヘリウム室体積 V が増加するため、エンベロープ容積 ∇ に占めるバロネット体積 $V_B = \nabla - V$ が減少し、バロネット容積 ∇_B から充填率 $\eta_B = V_B / \nabla_B$ が減少する。バロネット充填率が 0 になると、船体内圧力の調整ができずに、内圧の上昇を招く。

基準の状態を 1、スーパーヒートの状態を 2 とすれば、3.3 から分かるようにヘリウム室体積比は

$$\frac{V_2}{V_1} = 1 + \frac{\Delta t}{273.15 + t_1} \quad (3.2-1)$$

となる。また、スーパーヒートのバロネット充填率 η_{B2} は

$$\eta_{B2} = \eta_{B1} - \left(\frac{\nabla}{\nabla_B} - \eta_{B1} \right) \frac{\Delta t}{273.15 + t_1} \quad (3.2-2)$$

である。これから、逆に $\eta_{B2} = 0$ となる温度上昇 $\Delta t_{\text{lim}}[^\circ\text{C}]$ が、次式で示される。

$$\Delta t_{\text{lim}} = \frac{\eta_{B1}}{\frac{\nabla}{\nabla_B} - \eta_{B1}} (273.15 + t_1) \quad (3.2-3)$$

したがって、スーパーヒートの状態を見込んで、さらには、上昇高度の外気圧減少によるヘリウム体積の増加（バロネット充填率の減少）も見積り、基準のバロネット充填率を設定する。

日没後から日の出前までは、主にエンベロープからの放射冷却のため、エンベロープ内温度が周囲の外気温より下がる、スーパークールの状態になる。スーパーヒートおよびスーパークールは、空に雲量が多く、また風があると軽減する。

3.2.4 密度高度を物差しにした船体浮力の把握

船体の浮力や性能は、大気密度の影響を受ける。大気密度は、分時変化する気圧、気温、および湿度（相対湿度）により決まってくる。航空機の性能を得るために、大気密度の物差しとして、標準大気に基づいた密度比に対する高度である密度高度が用いられている。

船体の浮力や性能を把握するために、標準大気において平均海面に対する大気密度を密度高度に対応させて、上空だけでなく地上においても大気密度の物差しとなる密度高度を導入する。標準大気には無い湿度は、水蒸気圧として気圧から差し引くことで、密度に反映させる。

気圧 $p[\text{hPa}]$ 、気温 $t[^\circ\text{C}]$ 、および湿度 $U[\%]$ として、密度高度 $Z_\rho[\text{m}]$ は、平均海面での密度 $0.01225[\text{kg}/(100\text{m}^3)]$ に対して

$$Z_\rho = 44330.8 \left[1 - \frac{p - e_s(t)U/100}{287.053(273.15 + t)} \right]^{0.234969} \quad (3.2-4)$$

$$e_s(t) = \exp\left(19.482 - \frac{4303.4}{t + 243.5}\right) \quad (3.2-5)$$

となる。ここで $e_s(t)$ [hPa] (3.2-2) は、温度 t [°C] における飽和水蒸気圧である。式(3.2-4)によれば、密度高度の傾向は、気圧が 1013.25 [hPa] よりも低くおよび湿度が 0% よりも多いと高く、また気温が 15°C より高いと高くなる。

密度高度が直接表示できる携帯型気象計もあり、ときどきで密度高度を取得しておく、船体の浮力や性能の把握および比較に役立つ。

3.3 熱浮力管理技術 ^{3.3-1)}

3.3.1 船体の浮力系

(1) バロネットによる差圧維持の概要

軟式構造飛行船では船体膜構造の内外差圧によって船体の形状を維持する必要がある。差圧が低いと船体形状を維持することができなくなり飛行に支障をきたすが、差圧が高ければフープ応力等により膜材が損傷する恐れがあるため、高度変動などによる外気圧の変動に対して内外差圧を一定値に保持することが必要になる。

船体の差圧を維持するため、一般に飛行船では船体内に 1 個、または複数のバロネットと称する空気嚢を持ち、バロネット内部の空気量を調節することで内外差圧を維持することがおこなわれる。(図 3.3.1-1) 大型の有人機等では複数のバロネットを持ち、バロネット間の空気量の比率を変化させることでトリムの調整をおこなうことができるものもあるが、構造や制御が複雑になるところから小型の R/C 飛行船等では重心付近に単一のバロネットを持つ形式が主流である。また、バロネット内の空気量を調整するためにバロネットには空気を取り込むブローと空気を放出するバルブを設けるが、小型飛行船の場合は制御を簡単にするため常時定格運転のブローと一定値開放のオリフィスを設けることで、差圧を概ね定常値付近に保つことが行われる。

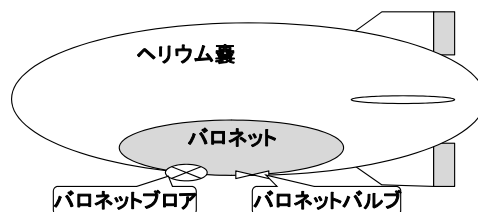


図 3.3.1-1 バロネットを持つ船体構造

高度の上昇により外気圧が下がった場合や、温度の上昇によりヘリウム嚢の圧力が高まった場合、内外差圧が上昇するため、バロネット内の空気が放出され、内圧を下げることで差圧を維持する。この傾向が著しい場合はバロネット内の空気が全て放出された状態(満膨張)になり、それ以上差圧を維持することができなくなる。また高度の低下により外気圧が上がった場合や、温度の低下によりヘリウム嚢の圧力が下がった場合は、同様にバロネット内の空気を取り込まれ、内圧を上げることで差圧を維持する。これについても、著しい場合はバロネットが完全に膨らんだ状態(バロネットフル)になってしまい、それ以上差圧を維持することができなくなる。バロネットを大きく取ることでの余裕を増大させることは可能であるが、過度に大きいバロネットは膜重量の増加やスロッシングによる重心の変動を招く恐れがある。また、大型のバロネットに大量の空気を取り込むことはその分機体の総重量を増大させ、必要な浮力を得るための船体規模が増大して運用性の低下を招くことがある。

以上から、小型無人飛行船の熱浮力管理においては、限定されたバロネット容量に対して、運用中に想定されるあらゆる外気状況に対する内部ガスの状態を推算し、満膨張にもバロネットフルにもならな

いようにヘリウム量を設定することが課題となる。また、その際の機体重量を事前に推算することも必要である。

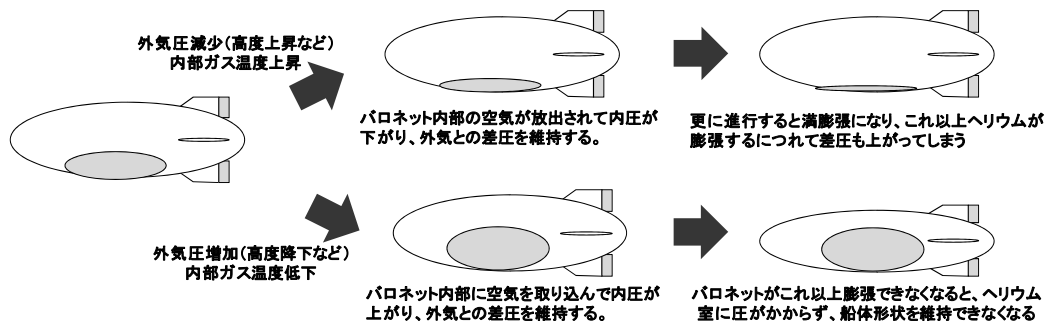


図 3.3.1-2 バロネットを用いた差圧維持の概念図

(2) 気体状態方程式による内部ガス状況、船体重量の推定

船体浮力系と記号を図 3.3.1-3 に示す。図 3.3.1-3 において、バルネット体積 V_B を除くエンベロープ内のヘリウム室体積 V にあるガスの気体定数 R 、バルネットおよび外部大気の気体定数 R_A から、ヘリウム室ガス質量 m_G 、およびバルネット内空気質量 m_B は、気体の状態方程式を用いて

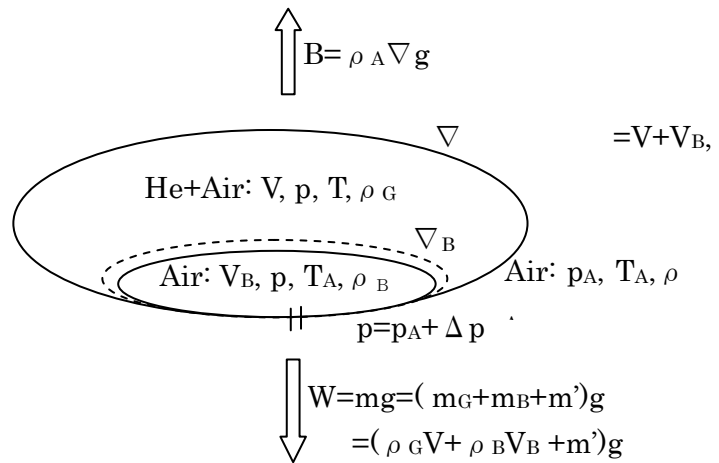


図 3.3.1-3 船体浮力系と記号

$$\rho_G = \frac{p}{RT} = \rho_{GH} + \rho_{GA} \quad (3.3.1-1)$$

$$m_G = \rho_G V = \frac{pV}{RT} = \frac{(p_A + \Delta p)V}{RT}$$

$$\rho_B = \frac{p}{R_A T_A} \quad (3.3.1-2)$$

$$m_B = \rho_B V_B = \frac{p V_B}{R_A T_A} = \frac{(p_A + \Delta p) V_B}{R_A T_A}$$

と表せる。ここで、 p, T , および ρ , ならびに p, T_A , および ρ_B は、ヘリウム室ならびにバルネット内のそれぞれ圧力、絶対温度、および密度であり、さらに Δp は、エンベロープ内外差圧である。式中の R および R_A は、次の定数をとる。

普遍気体定数 $R^* [J/(K \text{ kmol})] = 8314.32$

(乾燥) 空気平均モル質量 $M_A [\text{kg/kmol}] = 28.96442$

ヘリウムモル質量 $M_H [\text{kg/kmol}] = 4.0026$

であって、 R^*/M から気体定数を計算し、それぞれ次の値になる。

(乾燥) 空気気体定数 $R_A[\text{J}/(\text{Kkg})] = R^*/M_A = 287.05$

ヘリウム気体定数 $R_H[\text{J}/(\text{Kkg})] = R^*/M_H = 2077.23$

ヘリウムに空気が混合したガスの気体定数 R は, ヘリウム純度 s を, $(\text{ヘリウム純度}) = (\text{ヘリウム質量}) / (\text{ヘリウム質量} + \text{空気質量})$ と定めて

$$\begin{aligned} R &= R_H s + R_A (1-s) \\ \rho_{GH} &= s \rho_G, \quad \rho_{GA} = (1-s) \rho_G \end{aligned} \quad (3.3.1-3)$$

とする.

また各体積は, エンベロープ容積 ∇ , バロネット容積 ∇_B , バロネット充填率 η_B を $\eta_B = V_B / \nabla_B$ として

$$\begin{aligned} V_B &= \eta_B \nabla_B \\ V &= \nabla - V_B = \nabla - \eta_B \nabla_B = \left(1 - \eta_B \frac{\nabla_B}{\nabla} \right) \nabla \end{aligned} \quad (3.3.1-4)$$

から求められる. ここで, ∇_B / ∇ はバロネット容積比である. なお, これらの容積は, 船体の諸元検討^{3.3-2)} などを経て設計値が定められる.

浮力と重力の作用により船体の重さ ΔW は

$$\begin{aligned} \Delta W &= W - B = (m_G + m_B + m')g - \rho_A \nabla g \\ &= \left\{ \frac{p_A + \Delta p}{RT} - \frac{p_A}{R_A T_A} - \left(\frac{1}{RT} - \frac{1}{R_A T_A} \right) (p_A + \Delta p) \eta_B \frac{\nabla_B}{\nabla} \right\} \nabla g + m'g \end{aligned} \quad (3.3.1-5)$$

から得られる. ここで, m' は船体内部のヘリウムと空気を除いた船体質量, および g は重力加速度である.

(3) 船体の浮力状態

前項の関係式を用いて, 運用中に想定される様々な状況に対して内部ガスの状態や機体重量を推定することが可能になる. 特にクリティカルになりやすい状況として, 飛行中の想定最大高度における状態 (高度による圧力変動が最大となる), および地上運用状態 (一般にスーパーヒートが最大になると考えられる.) の2ケースについて推算をおこない, いずれのケースにおいても満膨張にならない範囲でなるべく機体重量を減らすようにヘリウム量を決定するようにした. また, 決定したヘリウム量に対応してインフレーション時の状態を推定し, インフレーション時にヘリウム注入を停止するバロネット充填量や, インフレーション後の機体重量確認のリファレンスとして用いた. 想定するパラメータを入力することでこれらの推算をおこなう機能を Microsoft Excel を用いて実装し, 現場で容易にパラメータを変更しながら推算がおこなえるようにした. 計算例を表 3.3.1-1 に示す. 表中, “地上”となっているのが地上運用時の推定結果であり, “上空”となっているのが想定最大高度での状況である.

表 3.3.1-1 各運用フェイズにおける船体内部ガス状況，機体重量の推算例

Heインフレーション				地上				上空			
LB05エンベロープ容積 ∇ [m ³]	90.3	気圧p[hPa]	1001	正味重量Wn[kgf]	95.914	釣合重量 ΔW [kgf]	0	釣合重量 ΔW [kgf]	0	相対高さh[m]	150
バルネット容積 ∇b [m ³]	15.5	気圧p[Pa]	100100	バルネット空気重量Wa[kg]	13.245	浮力B[kgf]	109.996	気圧p[hPa]	982.16	浮力B[kgf]	108.676
バルネット容積比	17.2%	気温t[°C]	13	混合気体重量Wh[kgf]	13.397	気圧p[Pa]	100000	気圧p[Pa]	98216		
一般気体定数Rs[J/(Kkmol)]	8314.32	気温T[K]	286.15	混合ヘリウム重量W _h [kgf]	13.397	気温t[°C]	12	気温t[°C]	11.025	総重量W[kgf]	108.676
空気モル質量Ma[kg/kmol]	28.96442	内外差圧 Δp [Pa]	175	混合空気重量Wh[kgf]	0.000	気温T[K]	12	気温T[K]	13.035		3.392
ヘリウムモル質量Mh[kg/kmol]	4.0026	スーパーヒート温度tsh[°C]	0	総重量W[kgf]	122.556	内外差圧 Δp [Pa]	285.15	内外差圧 Δp [Pa]	284.175		
空気気体定数Ra[J/(Kkg)]	287.05	バルネット充填率 ηb	0.700			スーパーヒート温度tsh[°C]	270	スーパーヒート温度tsh[°C]	270		
ヘリウム気体定数Rh[J/(Kkg)]	2077.23	バルネット充填率 ηb [%]	70.0			He減速[ℓ/h]	0	He減速[ℓ/h]	5		
ヘリウム質量純度	1.000	空気密度 ρ [kg/m ³]	1.219			He減速[kgf]	100.000	He減速[kgf]	0.059	バルネット充填率 ηb	0.135
混合気体定数R[J/(Kkg)]	2077.23	バルネット空気密度 ρa [kg/m ³]	1.221			バルネット充填率 ηb [%]	0.718	空気増加率[ℓ/h]	100.000	バルネット充填率 ηb [%]	13.5
	59.262	混合気体密度 ρ [kg/m ³]	1.221			空気増加重量[kgf]	71.8	空気増加重量[kgf]	0.429		
		混合ヘリウム密度 ρh [kg/m ³]	0.169	バルネット空気体積[m ³]	10.9	空気密度 ρ [kg/m ³]	1.222	空気密度 ρ [kg/m ³]	1.204		
装備重量[kgf]	60.071	混合空気密度 $\rho 2$ [kg/m ³]	0.000	混合気体体積[m ³]	79.4	バルネット空気密度 ρa [kg/m ³]	1.225	バルネット空気密度 ρa [kg/m ³]	1.207	バルネット空気体積[m ³]	2.1
バッテリー重量[kgf]	5.160			Heポンベ数[本]	13.6	ヘリウム密度 ρh [kg/m ³]	0.169	ヘリウム密度 ρh [kg/m ³]	0.164	ヘリウム体積[m ³]	88.2
錘[kgf]	8.500	Heポンベ容量[m ³]@1本	6.4			混合気体密度 ρ [kg/m ³]	0.174	混合気体密度 ρ [kg/m ³]	0.174		
燃料[ℓ]	3.650	飛行時間[分]	34.2			正味重量Wn[kgf]	95.914	正味重量Wn[kgf]	95.914		
燃料[kgf]	2.683	BT-88@3.2 ℓ/h × 2 = 6.4 ℓ/h				バルネット空気重量Wa[kgf]	13.626	バルネット空気重量Wa[kgf]	13.619		
膜材重量[kgf]	19.500					混合気体重量Wh[kgf]	13.766	混合気体重量Wh[kgf]	13.619		
						総重量W[kgf]	123.306	総重量W[kgf]	112.068		

ヘリウムインフレーション状況時は、インフレーションを終えて、船体温度が安定した頃に、おおそのヘリウム注入量，大気状態量（気圧，気温，可能なら湿度），エンベロープ温度，船体内外差圧，およびバルネット充填率を取得する。バルネット充填率は、図面上の割合から目視で見定めるため難しく、測定法の課題が残る。なお、インフレーション時にバルネット充填率をどこで止めるかは、余剰浮力をどれくらいにするか、またその後の保管温度の変化を考慮して決める。

さらに、船体の重量計測を行い、事前に把握しているヘリウムと空気を除いた船体重量を考慮して船体の重さ（あるいは余剰浮力）を得る。重量計測には、2 個あるいは 1 個のデジタルはかりに船体ゴンドラ部分を載せて計測する。2 個の場合は、前後バランスの調整に役立つ。差分だけならば、バラストを調整し、船体が浮きも沈みもしない釣合状態（EQ）にして、載せたあるいは降ろしたバラストの重量で差分重量が分かる。

例えば次の日に、同様のバルネット充填率や重量計測を行い、地上状況として計算を行う。インフレーション状況からは、内部ガスの質量が保存するとして引き継ぐ。それでもし、計算上整合しないのならば、ヘリウム室へヘリウムが減少し空気が増加する重量を代入できるようにして、つじつまを合わせることで、ガス透過の様子がおよそ分かる。

ヘリウムの供給では、実際には次のヘリウムポンペを用いている。このポンペの内容積と内圧から1 気圧に戻したときのヘリウム体積は、単純計算で約 6.8m³を得る。およそ 90m³のヘリウムを利用する場合、このポンペが約 13 本必要で、ポンペの総重量は約 680kg となる。

[ヘリウムポンペ 7000 ℓ] 内容積 46.7 ℓ × 内圧 14.7MPa

ポンペサイズ: 高さ 136.5cm (150cm) × 直径 23.2cm

ポンペ重量: 52kg (53kg), () はバルブ込み

3.3.2 内部ガスの透過

(1) 気体の膜透過における船体状態の場合分け

気体の膜透過においては、量の大小に関わらず、バロネットを除く船体エンベロープ内であるヘリウム室でのヘリウム漏出と空気浸入が生じている。気温やバロネット内外差圧が準定常の条件で、船体膜がおかれている気体透過状態の場合分けが、次のようにおおそ可能になる。

- ヘリウム室からヘリウムだけが漏出している場合
 $\text{ヘリウム室からの平均(時間面積)ヘリウム減少量} + H [\text{m}^3]$
 $\Rightarrow \text{バロネット充填率変化} + H / \nabla_B \quad (\nabla_B [\text{m}^3]: \text{バロネット容積})$
 $\Rightarrow \text{総重量変化} + H \cdot (\rho_A - \rho_H) \div + H [\text{kg}] \quad (\rho_A, \rho_H [\text{kg}/\text{m}^3]: \text{空気密度, ヘリウム密度})$
- ヘリウム室へ空気だけが浸入している場合
 $\text{ヘリウム室への平均(時間面積)空気増加量} + A [\text{m}^3]$
 $\Rightarrow \text{バロネット充填率変化} - A / \nabla_B$
 $\Rightarrow \text{総重量変化} 0$
- ヘリウムの漏出と空気の浸入の両方が生じている場合
 $\text{ヘリウム室での平均ヘリウム減少量} + H [\text{m}^3], \text{および空気増加量} + A [\text{m}^3]$
 $\Rightarrow \text{バロネット充填率変化} (H - A) / \nabla_B$
 $\Rightarrow \text{総重量変化} + H [\text{kg}]$

(2) 気体の膜透過

12 m 飛行船 LB 機の最大直径位置に 0.5m の直線部を挿入した LB05 機では、2011 年春に重量計測を行っており、その結果は、船体膜による透過量が膜材のスカイピア KS130-100 特性値よりもヘリウムで 80 倍程度大きいことを示している。それゆえ、船体の膜透過量は、膜材の特性よりも主に、応力の働く膜接合部、膜に設けてあるポートとその接合部、および膜に生じたピンホールからの透過であると考えられる。

LB 機エンベロープの耐圧テスト(2010.7.6)では、差圧 960Pa でエンベロープ最大直径位置後方付近のゴア溶着ラインが割かれた。設計差圧が 400Pa だったので、約 2.4 倍の圧力で接合部が破断している。このとき、エンベロープ膜材の破断強度のわずか 1/4 倍程度で破断した結果になる。接着強度にバラツキのある膜材接合部に差圧や外力による応力が働くと、比較的小さい応力でも局所的に歪みや破損が生じ、そこに微小な隙間が発生して、透過につながると推察できる。

船体膜の気体透過を減らすには、最終的に 14m 船(AES 製)のような二重膜構造が適しており、ヘリウム室膜には何もつけず密閉し応力も持たせないようにすれば、より軽く透過量のより少ない膜材 KS70-67 も適用可能と考える。

(3) 膜の気体透過係数・透過速度

LB 機や LB05 機に使われている膜材は、スカイピアの KS130-100 であり、厚さ $\delta = 0.95 \times 10^{-3} \text{ m}$ 、(ポリウレタン/ポリエステル繊維/エバール/ポリウレタン)積層構造である。KS130-100 は、kuraray のエバール EF-XL に対応している。この膜材によるヘリウムの透過速度は、スカイピアの資料によれば、He 透過量として $243 \text{ cc}/(\text{m}^2 \cdot 24 \text{ h atm})$ と記されている。単位換算すれば $0.010 \text{ l}/(\text{m}^2 \cdot \text{h atm})$ だから、LB05 のエンベロープ表面積約 120 m^2 を掛けるとヘリウムが抜け出す量が計算でき、1 時間当たり 1.2 リットルになる。

LB05 機の重量計測では、バロネットを除くエンベロープ内体積を持つヘリウム室でヘリウムの漏出量は、1 時間当たり 100 リットル程度、また空気の浸入量も 100 リットル程度と推算されている。ヘリウムの漏出量

は、膜の特性から得られる値よりも 80 倍程度大きな値になっている。

膜の気体透過は、次のように表される^{3.3-3, -4)}。

$$(\text{気体透過量}) = (\text{気体透過係数})(\text{気体の圧力差})(\text{面積})(\text{時間}) / (\text{膜の厚さ}) \quad (3.3.2-1)$$

気体透過係数は、その気体に対する膜材の特性値であり、単位は $[(\text{m}^3 \text{ m}) / (\text{m}^2 \text{ s Pa})]$ とする。先の透過速度は、 $(\text{透過速度}) = (\text{透過係数}) / (\text{膜の厚さ})$ の関係にあるため、透過係数を求めるには、透過速度に膜の厚さを掛ける。それゆえ、膜材 KS130-100 のヘリウム透過係数 P_{He} は、単位換算を施し

$$P_{\text{He}} = 2.64 \times 10^{-17} \text{ (m}^3 \text{ m) / (m}^2 \text{ s Pa)} \quad (3.3.2-2)$$

である。また、式(3.3.2-1)で気体の圧力差は、膜の両側の圧力差であり、混合気体の場合には、その気体の分圧の圧力差になる。

透過気体体積は環境状態に影響されるため、気体透過速度や透過係数の値は環境状態での値に補正する必要がある。しかし、ここではこの補正を行っていない。くわえて、式(3.3.2-1)は一般に非多孔膜に適用される式であり、多孔膜やさらにピンホール^{3.3-3)}などのより大きな透過径による気体透過が、式(3.3.2-1)でも表せるのかは、さらに検討を要する。

(4) 気体膜透過による船体の時間変化

気体が船体膜を透過することによる時間変化をみるため、エンベロープだけから成る船体を想定し、図 3.3.2-1 のように閉じたエンベロープ膜内にヘリウム He だけが満たされ、1 気圧 $p_0 = 101325 \text{ Pa}$ の外部大気と釣合っている初期条件を設定する。大気である空気は、混合気体であるため、ここでは空気成分の 78% を占める窒素分子 N_2 に空気を代表させる。エンベロープ容積 V および表面積 $S_s = 6 \times V^{2/3}$ は、LB05 機の体積 91 m^3 および表面積 120 m^2 を初期値とする。

$$V = V_{\text{He}} = 91 \text{ m}^3, S_s = 120 \text{ m}^2 \text{ @ } t=0$$

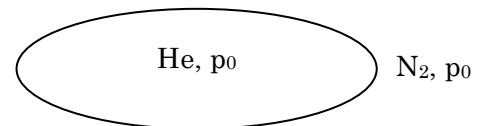


図 3.3.2-1 船体模式図

想定するエンベロープ膜材は KS130-100 で、膜の厚さは $0.95 \times 10^{-3} \text{ m}$ 、およびヘリウム気体透過係数 P_{He} 値は式(3.3.2-2)になる。ヘリウムはエンベロープ膜内から外部へ透過し、外部の窒素分子は膜内へ透過する。窒素に対する膜の透過係数 P_{N_2} は未定なので、仮に $P_{\text{N}_2} = P_{\text{He}} \times \sqrt{(4/28)}$ の値をおく。

