

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

定点滞空飛行試験成果報告書 — 試験システム及び飛行試験結果 —

定点滞空飛行試験実験隊

2007年3月

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

定点滞空飛行試験実験隊名簿 (JAXA のみ)

総合実験責任者 (正)	戸田 勸	管理班 情報連絡係	辻井 利昭
現地実験責任者 (正)	清水 亨	安全管理班 飛行安全評価係	前川 昭二
現地実験責任者 (正代理)	中館 正顯		
同上	佐々 修一	安全管理班 飛行安全解析係	河野 敬
管理班長 (正)	竹田 繁一	安全管理班 飛行領域警戒係	矢澤 健司
管理班長 (正代理)	楯 篤志		
		飛行試験技術班 工程・技術管理	
安全管理班長 (正)	前川 昭二	係	高井 政和
安全管理班長 (正代理)	河野 敬	同上	斎藤 岳洋
通信・計測班長 (正)	N I C T	飛行試験技術班 試験解析係	河野 敬
通信・計測班長 (代理)	N I C T	同上	奥山 政広
		同上	原田 賢哉
飛行試験技術班長 (正)	中館 正顯	同上	清水 隆文
飛行試験技術班長 (代理)	佐々 修一	同上	村井 孝司
気象班長 (正)	N I C T	飛行試験技術班 飛行計画係	前川 昭二
気象班長 (代理)	N I C T	同上	照井 祐之
通信・放送ミッション班長 (正)	N I C T	飛行試験技術班 随伴機係	奥山 政広
通信・放送ミッション班長 (副)	N I C T	同上	白水 博文
		同上	諸隈 慎一
地球観測ミッション班長 (正)	丹下 義夫		
地球観測ミッション班長 (代理)	西森 正広	飛行試験技術班 機体整備運用	
同上	岡村 吉彦	グループ	松崎 義郎
		同上	鈴木 隆男
管理班 企画係	小池 正明	同上	清水 隆文
		同上	村井 孝司
管理班 総務、施設係	楯 篤志	同上	白井 正孝
管理班 渉外係	楯 篤志	地球観測ミッション班	丹下 義夫
		同上	西森 正広
管理班 広報係	—	同上	岡村 吉彦

宇宙航空研究開発機構研究開発報告
JAXA Research and Development Report

定点滞空飛行試験成果報告書
—試験システム及び飛行試験結果—
Low Altitude Stationary Flight Test
—Test Vehicle and Flight Test Results—

定点滞空飛行試験実験隊
Low Altitude Stationary Flight Test Team

2007年3月
March 2007

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

目 次

概要、Abstract	中舘	1
1. プロジェクトの概要	小池	2
1.1 はじめに	中舘	2
1.2 定点滞空試験機の技術課題	中舘	4
1.3 定点滞空試験機のシステム概要	中舘	5
1.4 全体スケジュール	小池	7
1.5 実施体制等	小池	9
1.5.1 JAXAとNICTの関係		9
1.5.2 試験実施体制		9
1.5.3 実験隊の運営		10
2. 試験システム構成および開発試験	清水 ^{隆文}	13
2.1 試験全体システムの概要	佐々	13
2.2 試験機システム	清水 ^{隆文} /奥山/前川/河野/斉藤/佐々/原田/村井	19
2.2.1 空力		19
2.2.2 構造		22
2.2.3 飛行誘導制御系		28
2.2.4 操縦系		35
2.2.5 航法系		40
2.2.6 浮力制御系		43
2.2.7 推進系		53
2.2.8 電源系		60
2.2.9 通信計測系		67
2.2.10 計装系		69
2.2.11 非常遠隔操縦系		78
2.2.12 非常降下系		86
2.2.13 燈火類系		87
2.2.14 地上運用支援機材		88
2.3 遠隔操縦装置	斉藤	103
2.4 試験機システム開発経過	小池/高井/清水 ^{隆文}	106
2.4.1 設計経過		106
2.4.2 製作経過		108
2.4.3 全機機能確認		110
2.5 開発試験	前川/奥山/松崎/原田/斉藤/河野	111
2.5.1 膜材評価試験		115
2.5.2 風洞試験		119

2.5.3	外皮膜引裂装置試作試験		126
2.5.4	バロネット試作試験		129
2.5.5	バルブ性能確認試験		134
2.5.6	有人飛行船による運用評価試験		137
2.5.7	電源サブシステム試験		138
2.5.8	フィジカルシミュレーション試験		142
2.5.9	システム機能確認試験		145
2.6	地上機能確認試験		153
3.	飛行試験実施作業		156
3.1	試験計画及び試験方案概要	佐々	156
3.2	飛行試験実施条件	中舘	162
3.3	試験スケジュール	高井/斉藤	166
3.3.1	実績		166
3.3.2	1フライト当たりの標準スケジュール		168
3.4	飛行手順	鈴木	174
3.4.1	通常手順		174
3.4.2	非常時手順と緊急出動班		181
3.5	試験指揮系統	高井	185
3.6	随伴機	奥山	188
3.7	追跡管制装置のオフライン運用	村井	190
4.	飛行試験結果		192
4.1	飛行試験結果概要	中舘	192
4.2	浮上機能確認試験(P1-1)	高井	196
4.3	地上取扱総合試験(P1-2)	原田	199
4.4	離着陸試験(P2-1)	鈴木	202
4.5	場周飛行試験(P2-2)	河野	207
4.6	基本特性確認試験(P2-3)	河野	211
4.7	飛行特性データ取得試験(P2-4)	奥山	216
4.8	中高度到達試験(P3-1)	原田	227
4.9	高高度到達試験(P3-2)	原田	235
4.10	定点滞空試験(P3-3)	原田	242
4.11	構造評価	前川	249
4.11.1	荷重と強度評価		249
4.11.2	構造健全性評価		276
4.12	空力評価	奥山	279
4.12.1	ADS 評価		279
4.12.2	抵抗係数評価		283

4.12.3	舵効き		286
4.13	飛行誘導制御系の評価	河野	291
4.13.1	飛行制御系の評価		291
4.13.2	コース誘導、高度誘導系の評価		293
4.13.3	定点滞空誘導系の評価		296
4.13.4	飛行試験結果に基づくシミュレーションの検証		299
4.13.5	結論および今後の課題等		303
4.14	推進系評価	奥山	305
4.15	浮力制御系評価	原田	309
4.15.1	飛行試験結果の解析評価		309
4.15.2	圧力維持および浮力管理に対する評価		317
4.16	操縦評価	柴田	337
4.17	実験場の風の解析と評価	矢澤	341
5.	あとがき	竹田	365
App.1	圧力維持及び浮力管理	原田	366
App.2	非常系テレメータの覆域試験	矢澤	393
App.3	インタフェース	松崎/前川	404
A3.1	追跡管制装置と試験機とのインタフェース		404
A3.2	ミッション機器と試験機とのインタフェース		405
App.4	実験場	照井/斉藤/照井/清水 _{隆文}	408
A4.1	実験場整備経過		408
A4.2	実験場構成		412
A4.3	通信インフラ整備		423
A4.4	実験場運用		428

定点滞空飛行試験成果報告書
—試験システム及び飛行試験結果—
定点滞空飛行試験実験隊

Low Altitude Stationary Flight Test
—Test Vehicle and Flight Test Results—
Low Altitude Stationary Flight Test Team

Abstract

A series of flight tests was conducted with the SPF-2 low-altitude stationary flight test vehicle to demonstrate and prove key technologies for stratospheric platform (SPF) airships while conducting experiments for various missions. The SPF-2 is a 68.4 m long unmanned non-rigid airship that can fly autonomously or be controlled from its ground station through a communication link. Starting with vertical takeoff/landing flights (tethered and non-tethered) over the ground handling area, the flight test vehicle made a total of eight flights. In the last three tests, autonomous geostationary flights were made, including the successful gathering of earth environment and traffic observations at altitudes of approximately 900 m and 2 km, and telecommunications and broadcasting missions at and near 4 km. This report on SPF-2 flight tests begins with an overview of the project, followed by descriptions of: 1) the systems that constitute the vehicle; 2) various tests conducted in the course of SPF-2 development including system integration with the tracking and command system; 3) tasks undertaken from planning to testing stages; 4) flight test results in each technical field. The structure of the hull envelope, made of high-technology thin membrane materials, remained sound throughout the testing program, confirming its operational reliability and safety. Buoyancy control and thermal management were effective in real flight from sea level to 4 km altitude, and it was confirmed that the control and guidance laws were adequate. In summary, the development of the SPF-2 was successful, with the objectives fully achieved.

Keywords; Stratospheric Platform, Airship, Flight Test, Stationary Flight

概要

成層圏プラットフォーム飛行船の鍵となる技術を実証すると共に、各種ミッション試験を実施すべく、定点滞空試験機の飛行試験を実施した。定点滞空試験機は、全長 68 m の無人飛行船であり、遠隔操縦または自律で飛行する。試験機は合計 8 フライト飛行、最後の 3 フライトでは、自律による定点滞空飛行を実施、約 900 m と 2 km の高度に於いて地球観測ミッションに成功、4 km 及び 4 km 近傍の高度に於いて通信放送ミッションに成功した。本稿では、定点滞空試験機の開発及び定点滞空飛行試験について：1) プロジェクトの概要；2) 系統ごとの試験システムの構成及び関連する開発試験、追跡管制系との噛み合わせ試験；3) 飛行試験計画から実施に至る、飛行試験実施作業；4) 第一段階から第三段階の各飛行の概要及び系統毎の結果を含む飛行試験結果、について報告する。ハイテック膜材製の試験機船体構造は、試験期間中健全であり、安全な運用に供し得ることが確認された。熱浮力制御は、実飛行状態で海面から 4 km の高度まで有効であった。定点滞空精度は設計要求内であり、飛行誘導制御則が妥当であることが確認された。以上、目的は総て達成され、定点滞空飛行試験は成功裡に終了した。

1 プロジェクトの概要

1.1 はじめに

再生型太陽電源の実用化が近い将来に見越せるようになり、成層圏滞空機が現実のものとなっていること、及び、力学的に「二乗三乗則」に支配され大型化が容易でない飛行機に比べ、新しい膜材の出現に伴い大型化と軽量化が可能になりつつある飛行船が、ペイロード搭載能力の観点から成層圏プラットフォームとして有望であること等を受け、平成 8～9 年に成層圏飛行船研究開発の機運が高まった。

平成 10 年度からは、成層圏飛行船実現に必要なキー技術: 1) 軽量、高強度な大型船体の製造技術; 2) ヘリウムが充填された船体を安全に運用する技術; 3) 昼夜に亘る長時間滞空を可能にする太陽電池 + 再生型燃料電池による電源技術、を開発すべく、科学技術庁(当時)と郵政省(当時)の連携プロジェクトとして研究開発が開始された。平成 11 年度からはミレニアムプロジェクトの一環として、実用機に至る過程の二つの実験機、膜材構造設計製造技術を確認する成層圏滞空試験機、及び、飛行制御技術を確認する定点滞空試験機の開発が開始された。

飛行船に作用する浮力は空気密度に比例し、空気密度は高度の上昇に伴い小さくなる。20 km の成層圏高度では空気密度は地上の 1/14 程度になるので、同一の浮力を得るためには、船体を大幅に大きくする必要がある。定点滞空試験機は、滞空高度を 4 km に設定することにより船体規模を抑えた機体として計画され、航空宇宙技術研究所(当時)に於いて開発が開始された。通信・放送機構(TAO)が担当する定点滞空試験機追跡管制システムは、平成 10 年度から将来の成層圏プラットフォーム飛行船に向けた研究開発として始まった。

略語

ADS	Air Data Sensor	エアデータセンサー
ADS	Air Data System	エアデータシステム
	Advanced Numerical	
ANEMOS	Environmental and Meteorological Operation System	オリジナル局地予測モデル
BIT	Built In Test	自己診断機能
CAS	Control Augmentation System	操縦性増大装置
DGPS	Differential GPS	
EORC	Earth Observation Research Center	地球観測利用研究センター
EQ	Equilibrium	平衡状態