気体の膜透過過程を表す微分方程式は式(3.3.2-3)になる。最初の式が膜内から出て行くヘリウムに対する式で、初期のヘリウムの分圧は外部で 0、内部が $V_{\text{He}}/V=1$ だから p_0 である。それら分圧の差圧が式の中に示されている。また、2 番目の式は、空気を代表させた窒素分子に対する式で、初期の窒素分子の分圧は、外部が p_0 で膜内部が $V_{\text{N}_2}/V=1 - V_{\text{He}}/V=0$ となり、それら分圧の差圧で窒素分子は外部から膜内部に透過する。

$$\begin{aligned}\frac{dV_{He}}{dt} &= P_{He} \frac{S_S}{\delta} \left(0 - p_0 \frac{V_{He}}{V} \right) \\ \frac{dV_{N_2}}{dt} &= P_{N_2} \frac{S_S}{\delta} \left(p_0 - p_0 \left(1 - \frac{V_{He}}{V} \right) \right) \\ V &= V_{He} + V_{N_2} \\ S_S &= 6V^{2/3}\end{aligned}\quad (3.3.2-3)$$

式(3.3.2-3)の微分方程式を数値計算した結果が、図 3.3.2-2 になる。ヘリウム組成が 2%減少するまでに約 4000 時間かかっている。

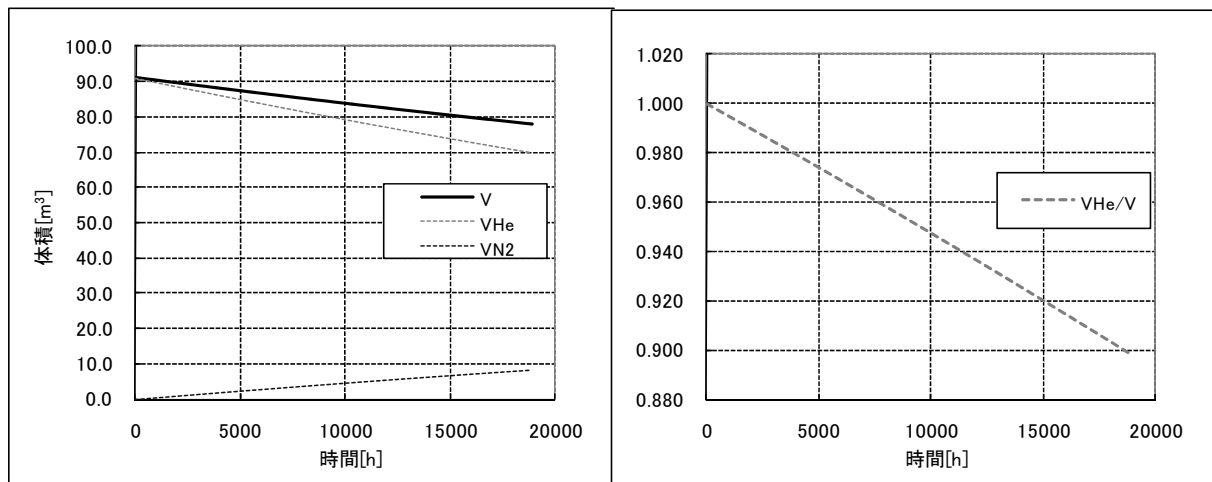


図 3.3.2-2 $P_{He}=2.64 \times 10^{-17} \text{ m}^3 \text{ m}/(\text{m}^2 \text{ s Pa})$, $P_{N_2}=9.98 \times 10^{-18} \text{ m}^3 \text{ m}/(\text{m}^2 \text{ s Pa})$

つぎに、LB05機の重量計測結果からヘリウム透過係数値を80倍にし、窒素分子透過係数はヘリウム透過係数との比率をそのままにして計算した結果が、図 3.3.2-3 である。船体の体積は、2000 時間程度で初期の 40%に留まり一定してくる。ヘリウム組成は、約 500 時間で 20%減少する。

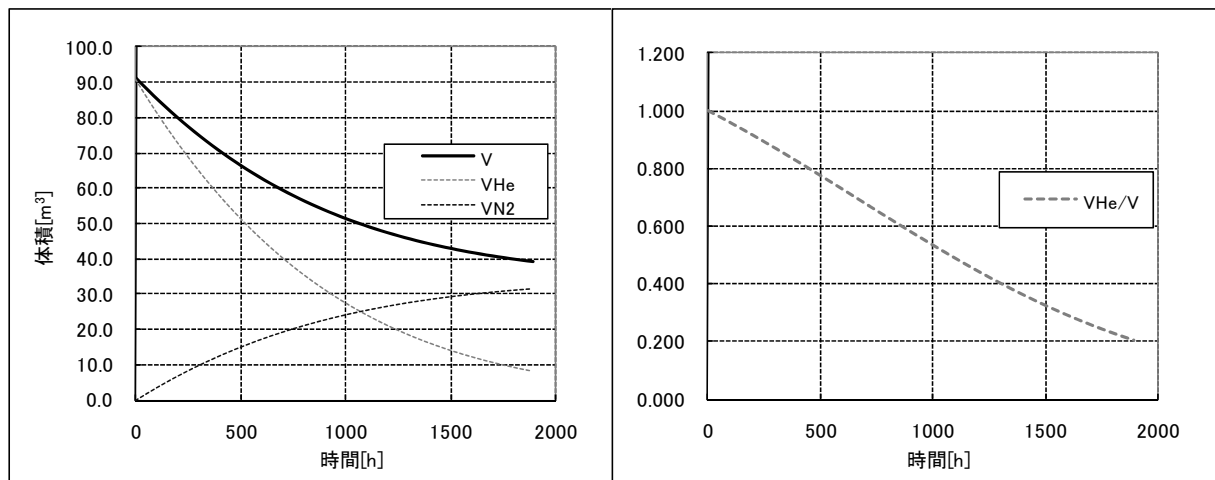


図 3.3.2-3 $P_{He}=2.11 \times 10^{-15} \text{ m}^3 \text{ m}/(\text{m}^2 \text{ s Pa})$, $P_{N_2}=7.98 \times 10^{-16} \text{ m}^3 \text{ m}/(\text{m}^2 \text{ s Pa})$

ヘリウムで満たされた風船の時間経過の様子から一般的に分かるように、時間がたつと風船はヘリウム

だけが抜け出るような完全にしぼむ状態ではなく、いくらか縮んだ状態になるのは、このように、風船からヘリウムが抜けると同時に外から空気がヘリウムより少ない量で入り込んでいるからである。その結果、風船は質量を増やし、船体の縮みにより浮力を減らし全体では浮力より重量が大きくなると、風船は浮いていられないことになる。

図 3.3.2-3 でのヘリウム透過係数値を用い、窒素分子透過係数値を 0 にした計算結果を図 3.3.2-4 に、さらに窒素分子透過係数値をヘリウム透過係数値と同じにした計算結果を図 3.3.2-5 に示す。

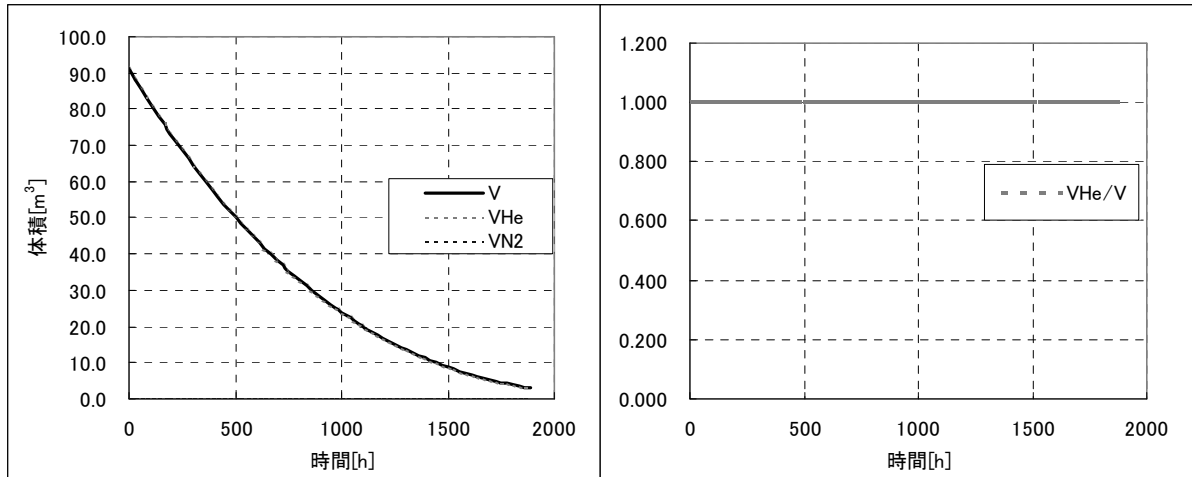


図 3.3.2-4 $P_{\text{He}}=2.11 \times 10^{-15} \text{ m}^3 \text{ m}/(\text{m}^2 \text{ s Pa})$, $P_{\text{N}_2}=0 \text{ m}^3 \text{ m}/(\text{m}^2 \text{ s Pa})$

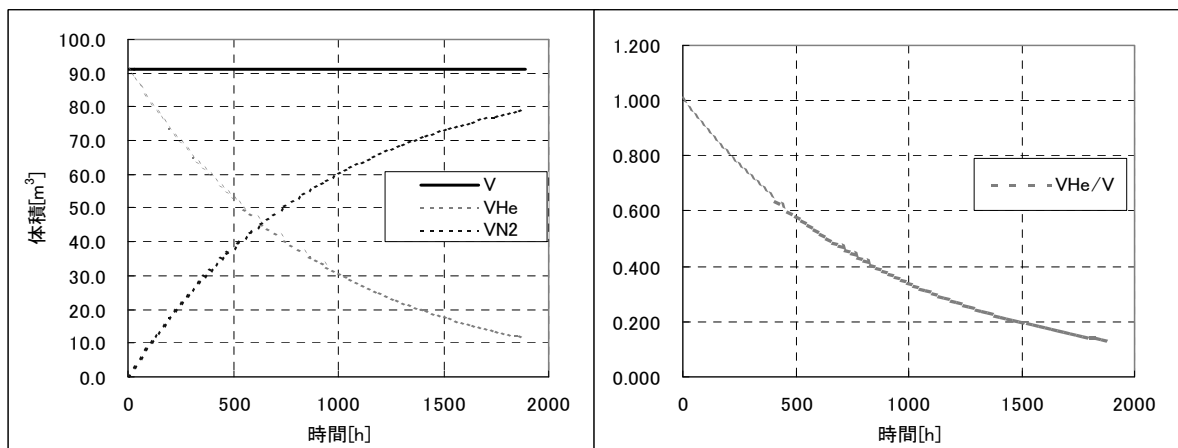


図 3.3.2-5 $P_{\text{He}}=2.11 \times 10^{-15} \text{ m}^3 \text{ m}/(\text{m}^2 \text{ s Pa})$, $P_{\text{N}_2}=2.11 \times 10^{-15} \text{ m}^3 \text{ m}/(\text{m}^2 \text{ s Pa})$

(5) バロネットを持つ船体の気体膜透過による時間変化

バロネットを持つ船体模式図を、図 3.3.2-6 に示す。

船体のエンベロープ容積 ∇ は、内外差圧 Δp だけに依存してほとんど変化しない。エンベロープ内部には、内外差圧 Δp で体積 V_B のバロネットがあり、エンベロープ容積の残りがヘリウム室の体積 V になる。気体透過が進むとこの体積 V は、分体積によってヘリウム体積 V_{He} と 1 つの気体とみた空気の体積 V_{Air} から成り立つ。バロネット容積に対する体積比であるバロネット

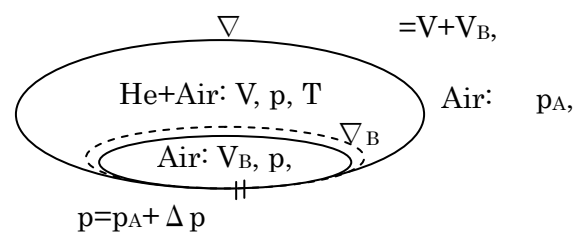


図 3.3.2-6 バロネットを持つ船体模式図

充填率 V_B/∇_B は、初期条件では 1 より小さい。

気体透過の時間経過を表す微分方程式は、式(3.3.2-4)で示される。

$$\begin{aligned}\frac{dV_{He}}{dt} &= P_{He} \frac{S_S}{\delta} \left(0 - p \frac{V_{He}}{V} \right) \\ \frac{dV_{Air}}{dt} &= P_{Air} \frac{S_S}{\delta} \left(p_A - p \left(1 - \frac{V_{He}}{V} \right) \right) \\ V &= V_{He} + V_{Air} \\ V_B &= \nabla - V\end{aligned}\tag{3.3.2-4}$$

初期条件として、LB05 機での重量計測結果による値を用い、式(3.3.2-4)を数値解析したグラフが図 3.3.2-6 である。表面積 S_S は、バロネットを含めるとエンベロープ表面積よりも大きくなるものの、同じ値とする。ヘリウム透過係数 P_{He} は、膜材 KS130-100 特性値の 80 倍にとり、空気透過係数 P_{Air} も同じ値にしている。また、温度は全て気温と一致させ、さらに一定とする。

図 3.3.2-6 で重さのグラフから、時間が 15 時間経過したときに、船体総重量と浮力との差として重さが約 1.5kgf 増加していることが分かる。

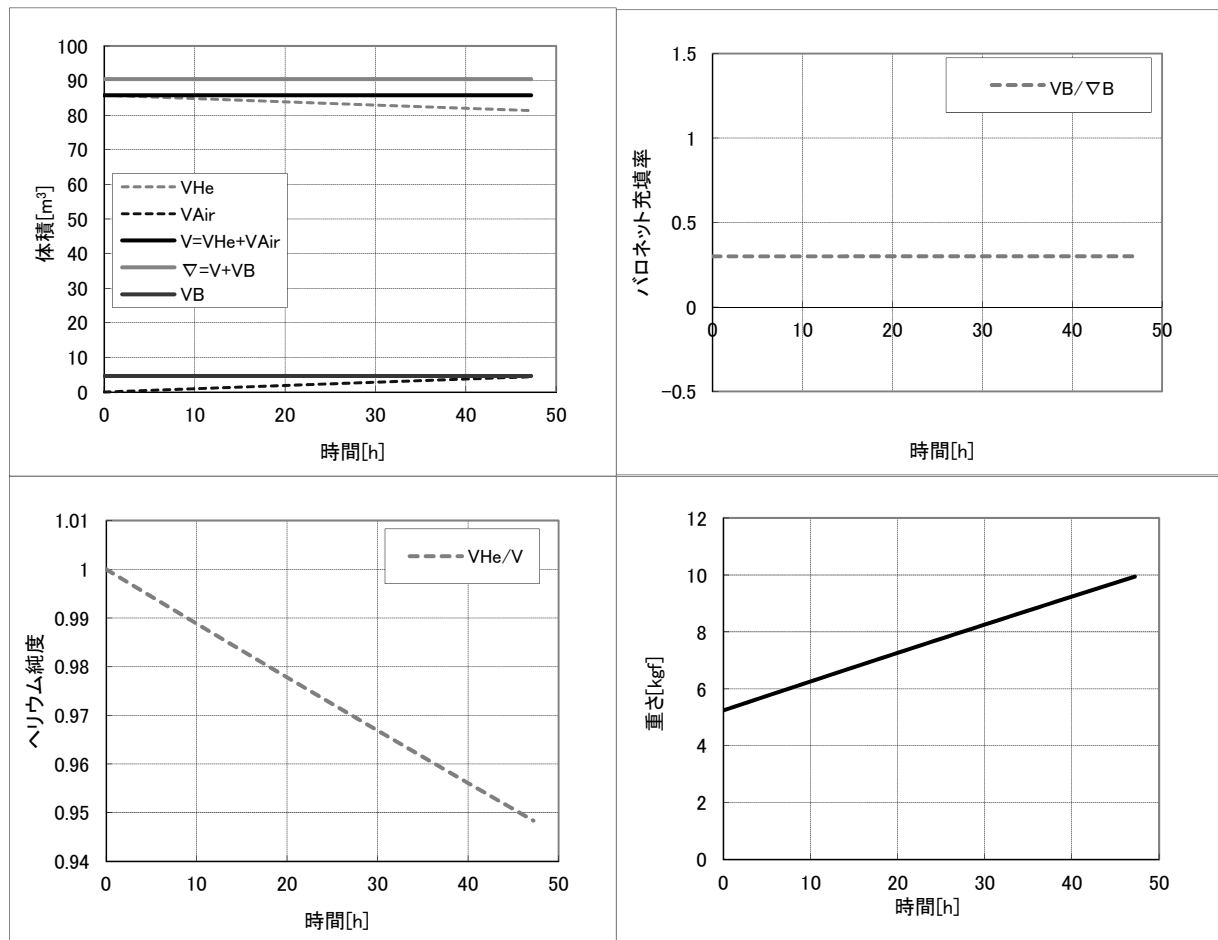


図 3.3.2-6 バロネットを持つ船体の気体透過経過

3.3.3 船体内外差圧による船体容積

船体の浮力は、船体容積に比例する。船体内外の差圧により、船体膜が膨張・収縮するため、船体容積は、船体の内外差圧で変化する。船体膜の膨張は、膜材の特性値や膜材の接合部を含む船体全体の膜構造の影響を受ける。

船体膜を製造した際には、船体に内外差圧を加えて船体を膨らまし、差圧に対する船体長と最大直径部の周長を計測する船体寸法測定が行われる。このデータを用いて、船体の差圧に対する船体全体としての膜材特性値および膨張体積の変化を、弾性膜理論^{3.3-5)}を基にして見積れば、差圧に対する船体容積を求める近似式が取得できる。

ここで対象にする主船体は、LB05 機の船体である。

(1) LB05 機の船体形状

設計された LB05 機の船体は、船体長 12.9m、前方から 4.8m 位置で最大直径 3.56m であり、LB 機の最大直径位置に直線部分を 0.5m 挿入した形状になる。船体断面形状は NACA 翼型の翼厚分布を最大直径前後に配するかたちを適用する。推測した船体形状を、図 3.3.3-1 に示す。

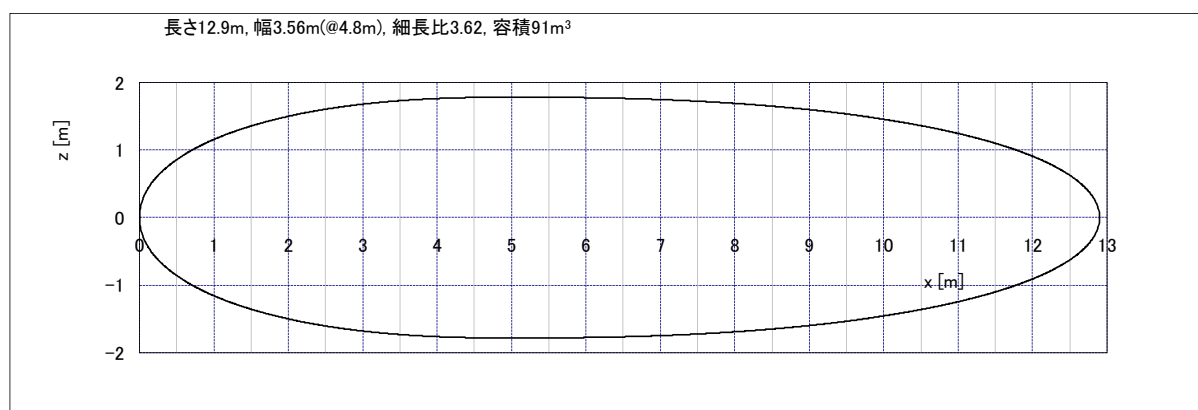


図 3.3.3-1 LB05 機船体(推測) 前後 NACA4 桁翼厚分布の断面形状

(2) 船体の寸法測定結果

表 3.3.3-1 は、製造元で測定 (2011 年 3 月 25 日) された船体寸法値である。平均最大直径は、周長を π で割って求める。

近似式を得るため、船体の平均最大直径および全長の値を、図 3.3.3-2 および 3.3.3-3 に示す。差圧の増加と減少に対して、寸法増加量のヒステリシスがそれぞれ表れている。ただし、差圧増加時の 500Pa で全長値が突出していたため、その値は除外する。増加した差圧の値に対して、直線近似式を

表 3.3.3-1 船体の寸法測定結果

差圧 Δp [Pa]	周長 s [m]	平均最大直径 d [m]	全長 l [m]
250	11.252	3.582	12.671
300	11.26	3.584	12.673
400	11.269	3.587	12.682
500	11.281	3.591	<u>12.696</u>
600	11.3	3.597	12.688
500	11.288	3.593	12.684
400	11.274	3.589	12.684
300	11.259	3.584	12.677
250	11.251	3.581	12.671

それぞれ当てはめている。

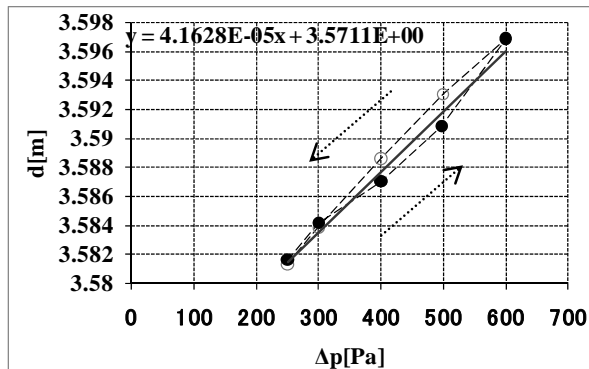


図 3.3.3-2 船体の平均最大直径

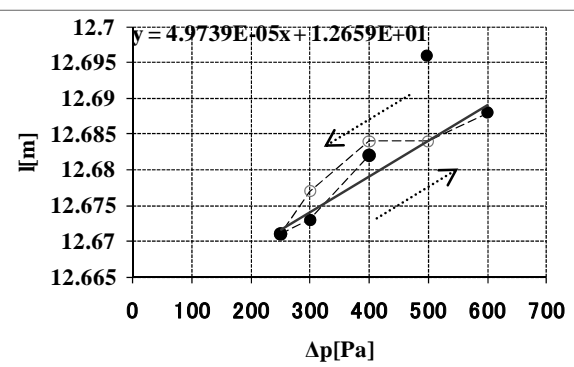


図 3.3.3-3 船体の全長

結果として、差圧 0 での仮想船体は、船体長を 12.66m、および 4.71m 位置から直線部部長さを 0.49m で、また最大直径を 3.57m とする。差圧に対する船体長と最大直径の変化は、図中の直線近似のように増加させた差圧に対する値を用いることにする。

(3) 船体膜の特性値および膨張

船体膜の特性値は、船体の全長および最大直径を表す直線近似式、および NACA4 桁翼型の翼厚分布を配した船体形状を基にし、膜理論^{3.3-5)}による船体膨張を近似式による値と整合するように調整して求める。その結果、以下のような値を得る。なお、膜材特性としてポアソン比^{3.3-6)}などの膜材弾性定数を求めるために、2 軸引張試験の方法^{3.3-7)}が定められている。しかし、現存する試験装置は、構造物の膜材を対象にしているようで、実際に飛行船用膜材の 2 軸引張試験をするのは難しい。

設定:弾性膜材

長手方向引張剛性の逆数=2.75%/1000 N/m

ポアソン比=0.44

周方向引張剛性の逆数=1.27%/1000N/m

ポアソン比=0.95

LB 機の 2010 年 10 月測定値を基にして推算した特性値は、長手方向引張剛性の逆数 3.0%/1000 N/m、およびそのポアソン比 0.46、ならびに周方向引張剛性の逆数 1.7%/1000 N/m、およびそのポアソン比 0.81 であった。推算で用いた船体形状は、図 3.3.3-4 となる。図には、応力を差圧の比として描いてある。

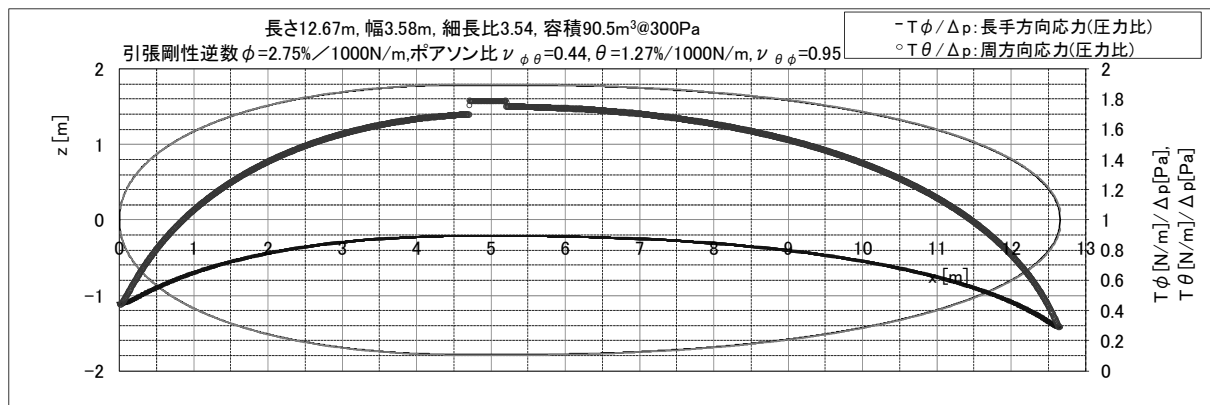


図 3.3.3-4 測定された船体形状(推定)と応力

また、同図には差圧 0 における仮想船体と差圧 300Pa で膨張した船体を重ね描画している. しかし、両者はほとんど重なっており、差分が小さいことがわかる.