FCC	Flight Control Computer	飛行制御計算機
FCP	Flight Control Program	飛行制御プログラム
FLOPS	Flight and Operation Simulator	飛行・運用シミュレータ
FMP	Forward Maximum Pitch	前進最大ピッチ角
GFRP	Glass Fiber Reinforced Plastics	ガラス繊維強化複合材
GPS	Global Positioning System	
GPS-INS	Global Positioning System - Inertial Navigation System	複合航法装置
GPV	Grid Point Value	気象要素の格子点データ
GSM	Global Spectral Model	全球モデル
INS	Inertial Navigation System	慣性航法システム
ITACS	Integrated Tracking And Control System	統合型追跡管制システム
LAWEPS	Local Area Wind Energy Prediction System	局所的風況予測システム
MD	Machine Direction	縦糸方向
MEWS	Meteorological, especially Wind observation and prediction (Sub) System	風観測・予測システム
MRC	(NICT) Mitaka Research Center	三鷹リサーチセンタ
NEDO	New Energy and Industrial Technology Development Organization	独立行政法人 新エネルギー ・産業技術開発機構
QFE		飛行場現地気圧高度
QNE		標準大気高度計指示値
QNH		高度計規制値

TAS	True Air Speed	真対気速度
TD	Transverse Direction	横糸方向
TTRAC	Telemetry TRACKing and Command subsystem	追跡管制設備
WP	Way Point	通過点
YRC	(NICT) Yokosuka Research Center	横須賀リサーチセンタ

1.2 定点滞空試験機の技術課題

定点滞空試験機の技術課題は以下の通りであり、多くは成層圏飛行船実現に必要なキー技術と重なる。

(1) 構造/浮力制御系

- ・ 軽量・高強度膜材による大型船体構造の設計、製造、品質保証。
- ・ 4 km の高度まで浮力制御を可能にする大容量 3 バロネット様式。
- ・ 船体の形状を維持し、船体構造の健全性を保証し、操縦ワークロードを軽減する内外差圧自動制御。

(2) 飛行/誘導制御系

- ・ CAS(操縦性増大＝半自動操縦)、自律(自動操縦)飛行による操縦ワークロードの軽減。
- ・ コース・高度・定点滞空の誘導制御。

(3) 電源/推進系

電源を再生型燃料電池 RFC 等に換装可能な、電動モーターによる推進装置。

1.3 定点滞空試験機のシステム概要

図 1.3-1 に示すように、定点滞空試験機は、船体全長 68.4 m の無人飛行船であり、後部に上下 2 枚の方向舵付きの垂直尾翼と左右 2 枚の昇降舵付きの水平尾翼を備え、船体下部には細長い外部コンパートメントが取り付けられている。外部コンパートメント両舷には、電動モーター駆動のダクト付プロペラが搭載されている。ダクト付プロペラは、上下ティルトによりピッチ及び浮力制御を補助し、また、回転の差動によりヨー制御を補助する。電源システムは、ロールスロイス 250-C20W ターボシャフトエンジン (90 kVA) 駆動の交流発電機で構成され、冗長性確保のために同構成のバックアップ系も備える。船体はハイテク膜材製であり、ベクトランを船体エンベロープに、比較用のザイロン (両膜材共に、繊維にガス遮断性確保のためのエパールを一層と、耐損耗性確保のためのポリウレタンを内外表面に各一層積層) を上部垂直安定版に採用した。

浮力ガスとしてヘリウムが充填された船体内部には、前方、中央、後方の三つのバロネット (空気囊) が配置されており、それぞれ船体の 17%、10%、23% (合計 50%) の容積を確保した。バロネット内の空気量を変化させることにより、4 km に至る高高度まで浮力と前後バランスの制御が可能となっている。船体には、バロネットを膨張・収縮させ船体内外差圧を限界内に維持するブロー 10 基、空気排気バルブ 10 基、調圧バルブ 3 基が船体下部の中心線に沿って装備されている。また、船体上部中心線に沿って、浮力を減少させるヘリウム排気バルブ 2 基が前部、後部に、非常降下用のリップパネルが船首付近に装備されている。電源系、電装系及びミッション機器は、外部コンパートメント内の隔室に搭載されている。外部コンパートメント下部には、地上運用、離着陸に使用する脚を装備する。本飛行試験機は、飛行制御計算機及び複合航法装置を搭載し、パイロットの指令を直接イフェクタに伝えるダイレクトモード、姿勢角、方位角及び速度制御可能な CAS (操縦性増大) モード及び自律モードの 3 飛行モードを備える。離着陸及び実験場近傍の飛行は直接モード、それより遠いエリアでの飛行は CAS モードと自律モードが中心となっている。S バンドの追跡管制システム ITACS を介して、147 チャンネルの指令は機体にアップリンクされ、600 チャンネルの機体側データは地上にダウンリンクされる。また、詳細設計の終盤に至って、ITACS の周波数や飛行制御計算機等の冗長性のない要素を補完すべく、37 チャンネルの指令を機体にアップリンクし、61 チャンネルのデータを地上にダウンリンクする、独立した UHF/VHF 非常系が追加となった。非常系は、上下ティルトを含むプロペラ、ブロー、バルブ、水バラストバルブ、リップパネルの操作が可能である。アクチュエーター制御器の設計変更が間に合わないため、方向舵と昇降舵の操舵機能は断念したが、ヨー制御は推力の差動により、ピッチ制御制御はバロネットと推力の上下ティルトにより可能である。

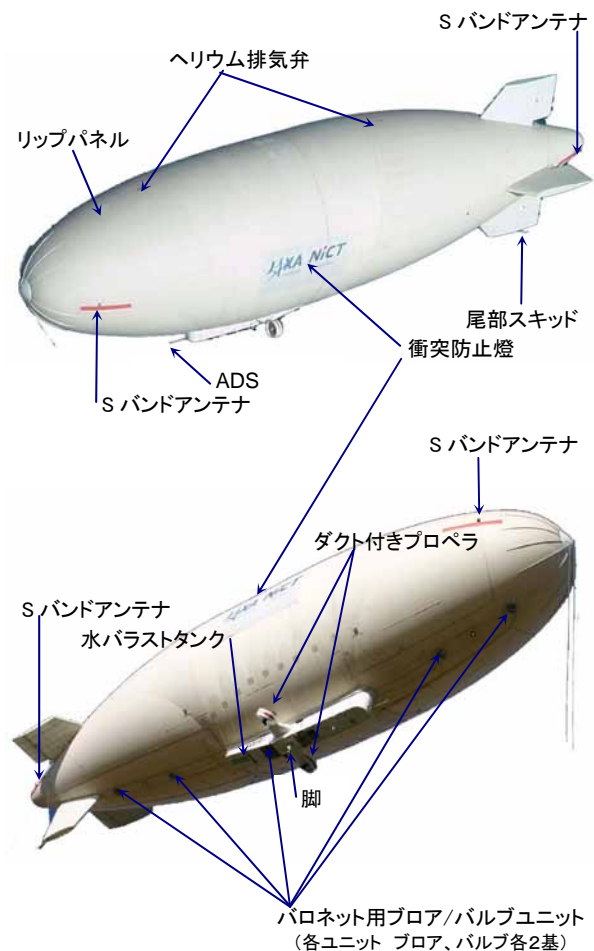


図 1.3-1 定点滞空試験機の概要

定点滞空試験機は、当初、設計・製造について航空法が適用されない無人の航空機として計画・設計されていた。その後、機体が有人飛行船並みに大きいということで、航空局と協議を重ねていたが、最終的に、詳細設計段階で同法が適用されるに至った。斯くして、有人飛行船の基準 Airship Design Criteria¹⁾を基に定点滞空試験機用の代替基準を設定し、航空法第 11 条但し書きに基づく飛行許可を得るべく適合性を立証した。表 1.3-1 に、定点滞空試験機の要目をまとめる。

表 1.3-1 定点滞空試験機要

全長	68.4 m (含ノーズコーン、尾燈等)
最大直径	17.5 m
細長比	4
全高	21.1 m
全幅	17.5 m
船体容積	10,660 m ³
ペイロード	400 kg
ネット質量	6,400 kg
最大速度	15 m/s @4 km

注 1) Federal Aviation Administration, “Airship Design Criteria,” FAA-P-8110-2.

1.4 全体スケジュール

定点滞空飛行試験に関する全体スケジュールを表 1.4-1「定点滞空飛行試験 開発計画／実績」に示す。本表では、試験機の設計／製作～飛行試験、ミッション機器等製作および実験場整備に関し、平成 13 年度から 16 年度までの状況を示す。

スケジュールは、関係機関技術連絡会において「成層圏プラットフォームプロジェクト関係機関技術連絡会プロジェクト大日程」により第 3 回以降毎回フォローされ、各機関相互に現状を把握するとともにプロジェクト全体に係る問題点の顕在化等に役立てられた。飛行試験終了までの主な状況は以下のとおり。

(1) TAO 搭載機器の NAL 支給時期の齟齬

平成 14 年 8 月 9 日の第 2 回関係機関技術連絡会において、TAO 追跡管制搭載機器の NAL への支給時期に齟齬(NAL は 14 年度末に当該機器が支給されるとしているのに対し、TAO は 15 年度予算で製作することになっている。)が判明、両機関間のミッションインターフェイス会議等で調整することとなった。

最終的には、TAO が平成 15 年 9 月末に当該機器を NAL へ支給することで決着が付いた。

(2) 飛行試験計画等の見直し

試験機製作段階の平成 15 年 9 月 26 日、十勝沖地震が発生し格納庫および管制棟に被害が出た。

格納庫修復作業に約 2 カ月が必要とされ、JAXA は試験機の納期を半年後に控え 10 月以降計画していた組立／試験作業が中断されたため、納期を 1 カ月半延期する変更契約を行った。

飛行管制棟も修復に約 1 カ月が必要とされ、追跡管制およびミッション系の飛行試験準備作業に支障を来した。

これら状況を踏まえ、試験機受領後の地上機能確認試験計画および飛行試験計画を見直した。

(3) 実験隊の立ち上げ

平成 16 年 4 月 27 日の第 16 回関係機関技術連絡会において定点滞空飛行試験実験隊が正式に発足した。5 月の連休を挟み実験隊員は実験場へ順次移動、飛行管制棟および実験隊事務所で飛行試験の開始に備えた。また、5 月 26 日には現地で第 1 回班長会議が行われた。

(4) 地上機能確認試験～飛行試験

試験機受領(平成 16 年 5 月 14 日)後の地上機能確認試験段階は、試験機システム自体の機能確認および追跡管制設備等とのインターフェイス機能確認に 3 カ月半を要し、実質的な飛行試験に入ったのは 8 月下旬になってからであった。しかしながら、9 月始めから 11 月末までの 3 カ月間の 6 フライトで、気象条件にも恵まれたこともあるが効率的な試験の実施により本プロジェクトの試験目標を全て達成することができた。

(5) 定点滞空飛行試験の終了宣言

平成 16 年 11 月 25 日の班長会議において、11 月 22 日の定点滞空飛行試験までで計画された試験内容は全て実施されていることと今後の気象予測から以降の試験実施は困難と判断され、定点滞空飛行試験の終了が宣言された。このことにより、12 月 5 日までに実験場からの撤収作業を完了した。

表 1.4-1 定点滞空飛行試験 開発計画 / 実績

区分	項目	平成13年度				平成14年度				平成15年度				平成16年度				備考
		1/4	2/4	3/4	4/4	1/4	2/4	3/4	4/4	1/4	2/4	3/4	4/4	1/4	2/4	3/4	4/4	
(参考) 成層圏滞空飛行試験	マイルストーン 請負契約 飛行試験	△ 契約(10/22)		△ 成層圏滞空試験機の詳細設計・製作・試験		△ 領収審査(3/29) △ 納期(3/31)		⊗ 放船(8/4)										
		△ 契約(11/20)						準備～撤収										
定点滞空飛行試験	マイルストーン イベント他 その他	△ 契約(11/20)						実験隊発足(4/27)		△ 納期(5/14)		▽ 領収審査(5/12、13)		◇ 飛行試験終了の決定(11/25)		◇ 基本特性試験プレス公開(9/24)		
				試験機/実験場設備等プレス公開(5/20、21)		十勝沖地震(9/26)		格納庫等修復工事(～11/E)										
試験機製作 設計	試験機製作 設計	基本設計		詳細設計		維持設計		試験計画/試験実施/報告書作成										
		エンローブ/ハロネット製作 外部コンポーネント製作		部品製作 トラス製作		組立 胴構造組立		船体接合組立 最終組立・艤装										
全機試験	全機試験							全機機能確認試験 領収試験 分解・組立・納入 (支給品)		全機機能確認作業 (領収試験作業)		全機機能確認作業 (受領 5/14)						
										△ 浮上試験		△ 定点滞空飛行試験 離着陸試験(8/29) △ 報告書						
飛行試験等 評価/解析	飛行試験 評価/解析							設計・製造・単体試験 設計・製作・単体試験		地上組合せ試験/調整/改修		地上組合せ試験/調整/改修						
								広面角センサ/ハス系システム 設計・製作・単体試験		システム動作試験 地上確認試験/野外観測実験/改修								
ミッション機器等	追跡管制設備 通信・放送ミッション 地球観測ミッション							伐採・造成工 設計・部材製作 基礎・建設 設		基礎・建設		補修完了(11/27)						
										基礎・建設		補修完了(10/7)						
大樹実験場整備	飛行船格納庫 飛行管制棟																	

計画 (白) 実績 (灰色) (変更箇所を網掛け(灰色)で示す。)

1.5 実施体制等

1.5.1 JAXA と NICT の関係

(1) 背景

成層圏プラットフォーム飛行船システム研究開発は、科学技術庁(現文部科学省)と郵政省(現総務省)を事務局とする当該研究開発協議会のもと、平成 11 年度から正式にスタートした。両省庁の実施機関として、当時の航空宇宙技術研究所(NAL)／宇宙開発事業団(NASDA)／海洋科学技術センター(JAMSTEC)および通信・放送機構(TAO)／通信総合研究所(CRL)が参画している。NAL と NASDA は平成 15 年 10 月、JAXA(独立行政法人 宇宙航空研究開発機構)に、また、TAO と CRL は平成 16 年 4 月、NICT(独立行政法人 情報通信研究機構)に機関統合され現在に至っている。

定点滞空飛行試験関連事業は、JAXA 総合技術研究本部(飛行船システム技術研究、要素技術研究)と宇宙利用推進本部(地球観測ミッション機器開発)および NICT 拠点研究推進部門(追跡管制技術研究、通信・放送ミッション機器開発)と無線通信部門(通信・放送ミッション機器開発)が連携して開発を推進し、飛行試験を実施してきた。

(2) 関係機関技術連絡会

本プロジェクトを円滑且つ確実に推進するため、プロジェクト開始時から開発協議会飛行船部会長を顧問に迎え、JAXA 航空利用技術開発センター長を議長、NICT 三鷹 SPF リサーチセンターサブリーダーを副議長とし、各機関関連部署の担当者から構成される関係機関技術連絡会を発足させた。本会議には、文部科学省／総務省および JAXA プログラム推進室／NICT 拠点研究推進部門の各担当がオブザーバとして参加している。本会議はこれまでに 18 回開催され、各部署の開発作業進捗状況報告を行うとともに問題事項等の結果報告／承認等を行ってきた。第 17 回は、初めて実験場と NICT 芝本部を結ぶ TV 会議方式で行われた。

(3) 共同研究契約

JAXA と NICT の間では、本プロジェクト開始当初から研究項目・費用の分担／施設等の相互利用／特許出願／著作権の扱い等に関する共同研究契約を年度毎に結んできた。

平成 16 年度の飛行試験実施に際しては、更に、詳細な作業および費用の分担／実験隊／運航実施体制等について当該共同研究契約を補完する定点滞空飛行試験に関する覚書を締結し、責任と権限の明確化を図った。

1.5.2 試験実施体制

定点滞空飛行試験実験隊の組織を図 1.5-1 に、飛行試験実施時の運航実施体制を図 1.5-2 に示す。

(1) 定点滞空飛行試験実験隊

総合実験責任者((正)JAXA 戸田理事、(副)NICT 加藤理事)のもとに現地実験責任者と管理、安全管理、通信・計測、飛行試験技術、気象、地球観測ミッションおよび通信・放送ミッションの 7 班で構成され

る総勢約 50 名になる実験隊を編成した。各班は、管理班を除き原則各機関の関連部署毎の要員で固められた。

また、現地実験責任者のもとに実験隊の意志決定を行う最高場として、現地実験責任者を議長とし各班長およびメーカ等関係者で構成される班長会議を置き、実験隊内の意志疎通および指示の徹底を図った。

(2) 運航実施体制

飛行試験時の責任と権限および指揮命令系統等を明確にするため、現地実験責任者の下に実験指揮者(運航責任者)と安全管理要員、実験指揮者の下に通信・計測、運航／飛行監視、気象、地球観測ミッションおよび通信・放送ミッションの各要員を配した“運航実施体制”を敷いた。

また、実験指揮者のもとに工程管理／記録要員が配され、スケジュール管理、試験の進捗管理、不具合状況フォロー等を担当した。

1.5.3 実験隊の運営

(1) 規程／要領等の制定

実験隊運用に係る下記の規程／要領等を順次制定し、共通要領集ファイルに取り纏め実験隊各班に配布することで周知徹底を図り、実験隊各員の円滑なる業務遂行の資とした。

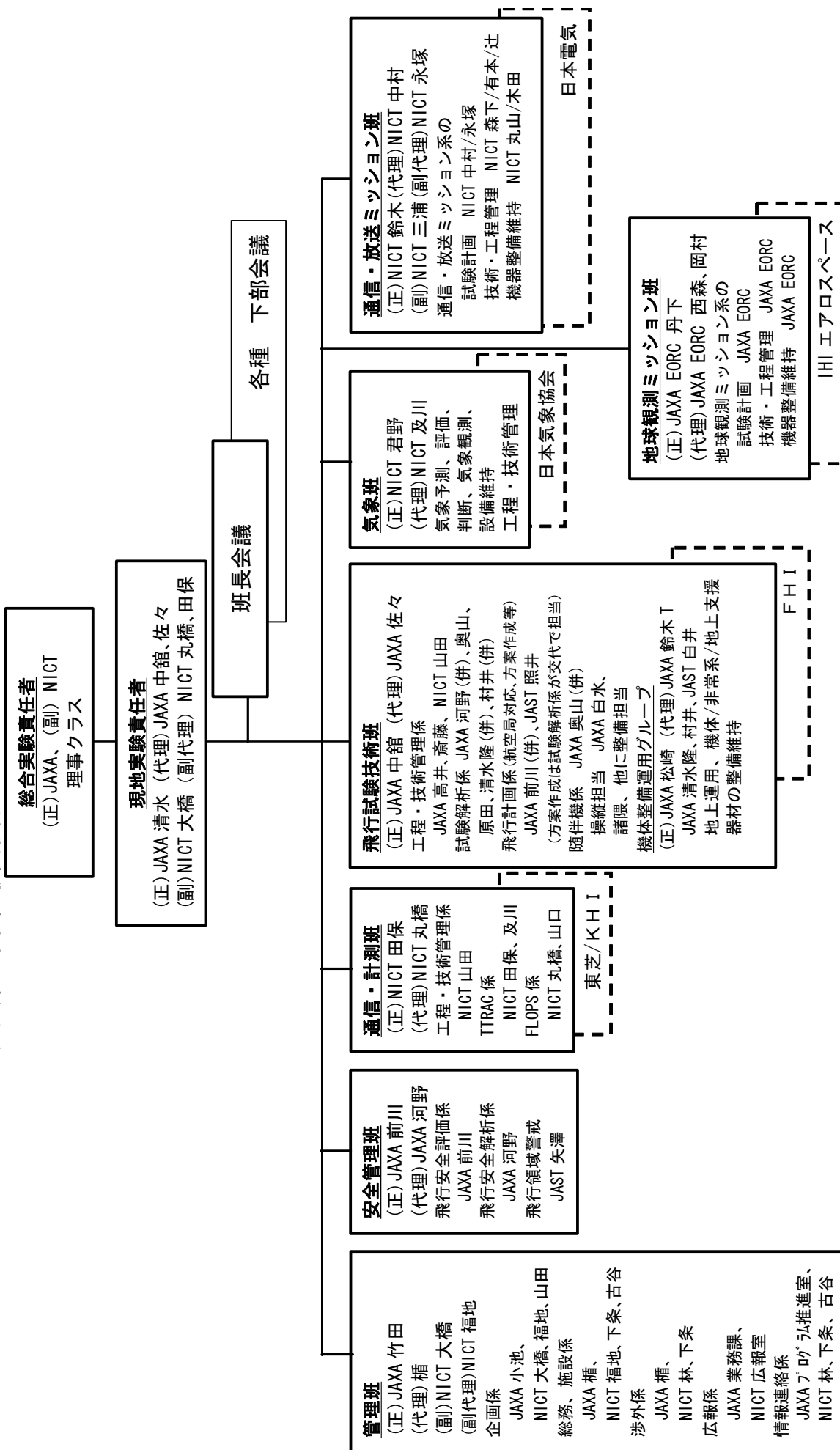
- ・ 成層圏プラットフォーム大樹実験場 使用管理規程
- ・ 成層圏プラットフォーム大樹実験場 飛行船格納庫等使用管理要領
- ・ 成層圏プラットフォーム大樹実験場 飛行管制棟等使用管理要領
- ・ 成層圏プラットフォーム大樹実験場 施設等防護措置要領
- ・ 定点滞空飛行試験の作業安全に関して
- ・ 飛行船格納庫の施錠等要領
- ・ 実験隊事務所の施錠等要領

(2) 会議体の設置

実験隊内では、各種会議体(班長会議、技術調整会議、スケジュール調整会議および毎日のブリーフィング／デブリーフィング)を設け、飛行試験の円滑且つ確実な推進を図った。