差圧に対する船体の容積膨張は、図 3.3.3-5 のようになる. これから、船体膨張の近似式は、差圧 $\Delta p[\text{Pa}]$ と船体容積 $V[\text{m}^3]$ から次式で表す.

$$V[\text{m}^3] = 0.00206\Delta p[\text{Pa}] + 89.9$$

(3.3.3-1)

(4) LB05 機船体の基準値

船体寸法測定を基にして推算から得られた船体の基準値を、差圧 300Pa において表 3.3.3-2 に整理する.

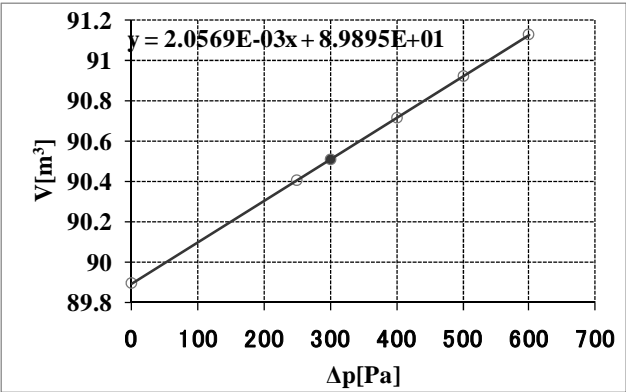


図 3.3.3-5 容積膨張の近似式

表 3.3.3-2 LB05 機の船体基準値@差圧 300Pa

要 目	LB05 機@差圧 300Pa
全長[m]	12.67
最大直径[m]	3.58
細長比	3.54
体積中心[m](先頭から)	6.02
容積[m³]	90.5
基準面積[m²](容積^(2/3))	20.2
表面積[m²](≈ 5.97 × 基準面積)	120.6

3.4 推進機, 燃料供給系統

飛行船の推進機には, プロペラを装備したガソリンエンジンまたは電動モーターが用いられる. ガソリンエンジン(以下エンジンとする)では燃料供給系及びエンジン始動系が別途必要となる. ここで採用したエンジンは, 要求される出力が比較的小さいため一般産業用としては市販されておらず, R/C 模型用として市販されているものから選択したが, 飛行船搭載での特有の課題に対応するため, エンジンの一部改造と周辺部品等の開発を行った. なお本項では, プロペラとエンジンによる推進機を単にエンジンと表現することとする

3.4.1 エンジン要求性能と市販エンジンの選択

一般にエンジンに要求される性能は, 最大出力, 燃費, 加速時間, 回転速度の安定性などであるが, ここで開発した飛行船の場合, その運動特性を拡張するためにエンジンをティルトさせている. この場合ティルトさせる範囲は真下(-90°)から真上(90°)及びさらに後方(115°)であるが, ティルトを行うことにより回転速度が大きく変動したり, エンジンが停止したりしないことが特に要求される.

エンジンに要求される最大出力は, 固定翼機で求められる場合と同様な離陸最大推力と, 前進が可能な向かい風の最大風速から設定される. 離陸最大推力は, 全体質量から船体のヘリウム容積で決まる浮力の差(ヘヴィネス)と上昇加速度から決まるが, そのヘヴィネスはエンジン全停止時に流されて不時着するまでの距離を考慮して10~15kgとしている. なおこの値はエンジン片発停止を想定しているのでエンジン1基の推力となる.

一方向かい風に対抗して前進する場合, 必要推力は船体が受ける空気抵抗に等しく, ρ :大気密度, v :要求最大速度, C_d :抵抗係数, S :代表面積(体積の $2/3$ 乗)とすれば以下ようになる(3.4.5 プロペラ及び推進機特性参照).

$$\text{必要推力} = \text{空気抵抗} = 0.5 \times \rho v^2 \times C_d \times S \quad (3.4.1-1)$$

ここで C_d は, 実際には迎角 0 での抵抗係数 C_{d0} を用い, 今までの経験値より 0.044 としている. また v は, 速度が 6~8m/s を下回ると昇降舵による高度制御が効かなくなる現象より, 10m/s 以上とした.

以上より本飛行船では1基あたり 14kgf~15kgf(エンジンは 2 基搭載)以上が必要最大推力となる. この程度の出力が得られるエンジンとしては, R/C 模型飛行機用として 100cc 以下のガソリンエンジンが相当するが, その選定のため, まず入手が可能な表 3.4.1-1 に示す 8 機種 of エンジンについて最大推力を測定した.

表 3.4.1-1 選定対象のエンジン

型名	形式	排気量	本体質量	公称出力	必要推力
FA-300T	4 サイクル水平対向 2 気筒	50 cc	2000 g	4.7ps	×
BT-50SA	2 サイクル単気筒	47 cc	1900 g	5.1ps	×
GT-55	2 サイクル単気筒	55 cc	2250 g	5.5ps	△
BT-64	2 サイクル単気筒	64 cc	2100 g	5.6ps	×
G620PU	2 サイクル単気筒	62 cc	2600 g	5.4ps	○
MTT75	2 サイクル水平対向 2 気筒	75 cc	2700 g	—	○
BF-75	4 サイクル単気筒	75 cc	4000 g	—	○
BT-86	2 サイクル 2 気筒	86 cc	3500 g	7.4ps	○

これらの測定結果より、4 機種エンジンの必要推力以上を発生することを確認したが、以下に示す理由より図 3.4.1-1 に示す BT-86B エンジンを選定した。

- ・ 推力に余裕がある
- ・ 2 気筒で振動軽減が期待される
- ・ 国内メーカー品であるため、エンジン改造等の対応が短時間で可能
- ・ 無人機のエンジンとして採用され実用化されている実績がある



図 3.4.1-1 BT-86 86cc ガソリンエンジン

3.4.2 エンジンの改造と周辺部品等の開発

一般に市販されているエンジンを本飛行船に搭載する場合、その運用方法や飛行船に特有な条件より、以下のような課題を解決する必要があった。

- ・ エンジン始動装置の付加
- ・ エンジンと燃料タンクとの距離が長いことによる燃料安定供給の工夫
- ・ エンジンをティルトさせることによる回転数変動の軽減

エンジン始動装置の付加は、始動の簡易化のみならず、空中でのエンジン停止に対する安全を考慮したものである。このためエンジン本体へのスタータモータ装備と、始動時における燃料供給（クランキング）の動作を加えた、始動シーケンス装置を開発した。また本飛行船はエンジンを搭載する推進機構体の構造から、一般固定翼機等と異なりエンジンと燃料タンクの距離がその3～5倍程度に長くなってしまった。このため燃料タンクにエンジンのクランク圧の一部を導き、燃料供給の安定化を図る与圧システムを導入した。このためエンジンに与圧を供給するポートを新設する改造を施している。

次に、エンジンティルトによる回転数変動は、特にエンジンがアイドル付近で動作している状態においては、クランクケース内の一部に燃料の滞留が生じ、エンジンをティルトした場合（特に上側、90°以上）これが加わることで燃料がリッチ状態になるため、回転速度が低下または停止に至ることが分かった。そこでクランクケース内で燃料が滞留すると思われる位置にドレインを設けるエンジン改造を行った。これによりエンジンティルトによる回転数変動を軽減させることが可能となったが、その軽減程度はキャブレターの設定で変わり、これをリーン側にすることでより軽減される。しかしリーン側への設定は、加速時の燃料供給が滞ることによる加速時間の増加を招くことから、両者の状態を勘案し最適なキャブレター設定を行う必要がある。

以上の開発は当初 14m 級飛行船型無人機において実施したが、12m 級飛行船型無人機では、燃料タンクへの燃料装填をキャブレター近傍の燃料供給管を外して行う方法に改めた。これによりクランキング動作を行う必要が無くなったこと等により、起動シーケンス装置を撤去した。また 12m 級飛行船型無人機では、エンジン、エンジンティルト装置、燃料タンク、バッテリー等を収納するエンジン構体の最適設計を進めた結果、エンジンと燃料タンク間の距離が短くなり、与圧を必要としないで安定な燃料供給が可能となったため、与圧システムを撤去した。さらにエンジンスタータモータの軽量化及び高出力化を進め、安定なエンジン始動を可能としている。

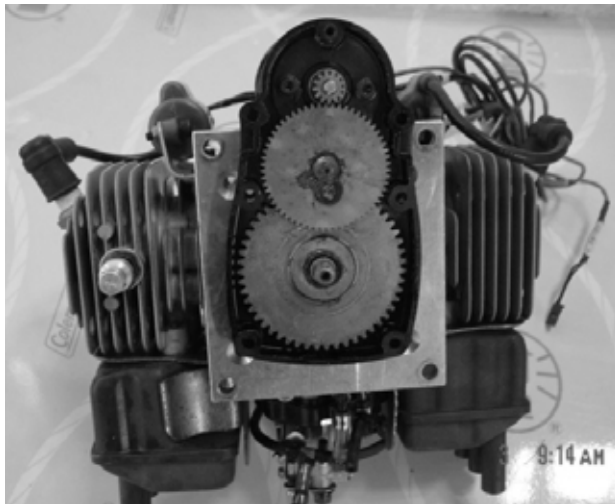


図 3.4.2-1 14m 級飛行船エンジンスタータ



図 3.4.2-2 12m 級飛行船エンジンスタータ

3.4.3 搭載エンジンの性能

飛行船に搭載するエンジンの性能は、3.4.1 に述べた最大推力の他に、前項で述べたエンジンティルト時の回転速度変動幅、加速性能、燃料消費率、振動及び発生騒音等で評価される。ここでは選択した BT-86 エンジンについて、これ等の性能を計測した結果を示す。

(1) 推力性能

図 3.4.3-1 にエンジン推力を測定するために製作した装置を示す。これは固定枠とその上に被測定エンジンを装着して移動可能な可動枠を組合せたものである。ここで固定枠に取り付けられたフォースゲージの検出端に、エンジンが発生する推力で生じる前方への牽引力を与えて推力測定を行う。本装置は簡易的なもので精度良い推力測定はできないが、実用上問題ない範囲の測定は可能である。

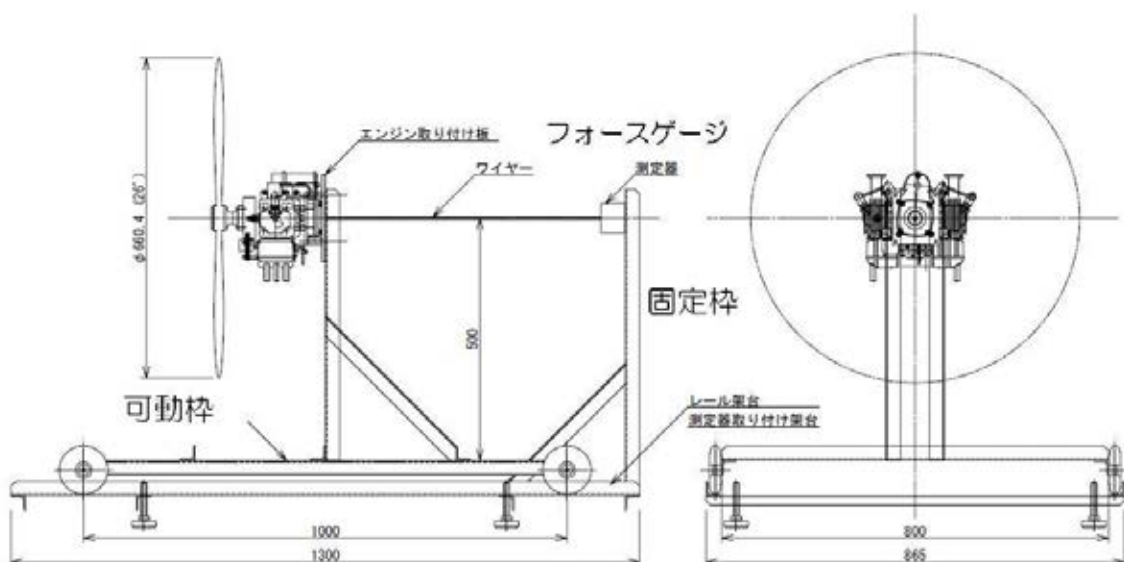


図 3.4.3-1 エンジン推力測定装置

図 3.4.3-2 は、回転速度に対する推力測定値の変化を示した一例であるが、このようにレシプロエンジンはその出力変動が非常に大きい。図 3.4.3-2 で実線は平均化した推力値である。

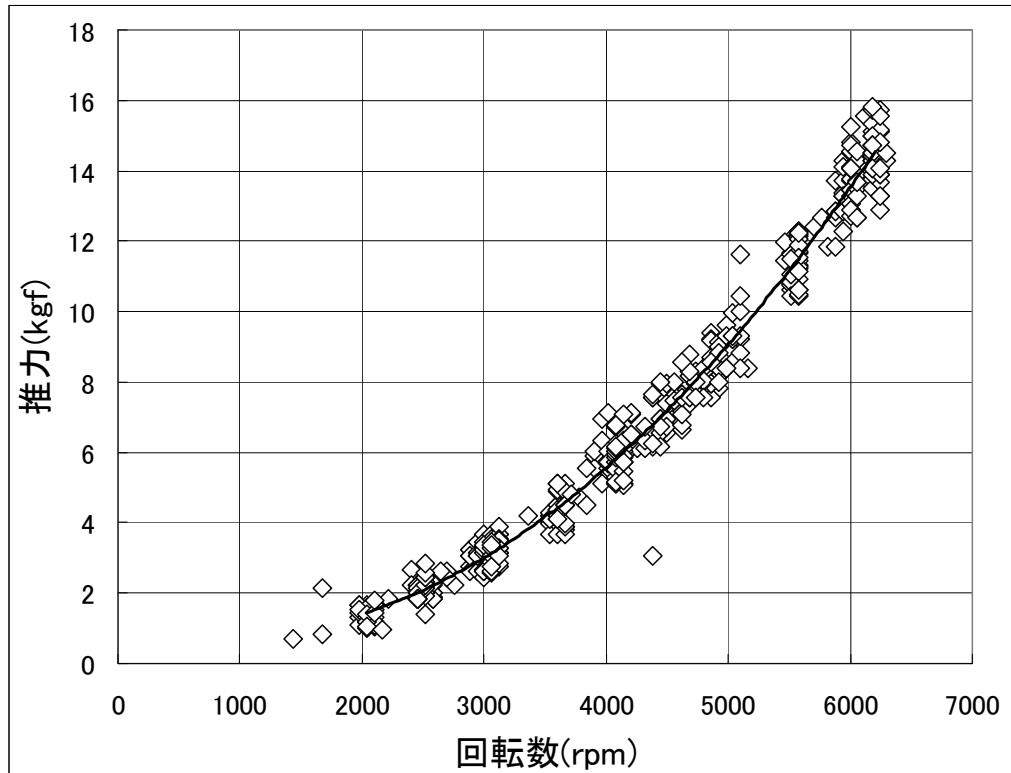


図 3.4.3-2 エンジン推力測定結果例

なおエンジン発生推力は、運転時の気温、湿度、気圧などにより変化するが、当然使用するプロペラの径及びピッチでも異なり、またその値が同じでもプロペラの材質、製造メーカーの違いでもかなりバラツキが見られる。さらにプロペラの周囲にガードを設けた場合、若干の推力変化が見られる。なおエンジン搭載時に振動軽減用のゴムブッシュを使うことにより、推力の減少が生じることがエンジンメーカーから報告されている。

このように、カタログ値に記載されているエンジン出力からその発生推力を求めることは、実態と異なってしまう場合が多く、一義的に言うことができないことから、機体へのエンジン搭載に向けて、簡易的にでも実際の搭載状態を模擬して推力を計測しておくことが必要であると思われる。

(2) ティルト時の回転速度変動

図 3.4.3-3 にエンジンをティルトして回転数変動を測定した様子を示す。これはサーボモータの回転軸にエンジン装着枠を取り付け、エンジンを運転したまま真下 (-90°) から真上 (90°) 及び上後方 (115°) にティルトさせることができる。

図 3.4.3-4 にエンジンティルト時の回転速度変動を測定した例を示す。ここではエンジンをアイドル回転速度付近で運転を継続した後、水平 $\rightarrow -90^\circ \rightarrow 115^\circ \rightarrow$ 水平とティルトさせた場合で、この時回転速度の変動幅は約 400rpm 程度であることがわかる。

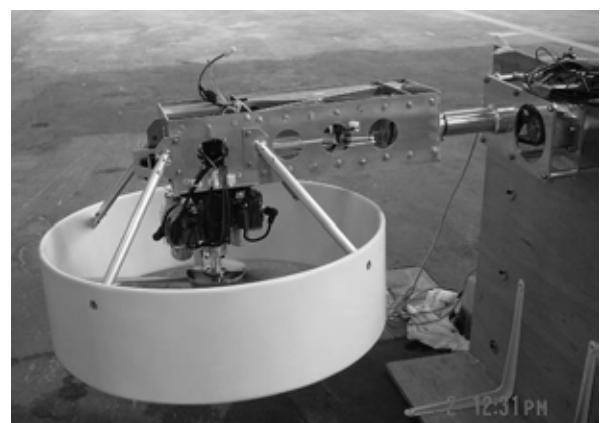


図 3.4.3-3 エンジンティルト試験

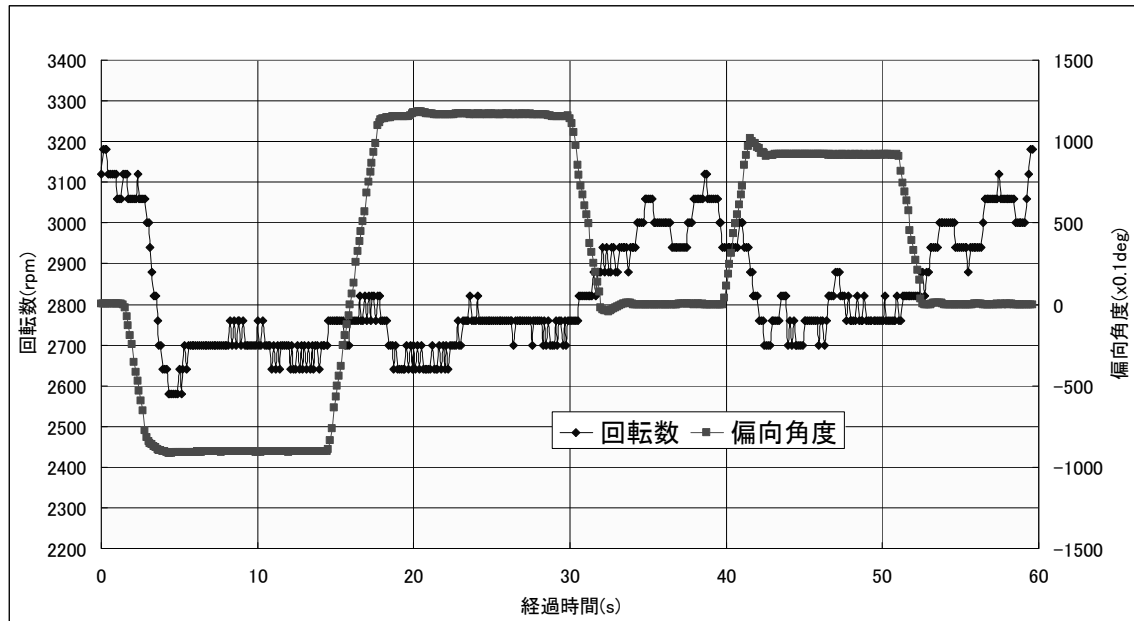


図 3.4.3-4 エンジンティルト試験結果例

(3) 加減速性能

エンジンの加減速性能は、アイドルから最高回転速度及びその逆の操作をステップ状に行い、その時の回転速度変化を記録して求めた。図 3.4.3-5 にその測定結果の一例を示す。これより求めた加速時間は、0.2～0.4 秒で 95%、1.8～2 秒で 100%、減速時間はそれぞれ 0.7～0.8 秒、1.7～3 秒であった。

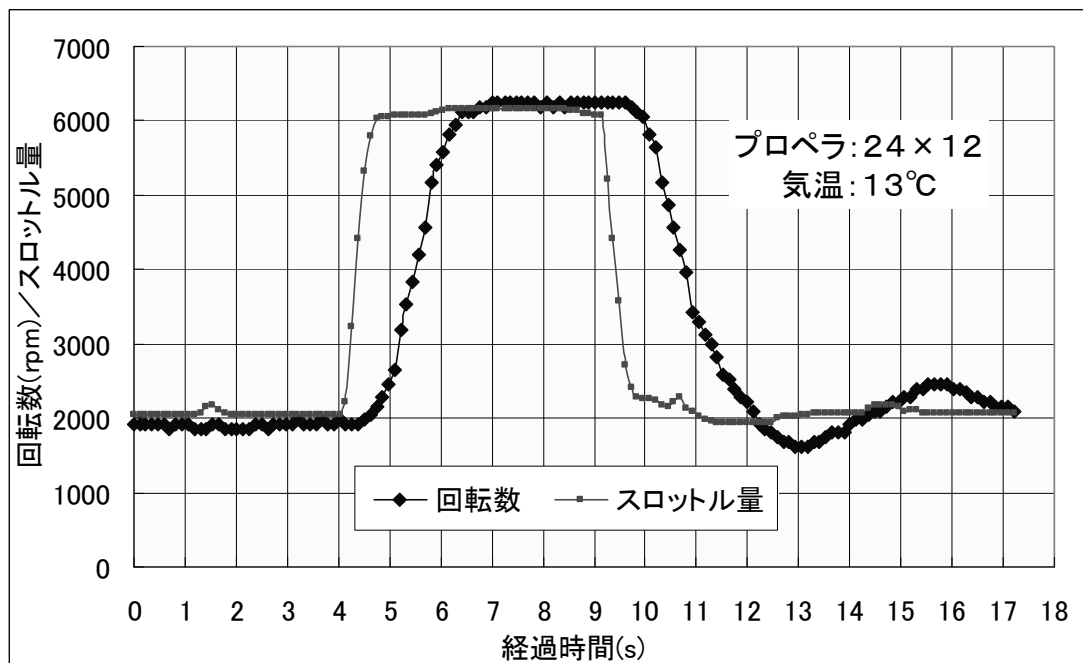


図 3.4.3-5 エンジン加減速試験結果例

(4) 燃料消費率

エンジンの燃料消費率は、透明な燃料タンクに一定容量を示す目盛を刻み、一定の回転速度でエンジン運転を継続し、その時の燃料の液面が各目盛を通過する時間を計測して求めた。従ってその測定値はかなり正確さを欠くが、実用上問題ない範囲での結果は得られる。表 3.4-2 にその結果の一例を示す。なおここでは参考のため 3 種類のプロペラについて求めた。

表 3.4.3-1 燃料消費率の測定例

プロペラ	燃料消費(g)	平均回転数(rpm)	平均推力(kgf)	燃費(g/kgf・h)
24×12C	95	5210	9.99	114.15
26×10W	114	4797	11.36	120.42
26×8W	88	5173	10.57	99.91

(5) 振動

(1)及び(2)の性能計測に平行して、携帯型の振動メータで簡易的な計測を行った。振動測定点はエンジンのシリンダケースである。これより計測した振動の絶対値を評価することはできないが、同じ計測手段による相対的な比較には十分意味があると考えられる。なお参考値として表 3.4.3-2 にその結果の一例を示す。測定時のプロペラは 24×12 である。

表 3.4.3-2 振動測定の参考値

回転速度	振動値(加速度)
2000～4000 rpm	10～20 m/s ²
4000～5000 rpm	40～60 m/s ²
5000～6000 rpm	60～76 m/s ²

(6) 騒音

振動測定と同様に(2)の性能計測に平行して、携帯型の騒音計で簡易的な計測を行った。騒音計測点は、エンジンの軸高さ及びエンジン中心より距離1mにおいて、前方 0°、45°、側方及び後方 45°の 4 点である。また運転回転速度は 3180rpm、測定レンジは C である。振動測定と同様に、計測した騒音の絶対値を評価することはできないが、他のエンジンとの相対的な比較には十分意味があると考えられる。なお参考値として表 3.4.3-3 にその結果の一例を示す。測定時のプロペラは 24×12 である。

表 3.4.3-3 騒音測定の参考値

計測位置	騒音値
前方(0°)	97.2 dB
前方 45°	94.7 dB
側方	95.1 dB
後方 45°	96.7 dB

3.4.4 発電ユニットの試作

飛行時間を長時間確保するには、搭載バッテリーの重量が問題となり、エンジンによる発電が必須となる。これより発電機、発電電力のバッテリー充電器及び各バッテリー出力を統合する集合器から構成される発電ユニットを試作した。図 3.4.4-1 にその外観を示す。

$$\eta = VT/P = J \cdot C_T / C_P \quad (3.4.5-1)$$

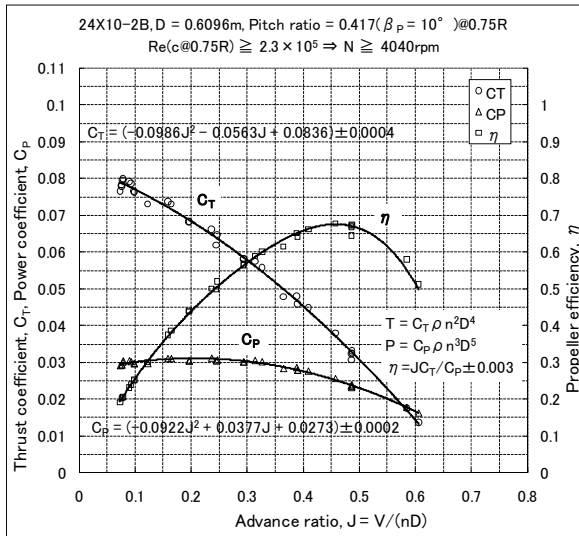


図 3.4.5-2 24×10-2B 特性曲線

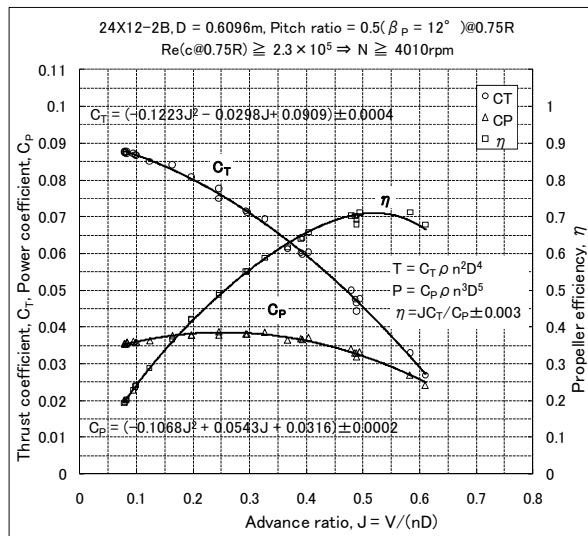


図 3.4.5-3 24×12-2B 特性曲線

図 3.4.5-2 及び-3 で J が 0 付近で測定値が無いのは、一様流速度を 0 に設定してプロペラを回転させると後流が発生し、回流型風洞ではそれが循環流となり一様流が生じるためである。またそれぞれ特性データの近似式と近似曲線を表しており、近似式には拡張不確かさの値を記している。なお効率の近似式は、 $J C_T(J) / C_P(J)$ から得た。

図 3.4.5-2 の C_T に対応する推力係数測定値を図 3.4.5-4 に、プロペラ効率を図 3.4.5-5 に示す。

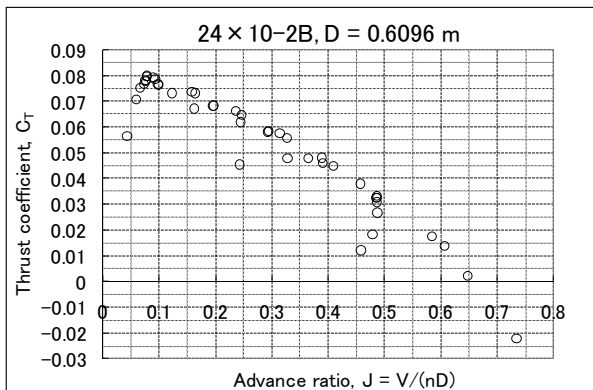


図 3.4.5-4 24×10-2B 推力係数

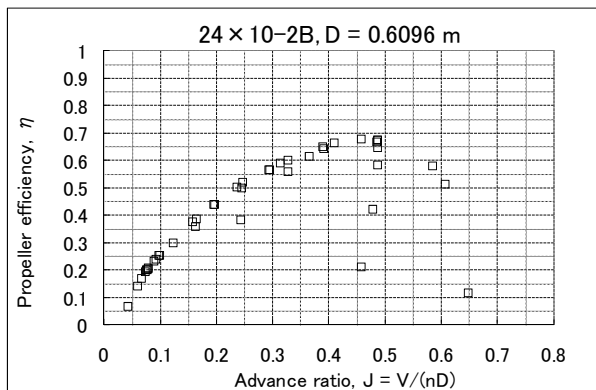


図 3.4.5-5 24×10-2B プロペラ効率

模型用プロペラはプロペラ寸法が小さいため、低回転の作動状態では低レイノルズ数になり易く、プロペラの性能が悪化する寸法効果が現れるが、本供試体は大型模型用プロペラのため比較的大きい寸法であり、レイノルズ数が比較的大きく取れている。

(3) エンジン性能と推力性能

ここでエンジン性能を求めるために想定したプロペラ駆動用エンジンは、2 ストローク 86cc のガソリンエンジン BT-86 である。地上性能として、標準大気状態及び湿度 0% において、24×10-2B 及び 24×12-2B

の準静止でのエンジン性能を図 3.4.5-6 に示す. エンジン全開駆動による $24 \times 10-2B$ の準静止推力は, 図よりそれぞれの性能曲線の釣り合う交点が回転数 6,250 rpm にあり, そのときエンジンのパワーは 35 kW となる. この回転数のとき, プロペラは 3.5 kW の吸収パワーで 14.9 kgf の推力を与える. これに対してプロペラ 24×12 では, 交点の回転数 5,800 rpm でエンジンパワー 3.3 kW 及び推力 14.2 kgf である. これより $24 \times 10-2B$ のほうが, $24 \times 12-2B$ と比べ大きい準静止推力を出す.

エンジンにより準静止状態におけるプロペラ $24 \times 10-2B$ を全開駆動し, 湿度 0% と 60% の場合において釣り合う推力性能を調べた結果を図 3.4.5-7 に示す.

(4) 想定機体の最大速度推算

想定する機体は 12m 級飛行船で, プロペラ付き BT-86 エンジンを中心ゴンドラ左右に 2 基搭載する. 船体体積の $2/3$ 乗基準面積 S は 20.2 m^2 である. プロペラ設置による船体への干渉は考慮しないことを前提に, 船体の抗力係数 C_D は, 0.05, 0.06, および 0.08 を仮定して水平最大速度を求めるパラメータとした. 例として $C_D=0.06$ で求めた結果を図 3.4.5-8 に示す.

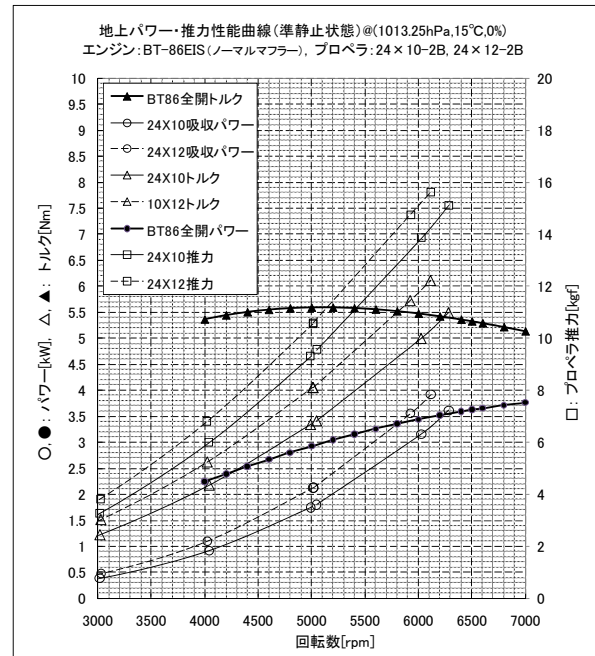


図 3.4.5-6 準静止状態でのエンジン性能

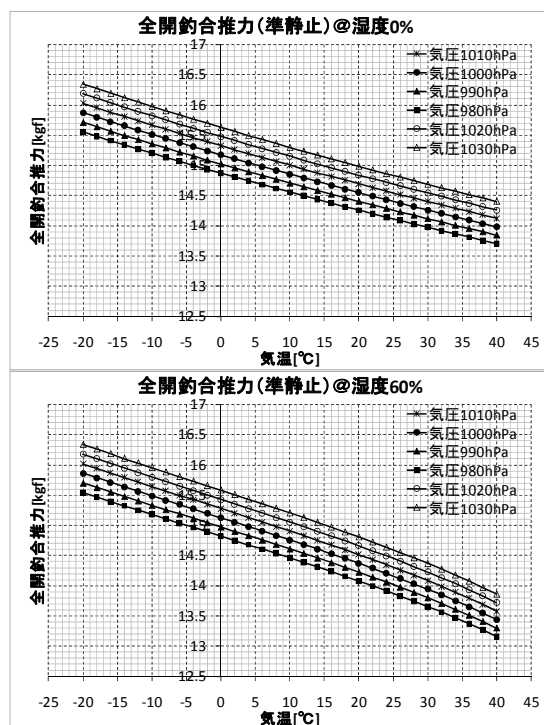


図 3.4.5-7 全開釣合推力

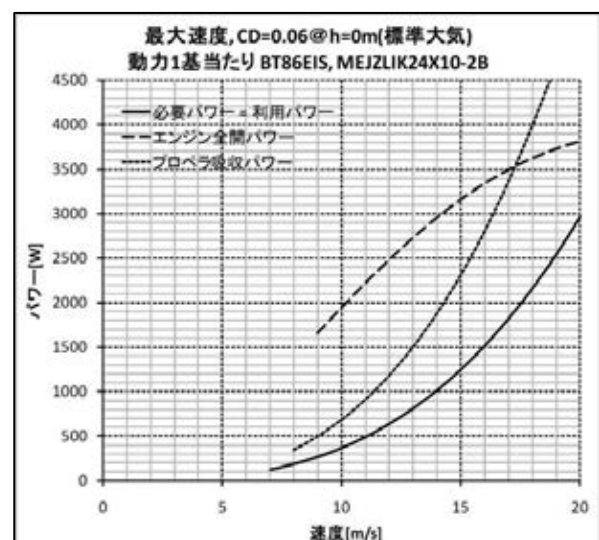


図 3.4.5-8 12m 級飛行船の水平最大速度 (全開軸パワーと吸収パワーの交点)

以上より求めた最大水平速度と特性値を表 3.4.5-1 に示す. 表 3.4.5-1 において想定機体は, 平均海

面で抗力係数が 0.06 の場合, 水平最大時速 62 km を得る. 傾向として, 抗力係数が大きくなるに従い, 水平最大速度は小さくなり, プロペラ効率は悪くなる. 逆に, 水平最大速度を上げるには, 機体の抗力係数を小さくする設計が効果的である. また抗力係数が同じならば, 水平最大速度は高度の影響を受けない.

以上のようにエンジンおよびプロペラの特性をそれぞれ得ることにより, 機体の推進性能を検討することができる. エンジン出力性能と風洞試験などによるプロペラ特性の取得を, 開発初期段階の試験として位置付けることが必要と考える.

表 3.4.5-1 水平最大速度推算 (24×10-2B), 標準大気

高度 h[m]	抗力係数 C_D	最大速度 V[m/s]	最大時速 [km/h]	パワー P@1 [W]	釣合 回転数 N _p [rpm]	前進率 J	効率 η	推力 T@1 [N]	燃料消費率 SFC@1 [ℓ/h]
0	0.05	18.6	67	3520	6200	0.29	0.57	107	3.5
0	0.06	17.2	62	3490	6200	0.27	0.54	110	3.4
0	0.08	15.2	55	3460	6160	0.24	0.5	114	3.4
500	0.05	18.5	67	3300	6200	0.29	0.57	101	3.3
500	0.06	17.2	62	3330	6200	0.27	0.54	105	3.3
500	0.08	15.2	55	3300	6160	0.24	0.5	109	3.2
1000	0.05	18.5	67	3140	6200	0.29	0.57	96	3.1
1000	0.06	17.1	62	3110	6160	0.27	0.54	98	3.1
1000	0.08	15.1	54	3080	6120	0.24	0.5	102	3.1
				動力2基	BT86EIS, MEJZLIK24X10-2B			0.74kg/ℓ	

3.5 電源, 電力供給系

(1) 二次電池の特徴

二次電池の種類による特徴を, 表 3.5-1 に示す. リチウムイオン電池 (Li イオン) には, リチウムポリマー電池を含み, また特徴の弱点を改善した他の製品も存在している. 総じて, リチウムイオン電池は, エネルギー密度が高い反面, 大電流放電に適さず (種類にもよる) 安全性で注意が必要となる. ニッケル水素電池 (Ni-MH) は, 二次電池の中で危険性が最も少なく, ニッカド電池 (Ni-Cd) は, 電池の内部抵抗が小さいために大電流や低温に強いとされる. なお, 二次電池以外でさらにエネルギー密度の高い電源として, 燃料電池が注目されている.

表 3.5-1 二次電池の特徴と用途 ^{3.5-1)}

電池種別	エネルギー密度		価格	温度特性		自己放電	寿命		主な用途
	重量	体積		低温	高温		サイクル	バックアップ	
鉛	×	×	◎	◎	○	○	○	◎	自動車 産業用無停電電源 UPS
Ni-Cd	△	△	◎	◎	◎	△	△	○	非常用電源 コードレス電子機器 電動工具
Ni-MH	○	◎	○	○	△	△	○	△	ノート PC コードレス電子機器 電動工具
Li イオン	◎	◎	△	△	◎	◎	◎	△	携帯電話 ノート PC ビデオカメラ

安全面について, リチウムイオン電池の発火要因は, 充放電時に起因する保護回路やセルバランスの課題が取り上げられている. また, 事故原因の起因としては, ①機器の設計と製造, ②電池本体 (品質管理不十分) および③使用者による過失 (電池パックの落下, ぶつける, 変形) がいわれている ^{3.5-2)}.

(2) 用いた組電池

小型飛行船試験機に用いた二次電池は, 必要な電圧を得るためにセル電池を直列に組んだ組電池であり, その例を表 3.5-2 に示す. Li イオン電池には, 安全性を重視した A123 製のリチウムリン酸鉄 (Li-Fe) と, ラジコンで使われるるリチウムポリマー (Li-Po) を含む. 表中の Wh/kg は, 組電池の重量エネルギー密度を表す.

表 3.5-2 用いた二次電池の例

種類	品名等	組	電圧	容量	重量	Wh/kg	用途
Ni-MH	GP 1000DH 1.2V 10000mAh	2×5 =10S	12V	10000mAh	1.80kg	66.7	汎用, 14m 船前半
Ni-Cd	RC 型 1.2V 1900mAh (1.2V 2400mAh)	2×5 =10S	12V	1900mAh (2400mAh)	0.58kg (0.61kg)	39.3 (47.2)	E/G スタータ, 12m 船前半
Li イオン	Li-Fe A123 3.3V2300mAh	4S	13.2 V	2300mAh	0.33kg	92.0	汎用, 14m 船後半
	Li-Po HYPERION CX G ³ LiPo 7S/25.9V 4000mAh Cell3.7V	7S	25.9 V	4000mAh	0.70kg	148.0	ベクターサー ボ, LiPo 全般 は 12m 船汎用

(3) 大電流による電圧降下

電池の等価回路は、起電圧(起電力) E と内部抵抗 r とから表せる。図 3.5-1 上図のように、負荷としての抵抗 R に流れる電流 I と掛かる電圧 V は

$$E = rI + V \quad (3.5-1)$$

$$V = E - rI \quad (3.5-2)$$

$$I = \frac{E}{r + R} \quad (3.5-3)$$

の関係になる。式(3.5-2)のように電圧降下 rI から、電池の内部抵抗が大きかったり大電流が流れたりすれば、大きな電圧降下が生じる。DCモータのような始動電流がある負荷では、始動時の大電流のために電池の電圧降下が大きくなり、DCモータが始動できなくなる場合がある。このとき、始動電流による電圧降下の影響だけではなく、起電圧が電池の残容量や充放電回数、また気温の影響を受けている。

必要な電圧と電流を得るため、図 3.5-1 下図のようにセル電池を直列 m 個と並列 n 個に組むことにする。直並列のセル電池の起電圧および内部抵抗をそれぞれ E_1 および r_1 とすれば、直並列電池の合成起電圧 E および合成内部抵抗 r は

$$E = mE_1 \quad (3.5-4)$$

$$r = \frac{m}{n} r_1 \quad (3.5-5)$$

である。これから、負荷に掛かる電圧と電流が

$$V = E - rI = mE_1 - \frac{m}{n} r_1 I \quad (3.5-6)$$

$$I = \frac{E}{r + R} = \frac{mnE_1}{mr_1 + nR} \quad (3.5-7)$$

となる。逆に、セル電池に必要な起電圧は式(3.5-8)で示せる。

$$E_1 = \frac{V}{m} + \frac{r_1 I}{n} \quad (3.5-8)$$

なお、負荷に最大電流を流す電池の条件は $r=R$ で、そのとき $m:n$ の比が式(3.5-9)の関係にある。

$$\begin{aligned} r = R &\Rightarrow I_{\max} \\ \therefore \frac{m}{n} &= \frac{R}{r_1} \end{aligned} \quad (3.5-9)$$

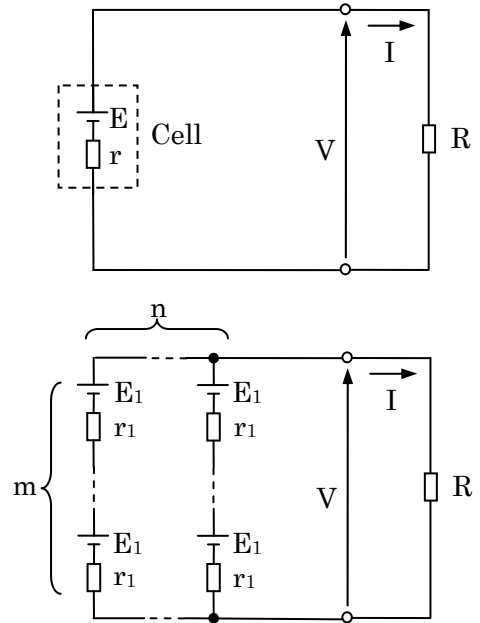


図 3.5-1 電池の内部抵抗と直並列

直並列電池を実現するためには、直列に組む場合に特性のそろったセル電池とし、それらを並列に組むには並列間の逆流防止が必要と考える。また、充放電での保護回路が必要になる。通常、必要容量の大ききのセルを選んで、必要電圧になるようセルを直列に組むだけのパック化が、一般的である。一例として、エナックス株式会社では、リチウムイオン二次電池で並列・直列のバッテリーパック化を行っている。

回路に大電流が流れる場合、電池の内部抵抗による電圧降下と同様に、ケーブルの抵抗やケーブルと機器との接続部分での接触抵抗に注意が必要となる。ケーブルの抵抗は、ケーブルの断面積に逆比例し長さに比例する。電線の太さによる許容電流が、一般に設定されている。接触抵抗に関して、電池のリード線端のコネクタは、流れる最大電流容量に合致し接触抵抗が少ない種類や安全性を考慮する必要がある。また、電池のコネクタを直にケーブルに接続すると、コネクタをつなぎ終わるまでに接触非接触のためアークが発生する可能性があるため、機器の保護や誤作動防止のためにも電源系にはスイッチ（誤操作防止付き）を設ける必要がある。

(4) ノイズ対策

電源ケーブルを直接に伝わるノイズ対策のために、純粋なミッション系の電源は、独立させてミッション側担当とする方が良い。ミッション側の電源は、必要な供給電圧や電力が分からないこともあり、分離させる。

電源ケーブルには、電源供給を受ける幾つかの機器が接続されていて、それらの機器が電磁ノイズを発生させたり無線電波により誘導された電磁ノイズが発生している場合に、電源ケーブルを介して伝導ノイズが接続された機器へ干渉を及ぼす。

ノイズ対策としては、

- ・ 予防のため、電源ケーブルにはツイストペアケーブルを用い、ケーブル内外からのノイズを軽減させる。
- ・ 放射ノイズには、シールドされたケーブルが有効となる。しかし、ケーブルと機器との系でノイズを捉える必要がある。
- ・ 電源ケーブルに乗るコモンモード（電源ケーブル 2 線に同方向の電流が流れる）ノイズ対策としてフェライトコアを機器近くに設け、高インピーダンスにしてノイズを通過させない。
- ・ バイパス用コンデンサを機器近くに設け、高周波になるに従いインピーダンスが小さくなるコンデンサの性質で高周波ノイズをバイパスさせる。

などがある。ノイズ対策では、不具合状況をつかみ、オシロスコープなど計測機器を用いて発生源を可能な限りつきとめ、個々に対応をとる事となる。

(5) バッテリーパック化の必要性

12m 級船体に搭載する電池には、ラジコンで使われる Li-Po 電池を用いている。この Li-Po 電池は、容量の種類も多く、機器の電圧や容量に対応する Li-Po 電池の直列パックがそろふ。しかし、充電時には、数が多いため煩雑になるなど、実用的でない。そこで、重量エネルギー密度の大きい Li イオン電池のセルを基にして、次の条件が発展的に必要と考える。

- ① 船体用電池はバッテリーパック 1 個に集約し、船体に置いたまま（取り外しは可）で充電ができるシステムにする。不可能なら、バッテリーパックの数は 3 個以内とする。

- ② バッテリパックの電圧は 12V 前後に定め、電源バス電圧として統一する。機器の電圧が異なる場合には、電圧レギュレータにより昇降圧する。
- ③ 満充電に近い電池状態を長期にわたって保持できるシステムとする。
- ④ 充電を含めたバッテリパックは、安全性を十分考慮した装置やシステムとする。

①では、電圧と容量の違う直列パックが何種類もあると、それらに対応した充電をしなければならず、煩雑と同時に誤操作の原因にもなる。また、船体に置いたまま充電できれば、電池移動時の落下やぶつけのミスを防げる。電池の数は、大電流を使う機器が複数存在するとか、電池と機器との距離が長い場合には、ケーブルの重量がその断面積および長さに比例するため、電力供給に用いるケーブルの重量がかなり大きくなる。このような兼ね合いで電池を増やすとき、電池は多くて 3 個を限度にしたい。

②では、電力供給用のケーブル抵抗による損失を減らすには、供給電流を抑えるため供給電圧を大きく取れば良い。なお、電力供給は(電圧)×(電流)であり、ケーブルの損失は(電流の2乗)×(抵抗)になる。一方、機器のDC電圧で比較的高い方は、12Vが一般的であるので、電池の電圧を12V前後と定め、また電源バス電圧に決めて、複数電池の場合の共通化や電源システムの統一をはかる。ただし、大出力DCモータを使用する場合には、専用の電圧と電池を定める。

(6) 発電機と二次電池

レシプロエンジンには発電機を設けられるので、この系で実現できる熱効率を検討する。ガソリンの重量当たりのエネルギー密度は 1kg 当たり 13,000Wh といわれる。一方、Li イオン二次電池は表 3.5-2 に見られるように Li-Po 電池で 1kg 当たり約 150Wh である。

レシプロエンジンとして BT86 エンジンを取り上げれば、燃料消費率が約 $0.75 \times 10^{-3} \text{kg/Wh}$ で、その逆数が約 1,300Wh/kg だから、ガソリンを燃料とする BT86 エンジン出力の熱効率は、約 10% になる。また、エンジンに設けた発電機から電力を出力するため、発電機出力の発電効率を 50% と仮定すれば、以上を併せてガソリン 1kg 当たりの発電機出力は、約 650Wh となる。

さらに、エンジンに取り付ける発電機系の重量をおよそ 0.5kg とすると、燃料ガソリン 1kg のとき BT-86B エンジンと発電機系の重量エネルギー密度は、430Wh/kg 程度に帰着する。これは、Li-Po 電池の重量エネルギー密度のほぼ 3 倍になる。燃料のガソリンを多量に搭載する場合には、当然、エンジンと発電機系の重量エネルギー密度は大きくなり、Li-Po 電池のそれからさらに差が開いてくる。

反して、エンジンに取り付ける発電機の欠点は、

- ・エンジン出力パワーの減少が、(発電電力)/(発電効率)で効き、エンジンに負担が掛かる。
- ・発電機を取り付けることによる機械的出力損失の負担が生じる。
- ・発電機系の重量分が増える。
- ・実績では、エンジンで発電機を駆動する機械系の故障率が高い。
- ・エンジン出力変化の影響を受け、発電電力が変化する。
- ・得られた発電電力を、平滑化する対策を取る必要がある。

が挙げられる。

以上を併せて検討するうえで、小型飛行船では飛行による燃料消費から燃料重量が減り、浮力の方が大きくなる場合がある。飛行中、常に浮力より重量を大きくして離陸からの飛行が成立するならば^{3.5-3)}、電源として重量変化のないバッテリーだけにする設計の解はある。

3.6 計測機器等

3.6.1 複合航法装置

飛行船型無人機の飛行制御は基本的に機体の位置、姿勢に対してフィードバック制御を掛けるものであり、複合航法装置は特に重要なセンサである。しかし、14m 級飛行船型無人機の開発当時は要求に合う小型、軽量の製品の選択肢は少なく、最終的に重量、調達価格等の観点から米国 Crossbow 社製 NAV420 を選定した。同機の主要性能を表 3.6.1-1 に示す。また、機体への装備方法等については 2.1.3 項で述べた通りである。

表 3.6.1-1 Crossbow NAV420 仕様概要

項 目		仕 様	
外形寸法		95.3(L)×76.2(W)×76.2(H)mm 以下	
出力信号		RS-232C	
GPS/INS 性能	姿勢角精度	0.75° rms 以内	
	方位角精度	2.5° rms 以内	
	水平位置精度	±3.0m rms 以内	
	垂直位置精度	±3.0m rms 以内	
	速度精度	±0.5m/s rms 以内	
慣性計測性能		ジャイロ	加速度計
	検出範囲	±200° /s	±4G
	精度	0.05～0.75° /s	0.6mG
環境条件	高度	-1,500～+50,000ft.	
	作動温度範囲	-55℃～85℃	
重量		580g	

機体への装備後に機体を予め緯経度座標のわかっている大樹実験場のハンドリングエリア周辺にて地上で引き回し、水平面位置の誤差が数 m 以下であり、制御の精度上問題ない範囲であることを確認した。しかし、高度情報については-10m 程度を中心とした比較的大きめの誤差を示すことが判明した。この誤差は運用期間中を通じて継続した。地上保持状態での出力例を図 3.6.1-1 に示す。平均して-10m 程度の偏差が出ていること、また出力が±5m 程度の範囲で安定していないことが見て取れる。

また、計測データのうち、対地速度(特に昇降率)、姿勢角レートについて顕著なノイズが見られることが判明した。図 3.6.1-2 に、機体姿勢の変動は少ないホバリング時の高度履歴の一部を示す。グラフ上段が高度(青:GPS 高度, 緑:気圧高度)、中段が NAV420 からの昇降率出力、下段が GPS 高度の差分から導出した昇降率である。NAV420 からの昇降率出力に±1m/s 程度の大きな振動があること、また出力された昇降率データが高度差分から推定した昇降率に比べても大きく変動していることが見て取れる。