これら会議体の運営要領については、「定点滞空飛行試験における実験隊の運用要領」に定めた。

定点滞空飛行試験実験隊



注記：(副) は (正) から責任・権限の一部を委任
(代理) は (正)、(副代理) は (副) の不在時の代行者

図1.5-1 実験隊組織

注記：(副)は(正)から責任・権限の一部を受任

(代理)は(正)、(副代理)は(副)の不在時の代行者

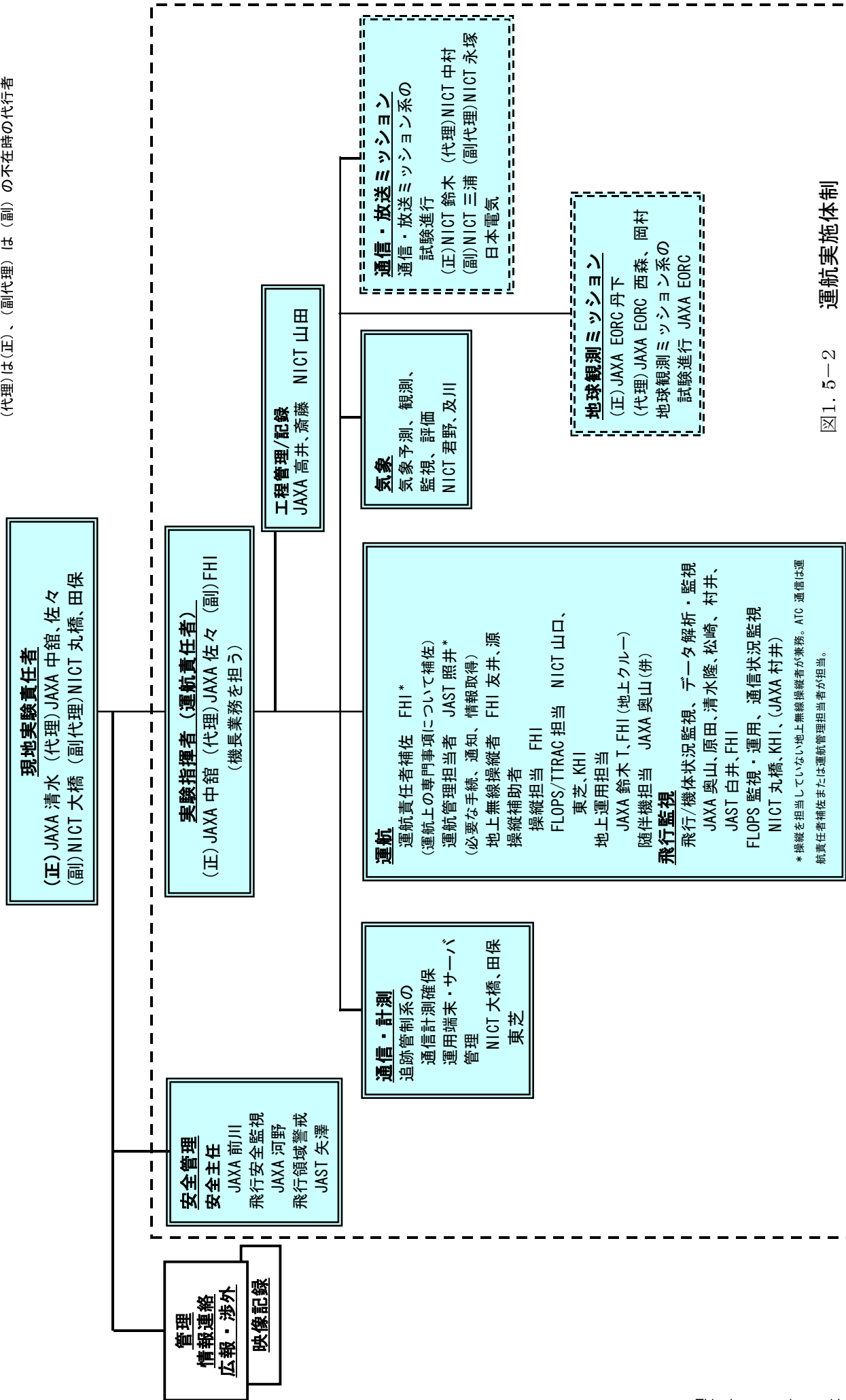


図1.5-2 運航実施体制

(飛行試験 (ノーマル運用) 中の指揮体制)

2. 試験システム構成および開発試験

2.1 試験全体システムの概要

定点滞空飛行試験機は、ベクトラン膜材(尾翼の一部にザイロン系膜材)を使用し、尾翼を4枚、高度4kmで995Nの推力を出すことが可能である推進機を2機有する、全長68.4m、重量6400kg(自重)の軟式飛行船である。定点滞空飛行試験機の機体形状を図2.1-1に、試験機搭載機器配置概要を図2.2-2に示す。

定点滞空試験全体システムは、定点滞空試験機システム(サブシステム)、地上運用支援機材、実験場施設、地上設備、ミッションペイロードに大別される。全体システム構成を図2.1-3に示す。またシステムブロック図を図2.1-4に示す。尚、各システムについては下記の通り。

(1) 定点滞空試験機システム(2.2項に示す)

試験機搭載機器(構造、飛行制御、操縦、浮力制御、推進、通信、非常系等)

(2) 地上運用支援機材/地上設備

- a. 追跡管制システム(ITACS):試験機とのテレメトリ・コマンド信号送受信、飛行エリアの風観測・予測、飛行・運用シミュレータ等。
- b. 非常遠隔操縦系:非常時の対応の通信系等(2.2.11項及び2.2.12項に示す)。
- c. 移動係留車:外部電源供給、機体係留/移動等(2.2.14項に示す)。
- d. 整備点検機:試験機の機体装備品整備点検、内圧確認・制御、エンジン始動・停止等(2.2.14項に示す)。
- e. 圧力維持記録装置:船体圧力制御及び圧力記録(2.2.14項に示す)。
- f. ヘリウム供給装置:カードルからヘリウムを減圧し船体に供給(2.2.14項に示す)。

(3) 実験場施設

格納庫、ハンドリングエリア、実験支援棟等をA4.2項に示す。

(4) ミッションペイロード

成層圏プラットフォームからの地球観測のフィージビリティやそのために必要な光学センサ技術の蓄積を目的とした高画角マルチバンドセンサや高分解能センサによる地球観測ミッション(EORC)、成層圏プラットフォームを用いた通信関連の、デジタル放送、無線局位置推定、光通信からなる通信・放送ミッション(YRC)機器をそれぞれ別々に搭載した。

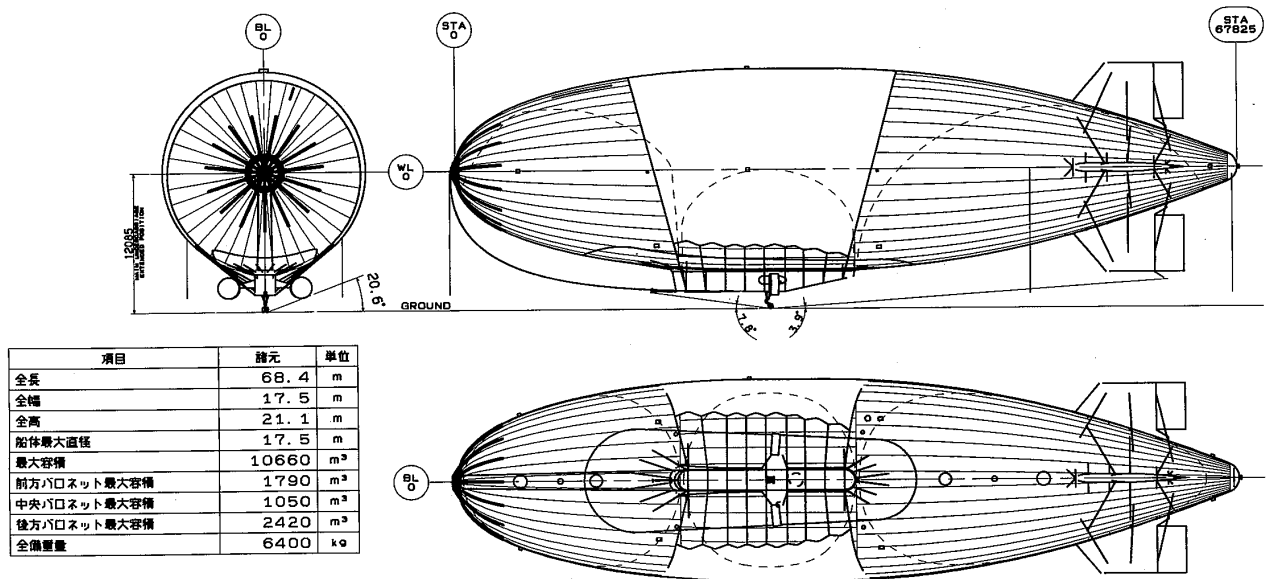


図 2.1-1 定点滞空飛行試験機形状

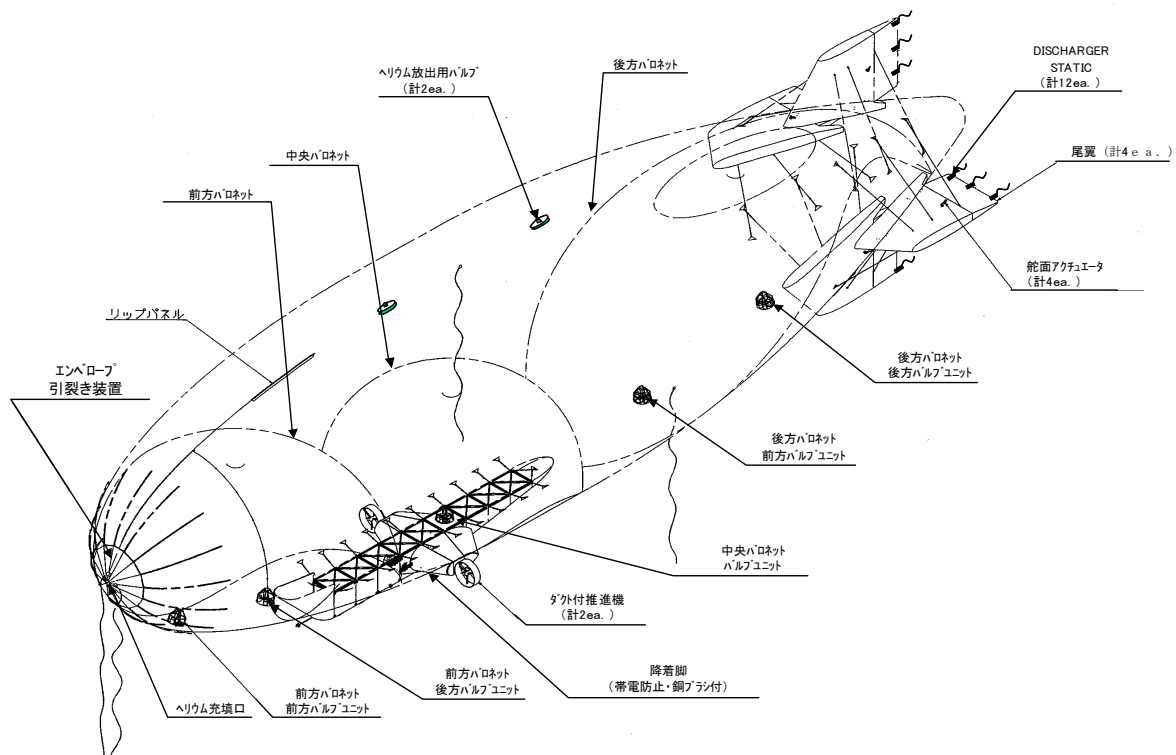


図 2.1-2(1/4) 試験機搭載機器配置概要(船体)

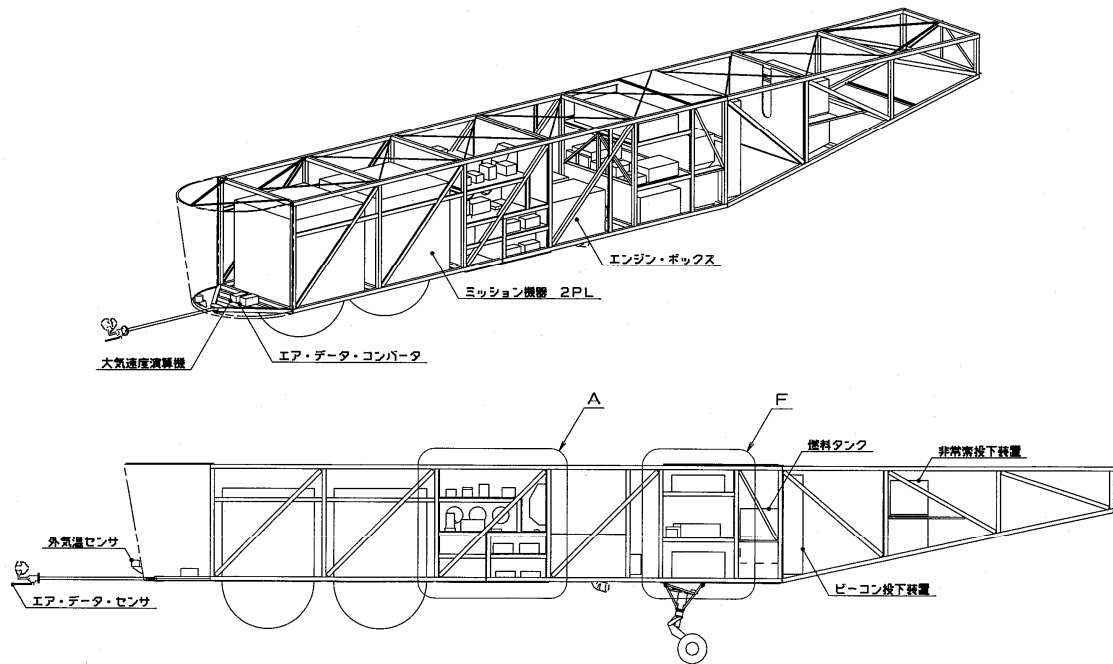


図 2.1-2(2/4) 試験機搭載機器配置概要 (外部コンパートメント①)

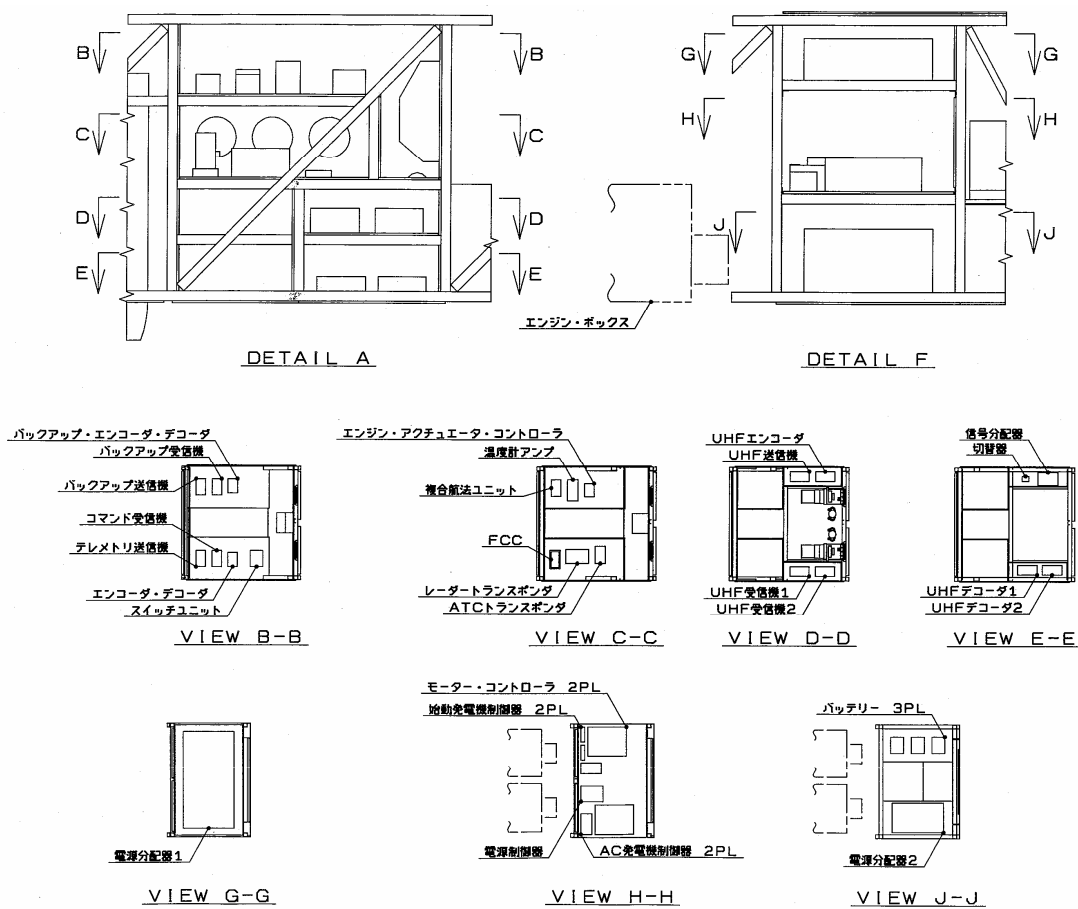


図 2.1-2(3/4) 試験機搭載機器配置概要 (外部コンパートメント②)

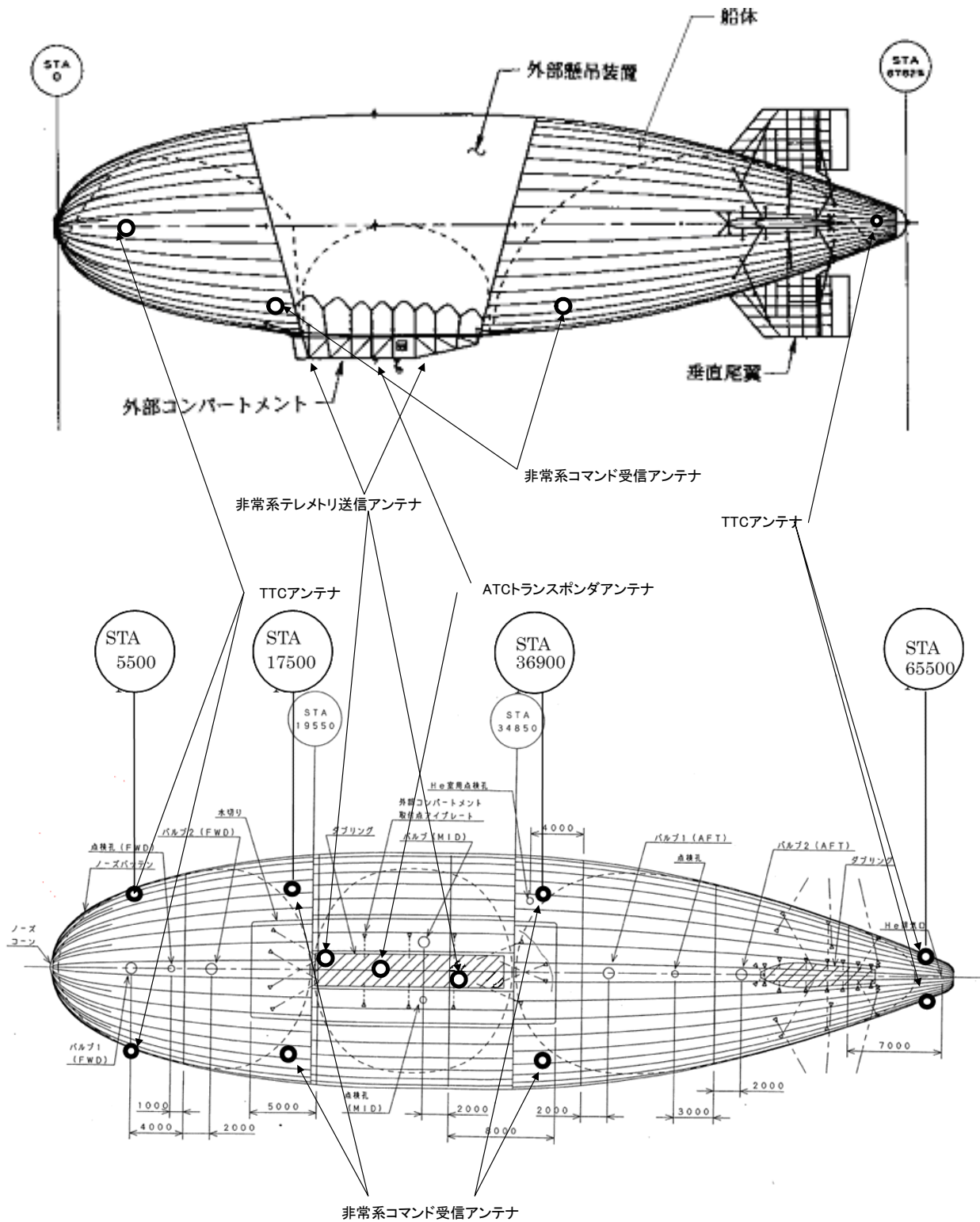


図 2.1-2(4/4) 試験機搭載機器配置概要(アンテナ艙装位置)

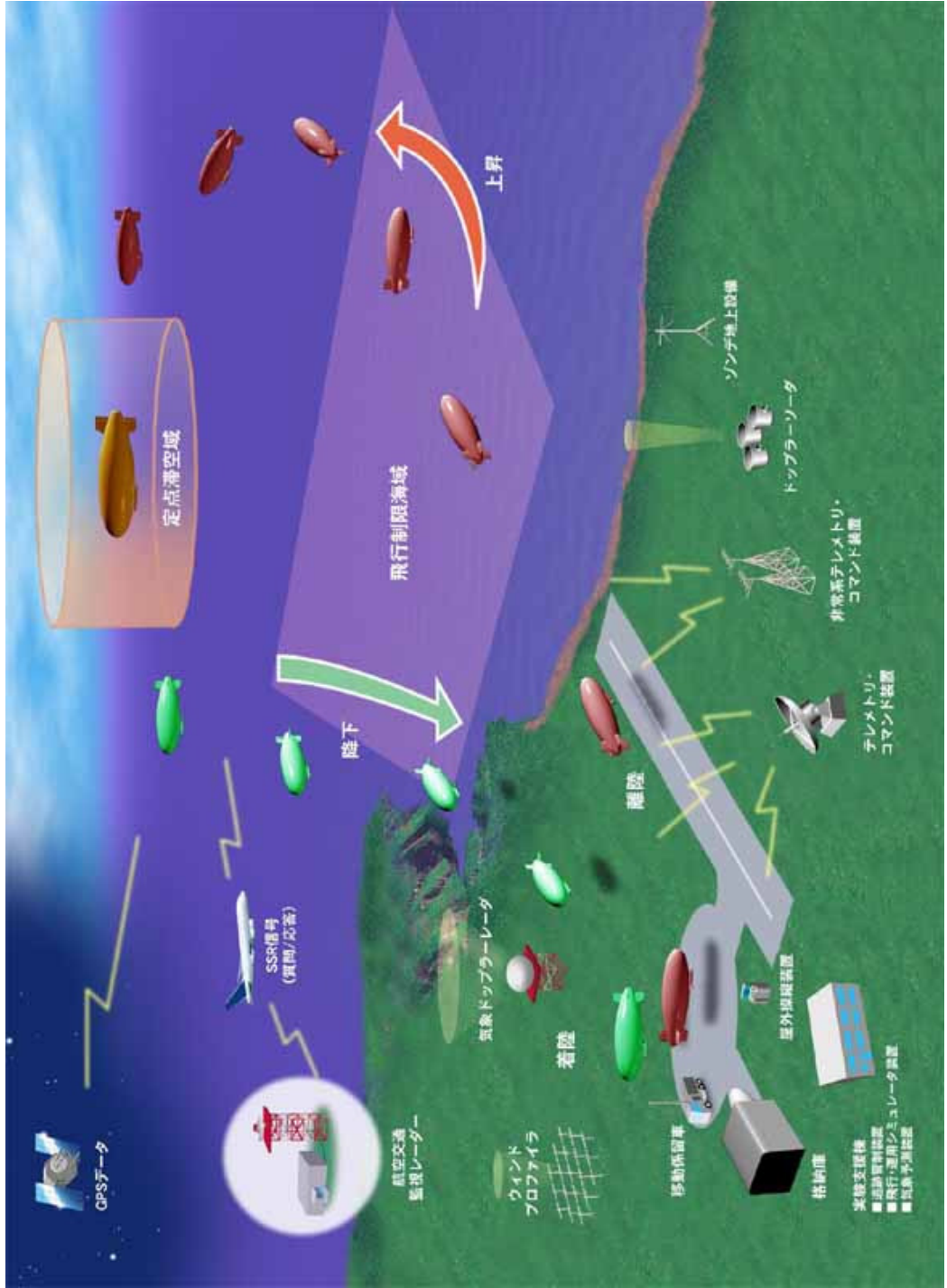
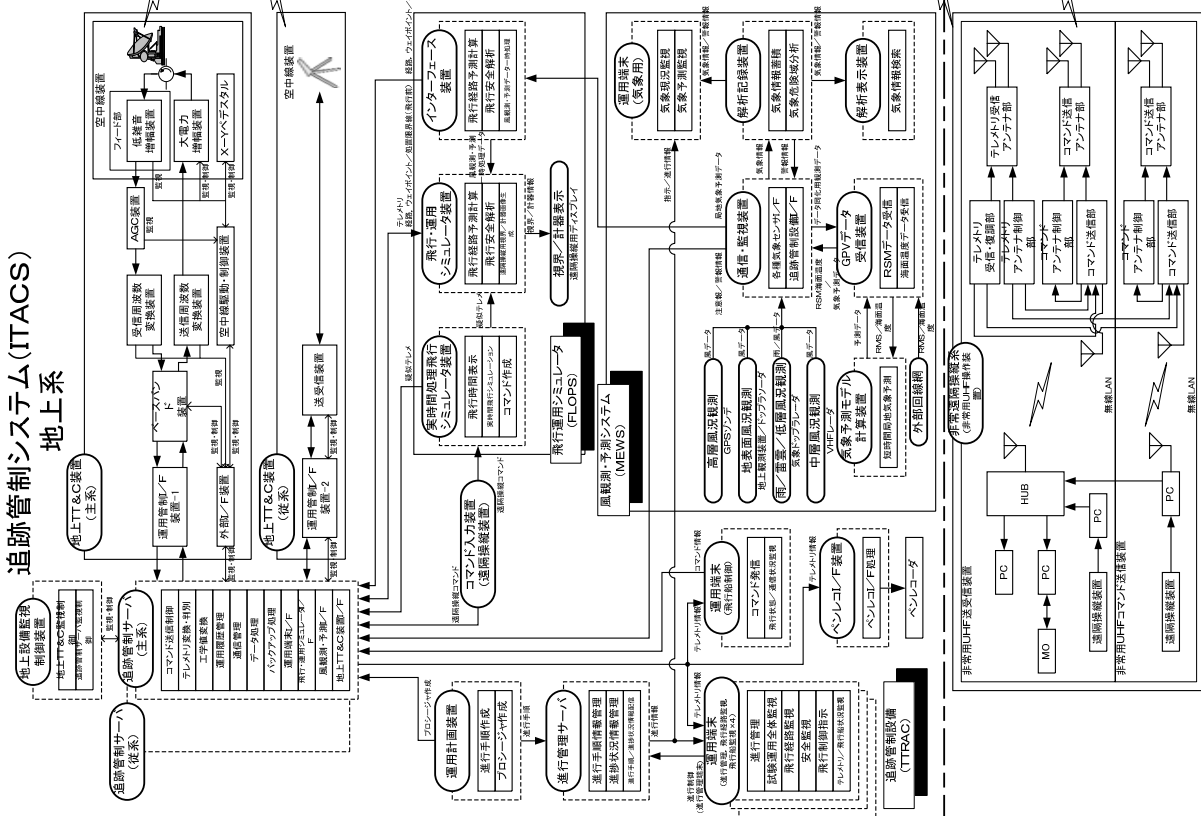