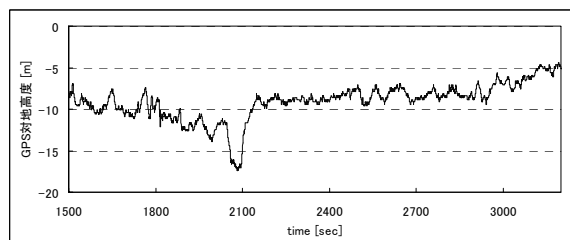


図 3.6.1-1 地上での GPS 高度出力例

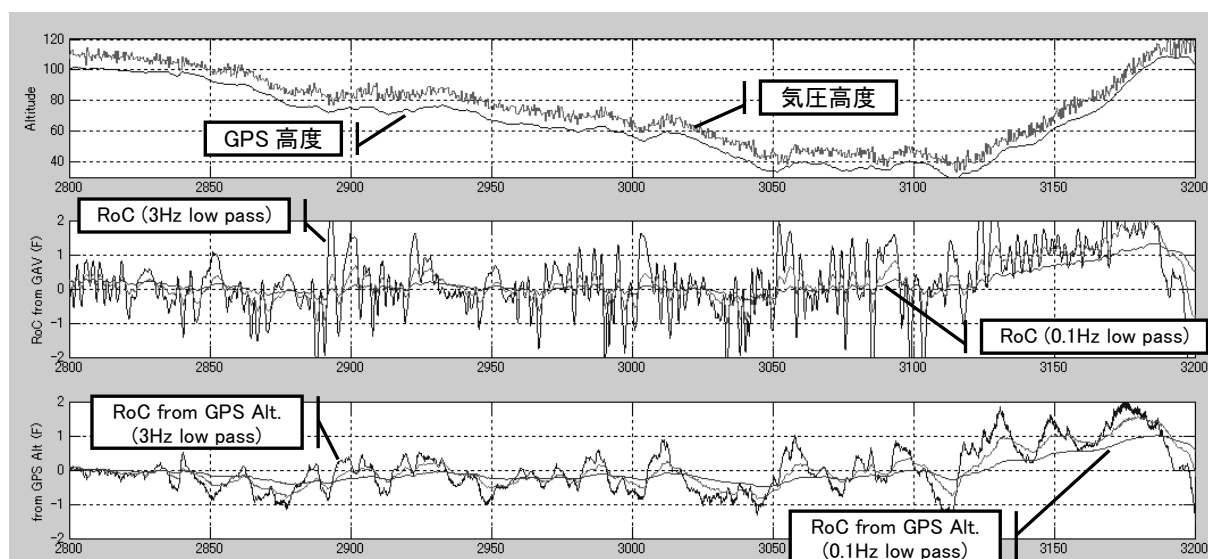


図 3.6.1-2 試験機の高度(上段), NAV420 の昇降率出力(中段), 高度差分からの昇降率(下段)

これらの誤差は昇降率による離着陸模擬の際に問題となり、最終的に高度データの差分から昇降率を導出するように変更したが、顕著な改善はみられなかった。また姿勢角データにも同様のノイズがあり、姿勢制御系の設計に当たってレートフィードバックに対するゲインを上げることができず、結果的に制御の追従性を十分に改善することができなかった。

これらに対する対策として、12m 飛行船型無人機の開発に当たっては、当機構運航安全チームの主導により開発された多摩川精機製 TA7556(Micro-GAIA)を採用した。性能諸元を表 3.6.1-2 に示す。本機は方位計測に磁気センサを使用しないため、方位角の計測精度に優れること、MTSAT を使用することで高度データの精度向上を図れること等の強みがあった。また、本機は GPS が受信できない状態では動作が不安定になる可能性があるため、格納庫からの搬出後に電源を投入できるよう、他のセンサ等と独立した専用の電源スイッチを設けるようにした。

表 3.6.1-2 多摩川精機製 TA7556(Micro-GAIA)主要諸元

項 目		仕 様	
外形寸法		95(L)×75(W)×93(H)mm	
出力信号		RS-232C 115.2kbps	
入力信号		DGPS 補正情報入力を持つ	
GPS/INS 性能	姿勢角精度	0.5° rms 以内	
	方位角精度	3.0° rms 以内	
	水平位置精度	±6.0m rms 以内	
	垂直位置精度	±8.0m rms 以内	
	速度精度	±1.0m/s rms 以内	
慣性計測性能		ジャイロ	加速度計
	検出範囲	±300° /s	±100m/s ²
環境条件	高度	-1,500～+50,000ft.	
	作動温度範囲	-40℃～71℃	
	振動	3.9G rms (7.5～2,000Hz)	
	衝撃	20G, 11ms(半正弦波)	
重量		520g	

機体装備に先立って地上試験をおこなった結果、停止時、または低速(人間の徒歩速度程度)移動時は複合航法演算による方位角の導出に誤差を生じる傾向があったため、電源投入後の初期状態では搭載磁気センサによる方位角を方位角データとして出力し、3m/s 以上の対地速度データを一度でも検出すると、以降は複合航法演算による方位角を方位角データとして出力する設定として対応した。車載試験においては精度、ノイズレベル等において NAV420 に比較して良好なデータが出ていることが確認できた。尚、車載試験の際には車両のクリープ走行(1~2m/s)で比較的良好な方位角計測結果が得られ、地上試験での方位角センサ誤差の再現度には些かの疑問が残った。また、高度計測に MTSAT を使用しているため、建物等の近傍では MTSAT との接続状況の変動によって高度データが不安定になる傾向があったが、空中では問題ないと判断し、そのまま使用した。

3.6.2 超音波風速計

(1) 対気速度計

エアータ・センサとして、対気速度を得るために、気象用の超音波風速計を船体下方の前方ゴンドラに設置している。超音波風速計は、空気の移動速度が重畳された音速を測り、低速から精度良く空気の速度が得られるため、低速の飛行船には対気速度計として最適である。また、音仮温度という湿度の効果が含まれた仮想の気温を音速から求めている。

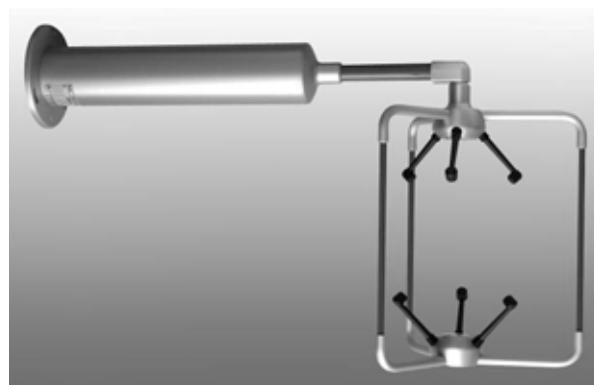



図 3.6.2-1 屈曲型ウィンドマスター II

超音波風速計は、GILL 社製のウィンドマスター II で、3 成分の速度計測が可能であり、サンプリングレートは 20 Hz と高く、質量は 1 kg と比較的軽量になる。仕様を、表 3.6.2-1 に示す。使用した超音波風速計はさらに、取り付けによる船体やゴンドラ干渉を軽減させるため、図 3.6.2-1 のようにウィンドマスター II の測定部を下方へ 90° 折り曲げた屈曲型ウィンドマスター II (特別注文)である。

表 3.6.2-1 ウィンドマスター II の仕様

GILL Wind Master II	
出力	
内部サンプリングレート	20 or 32Hz
出力レート	1,2,4,8,10,16,20&32(オプション)
測定パラメータ	UVW or Polar
単位	m/s, mph, KPH, knots, ft/min
平均化時間インターバル	0〜3,600sec Flexible
風速	
測定範囲	0〜45m/s
分解能	0.01m/s
精度 (12m/s)(※1)	1.5%RMS or 1.0%RMS(オプション)
風向	
測定範囲	0〜359°
分解能	0.1°
精度 (12m/s)(※1)	2° or 0.5° (オプション)
音速	
測定範囲	300〜360m/s
分解能	0.01m/s



精度	< ±0.5% @ 20°C
電力供給	9-30VDC(25mA@12VDC)
音仮温度(音速温度)	
測定範囲	-40°C ~ +70°C
分解能	0.01°C
デジタル出力	
通信プロトコル	RS232, RS422, RS485(26 台までネットワーキング可能)
ボーレート(Baud rates)	2400 - 115200
アナログ出力(オプション)	
出力	4ch:0-20mA, 4-20mA, 0-5V, ±2.5V, ±5V 選択可能
D/A 分解能	12bits or 14bits
風向風速スケールリング	風速フルスケール: 5, 10, 20, 30, 40, 50, 60, or 120 m/s 風向: 0~360° or 0~540°
アナログ入力(オプション)	
入力方式	4 シングルエンド or 2 差動
A/D 分解能	12bits or 14bits
入力範囲	±5V
(※1): 風向風速精度は風向が水平から±30° の範囲内の場合に適用	
一般	
外寸 / 重量	750mm×240mm / 1.0kg
防水仕様 / 動作降水量	IP65 / <300mm/hour
動作温度 / 動作湿度	-40°C ~ +70°C / <5% ~ 100%
EMC	Emissions BS EN 61000-6-3
I	mmunity BS EN 61000-6-2

(2) 位置誤差修正

船体に設置した超音波風速計の測定部は、船体本体や設置したゴンドラから空力干渉を受けるため、計測した速度に位置誤差を生じる。位置誤差を修正するには、船体だけの干渉を評価した以下の理論式による計算を基にし、校正用飛行を実施してさらに修正を加える。

最大径部に 0.5 m の直線部を挿入した 12 m 船の船体(LB05)は、NACA4 桁系翼型の翼厚分布を前後にした縦断面形状で置き換え、直線部を挿入した回転体で表す。風速計測定部の位置は、船体長比として $x_m=0.158$, $z_m=-0.171$ になる。また測定部位置での船体断面直径は $d_m=0.2339$ である。

位置誤差修正は、船体の縦方向を Karman^{3,6-1)}の方法で、また横方向を円柱断面作用する上下および左右の流れとして扱う。Karman の方法は、船体中心に湧き出しを分布させ船体形状を流れ関数(Stokes の流れ関数)で表し湧き出し分布強さ定め、迎角 0° および横滑り角 0° において、船体を形作る湧き出し分布が風速計位置へ誘導する速度を求める。その結果、

$$u_0/U=1.0453 \quad (3.6.2-1)$$

$$w_0/U=-0.1415 \quad (3.6.2-2)$$

となる。

次に、船体断面を円柱とみると、中心に二重湧き出しがあり円柱の大きさにより二重湧き出し強さが定まるので、それによる風速計位置への誘導速度は、迎角 90° および横滑り角 0° の状態、ならびに迎角 0° および横滑り角 90° の状態から、

$$v_{90}/V=1.4677 \quad (3.6.2-3)$$

$$w_{90}/W=0.5323 \quad (3.6.2-4)$$

を得る.

これらの値を使って, 風速計の測定値を式 3.6.2-5 から式 3.6.2-9 までのように修正して真値を求める. 風速計で測定した空気塊速度ベクトル \mathbf{v}_m および修正した空気塊速度ベクトル \mathbf{V}_t の正向きは, 前方, 右, および下とする.

$$|\vec{v}_m| = \sqrt{u_m^2 + v_m^2 + w_m^2}$$

$$\alpha_m = \tan^{-1} \frac{w_m}{u_m} \quad (3.6.2-5)$$

$$\beta_m = \sin^{-1} \frac{v_m}{|\vec{v}_m|}$$

$$U_t = \frac{u_m}{\frac{u_0}{U}} \quad (3.6.2-6)$$

$$V_t = \frac{v_m}{\frac{v_{90}}{V}} \quad (3.6.2-7)$$

$$W_t = \frac{w_m - \frac{w_0}{U} U_t}{\frac{w_{90}}{W}} \quad (3.6.2-8)$$

$$|\vec{V}_t| = \sqrt{U_t^2 + V_t^2 + W_t^2}$$

$$\alpha_t = \tan^{-1} \frac{W_t}{U_t} \quad (3.6.2-9)$$

$$\beta_t = \sin^{-1} \frac{V_t}{|\vec{V}_t|}$$

図 3.6.2-2 には, 船体と計測点(×印)の位置関係, ならびに船体表面の計算による圧力係数 C_p および速度成分 u と v の分布を表す.

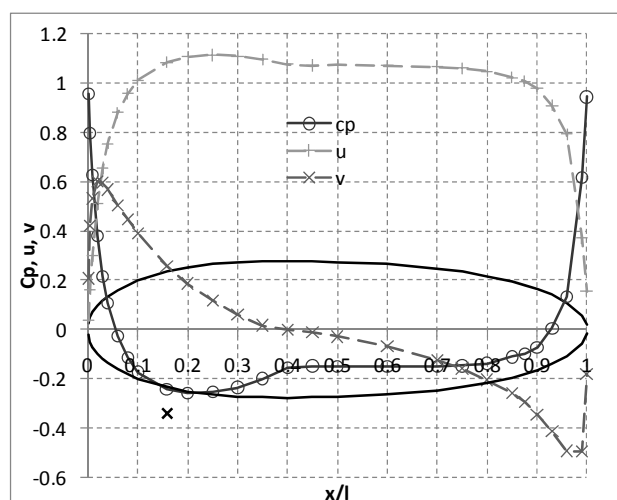


図 3.6.2-2 船体と計測点(×), 圧力係数・速度

3.6.3 高度計システム

(1) 測高公式高度計 3.6-2)

測高公式高度計(便宜的に名付けた)は、図 3.6.3-1 の信号処理ブロック構成に示すように、気圧計の気圧および湿度効果を含めた気温を、地上と機上の両方で計測し、気象観測で扱われる測高公式により計算して高度を求める。この際、気圧計は、小型で精度と安定度の良い水晶絶対圧センサを用い、湿度効果を含めた気温は、超音波風速計の音速から得られる音仮温度を用いる。

図 3.6.3-1 で、地上のパソコンPCで処理されたデータは、無線 LAN を介して機上へ伝送され、機上の飛行制御コンピュータ FCC が、機上のデータと併せて測高公式により高度を 10Hz のデータレートで算出する。

測高公式は、式(3.6.3-1)に示される。

$$Z = Z_{CALI} + 14.6356(T_{V1} + T_{V2}) \ln \frac{p_1}{p_2} \quad (3.6.3-1)$$

ここで、添字 1 が地上、添字 2 が上空(機上)で取得したデータを表す。p は気圧、および T_V は仮温度で、ここでは、音仮温度で代用している。また、 Z_{CALI} は、地上計測位置の高度、センサのオフセット等を補正するための校正高度の値を入れる。地上から機上へ送るデータは、 p_1 、 T_{V1} 、および Z_{CALI} であり、アップリンクコマンドの一部として 10Hz で送信している。

小型の水晶絶対圧センサは、水晶 MEMS 技術によりエプソントヨコム株式会社が開発したセンサである。受感部は、音叉型的水晶振動子を 2 つ結合させた双音叉振動子が圧力による力を感知し、圧力に応じた周波数カウント値を出力させる。同時に、温度補正用のセンサ内温度が周波数カウント値で出力される。このような受感部とシステムにより、小型で精度と安定度を兼ね備えた絶対圧センサが実現されている。

水晶絶対圧センサはモジュール基板化されており、ここでは既存製品基板の 6 軸モーションセンサ(株式会社ロジカルプロダクト)に組み付けて、気圧計の評価システムが製作されている。図 3.6.3-2 に、水晶絶対圧センサが組み込まれた気圧計を、また表 3.6.3-1 に同センサの仕様を示す。

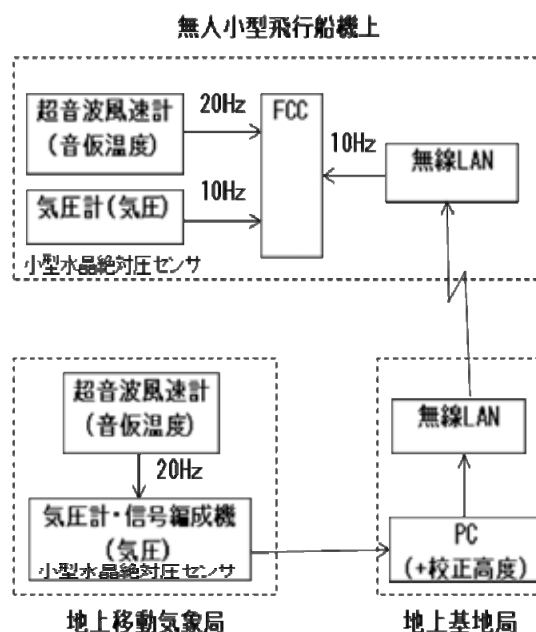


図 3.6.3-1 信号処理ブロック構成

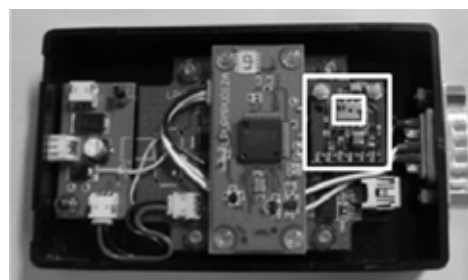


図 3.6.3-2 水晶絶対圧センサと気圧計

表 3.6.3-1 水晶絶対圧センサ仕様

項 目	仕 様	備 考
名 称	Epson Toyocom XP-6000CA	
測定範囲	300~1300 hPa	
圧力精度(絶対圧)	±10 Pa	環境温度 25℃
圧力精度(相対圧)	±5 Pa	環境温度 25℃
分解能	0.3Pa	
外形寸法	7×5×2 mm	

仮温度の代わりとなる音仮温度を取得する超音波風速計の仕様は、次のとおりである。超音波風速計は、地上および機上ともに同種で、機上の形状は 90° 屈曲した測定部を持つ。

GILL Wind Master II 音仮温度(音速温度)

測定範囲: $-40^{\circ}\text{C} \sim +70^{\circ}\text{C}$

分解能: 0.01°C

なお、機上超音波風速計の本来の役割は、機上では対気速度を、および地上では風速を計測することにある、速度を求めるときに音速が求まるため、そこから音仮温度が得られる。

(2) レーザ高度計を伴う高度計測の結果

大型格納庫内で、測高公式高度計を搭載した 12m 級飛行船型無人機を、床から最大 7 m 浮上させ、地上および機上のシステムにより高度計測を試みることができた。その結果、測高公式高度計の測定システムは、高度校正しだいでは、レーザ高度計に匹敵する精度を得ることが確認できた。

気圧による高度計測以外に、次の仕様を持つレーザ高度計を同時に作動させて、船体高度の基準とした。



図 3.6.3-3 大型格納内での船体上昇の様子

表 3.6.3-2 レーザ高度計仕様

項 目	仕 様	備 考
名 称	Aerius Photonics MLR100	
レーザ波長	905-940 nm	
測定レンジ	100 m	
分解能	0.2 m	
信号出力	RS-232	

図 3.6.3-4 は、その高度計測結果で、機体が 4 回上昇降下した部分を拡大し、最初の上昇前に高度校正として後処理で、測高公式高度レーザ高度に合わせた時系列機体高度グラフである。図中、測高公式(Hypsometric formula)の線が目的の測定高度であり、レーザ高度計(Laser altimeter)の高度変化に良く追随し、高度値がほぼ一致している。レーザ高度計のヒゲ状高度低下は、機体下方の人を感知したために生じる。図 3.6.3-4 において、ヒゲ状高度低下のない経過時間 1520 s~1640 s 間で測高公式高度とレーザ高度との差分を取り、その差分データの不確かさ解析とレーザ高度計の分解能 20 cm を使って、図 3.6.3-3 の状況における測高公式高度値の拡張不確かさを求めると、 $\pm 26 \text{ cm}$ となった。

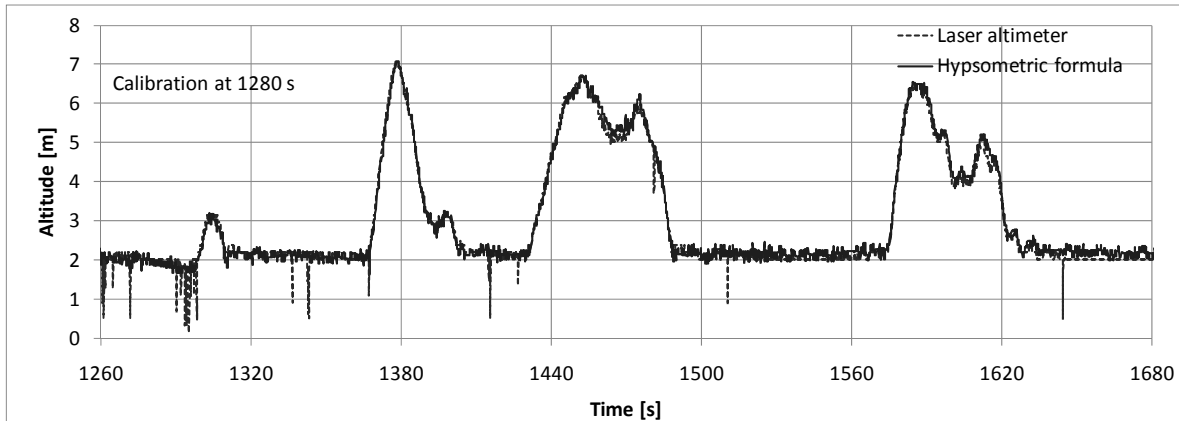


図 3.6.3-4 機体上昇降下部分の機体高度
(時間 1280 s で測高公式高度をレーザ高度に一致させる)

測高公式高度計は、無人小型飛行船が自動着陸するとき、機体下方の船体を確保する地上要員の影響を受けず、船体高度を精度良く計測できる可能性がある。他の高度計と併用すれば、高度計測の信頼性が向上する。

3.6.4 温度計測系, AD 変換系

機体の健全性確認のために各所にセンサを取り付け、それらセンサから搭載コンピュータを介して情報収集するにはコンピュータに AD 変換が可能な拡張カードを取り付けることが必要である。

AD 変換器には大きくユニポーラ型とバイポーラ型があり、変換対象となるセンサの出力電圧によって選択することが必要である。

AD 変換カードは上記に挙げた 2 つのほか、1 つの変換カードに 1 つの AD 変換器を搭載し、複数チャンネルを切り替えながら入力電圧を変換するマルチプレクサ方式と、1 つの変換カードにチャンネルごとに AD 変換器を搭載し、すべてのチャンネルを同時に変換できるマルチ ADC 方式の 2 種類がある。

搭載コンピュータの大きさや重量を考えた場合、複数の AD 変換器が搭載されたマルチ ADC 方式の変換カードはなく、マルチプレクサ方式の変換カードを採用している。

マルチプレクサ方式の変換カードの場合、製品によってユニポーラ型とバイポーラ型または設定によって両方を切り替えることが可能な製品が存在する。

12m 級飛行船型無人機では、当初バイポーラ型 AD 変換器を搭載したマルチプレクサ方式変換カードである(株)インタフェース製「CSI-320416」を採用していた。これは、搭載コンピュータで増設可能な変換カード自体の制約が

大きく、選択の余地がなかったためである。



図 3.6.4-1 CSI-320416



図 3.6.4-2 ADA16-32/2(PCI)F

12m 級飛行船型無人機で採用した各センサ類は電源電圧の計測を除き、すべてが 0～5V の範囲に収まっており、ユニポーラ型 AD 変換器が搭載された変換カードを使うのが理想である。これは、AD 変換器の分解能によるところが大きい。

一般に、AD 変換器はアナログ電圧をデジタルの数値に変換するのだが、変換したデジタル値は使用するビット数によって決まっ

てくる。12m 級飛行船型無人機の開発当初に採用していた AD 変換カードは 16 チャンネルマルチプレクサ方式、分解能が 16 ビット、 $\pm 10\text{V}$ バイポーラ型であり、電圧にして約 0.3mV ごとにカウントが上がる形態となる。対して、機体に搭載した各センサや健全性確認部品の電圧範囲は $0\sim 10\text{V}$ である。この場合、 $-10\sim 0\text{V}$ の範囲は利用しないため、AD 変換としては半分の範囲しか使っていないことになる。これがユニポーラ型であった場合約 0.15V ごとにカウントが上がる形態となり、より繊細にセンサデータの取得が可能である。12m 級飛行船型無人機の搭載コンピュータを新たに開発するにあたり、使用する AD 変換カードも入力電圧を細かく変換できるよう、AD 変換カードは 32 チャンネルマルチプレクサ方式、分解能が 16 ビットのもので、ユニポーラ型とバイポーラ型をソフトウェアで切り替える方式の(株)コンテック製「ADA16-32/2(PCI)F」を採用した。

これら 2 つの AD 変換カードの問題として、チャンネルの切り替え時間の設定値や配線によって変換する値に狂いが出るため、これらのメーカーからのアドバイスで接続していないチャンネルの短絡処理を行い、チャンネル切り替えのためのスキャンサイクルを長くするなどで対処した。こういった工夫をしても、安定したデータ取り込みはできていない。図 3.6.4-3 は、平成 23 年 4 月に行った機体確認作業において取得したデータから 1 分間のデータを取り出してグラフ化したものである。

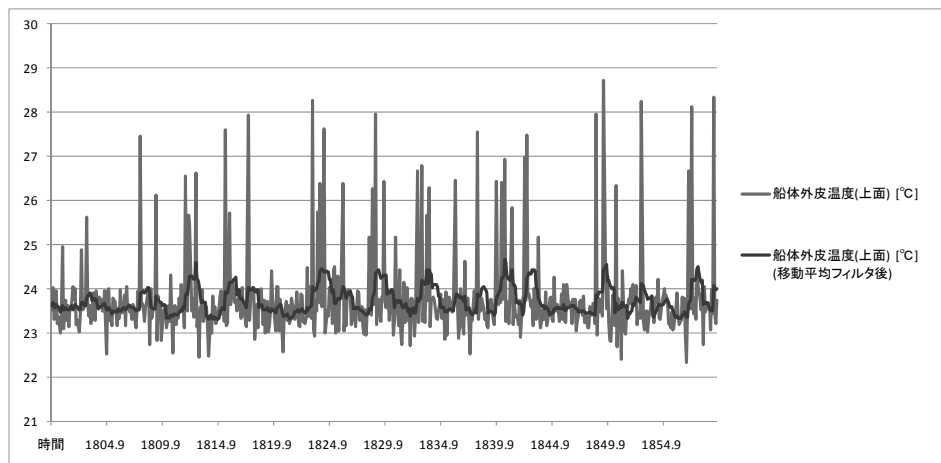


図 3.6.4-3 船体上面外皮温度の推移

センサから取得したデータ(図 3.6.4-3 の淡い色の線)は結構な頻度で 25°C 以上の値を指している。これらの原因と考えられるのはノイズであると思われる。AD 変換系の配線は各センサの配線を AD 変換ボードのチャンネルに直結した形態で配線している。そのため、機体の各配線や機器類からのノイズだけでなく、AD 変換ボードや搭載コンピュータ自体が出しているノイズも影響していると思われる。