図 2.1-3 定点滞空飛行試験時の全体システム概要

追跡管制システム(ITACS) 地上系



定点滞空試験機

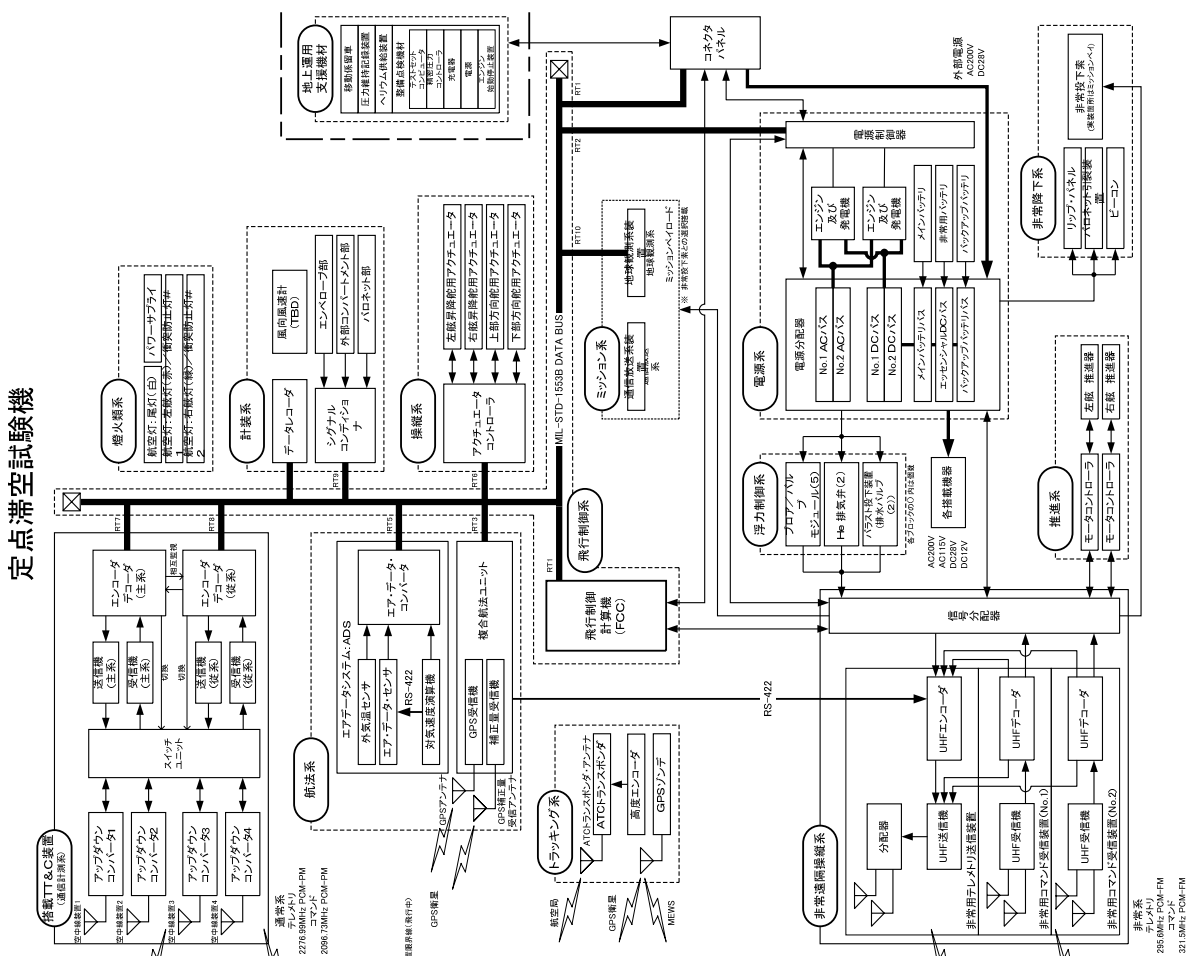


図 2.1-4 定点滞空飛行試験のシステムブロック図

2.2 試験機システム

2.2.1 空力

(1) 船体本体形状

定点滞空試験機の船体本体形状を図2.2.1-1に示す。この形状は、製造上のため船尾部分を丸めたことを除き、定点滞空試験機概念設計の結果を踏襲した。基本となる概念設計時の船体形状は、NACA4字系翼型の対称翼型を採用し、さらに中央付近に直線部分を挿入した断面の回転体形状である。流線形の船体形状では、船体体積一定の下で摩擦抵抗に対する全抵抗(抵抗係数の基準面積は船体体積の2/3乗に取る)が最小になる船体の細長比が存在し、基本の定点機船体形状の細長比は、その最小付近の4とした(図2.2.1-1中の寸法から実際の細長比は3.88である)。

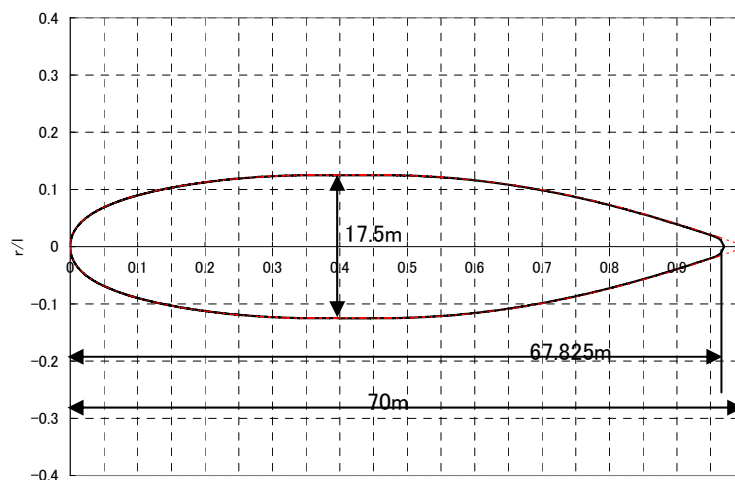


図2.2.1-1 定点滞空試験機の船体本体形状

(2) 尾翼形状

船体本体の後部には十字型配置の尾翼が設置される。船体本体の下部に設置される外部コンパートメントは、方向安定を弱める方向に働くため、尾翼の垂直安定板は水平安定板より高さを増し面積を増やしてある。また、尾翼の舵面は図2.2.1-2のように、基本設計時からの舵面設計変更によって舵面コードを350mm延長している。

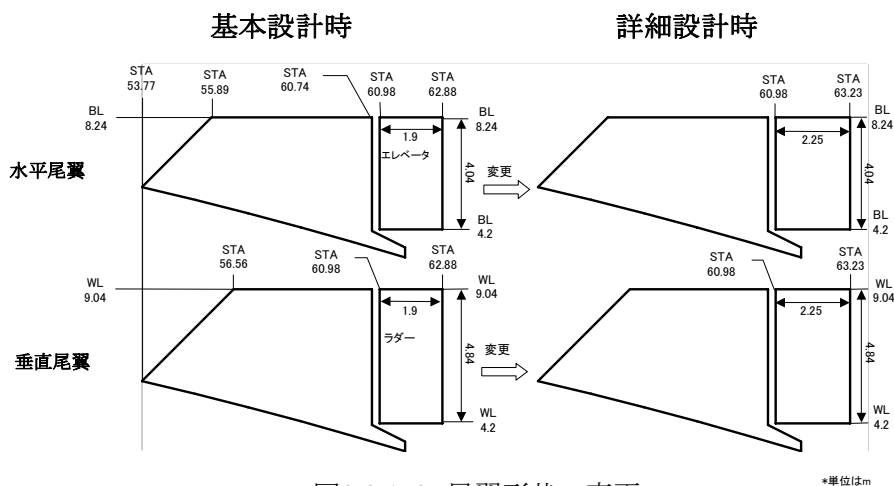


図2.2.1-2 尾翼形状の変更

*単位はm

(3) データ処理と船体の抵抗係数 C_{D0} の推算

a. 機体諸元

空力データの処理基準とした機体諸元を、表2.2.1-1に示した。

表2.2.1-1 機体諸元

項目	記号	実機値	備考
基準面積	Sref	480.94 m ²	船体体積の2/3乗
基準長	L	67.825 m	船体全長
エレベータ	基準面積	Se	後縁下げ (+)
	基準長	Cer	
ラダー	基準面積	Sr	後縁左曲げ (+)
	基準長	Cer	

b. データの無次元化

空力データ及び舵面ヒンジモーメントは以下のように無次元化している。

$$\begin{array}{l} \text{空力データ} \\ \left[\begin{array}{l} C_L = \frac{Lift}{\frac{1}{2}\rho v^2 Sref}, C_D = \frac{Drag}{\frac{1}{2}\rho v^2 Sref}, C_Y = \frac{SideForce}{\frac{1}{2}\rho v^2 Sref} \\ C_m = \frac{PitchingMoment}{\frac{1}{2}\rho v^2 Sref \cdot L}, C_n = \frac{YawingMoment}{\frac{1}{2}\rho v^2 Sref \cdot L}, C_l = \frac{RollingMoment}{\frac{1}{2}\rho v^2 Sref \cdot L} \end{array} \right. \end{array}$$

ヒンジ
モーメント
係数
データ

$$\left[Ch = \frac{HingeMoment}{\frac{1}{2}\rho v^2 S_{(e,r)} Cer} \right.$$

* $S_{(e,r)}$ は、SeまたはSrの2ケースを示す。

c. 船体の抵抗係数 C_{D0} の補正

船体の抵抗係数 C_{D0} は、揚力発生による誘導抵抗以外の摩擦抵抗と形状抵抗からなる有害抵抗である。 C_{D0} に関して、以下の手順で補正を加えた。

(a) 低速風洞試験結果のデータを支持干渉補正

支持干渉補正は、下記の式を使用して補正した。

$$C_D = C_{D\text{風試結果}} + C_{D\text{尾部効果}} - C_{D\text{スティング効果}}$$

(b) 表面粗さ補正

表面粗さに関して、本試験機の外皮膜は、溶着部分のみ重ね合わせるので膜1枚分の厚み0.1mmを相当粗度kとして抗力係数の増加量を推定する。

$$L/k = 6.8 \times 10^5 \quad (L=67825\text{mm} \quad k=0.1\text{mm})$$

$$Re = 5.00 \times 10^7 \text{ (@4km)}$$

平板の摩擦抵抗係数 C_f によると10%程度 C_f が増加する。よって、本試験機の胴体の表面粗さは、滑面胴体の1.1倍だと推算できる。

(c) Re数補正 (船体の風試結果のデータのみ補正)

Re数補正は、下記の式を使用して補正した。

$$C_{D0\text{実機}} = C_{D0\text{風試}} \times C_{f\text{実機}} / C_{f\text{模型}}$$

$C_f=0.455/(\log Re)^{2.58}$ (Prandtl-Schlichting式)

C_f (摩擦抗力係数)の計算に用いるRe数は胴体全長Lを基準長とした。Re数計算条件と設計レイノルズ数を示す。

速度 : 15m/s 滞空真対気速度 (@4km)

風試速度 : 60m/s 風試試験時の速度

レイノルズ数: 4.02×10^6 (風試)

レイノルズ数: 5.00×10^7 (@4km)

(d) ミスレニアス部分の推算

推算は、FLUID-DYNAMIC DRAG(Hoerner, S. F.: Fluid Dynamic Drag, Published by Author, 1965)に基づいて算出した。

$$C_{D0} = C_D \times \frac{S}{S_{ref}}$$

C_D : 抗力係数

S : 投影面積

S_{ref} : 船体体積の2/3乗

以上の結果を表2.2.1-2に示す。

表2.2.1-2 C_{D0} の推算値

		抵抗値
船体		0.0265
ミスレニアス	浮力系	0.0049
	動力系	0.0005
	通信系	0.0007
	制御系	0.0008
	計装	0.0000
	その他	0.0101
ミスレニアス合計		0.0170
追加マージン (ミスレニアスの約1割)		0.0015
全体		0.0450

* 飛行船の装備品のうち、いくつかは確定していないので、ミスレニアス部分の値が増加すると考えられるため、追加マージンを加えて $C_{D0}=0.045$ とした。

(4) 空力データ

低速風洞試験の結果(2.5.2 風洞試験を参照)をもとに、空力データとヒンジモーメント係数データを確立した。これらのデータは、シミュレーションで使用した。

2.2.2 構造

試験機船体は、外皮にベクトラン膜材を使用した軟式構造である(図 2.2.2-1: 船体構造概要)。膜材の候補にはより高強度のザイロンとベクトランの2種類があったが、この大きさならベクトランの強度で十分であり、かつコスト面で有利であったため厚さ 0.223mm のベクトランが選定された。なおザイロンは、耐久性を調べるために上部垂直尾翼に使用された。

船体内部は浮力制御及びピッチ制御用として、バロネット(空気袋)を有している。マルチセル方式とレドされたが、比較的低空での定点滞空であり、実績のあるマルチバロネット方式が採用された。バロネットは前方/中央/後方と3つに分けられ、軽量化のため膜材として厚さ 0.10mm のパワーリップを使用している。

船体ノーズ部には機体係留時に使用するノーズ・コーンおよびノーズ・バテン(長さ:機体全長の約 8% / 有人飛行船並)を配置している(図 2.2.2-2: ノーズ・コーン/ノーズ・バテン)。ノーズ・コーンおよびノーズ・バテンは、GFRP による一体成形部品であり、船体にはロープで固定している。

船体下部に取り付けられる外部コンパートメントは、アルミ合金を主体とした角パイプ・フレームのトラス構造で、中央部下部には降着装置取付部、中央部左右には推進機取付用アウトリガーを配置している。また構造重量軽減のため、外部コンパートメントの外板及び装備品取付用棚に、ハニカム・パネルを使用している。外部コンパートメントの懸吊方式は、懸吊ワイヤー取付部(船体側)への応力集中を軽減するため、ベクトラン製ロープを使用し、外部から船体を包み込むよう懸吊装置を配置、懸吊装置と外部コンパートメントは懸吊ワイヤーで荷重伝達を行い、船体全体で荷重を伝達させる方式とした(図 2.2.2-3: 外部コンパートメントの懸吊方式概要)。最近主流の吊り下げ方式である内部カタナリを採用しなかったのは、バロネットとの干渉回避が困難であったからである。

水平尾翼及び垂直尾翼の構造様式は、アルミ合金製パイプを主体としたフレームの骨組みに、膜材(外皮)を取り付ける構造である(図 2.2.2-4: 水平尾翼/垂直尾翼構造概要)。尾翼の外皮に使用する膜材は、上部垂直尾翼に厚さ 0.22mm のザイロン膜、下部垂直尾翼及び水平尾翼は厚さ 0.14mm のパワーリップ膜を使用している。各舵面と尾翼は 3 点ヒンジで結合されている、ヒンジ部にはスフェリカル・ベアリングを適用している。また尾翼と船体はベクトラン製ロープにより結合している。

降着装置は、サポート・フレーム、ピボット・フォーク、ピボット・アーム、ショック・アブソーバ、車輪、タイヤ等で構成されている。既存飛行船の脚を本機用に設計変更したものを採用している。概要図を図 2.2.2-5 に示す。

なお本機に使用された膜材の比較を図 2.2.2-6 に示す。

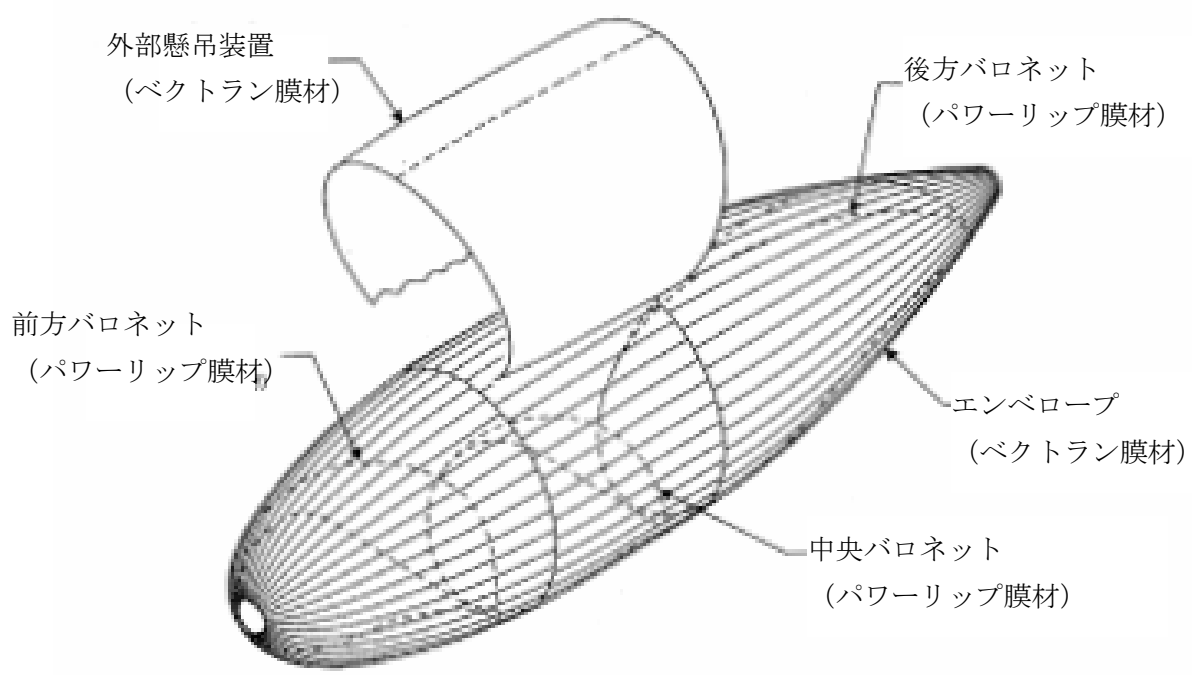
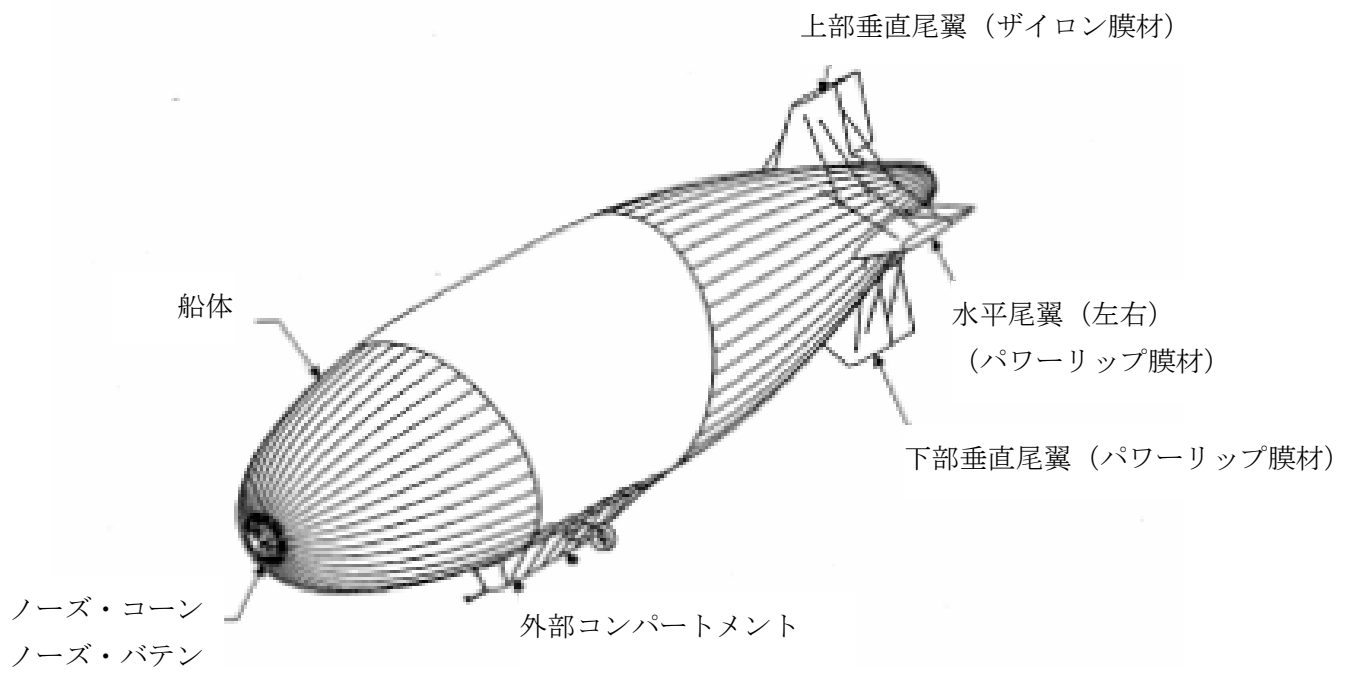