AD 変換において、アナログ値をデジタル値に変換する際、ユニポーラでは 0.15mV でデジタル値 1 を表わす。12m 級飛行船型無人機で使用した温度センサは 1mV の変化で約 0.15°C 変化する。このことから、わずかな電圧変動で指し示す温度が変化するため、ノイズ対策が今後必要であると思われる。現在の配線は上にも書いたとおり AD 変換カードのチャンネルとセンサの配線が直結であるので、AD 変換カードのチャンネルとセンサの間に絶縁回路を設けるなどの対策によって精度の高い安定したセンサデータ取り込みができると思われる。

現状ではノイズ対策等を行っていないため、地上局ソフトウェアで移動平均フィルタによるフィルタリングによってセンサ情報を表示している。図 3.6.4-3 の濃色の線で指しているのが地上局で表示された移動平均フィルタ処理後の温度値をグラフ化したものである。

3.7 無線通信技術

3.7.1 無人機システムにおける無線通信技術

(1) 必要な無線通信項目

無人機の運用において必要な無線通信の項目を以下に示す。

- ・ 離着陸機体遠隔操縦指令 (R/C)
- ・ 機体情報データのダウンリンク
- ・ 機体操作指令のアップリンク
- ・ ミッションデータのダウンリンク

この中で R/C については、2 章で述べたように、市販のプロポーショナル無線制御機器 (72MHz 帯ホビー用 R/C, 73MHz 帯産業用 R/C 及び 2.4GHz 帯ホビー用 R/C) を使用している。

機体情報データは、飛行時の位置、高度、姿勢などの飛行情報の他、エンジン／モータ等推進機の動作状態、ガソリン／バッテリー残量など、飛行中のセルフモニタリングに必要なもので、常時ダウンリンクを継続する。機体操作指令は、機体に搭載した機器の操作や、離着陸時以外で飛行異常時の帰還指令等のアップリンクである。ミッションデータは、搭載されたミッション機器の出力、特にカメラで撮影した画像情報を静止画または動画でリアルタイムにダウンリンクするものである。以上の無線通信で必要な通信距離は、実験では 1km 程度、運用では数 10km 以上を目標としている。

(2) 電波法による制限

無人機システムで採用する無線機器類は、価格等の観点から市販品の選択になるが、無人機が空中を移動することによりこれに搭載できる無線装置としては、電波法上の無線局条項に抵触しない必要がある。一般に電波を発する機器は、受信を専用とするもの又は発信する電波が微弱なもの以外は全て「無線局」として電波法に準拠することが求められる。ここで移動する無線局 (移動局) の規定では、その移動範囲が「陸上」、「海上」、「上空」とされ、空中を移動する「飛行体」に搭載する無線局は、その移動範囲に「上空」が含まれる移動局でなければならない。これに該当する無線通信システムを以下に示す (航空機用の航空無線局を除く)^{※1}。

- ・ 特定小電力無線 (空中線電力 10mW 以下、指定周波数帯)
- ・ 携帯局 (バルーン、グライダー等、音声通話用)
- ・ 携帯移動地上局 (衛星通信端末)
- ・ 実験局 (移動範囲に上空を追加、実験用として一定期間においてのみ許可される)
- ・ アマチュア無線局 (アマチュア業務に限り一般利用及び秘話通信はできない)

無人機の研究においては、特に免許や手続き等が必要ない特定小電力無線を利用するのが一般的であり、UHF 帯の特定小電力無線では多くの電波形式が利用可能で、かつ周波数ポッピングやスペクトラム拡散技術により混信に強く、秘話性も有する通信が可能である。しかし許容される出力が小さく、またア

¹ 例えば携帯電話を無人機に搭載することで、携帯電話の非常に優れた移動通信システムを利用することが考えられるが、携帯電話、PHS 等端末は電波法上「陸上移動無線局 (包括無線局)」として規定されており、「海上」及び「上空」での利用は原則違法となる (総務省電波部移動通信課における回答)。

ンテナについても規定があるため、そのままでは遠距離の通信は難しい。さらに 2.4GHz 帯は近年無線 LAN を初め、非常に多くの機器による利用が進み、特に都市部では干渉を受けることが多くなっている。また研究機関等では実験局を開設するケースが多いが、有資格の無線従事者及び無線局の開設手続きが必要であり、また利用期間が限定されることから、この手段は無人機通信技術の可能性実証に留まり、一般的な無人機への利用は考えにくい。

このように無人機の運用に必要な無線通信を考えた場合、技術的な制約は小さいにもかかわらず法規上の制約があるため、現在は適切な無線技術を利用することができない。無人機技術が社会的に受け入れられる状況になれば、無人機での利用を前提とした周波数の新規割当てが期待できるが、その例として無人ヘリコプターに搭載したカメラ動画映像の伝送を目的とした、1.2GHz 帯のアナログ映像周波数が 2007 年度より例外的に認可された。

これは R/C 無線機器及び無人機製造業界を主体とする「無線ヘリテレ推進協議会」が、総務省に対して要望した結果認可されたもので、最高1W の空中線電力が許容されることから、特定小電力無線に比べより遠距離の映像伝送が可能となるものである(3.7.3 参照のこと)。

(3) 無線装置の選択条件と利用可能な無線通信システム

無人機システムで無線装置を選択する条件を次に示す。

- ・ 通信速度
- ・ 電波形式
- ・ 非干渉性
- ・ 重量・容量
- ・ 電源容量
- ・ PC との通信方式

前項で述べたように、無線機器の選択には電波法上の遵法が必須であるが、無人機への搭載を考えると、まず重量およびその容量(外形)から搭載が可能であるかが基本的な条件となる。また通信項目によるデータの内容により、通信速度、電波形式及び PC やミッション装置との通信方式が選択される。さらに第三者による干渉や他の無線機器から発せられる電波に対する非干渉性も、墜落等による被害の可能性のある無人機として特に重要である。

無人飛行船では、容量、外形に対する制限は小さく、重量についても数kg程度も可能となり、他の無人機に比べ非常に有利となる。以上より無人飛行船で利用可能な無線通信機器を以下に示す。

- ・ 特定小電力無線(430MHz 帯、1.2GHz 帯、2.4GHz 帯の無線モデム及び無線 LAN)
- ・ 商用衛星通信(イリジウム電話、インマルサットデータ通信)
- ・ 実験局手続きによる携帯電話、MCA 無線等の利用

次に無人機の運用範囲から、送受信間(無線伝送路)に地形及び人工の遮蔽物が無いと考えられる「見通し内通信」と、その条件が成立しない「見通し外通信」により選択する無線システムは異なる。前者では VHF 及び UHF 帯で利用できる周波数で次のような通信システムになる。

- ・ モデム通信:伝送速度は 9,600bps 以下、伝送距離は数 km 以上、伝送遮断に強い
- ・ 無線 LAN:伝送速度は1Mbps 以上、伝送距離は 1km 未満、伝送遮断に弱い

見通し外通信では、地上局と無人機の間に何らかの中継局を置くことになり、地上中継による手法では中継機器の地上配置が必要となる。この場合携帯電話システムが利用できれば、既存の中継システムにより全国での見通し外通信が可能となるが、前項で述べたように現状の電波法では「違法」となる。一方衛星中継では、現在イリジウム衛星電話システムとインマルサット通信システムが利用できる。衛星通信は障害物のない上空を飛行する無人機にとっては非常に有望な通信方法と考えられるが、衛星と地上間の通信距離が長く、また地上での商用回線経由の通信路が加わる場合、数秒の遅れ時間は避けられない。以上より無人機への利用が可能な通信方法について、具体的に試みた結果を次項に述べる。

3.7.2 データ伝送

(1) 短距離データ通信

短距離データ通信は、地上局と上空船体との距離が近いときに使用し、実運用時における船体が地上および近距離上空にある無線データ通信、ならびに試験飛行時における無線データ通信として用いられる。無線データ通信の利用周波数や通信システムは、特定小電力無線設備^{3.7-1)}、および IMS バンド 2.4GHz 帯で高速通信の装置がそろっている無線設備^{3.7-2)}を利用する。ここで、データ通信の無線設備は、操縦者がほぼリアルタイムで模型飛行機(飛行機体)を遠隔操縦する R/C 通信の無線設備とは判別する。

a) 無線 LAN によるデータ通信

無線 LAN を屋外で使用する場合には、屋外で使用可能な通信方式を利用できる市販の無線 LAN 設備を用いる。図 3.7.1-1 に示される地上局の構成例では、地上局と飛行船機上との短距離データ通信として、2.4GHz 無線 LAN により双方向無線リンクを実現している。

地上には、無線 LAN の親機と偏波ダイバーシティ方式の指向性アンテナを備えている。偏波ダイバーシティは、縦と横の偏波面になるよう設置した 2 本のアンテナで、機体変動に対応させる。指向性アンテナであるため、アンテナ最大利得の向きが飛行船におおよそ向くように、方向・仰角モータコントロールシステムを備えた三脚にアンテナを設けてある。アンテナのコントロールは、飛行船機上から無線 LAN で下りてきた機体の位置情報を、パソコンで処理しコントローラにより三脚雲台のモータを制御する。

飛行船機上には、無線 LAN の子機とそれに付随する無指向性のホイップアンテナがあり、地上と無線リンクする。無線 LAN は、高速のデータ伝送を実現する。しかし、リンク間の距離が長くなるなどして電波の受信電力が落ちると、それに従いデータの伝送量は減

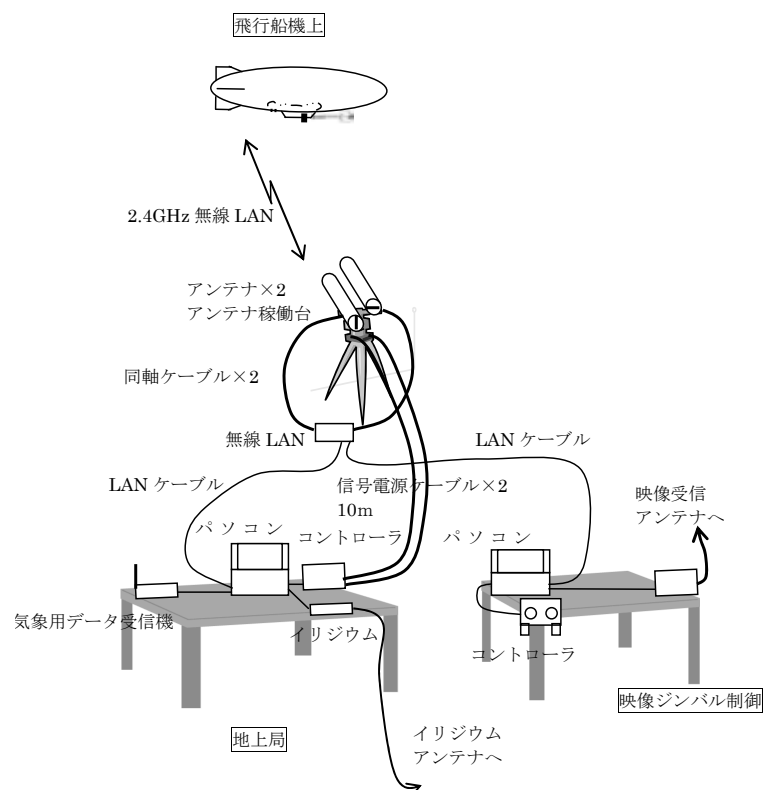


図 3.7.2-1 無線 LAN を利用した地上局の構成例

少し、ある域値以下になればリンクが切断される。この最大通信距離は、図 3.7.1-1 のシステムで未確認であるけれども、1km 程度(見通し距離)が有効と考える。一般に、通信容量 $C[\text{bit/s}]$ は、通信路帯域幅 $B[\text{Hz}]$ 、帯域幅上の信号総電力 P 、および帯域幅上のノイズ総電力 N として、次式で表されるシャノン・ハートレーの定理に従う。

$$C = B \log_2 \left(1 + \frac{P}{N} \right) \quad (3.7.1-1)$$

式 (3.7.1-1)において、通信容量つまり通信速度の最大値は、帯域幅に比例し、受信電力関連に比例およびノイズ関連に反比例する。

b) 特定小電力無線によるデータ通信の検討

IMS バンド 2.4GHz 帯では、多様な方式により周波数が利用されているため、特定小電力で利用できる 2.4GHz 帯以外の 1.2GHz 帯や 400MHz 帯で、短距離データ伝送の構築を考える。

各周波数の特徴を比較するため、電波の周波数による受信電力の変化をみる。距離 d 離れた送受信アンテナを対向させ、絶対利得 G_t の送信アンテナから放射電力 P_t で送信し、絶対利得 G_r の受信アンテナで受信する直接波の受信電力 P_r は、周波数の波長 λ としてフリスの伝達公式から

$$P_r = \left(\frac{\lambda}{4\pi d} \right)^2 G_t G_r P_t \quad (3.7.1-2)$$

となる。 λ に対する送受信アンテナの G_t および G_r が同じで、 d および P_t が同じならば、 P_r は λ^2 に比例する。そのため、送信電力 10mW である特定小電力の無線装置では、 $\lambda=0.125\text{m}$ の 2.4GHz 帯よりも $\lambda=0.25\text{m}$ の 1.2GHz 帯の方が受信電力で4倍大きく、さらに $\lambda=0.75\text{m}$ の 400MHz 帯では、36 倍大きくなる。電波伝搬としては、電波の周波数が低くなるに従い、電波の直進性よりも障害物を回り込む性質が現れてくる。

一方、周波数が高いと相対的に帯域幅を大きく取れるため、式(3.7.1-1)から通信速度を上げられるから、逆に、2.4GHz 帯にくらべて 1.2GHz 帯や 400MHz 帯では可能な通信速度が下がる。比較的低レート of 伝送速度で間に合う短距離データ通信では、1.2GHz 帯特定小電力の通信でも役立つ。14m 船では、1.2GHz 帯を利用して、機上のデジタルカメラのスイッチを地上から遠隔操作する手法を用いた(この手法では、通信速度はあまり意味をなさない)。データ通信用特定電力の無線装置はいくつか市販されていて、中継機能を備えた装置もある。

c) 1.2GHz 特定小電力無線によるデータ通信

市販されている長距離無線モデムの中で、電波利用が多い 2.4GHz 帯を避け、かつ減衰率が低い 1.2GHz 帯のモデムの通信可能距離を実験により検討した。供試無線モデムの仕様を次に示す。このモデムは 2 本のアンテナでダイバシティ機能を持つ長距離型である。

- ・ 機種: 双葉電子工業 FDJ-03 (特定小電力無線機器)
- ・ 通信方式, 秘話性: F1D, スペクトラム拡散, 周波数自動ホップ, アドレス指定可
- ・ 使用周波数: 1216.0125~1216.9875 MHz (40CH)

- ・ 無線通信速度: 9600bps (実効 6800bps)
- ・ 消費電流: 150mA 以下 (送信時), 30mA (スタンバイ時)
- ・ 重量, 形状: 265g, 134×85×23mm

通信試験は, 親機を地上高約 30m の建屋屋上に, 子機を相互間で目視できる約 5km 離れた地点で地上高約 1.5m に設置した. この時の信号強度の測定結果を図 3.7.2-2 に示す.

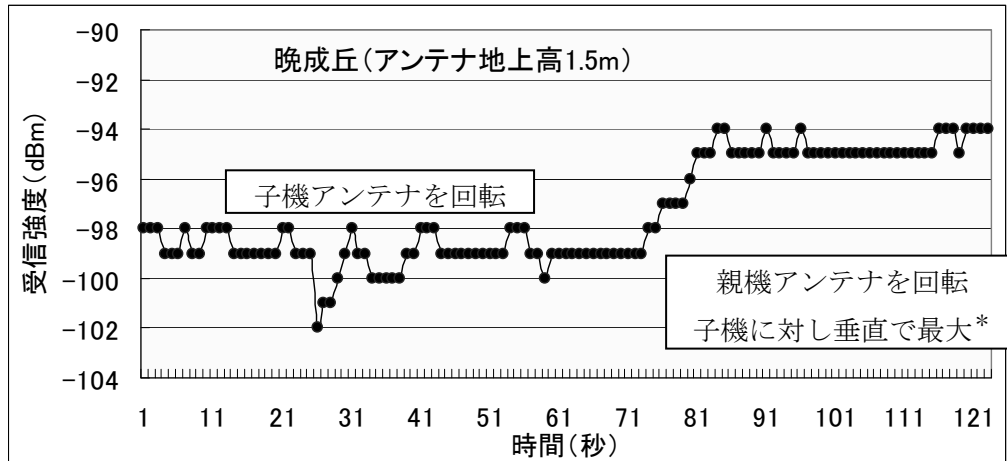


図 3.7.2-2 モデム間信号強度測定結果 (5km)

これより, 伝送距離 4,800m で-95dBm 以上の電界強度が得られた. またアンテナ回転時の最小値 -102dBm においても, データの伝送誤りは生じなかった.

以上の結果より飛行船の飛行を想定して, 子機アンテナ地上高 100m, 親機アンテナ地上高 3m とした時の電界強度計算値を図 3.7.2-3 に示す. この結果より飛行船の飛行時では, 今回の実験で伝送誤りがなかった-102dBm を参考にする, 10km 程度までは安定した通信が可能であると推定される. また製品の特性値より, 誤りが生じる可能性があるが通信が可能である-105dBm を参考にする, 約 12km 程度まで使用できると思われる.

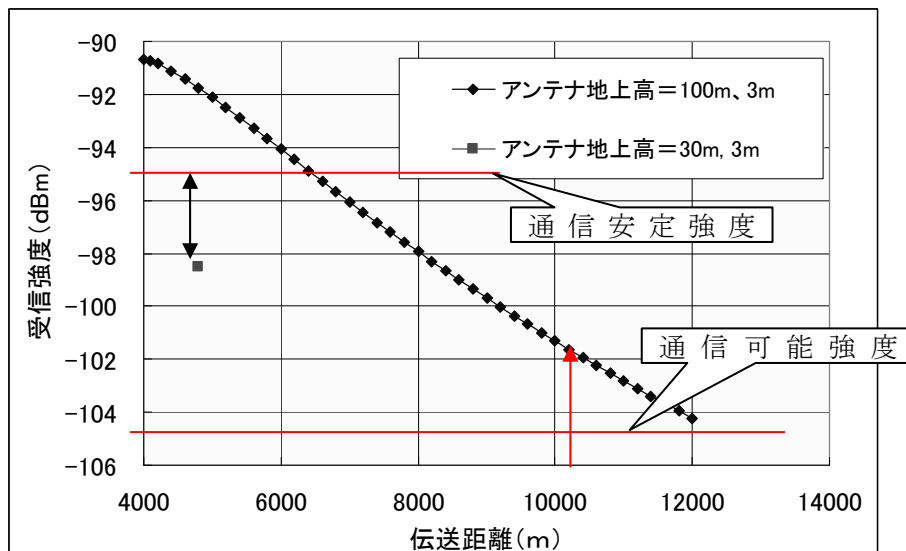


図 3.7.2-3 飛行時のモデム間信号強度の推定

2) 見通し外データ通信

a) イリジウム衛星電話の利用

飛行船型無人機が長距離に進出する場合、機体の健全性確認や指令送信のために長距離通信が不可欠であり、その一環としてイリジウム衛星携帯電話を用いた長距離通信について、検討・実験を行った。

当初、一般的なアナログ電話を使用したモデム通信と同様な形態で通信プログラムを作ったが、機体に搭載しての通信試験においては全く通信ができず、以下のような事象が確認された。

- ・ USB-RS232C 変換ケーブルで接続した端末からのダイヤル操作が不可能。
- ・ データの送信は地上側、機体側共に問題なくできているが、受信について、ラインモニタのログから相手には届いているが、プログラムで解釈ができていない、またはプログラムがデータを受信できていない。
- ・ データの受信について、一般的なシリアル通信のようなデータの流れではなく、データごとの受信間隔が不定である。
- ・ 同じく、機体側で原因不明の障害で回線切断が認識できない事象が発生していた。

このため、回線の通信特性取得および通信を可能にするための処理技術を確認するためのアプリケーションの開発を行った。通信回線の特性取得においては、アンテナごとの電波受信強度の計測、固定した大きさのレコードを連続送信し受信レコード数を確認する試験を実施した。

アンテナごとの電波受信強度の計測については、アンテナを起点に仰角 8.2 度内に障害物がない場所で、円形補助アンテナ、ポールタイプアンテナを並べ同時に電波受信強度を計測した。その結果の一例を図 3.7.2-4 に示す。

日時		2009年2月10日13:02 から3時間の結果		日時		2009年2月8日08:44 から3時間	
アンテナ種類		円形	ポール型	アンテナ種類		円形	ポール型
電波 受信 強度	0	0	0	電波 受信 強度	0	5	4
	1	1	0		1	7	0
	2	1	0		2	5	0
	3	12	4		3	29	3
	4	13	6		4	43	7
	5	152	170		5	90	166
エラー		1	0	エラー		1	0

日時		2009年2月5日10:33 から1時間		日時		2009年2月4日13:20 から1時間	
アンテナ種類		円形	ポール型	アンテナ種類		円形	ポール型
電波 受信 強度	0	0	0	電波 受信 強度	0	11	7
	1	0	0		1	2	2
	2	0	0		2	5	5
	3	6	1		3	4	6
	4	3	3		4	6	4
	5	51	55		5	32	35
エラー		0	1	エラー		0	1

図 3.7.2-4 電波受信強度計測の例

電波受信強度は 0～5 の 6 段階で表わされる。0 が受信できていない状態で、5 が最も強く受信している

状態である。また、電波受信強度の確認コマンドを送信しても応答がないことがあり、それをエラーとしてカウントしている。これらの結果から、通信に使用するアンテナはポールタイプアンテナが最適であること、イリジウム通信衛星が常に移動しているため、時折通信が不可能になる状況があることが分かった。

レコードの連続送信については、100 バイトのデータレコードを 100 件送信、それを受信し、データの送出から受信までにかかる伝送遅延を計測した。送信側プログラムは 100 件送信したら回線を切断するようにしている。また、データ送出時間間隔を変えながらデータが受信側に到達する件数をカウントした。回線速度は 4800bps と 9600bps の2つで、それぞれモデム側でデータ圧縮をした場合としない場合の2つのケースで試してみた。その結果の一例(9,600bps, 圧縮有り)を図 3.7.2-5 に示す。

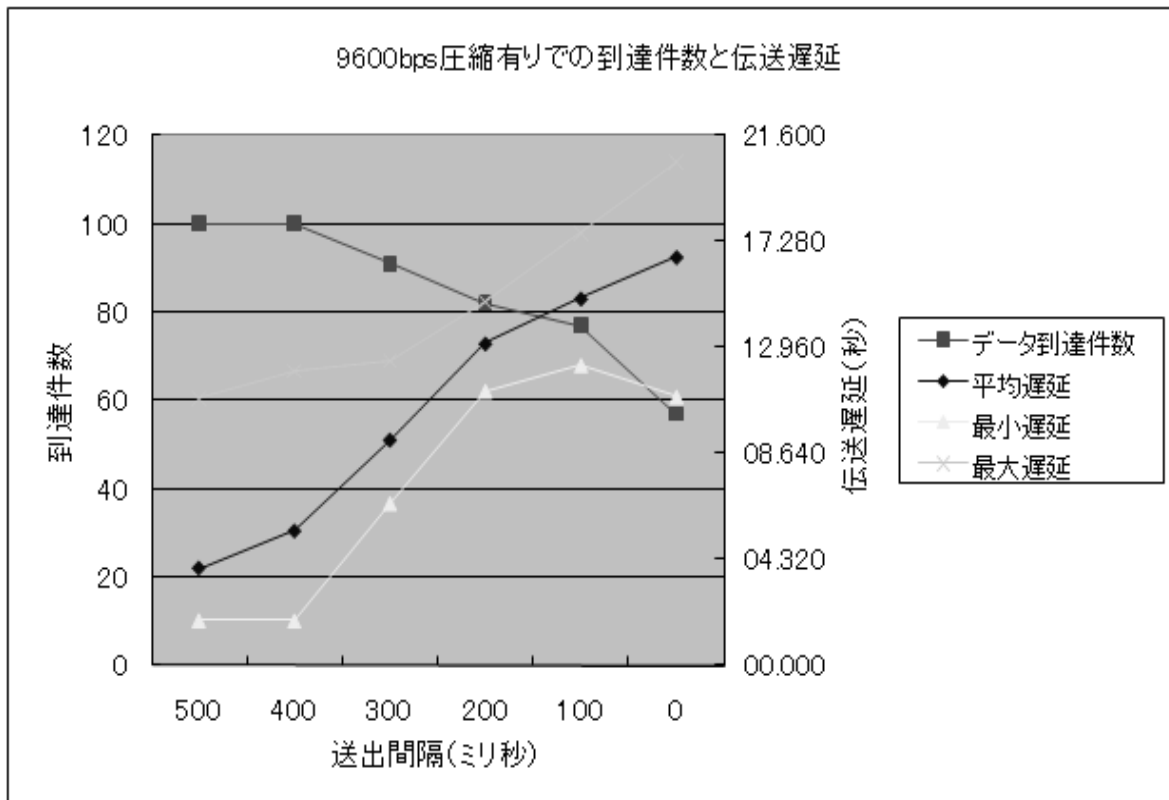


図 3.7.2-5 伝送遅延計測結果例

これらの結果で共通しているのは、データレコードの送出間隔を短くすると、すべてのデータを送信完了したあとにすぐ回線を切断すると全データが相手に到達せず、さらにデータの到達遅延が増加するという点である。衛星通信であるが故の伝送遅延があることは仕方ないにせよ、レコード送出間隔を短くすることで伝送遅延が大きくなるということは、連続した大量のレコードを送受信には向いていないことを意味し、レコードの大きさやレコード間の送出間隔をそれなりに大きくしておくことが成功のカギとなることが分かった。

データ圧縮の有無については違いがはっきりと出ていない。要因はわからないが結果を見る限りデータ圧縮の設定は行わなくて良い。この点は回線速度についてもいえることで、回線速度が2倍になったにもかかわらず、すべての結果にはっきりとした差は見受けられなかった。

この結果をもとに、過去の試験結果データを送信、コマンド受信をする機体制御ソフトウェアを模倣するソフトウェアを開発し、地上局ソフトウェアとともに地上静止状態での通信が可能なプログラムの開発を行

った。データの送信については試験結果をもとに 1 秒間隔で送信するようにしたが、受信処理に関しては一般的なモデム通信ではない工夫を少ししている。処理の流れを図 3.7-5 に示す。

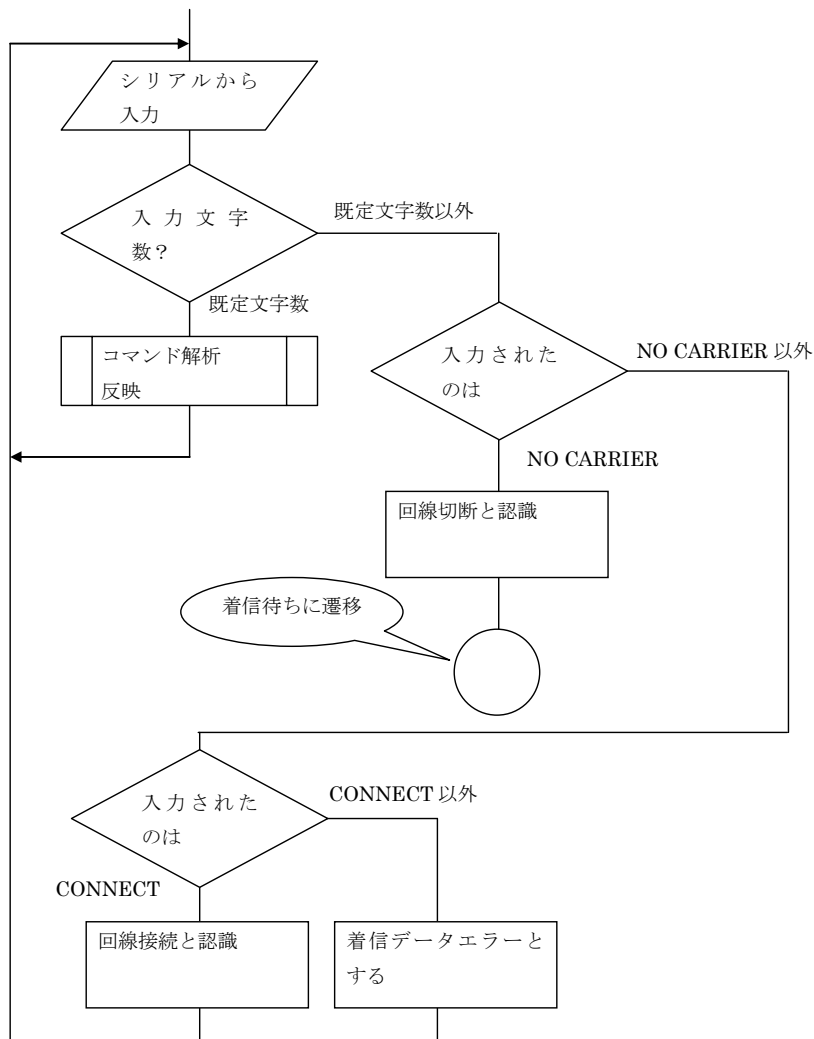


図 3.7.2-6 イリジウム衛星通信データ受信処理の概略

RS232C から送られてくるデータは相手側から送られてくるデータとモデムからの制御メッセージの 2 種類がある。制御メッセージはモデム制御を行うヘイズ社が規定したヘイズ AT コマンドのリザルトコードで、主にコマンドの実行結果や回線接続・切断時に結果がモデム側から送られてくる。この制御メッセージを判別し、プログラムが送出するデータの大きさが分かっているため、そのデータサイズが来た場合はデータと認識し、これ以外は制御メッセージとしている。また、回線切断処理は通常ヘイズ AT コマンドで規定した手順で回線切断を行うが、データ受信遅延等で希望するタイミングで回線が切断できないことがあるため、回線切断は RS232C の強制閉鎖処理で切断し、再度開放処理を行うことで次への接続を可能としている。

この処理は 2009 年版地上局ソフトウェアで実装し、機体制御ソフトウェアを模倣するソフトウェアとの間で、地上静止状態での動作を確認し問題がないレベルになっていることは確認しているが、飛行試験のタイミングの問題もあり、最終的な実証までは行えていない。

b) インマルサット衛星通信の利用 ^{3.7-3)}

インマルサットは、赤道 36,000km に打ち上げられた 4 つの静止衛星により全世界の陸上・海上・上空で 3G 携帯電話相当の高速 IP データ通信を可能とするシステムであり、その特長は 240kbps/3.74kbps のブロードバンド通信 (BGAN) が可能なことである。アジア地区では 2009 年度よりこの BGAN システムが利用可能となった。

通信端末 (BGAN 端末) の仕様を表 3.7.2-1、また図 3.7.2-7 にその外観を示す。

表 3.7.2-1 インマルサット衛星通信端末仕様例

要目	仕様
機種名	EXPLORER 500
通信方式	パケットデータ／ストリーミング
秘話性	固定 IP 設定
周波数	1.6GHz 帯 (up)／1.5GHz 帯 (down)
空中線出力	2W
通信時間	2 時間 15 分 (連続), 36 時間 (スタンバイ時)
重量, 形状	1,400g, 218×217×52 mm
バッテリー	Li-Ion 11.1V, 2200mAh



図 3.7.2-7 BGAN 端末外観

これを無人機に搭載してデータ通信を行うことを想定し、以下のような実験を実施した。

・BGAN 通信端末のアンテナ方位・迎角特性の測定

BGAN 通信端末のアンテナは、基本的には静止衛星への方位と迎角に設定することになるが、無人機への搭載を考えて、どの程度の角度のズレまで許容されるかを求めた。その結果より、方位では約 $\pm 60^\circ$ 程度、迎角では約 $\pm 25^\circ$ 程度までズレても通信遮断が起こらないことを確認した。

・データ伝送時間の測定

地上側に FOMA (3G 携帯データ端末) を介した PC として、パケットのファイルサイズに対する往復の伝送時間を測定した。その結果、100byte～1kbyte で 3～4 秒、10kbyte～100kbyte で 8～20 秒であった。また BGAN 端末側に設置した LAN カメラの映像伝送を試みた結果、遅れは 5～10 秒程度であった。

・地上直線移動速度に対する通信評価

BGAN 端末を車屋根に設置し、データ通信量 600kbyte の相互通信を行いながら、車速を 40～80km/h にて直線走行を行い、この時のデータ値の誤り評価を行った。その結果、車速 80km/h でも誤り率は 1% 程度であった。ここで誤りが発生する状態は、車を加速／減速する際の車速変化が大きい場合であることが分かった。

・BGAN 端末のジンバル開発と回頭試験

無人機に BGAN 端末を搭載する場合、無人機の回頭運動に対してそのアンテナ方位を維持する必要がある。これよりジャイロとサーボモータによる BGAN 端末用ジンバルを開発した。その外観を図 3.7.2-8 に示す。開発したジャイロに BGAN 端末を搭載し、全体を車屋根上に固定して、車が一定の車速で回頭する状態での通信評価を行った。その結果最大 60° / 秒程度以下の回頭速度では、その方位のズレは約 20° 以下に留まり、通信遮断が生じないことを確認した。

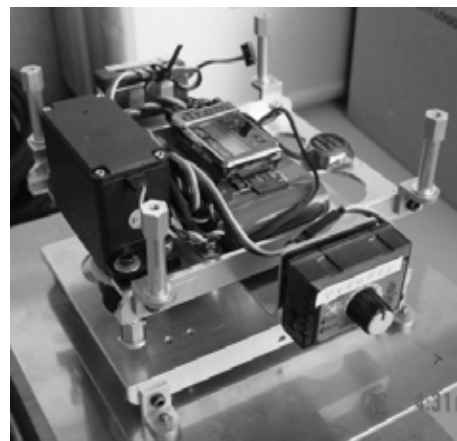


図 3.7.2-8 BGAN 端末用ジンバル

3.7.3 映像伝送

1) アナログ映像伝送実験

前項で述べたように、1.2GHz 帯のアナログ映像周波数が 2007 年度より例外的に認可されたことに伴い、この周波数を利用する上空移動が可能な無線局を開設し、動画映像のリアルタイム遠距離伝送を飛行実験で試みた。1.2GHz 映像無線局の周波数は、単向あるいは同報通信方式の 1 波で、送信出力 1W 以下及び送信アンテナ利得 2.15dBi で上空移動が可能な携帯局として扱われる。携帯局は免許を必要とするものの、運用において無線従事者免許や業務日誌が不要であり、同じ周波数の実験局よりも簡素化が成されている。ここで動画映像伝送実験に使用した装置を以下に示す。

- ・ 映像送信機： FN12TX-310, 電波形式 F3F, 出力 1W, 周波数 1281.5MHz
- ・ 受信機： NF12RX, 受信感度 -70dB(mW)以下, NTSC 信号出力
- ・ 受信アンテナ： ループ八木(ゲイン 17dBi), パラボラ(ゲイン 19dBi)

動画伝送が可能な距離を実証するために、飛行船にカメラと映像送信機を搭載し、飛行実験中の動画映像受信を試みた。受信点は飛行中の飛行船が視認できる山頂などの距離 5km, 15km, 25km の地点である。ここで 25km 地点での地上高が 250m(山頂), 送信側地上高 50m 及び 100m(飛行船飛行高度)とした場合の受信電界強度及び受信最大有効電力の推算値は 45dB($\mu\text{V}/\text{m}$)及び-80dB(μV)であった。これより受信系にプリアンプを挿入し、受信機の受信感度まで増幅した。

その結果、まずループ八木アンテナを用いた場合、実質的な S/N が良くないためプリアンプの増幅効果はほとんど無く鮮明な映像受信は難しかった。次にパラボラアンテナではそのアンテナ特性より、高い S/N 比を維持して増幅が可能のため鮮明な動画受信が可能であった。なお、飛行船の運動による送信信号の偏波面変化を予想して、八木アンテナ 2 基による偏波ダイバーシティアンテナによる受信も試みたが、目に見える効果はなかった。図 3.7.3-1 に受信時の受信画像及びその信号強度の計測(左)と、受信設備(右)の概要を示す。



図 3.7.3-1 25km 地点での受信設備と映像受信実験の概要

また 15km 地点と 25km 地点の信号強度はほとんど同じであった。その理由として、15km 地点ではその

伝送路内に複数の丘陵が存在するため減衰が大きく、25km 地点では伝送路がほぼ平地であり、その減衰が少ないことによるものと考えられる。なお受信時においてパラボラアンテナの方位角を $\pm 30^\circ$ 程度変えてみたが、信号強度の変化はわずかであった。これよりアンテナのビーム角度に対して距離を勘案した実質的なビーム角度は広くなり、このような遠距離受信では特別なアンテナ追尾装置等が必要ないことも分かった。

2) 映像信号データ重畳システム

a) 送信側データ重畳

動画映像のリアルタイム伝送では、同時に撮影地点、高度等の情報が必要である。そこで送信側において、データを映像信号の同期信号部分に重畳させ、データを伝送する装置(データ重畳装置)を試作した。この場合、本映像周波数の電波形式(アナログ・周波数変調(F3F))を変えることはない。ただし、電波法上はデータ信号重畳による映像信号の占有帯域の拡大を抑えることが条件となり、また試験電波の発射を含む無線局の変更検査等が必要となる。本システムの全体概要を図 3.7.3-2 に示す。

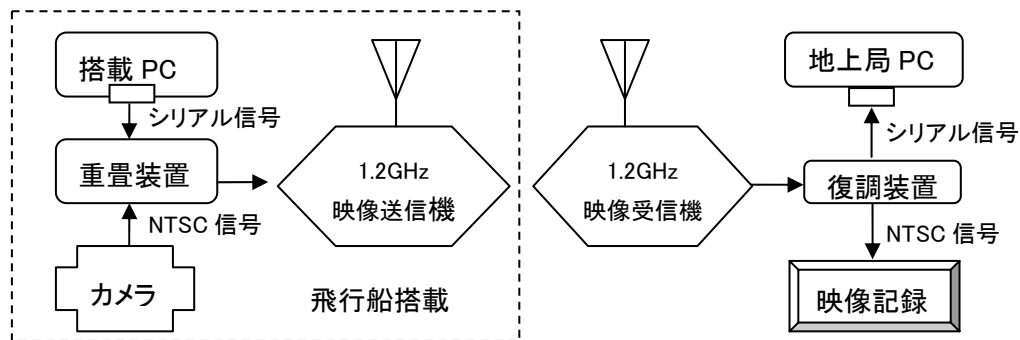


図 3.7.3-2 データ重畳システムの概要

本装置を用い 15km 地点において映像受信と同時にデータ伝送受信を試みた。重畳するデータは、搭載 PC のシリアル伝送信号として伝送容量が 78byte、伝送間隔は1秒である。その結果の一例として、飛行高度及びエンジン回転数の受信データの時間変化を図 3.7.3-3 に示す。これより飛行船(送信側)が十分な高度(ここでは 70m 以上)にある場合は、80%以上の確率でデータ受信が可能であることが分かった。また信号強度の測定値より、25km 地点でも同程度のデータ伝送は可能であると思われる。

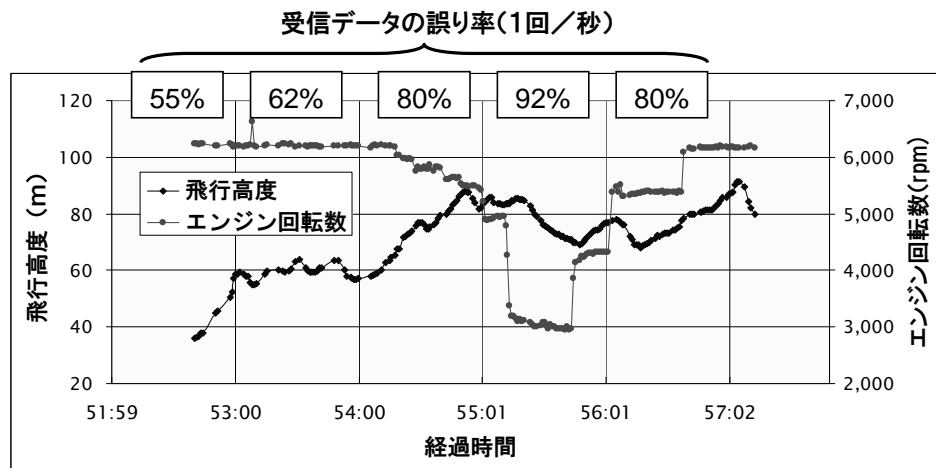


図 3.7.3-3 データ重畳システムによるデータ伝送実験結果(15km)

d) 地上局データ重畳

飛行船のフライトデータは、無線 LAN またはモデム等で地上局へ送られるが、これを映像受信機で受信した映像信号に地上局の PC 上で重畳させるシステムを試作した。その概要を図 3.7.3-4 に示す。

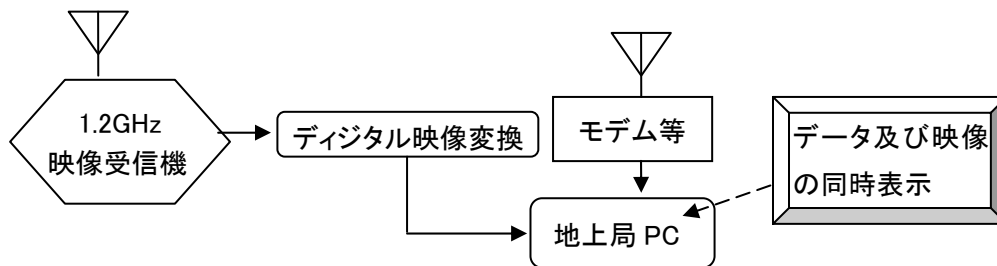


図 3.7.3-4 地上局におけるデータ重畳システム

本システムの特徴は、動画のデジタル形式が MPEG2 であるため専用のソフトウェアが必要なく、また機体から送信する情報が映像とフライトデータ別々となるため、システム構成が単純である。図 3.7.3-5 にデータと映像の同時表示例を示す。



図 3.7.3-5 PC 画面上での映像・データ同時表示

3) 映像無線伝送の解析

a) 電波伝搬^{3.7-4)}

電波伝搬における伝搬効果は、長距離伝搬効果として、受信電力変動が長距離に渡り発生する伝搬損失、および受信電力変動が障害物の長さ按比例して発生するシャドーイングがある。また、短距離伝搬効果として、受信電力変動が電波の波長程度で生じるマルチパスがある。ここでは、伝搬損失と反射波 1 波のマルチパスと伝搬効果を考慮した 2 波モデルの電波伝搬を検討する。

● 電波伝搬の推算式

基本的な電波伝搬として、直接波だけでなく反射波を考慮した、2 波モデルの電界強度推算式を扱う。

映像伝送の電波伝搬状況は、電波出力と送信アンテナの限界から、見通し距離内で平面大地と考える。そのため反射は、地面や海面が鏡面反射する単純化から、直接波と反射波との合成波により、受信点の電界強度および電力を求める。

映像伝送は本来、飛行する機体から固定の地上に伝搬されるため、移動通信回線として扱わなければならない。しかし、映像伝送は見通し外伝搬路では受信できないから、2 波モデルのような見通し伝搬路が必要条件となる。

● 平面大地の 2 波モデル ^{3.7-5)}

図 3.7.3-6 のように、平面大地において高さ h_t [m] の送信点から、距離 d [m] 離れた高さ h_r [m] の受信点で、直接波と大地による反射波とを受信する。直接波および反射波の電界強度をそれぞれ E_0 [V/m] および E_r [V/m] とし、直接波と反射波の行路長差による位相遅れ角を δ [rad]、また反射による位相遅れ角を χ [rad] とすれば、受信電界強度 E [V/m] は

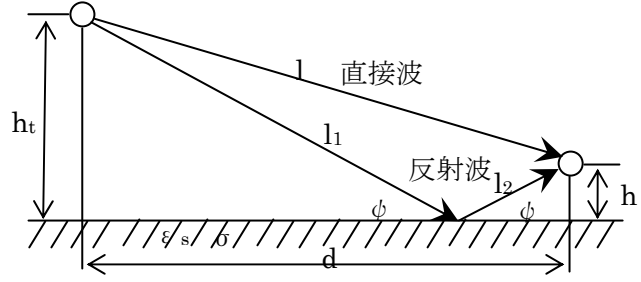


図 3.7.3-6 平面大地の直接波と反射波

$$E = \sqrt{E_0^2 + E_r^2 - 2E_0E_r \cos(\delta + \chi - \pi)} \quad (3.7.3-1)$$

$$\frac{E}{E_0} = \sqrt{1 + |R|^2 - 2|R| \cos(\delta + \chi - \pi)} \quad (3.7.3-2)$$

で与えられる。ここで、 $R \equiv E_r/E_0$ は、反射係数で入射波に対する反射波の電界強度比である。つぎに、行路長差による位相遅れ角 δ は、直接波の行路長を l [m]、反射波の行路長を $(l_1 + l_2)$ [m]、および波長を λ [m] として

$$\delta = \frac{2\pi}{\lambda} [(l_1 + l_2) - l] \quad (3.7.3-3)$$

である。さらに、接地角(入射角の余角)を ϕ [rad] とすれば、反射係数 R と反射による位相遅れ角 χ は ϕ の関数になる。水平偏波(偏波は電波の電界面)および垂直偏波の反射係数、 R_H および R_V は、

$$R_H = \frac{\sin \psi - \sqrt{\epsilon_c - \cos^2 \psi}}{\sin \psi + \sqrt{\epsilon_c - \cos^2 \psi}} \quad (3.7.3-4)$$

$$R_V = \frac{\epsilon_c \sin \psi - \sqrt{\epsilon_c - \cos^2 \psi}}{\epsilon_c \sin \psi + \sqrt{\epsilon_c - \cos^2 \psi}}$$

となる。ここで、 ϵ_c は複素誘電率で $\epsilon_c \approx \epsilon_s - j60 \sigma \lambda$ 、 ϵ_s は比誘電率、 σ は導電率[S/m]であり、映像伝送周波数 1.2GHz 辺りでは、海水で $\epsilon_s=70$ 、 $\sigma=5$ 、湿地で $\epsilon_s=30$ 、 $\sigma=0.2$ 、一般陸上で $\epsilon_s=15$ 、 $\sigma=0.04$ 、および乾地で $\epsilon_s=3$ 、 $\sigma=0.0002$ とされる ^{3.7-5)}。反射の位相遅れは水平および垂直偏波の位相遅れを χ_H および χ_V として反射係数 $R=|R|e^{j\chi}$ から、次式により求められ、これら水平および垂直偏波に対応した電

界強度を得る.

$$\begin{aligned}\chi_H &= \text{Im} \left[\ln \left(\frac{R_H}{|R_H|} \right) \right] \\ \chi_V &= \text{Im} \left[\ln \left(\frac{R_V}{|R_V|} \right) \right]\end{aligned}\quad (3.7.3-5)$$

直接波の電界強度 E_0 [V/m] は, 等方性アンテナを基準にとれば

$$E_0 = \frac{\sqrt{30P_t G_t}}{\sqrt{d^2 + (h_t - h_r)^2}} \quad (3.7.3-6)$$

で表される. ここで, P_t は送信電力[W], および G_t は送信アンテナの絶対利得である. 送信側の給電線損失 L_t と, 実際の伝搬路における補正係数 C [dB] を導入し, 電界強度を [μ V/m] 基準の [dB] で示せば, 式 (3.7.3-7) を得る.

$$\begin{aligned}E[\text{dB}(\mu\text{V} / \text{m})] &= 20 \log_{10} \left(\frac{E}{E_0} \right) \\ &+ 20 \log_{10} \left[\frac{\sqrt{30P_t}}{\sqrt{d^2 + (h_t - h_r)^2}} \right] \\ &+ G_t[\text{dB}_i] - L_t[\text{dB}] + 120 + C[\text{dB}]\end{aligned}\quad (3.7.3-7)$$

実際の伝搬路で測定した電界強度は, 理論値より小さくなるので, 式 (3.7.3-7) の C は負であり, 地形地物による損失のための電界強度補正係数として扱う^{3.7-7)}.

図 3.7.3-7 には, 北海道大樹町の大樹航空宇宙実験場で実施した 1.2GHz 映像伝送周波数の電界強度測定結果を示す.

電界強度の点におかれた絶対利得 G_t [dBi] を持つ受信アンテナの受信最大有効電力 P_r [dB(mW)] は, $E^2 / (120 \pi) = (4 \pi P_r) / \lambda^2$ の関係から, 受信側の給電線損失 L_r を考慮し

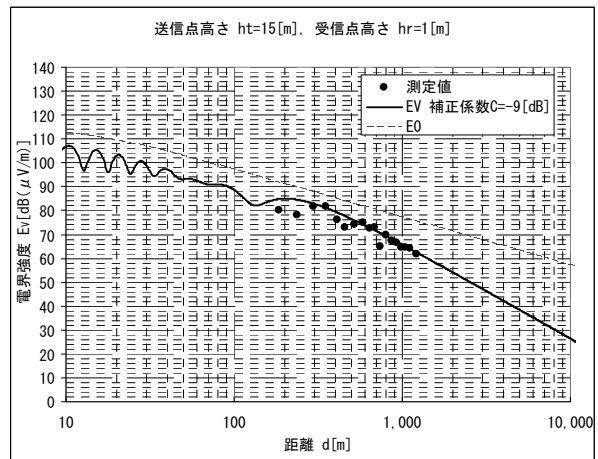


図 3.7.3-7 大樹実験場での電界強度測定

$$\begin{aligned}P_r[\text{dB}(\text{mW})] &= E[\text{dB}(\mu\text{V} / \text{m})] + 10 \log_{10} \left(\frac{\lambda^2}{480 \pi^2} \right) \\ &+ G_r[\text{dB}_i] - L_r[\text{dB}] - 90\end{aligned}\quad (3.7.3-8)$$

となる. 以上の推算式を扱うときの送受信アンテナの条件は, 偏波面がそろい, 放射指向性の最大方向が合っていることである.

b) 空中撮影高度による分解精度

災害監視の映像を模型航空機から撮影するとき、映像送受信機では、伝送を確立させるに送受信間の見通しが必要となる。そのため、飛行高度の下限が決められてしまい、撮影条件にも制約が生じる。撮影条件と分解精度の関係を把握しておけば、所望の映像を得るための対処ができる。そこで、撮影の分解精度に影響する条件の関係を明確にする。

● 空中撮影の分解精度

動画を伝送する 1.2GHz 映像送受信機の映像信号は、アナログの NTSC 信号である。NTSC 信号のデジタル性能を明らかにし、デジタルの静止画として空中撮影の分解精度を調べる。分解精度に影響する条件は、飛行高度、対地速度、およびデジタル受像機の感光面性能であり、撮影の分解精度は撮影の分解能、対地移動量、および揺れによるブレ量から成る。

① NTSC 信号のデジタル性能

1.2GHz 映像伝送の映像信号は、アナログの NTSC 方式で取り扱われる。DVD ビデオの仕様 (MPEG-2 が NTSC 方式と同程度になっているため、アナログ NTSC 方式のデジタル仕様をそれとして次に示す。

画素数: 720 × 480 ピクセル

フレームレート: 30 フレーム/秒

画面アスペクト比: 4:3

アナログ NTSC 方式の実質走査線数は 480 本程度であり、縦の画素数に対応する。

② 感光面の分解能

CCD あるいは CMOS の感光面サイズは対角長の型 (インチ) で表されていることがあり、対角長と感光面サイズのアスペクト比から求めたその長辺および短辺の長さをそれぞれのピクセル数で割れば、それぞれの分解能が計算できる。感光面において、一辺長 l 、およびそれに対応するピクセル数 p から、その分解能は δ_{CCD} の記号を使って

$$\delta_{\text{CCD}} = \frac{l}{p} \quad (3.7.3-9)$$

となる。

分解能が記載されている CCD カメラの仕様として、Watec 製では「セルサイズ」の項目がそれに相当し、WAT-250D(NTSC)の場合に $6.35 \mu\text{m(H)} \times 7.4 \mu\text{m(V)}$ と書かれている。

③ 撮影尺度

撮影尺度は、被写体面に対する感光面の長さ比である。撮影は、カメラと被写体とが十分に離れ、ピントが調整できていることにする。撮影装置を搭載した模型航空機による水平飛行の垂直撮影では、レンズの焦点距離 f 、レンズから被写体までの距離 H 、CCD 感光面の一辺長 l 、および被写体面の対応辺長 L から、撮影尺度 M は次式で定まる。

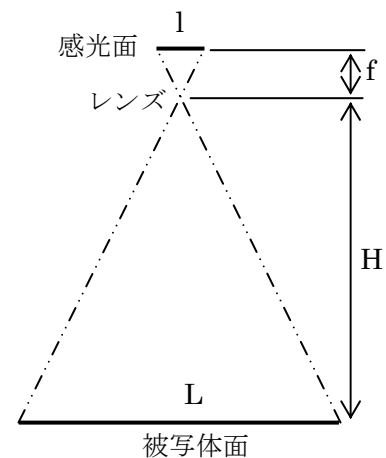


図 3.7.3-8 撮影尺度

$$M = \frac{l}{L} = \frac{f}{H} \quad (3.7.3-10)$$

ここで、垂直撮影のときに H は地上から模型航空機までの距離である撮影高度になる。先の WAT-250D(NTSC)により、広角側 $f = 3 \text{ mm}$ として、 $H = 50 \times 10^3 \text{ mm}$ では $M \approx 1/17,000$ の撮影尺度をとる。さらに、撮影高度を高く、例えば 2 倍の 100 m に取る必要が生じた場合、同じ撮影尺度にするには、レンズの焦点距離を 2 倍の 6 mm にしなければならない。

④ 撮影の分解能

被写体面位置の撮影の分解能 δ_{xy} は、次式の関係から示される。

$$\delta_{xy} = \frac{L}{l} \delta_{ccd} = \frac{H}{f} \delta_{ccd} = \frac{\delta_{ccd}}{M} \quad (3.7.3-11)$$

WAT-250D での撮影分解能を計算すると、広角側(前後方向の画角約 73°)で $f = 2.8 \text{ mm}$ (35mm 判換算約 22mm)、撮影高度を $H = 50 \times 10^3 \text{ mm}$ 、また上述から $\delta_{ccd} = 6 \times 10^{-3} \text{ mm}$ とすれば、地上の分解能 $\delta_{xy} = 10 \text{ cm}$ が得られる。同じ焦点距離で、撮影高度を 3 倍の 150 m にするとき、地上の撮影分解能も 3 倍の 30 cm になる。

デジタルカメラ(NTSC 出力可能)の RICOH GR DIGITAL では、静止画撮影において $\delta_{ccd} = 3.5 \times 10^{-3} \text{ mm}$ 、 $f = 5.9 \text{ mm}$ (35mm 判換算 28mm) および $H = 50 \times 10^3 \text{ mm}$ の条件から、 $\delta_{xy} = 3 \text{ cm}$ が求まる。

⑤ 対地移動量

機体の飛行速度が 0 でなければ、シャッターを開いてる間に撮影画像の前進方向にブレ(前進ぶれ)が発生する。機体の対地速度 v_G 、およびカメラのシャッター速度 Δt から、ブレの量である対地移動量 ΔL は次の式で表せる。

$$\Delta L = v_G \Delta t \quad (3.7.3-12)$$

他方、シャッター速度は、被写体の照度 E 、レンズの絞り値 F 、および感光面の感度 ISO について

$$\Delta t \propto \frac{1}{ISO} F^2 \frac{1}{E} \quad (3.7.3-13)$$

の関係が成り立つ。WAT-250D では、被写体の明るさに合わせてシャッター速度を $1/60 \sim 1/100,000$ 秒の範囲内で電氣的に変化させている。

このブレの量を抑えるには、飛行速度を 0 に近づけるか、あるいはシャッター速度が可変できるならば調整範囲の中でシャッター速度を小さく(速く)する。対地速度 10 m/s 、シャッター速度 $1/100$ で、 10 cm のブレが発生する。機体の対地速度が大きくなったり被写体が暗くなると、この影響は増加する。

⑥ 揺れによるブレ量

機体の揺れによってもブレが生じる。影響が大きいと思われる機体のロール角速度 p による地上の横方向ブレ量 ΔB は、水平飛行で中央付近ならば

$$\Delta B = p \Delta t H \quad (3.7.3-14)$$

から示され、撮影高度に比例する。

⑦ 斜め撮影

水平飛行で斜め前方を撮影する斜め撮影の場合には、撮影高度を H とし水平線から下方を見た角度である伏角 γ によって、撮影の分解能は被写体面中央において

$$\delta_{xy} = \frac{L / \sin \gamma}{l} \delta_{ccd} = \frac{H / \sin \gamma}{f} \delta_{ccd} \quad (3.7.3-15)$$

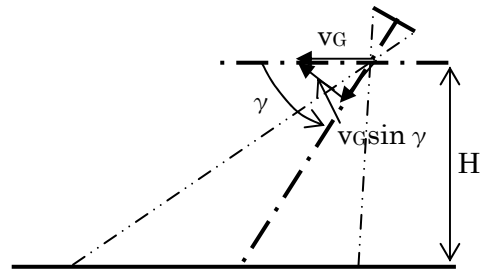


図 3.7.3-9 斜め撮影

における。被写体中央以外の分解能は中央に比べ、進行方向の前方では距離が長くなるため悪くなり、後方では逆に良くなる。同一撮影高度において伏角 45° のとき、伏角 90° である垂直撮影に比べて、撮影の分解能は 1.4 倍悪くなる。

また、感光面の速度成分から、前進方向の対地移動量は

$$\Delta L = v_G \sin \gamma \Delta t \quad (3.7.3-16)$$

と表される。

なお動画では、視点と対象との相対的な動きにより、画面上にオプティカルフローが生じ、画面の見易さに影響すると考えられる。

⑧ 撮影の分解精度

以上から撮影の分解能、対地移動量および揺れによるブレ量をあわせた長さを撮影の分解精度 δ_L として、次のように設定してみる。

$$\delta_L = \delta_{xy} \left(1 + \sqrt{\left(\frac{\Delta L}{\delta_{xy}} \right)^2 + \left(\frac{\Delta B}{\delta_{xy}} \right)^2} \right) = \frac{H}{f \sin \gamma} \delta_{ccd} \left(1 + \sqrt{\left(\frac{v_G \Delta t}{\delta_{ccd}} \frac{f}{H} \sin^2 \gamma \right)^2 + \left(\frac{p \Delta t f}{\delta_{ccd}} \sin \gamma \right)^2} \right) \quad (3.7.3-17)$$

特に対地移動量と揺れによるブレ量は、式中のカッコ内で表すように撮影の分解能に対して示すと有用であろう。

● 高度および撮影装置の検討

撮影動画は、機上の 1.2GHz 映像送信機で伝送して地上で受信するシステムを想定する。飛行高度の上限が 300 m に想定されているので、撮影高度の上限も 300 m とする。

① 見通し距離から与える撮影高度の下限

送受信間の見通し距離 d_0 [km] は、送信および受信点の高さをそれぞれ H_1 および H_2 [m] として

$$d_0 [km] = 4.12 \left(\sqrt{H_1 [m]} + \sqrt{H_2 [m]} \right) \quad (3.7.3-18)$$

で表される。実際には、見通し距離内に建物や山などの障害物があり、電波伝搬に大きく影響する。電界強度の距離減衰特性から判断して有効な電界強度を得るために設定伝送距離 d [km] の 3 倍を見通

し距離 d_0 [km]と設定し, 上式から送信点の高さ H_1 [m]を導くと次式になる.

$$H_1[m] = \left(\frac{3d[km]}{4.12} - \sqrt{H_2[m]} \right)^2 \quad (3.7.3-19)$$

映像受信の地上基地局が半径 20km の円内範囲をカバーする想定から設定伝送距離を 20 km とし, 仮に地上基地局のアンテナ地上高を 20 m に取れば, 送信アンテナの高さである撮影高度 H_1 は約 100 m になる. さらに, 障害物の許容範囲を多少なりとも広げるため, 例えば約 1.5 倍の 150 m を撮影高度の下限に取ってみる.

② 動画撮影

リアルタイム動画の用途は, 機上からの鳥瞰映像を見ることにより, 地上の地形や建物などから飛行位置の特定, および現場概況の把握, ならびに相対的な機体の飛行状況の把握にあると思われる. 用途に応じ, 動画を撮影するカメラは次の設定にする.

設置: 前方を撮影し伏角 45° 程度
 画角: 広角レンズの 90° 程度
 画面配置: 画面前方に地平線を入れる

地上の概要を広範囲に見るには広角レンズが良く, また機体の姿勢を見るために基準となる地平線を画面に入れる.

動画を機上から NTSC 信号で伝送する限り, 撮影の分解能はカメラの機種によらず, 設定する焦点距離で決まってくるだろう. 例として WAT-250D を上記に近いカメラ設定にし, 撮影の分解能を撮影高度に対して右図に示す. 撮影高度 150 m で撮影の地上分解能 45 cm, また撮影高度 300 m でも 90 cm であり 1 m 内の地上分解能を持つ. 立った人間の認識は難しいけれども車や地上の概況は十分につかめると考える. この分解能は画角中央における値であり, 画面後方の直下に近い部分では, 撮影高度 300 m で最高 65 cm に改善される.

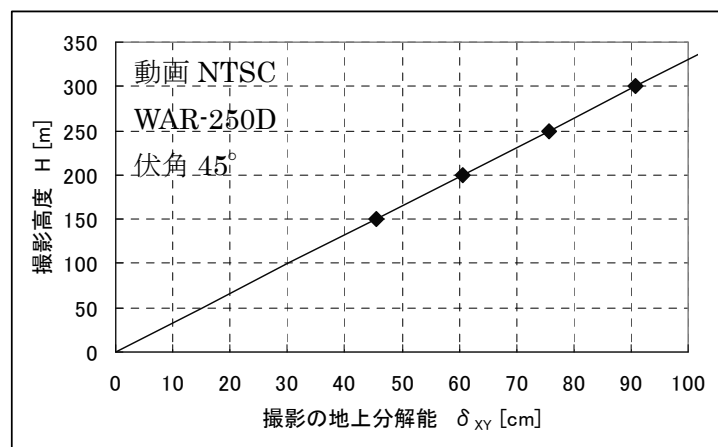


図 3.7.3-10 撮影高度と地上分解能

● 搭載カメラのジンバル装置

飛行による移動や揺れが生じる機体から地上の動画を撮影するためには, ズーム付き可視カメラあるいは IR カメラを組み込んだジンバルの設置が必須と考える. ジンバルの基本機能として, 遠隔による視点の移動やズーム操作, 視点位置を指定した自動指向, およびスタビライザが求められる.

シンバル装置では、アメリカの Cloud Cap TASE(重量 900g)などの製品がある。しかし、DSP61 などの輸出許可が必要であったり、装置がブラックボックス的扱いであったりするため、故障時の対応や独自システムの開発には困難を要する。国内では、NECが自社の制御モジュールと併せて小型シンバルの開発を進めている。

c) デジタル映像無線の検討

● 15GHz 対デジタル画像伝送における無人機搭載システムの開発検討

災害監視無人機システムの映像伝送は、公共機関が災害監視用画像伝送に供するため、それにふさわしく現在消防庁のヘリコプターテレビ伝送システム(ヘリテレ)方式の利用している周波数でデジタル変調方式が適しているとのアドバイスを、総務省側(総務省 移動通信課)から周波数管理室(JAXA 内部署)を介して受けた。これに基づき、無人機システムで使える 15GHz 帯デジタル画像伝送装置が開発できるかどうか、ウィンテル株式会社、株式会社コスモウェーブおよびアイデンビデオエレクトロニクス社のメーカー側と共同で検討作業を 2009 年度に実施した。検討結果は次のとおり。

- ① 既存機器 アイデンビデオエレクトロニクス社製 WL24 2.4GHz 無線機を基にした、周波数変換方式の機器開発は充分可能と考えられる。
- ② 伝送距離は、見通し 20km程度は確保できるものと想定されるが、最大 30kmの可能性は実験機器の製作による電波伝搬試験を経なければ判断できない。
- ③ 画像以外のデータも、既存機器の性能を変更しない周波数変換方式で開発に当るため伝送可能である。
- ④ 送信機モジュールの重量は、現行WL24 型で約 0.6kgあり、OFDM方式 UP コンバータ 2.0kg 程度を加えて周波数変換することを考慮すれば、3kg 程度が想定される。その際、一般的材質でない航空材等の利用によっても 2.5kg 程度が限界と考えられる。
- ⑤ WL24 型送信モジュールの消費電力は 3W 程度である。15GHz帯で 1W出力が確保できるが、15GHz帯送信機モジュール全体(送信機システム全体)の消費電力は 30～40Wが必要と考えられる。
- ⑥ 送信モジュールのデジタル方式周波数の許容偏差は、電波法関係審査基準により、周波数 7PPm以下である。現行WL24 型の基準発振器 20PPmでは審査基準に合致しないため、7PPm以下への改良が必要である。
- ⑦ 総務省に対し、電波法及び電波法関係審査基準等の法令による整合性を、実験試験局申請など、具体的申請を通して無人機搭載の目的に合致することを確認する必要がある。
- ⑧ 画像の遅延時間は、現行 2.4GHz機器 0.18 秒であるが、15GHz に変更されても画像処理機構の改造はないため、遅延時間は変わらない。
- ⑨ 実験試験局申請では、技術基準適合証明の取得を必要としない。
- ⑩ 伝送距離 20km 以上を考えると、高利得アンテナが必要となり、アンテナの指向特性がクリティカルになることから、別途アンテナ追尾システムを考慮する事が必要である。
- ⑪ 15GHz帯送信モジュールからの漏洩電波で他の搭載機器に与える影響を考慮しなければならない。

なお、アイデンは 2010 年に、15GHz デジタル画像伝送の試作機を独自に製作している。

公共機関が災害監視用画像伝送の業務運用に供する周波数として、この周波数は利用せざるを得ないとする。実現させるためには、複数機関での開発費分担などで費用を工面し、試作機の開発と総務省との折衝また試験を繰り返し、無人機に搭載できる装置やシステムを作り上げて行く必要があると考える。

● 1.2GHz映像伝送

1.2GHz 映像無線局の周波数は、単向あるいは同報通信方式の1波だけであり、1W以下の送信出力と、2.15dBi 送信アンテナ利得のもと、2007年より以前の実験局から携帯局として扱われるようになった。携帯局は、免許を必要とするものの、運用において、無線従事者免許や業務日誌が不要であり、同じ周波数の実験局よりも、簡素化が成されている。

ただし、1.2GHz 映像無線局の周波数利用は、公共機関が災害監視用画像伝送の業務として運用するには、前項にも関連し、次のようなリスクがあって、不適格である。この周波数帯は、重要無線局のレーダーなどで利用されており、運用の場所や時間によっては1.2GHz映像受信機がレーダーの抑圧を受ける可能性があり、現に一度、鹿児島市七ツ島で経験している。また、業務としては下位になるアマチュア無線の周波数帯の中にある。

なお、1.2GHz 映像無線局は、アナログ1波だけしか利用できず、複数局の同時運用や中継用の利用はできない。そこで、2009年に総務省へ周波数管理室を介し、1.2GHz 映像伝送周波数のデジタル化・複数チャネル化の提案と問合せしている。その結果は、難しい様子であった。

また、災害復旧現場で遠隔地からの建設機械操作等に利用するため答申された、5.8GHz デジタル画像伝送がある。これを災害監視無人機での画像伝送に利用することも考えられた。しかし、装置を最初から開発しなくてはならず、困難となる。

以下に、1.2GHz 映像伝送試験で使用した装置を表す。装置の販売は現在、ウィンテルから製造元でもある株式会社コスモウェーブに移行されている。

① 1.2GHz 映像送信機(実験局2局－現在閉局):

- ウィンテル WFN12TX-405, 電波形式 F3F アナログ単一チャネル, 出力 0.5W, 消費電流 0.39A@12V, 質量 230g, NTSC 信号入力
- ウィンテル WFN12TX-401, 電波形式 F3F アナログ単一チャネル, 出力 0.1W, 消費電流 0.11A@12V, 質量 160g, NTSC 信号入力

② 1.2GHz 映像送信機(携帯局1局):

- ウィンテル WFN12TX-310, 電波形式 F3F アナログ単一チャネル, 出力 1W, 消費電流 0.1A@12V+0.36A@6.3V, 質量 180g, NTSC 信号入力

③ 1.2GHz 映像受信機:

- ウィンテル WNF12RX, 受信感度 -70dB(mW)以下, NTSC 信号出力

④ 受信アンテナ:

受信アンテナには、製品化されているループ八木アンテナやパラボラアンテナの指向性アンテナが適している。指向性アンテナにすることで、アンテナ利得を大きくとれ、またマルチパスのような余計なノイズの受信を除去できるため、受信画像を鮮明にできる。また、ループ八木アンテナをクロスにして、送信された垂直偏波を円偏波受信すれば、機体の変動による偏波損失が軽減される。指向性アンテナには、送受信の位置関係に従って、何らかの追尾装置が必要になる。

4. まとめ

飛行船型無人機の研究開発は平成 18 年から災害監視無人機の研究開発の一環として開始され、平成 22 年の事業停止に至るまで研究開発活動をおこなった。

研究にあたっては、災害時に地方自治体が屋外の実環境下で、容易に使用することのできる機体システムを開発することを目標に置いて技術課題を検討し、特に重要な課題として自動飛行制御技術と運用技術を識別した。

これらの課題に対して、個別の試験機(14m 級飛行船型無人機, 小型電動飛行船)を開発し、当初のコンセプトを実環境下での運用試験、飛行試験を通じて実証し、より高度なものにすることができた。また、これらの成果を統合した災害監視用無人機のプロトタイプとなる 12m 級飛行船型無人機を開発した。

個別の技術要素としては、上に挙げた飛行誘導制御技術、運用技術について、実用可能と思われるコンセプトを確立し、実環境下で実証することができた。また飛行船に特有の課題である熱浮力・差圧制御技術、また無人機全般に応用可能な搭載機器技術やデータ伝送技術についても実証試験の実施に必要な技術を開発し、また実用段階の適用イメージを作ることができた。

全体として、本研究開発を通じて飛行船型無人機の実現に技術要素について目処を付けることができたと考えている。但し、研究開発の予定にない打ち切りによって、制御精度の更なる向上、運用実績の蓄積、悪条件下の運用の検証など、実用に必要な過程をおこなうことができなかったことは残念であった。

5. 謝 辞

本研究開発の遂行にあたり、神戸大学大学院工学研究科の深尾隆則准教授、及び研究室関係の皆様より、劣駆動系の飛行誘導制御についての知見とご助言を頂きました。また防衛大学の横山信宏准教授より、飛行船の運動力学等についてご助言を頂きました。

また、実験の実施については大樹航空宇宙実験場のある北海道広尾郡大樹町関係の皆様にご大変お世話になりました。鹿児島県での実験に当たっては株式会社日本飛行船(当時)より重整備場として使用されていた場外離発着場の利用について便宜をはかって頂きました。また、長岡市震災対策訓練への参加にあたっては新潟県長岡市役所、同山古志支所の関係者の皆様にお世話になりました。ここに謝意を表します。

6. 参考文献

- 3.2-1) 高井政和, 奥山政広, 友井康人, 蛭田忠孝: 無人飛行船の地上ハンドリングの検討, JAXA-RM-05-010, 2006.
- 3.2-2) 阿保敏広: 高層気象観測業務の解説(改定版), 財団法人気象業務支援センター, 2006.
- 3.3-1) 奥山政広: 小型飛行船膜の気体透過と伸長, 日本航空宇宙学会 第 43 期年会講演会 F05, 2012.
- 3.3-2) 奥山政広, 河野敬: 災害監視用小型無人飛行船の諸元検討, 日本航空宇宙学会第 38 期年会講演会講演集, 2B10, 2007.

- 3.3-3) 中川勤:膜の働き, 共立出版, 1985.
- 3.3-4) 中川勤:包装材料のバリアー性の科学, 日本包装学会, 2003.
- 3.3-5) 小林繁夫, 近藤恭平:弾性力学, 培風館, 1987, pp.165-174.
- 3.3-6) 南宏和:膜構造物設計における膜の弾性理論, 日刊工業新聞社, 1998, pp.81-85.
- 3.3-7) (社)日本膜構造協会:(社)日本膜構造協会試験法標準 膜材料弾性定数試験方法, MSAJ/M-02-1995.
- 3.4-1) 奥山ほか,「大型模型用プロペラ特性の取得と利用」, 第 48 回飛行機シンポジウム講演集, 2011.10.28
- 3.5-1) 情報通信技術研究会編:新情報通信概論, 社団法人電気通信協会, 2003, p.352.
- 3.5-2) 平山良彦:リチウム二次電池の事故から学ぶ事故原因と機器の対策, 日科技連 第 41 回 信頼性・安全性シンポジウム, 2011.
- 3.5-3) 奥山政広, 河野敬:災害監視用小型無人飛行船の諸元検討, 日本航空宇宙学会第 38 期年会講演会講演集, 2B10, 2007.
- 3.6-1) 奥山政広, 高橋侔:飛行船形状模型の風洞試験について, JAXA-SP-03-003, 2004.3, pp.30-43.
- 3.6-2) 奥山政広, 都甲章己, 河野敬:水晶絶対圧センサを用いた高度計測の試み, 第 49 回飛行機シンポジウム講演集 3G7, 2011.
- 3.7-1) 社団法人 電波産業会, 標準規格 特定小電力無線局 400MHz 帯及び 1,200MHz テレメータ用, テレコントロール用及びデータ伝送用無線設備, ARIB STD-T67.
- 3.7-2) 社団法人 電波産業会, 標準規格 第二世代小電力データ通信システム/ワイヤレスLANシステム, ARIB STD-T66.
- 3.7-3) 松田, 都甲:インマルサット衛星サービスによる無人航空機の飛行通信実験, 機構資料 RM-(刊行予定)
- 3.7-4) 奥山, 松田:無人機の飛行試験における映像伝送試験と無線リンク, 第 46 回飛行機シンポジウム講演集 1D2, 2008.
- 3.7-5) 三輪, 加来:アンテナおよび電波伝搬, 東京電機大学出版局, 1999 年, pp.102-105.
- 3.7-6) Rec. ITU-R P.527-3, Electrical characteristics of the surface of the earth, 1992.
- 3.7-7) 森田, その他:郊外の移動通信における VHF/UHF 帯電界強度の推定式, 電子情報通信学会論文誌 B-II, Vol. J 72-B-II No.8, 1989 年 8 月, pp.402-410.

付録 A: 搭載コンピュータで用いる OS のカスタマイズについて

12m 級飛行船型無人機の搭載コンピュータに OS をインストールする際、同コンピュータ自体が市販コンピュータと少々異なる仕様であるため、OS を標準状態でインストールした後、カーネルのカスタマイズを行う必要があった。カーネルのカスタマイズは Vine Linux の「CUI ユーザーズガイド」の「19.2.2. カーネルを自分の設定で作直す」¹⁾に記載された手順で行うことで可能である。特筆すべき点は Linux カーネル標準では RS232C インタフェースは 4 つまでしかサポートされていないため、搭載コンピュータ用にこの数を 8 に増やす必要があることである。RS232C インタフェース数を増やすにはカーネルソースのディレクトリに移動した後、「make menuconfig」コマンドにて、Device Drivers->Character devices->Serial Drivers の順にたどり、Number of 8250/16550 serial ports to register as runtime という項目でデフォルト値の 4 となっているところを 8 と設定する。この後はユーザーガイドの内容に従いカーネルのコンパイル・インストール後、設定ファイルを書き換えて再起動をすることで RS232C インタフェース数が 8 に増える。この後、ベースクロックおよび除数を決めて、各インタフェースの回線速度を決定する。RS232C 制御 IC には 48MHz のクロック周波数が供給されており、この周波数の 16 分周した値と除数により通信回線の速度が決定される。使用する回線速度が決まっているとき、除数は以下の式で求める。

$$d = (48000000/16)/b$$

d : 除数

b : 回線速度 (bps)

これで決めた除数をもとに setserial コマンドで RS232C インタフェースの回線速度を決める。例として、ttyS0 に対して回線速度 115200bps を設定するコマンドの入力例を示す。

```
setserial /dev/ttyS0 baud_base 3000000 spd_cust ^skip_test divisor 26
```

参考文献

- 1) Vine Linux CUI ユーザーズガイド 19.2.2. カーネルを自分の設定で作直す

<http://www.vinlinux.org/docs/vine5/manuals/kernel-upgrade-2.html>