図 2.2.2-1 船体構造概要

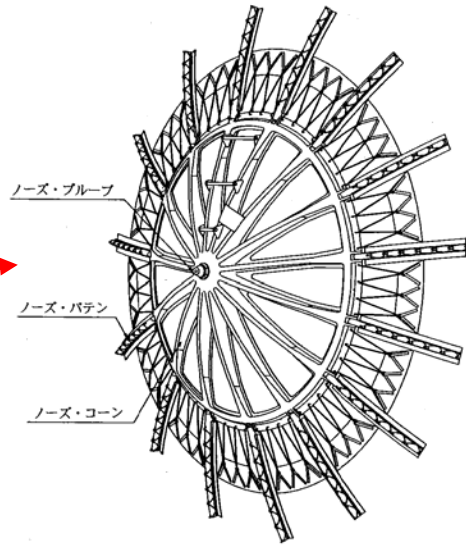
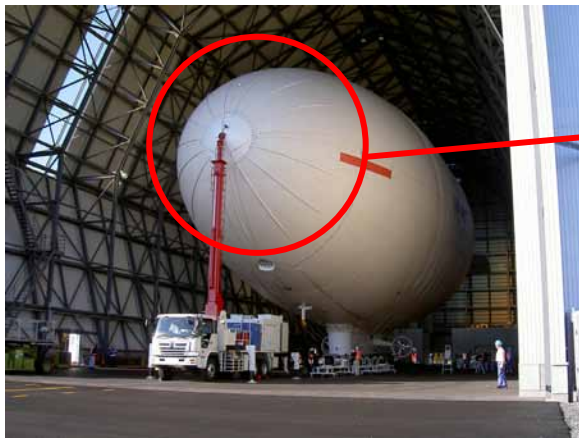


図 2.2.2-2 ノーズ・コーン／ノーズ・バテン

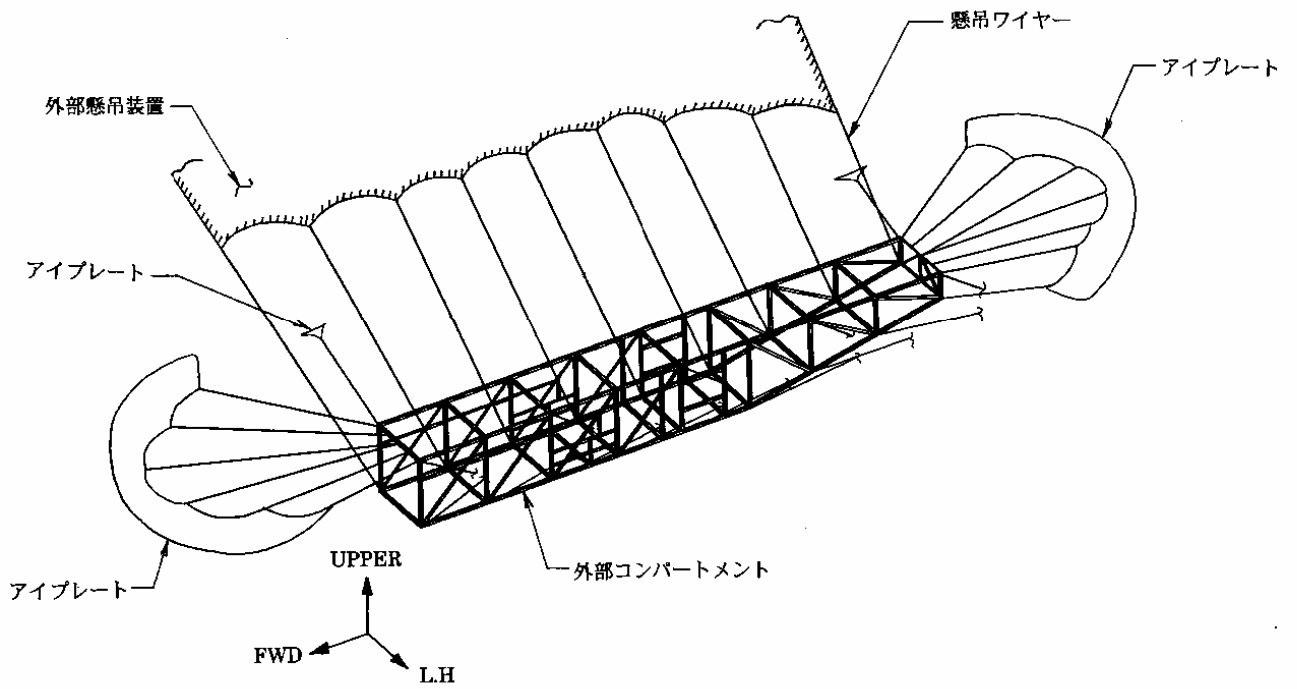


図 2.2.2-3 外部コンパートメントの懸吊方式概要

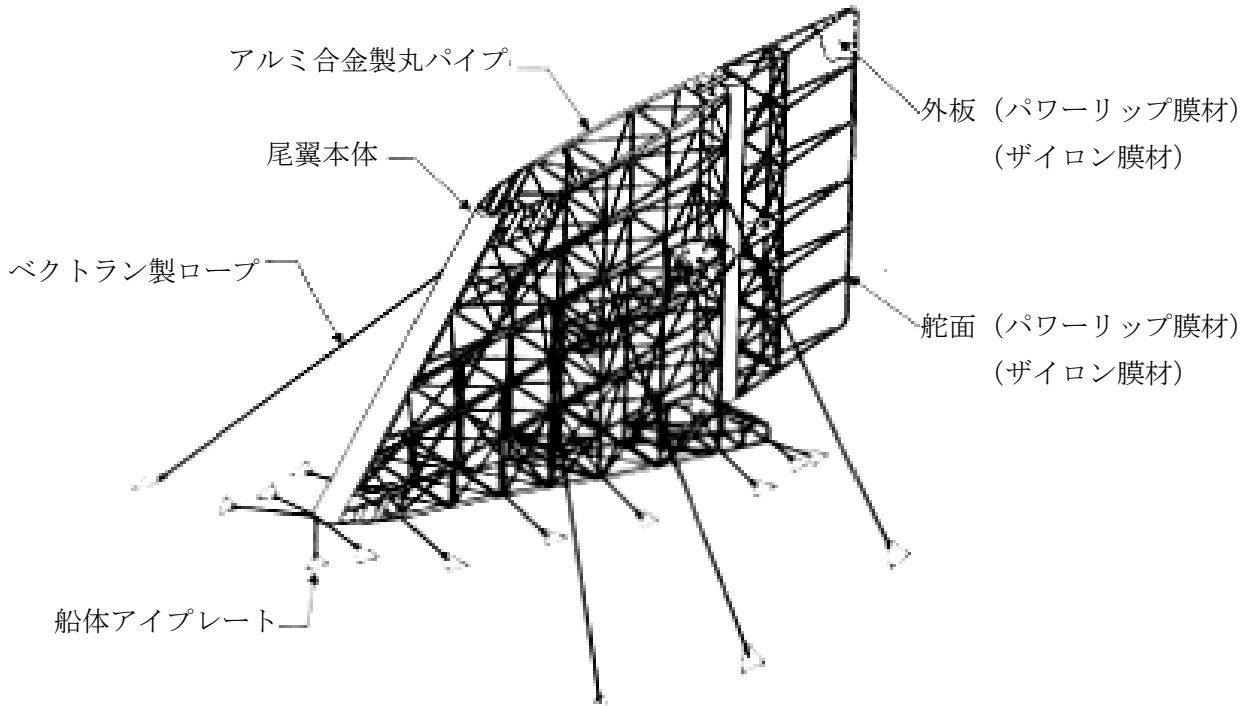


図 2.2.2-4 水平尾翼／垂直尾翼構造概要

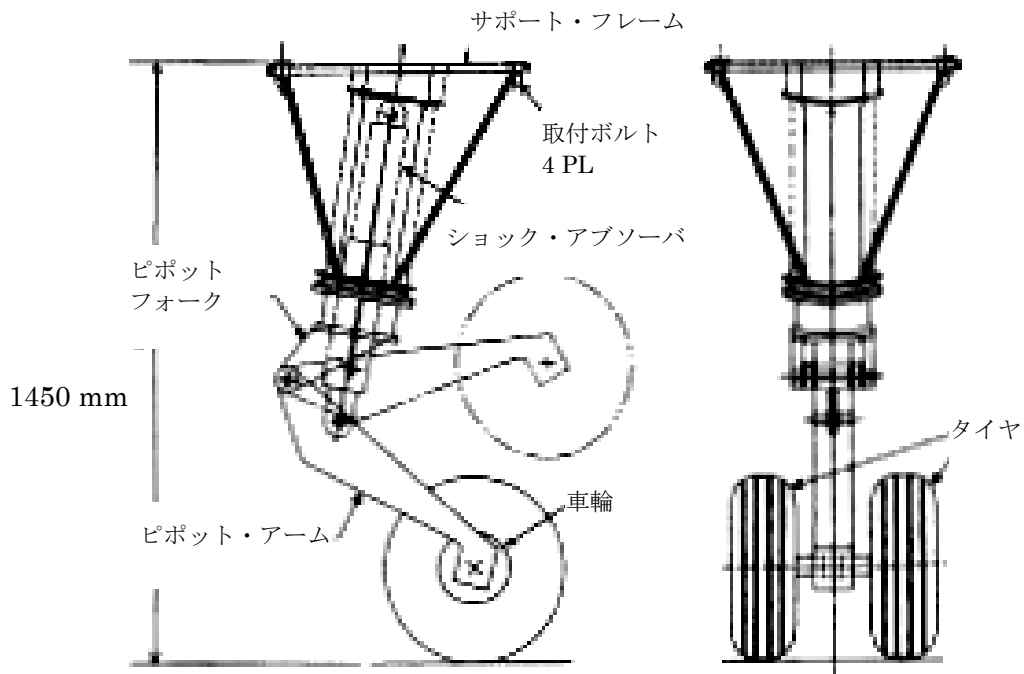
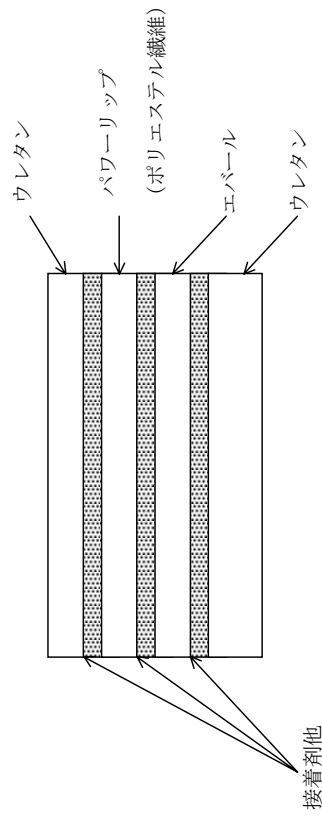


図 2.2.2-5 降着装置概要

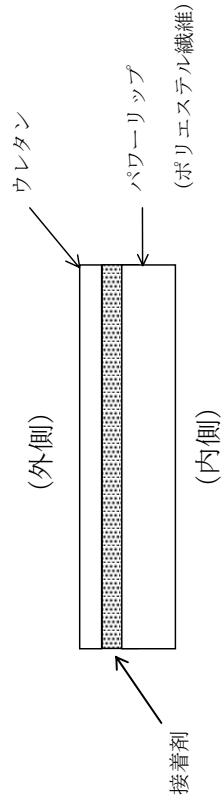
パロネット用パワースリッパ膜



厚さ : 0.099 mm
 質量 : 100 g/m² (測定値)

(注) パロネットの接合は膜材の表裏を互い違いに貼っていく。これは、パワースリッパからHeの漏洩を防ぐためである。

尾翼用パワースリッパ膜

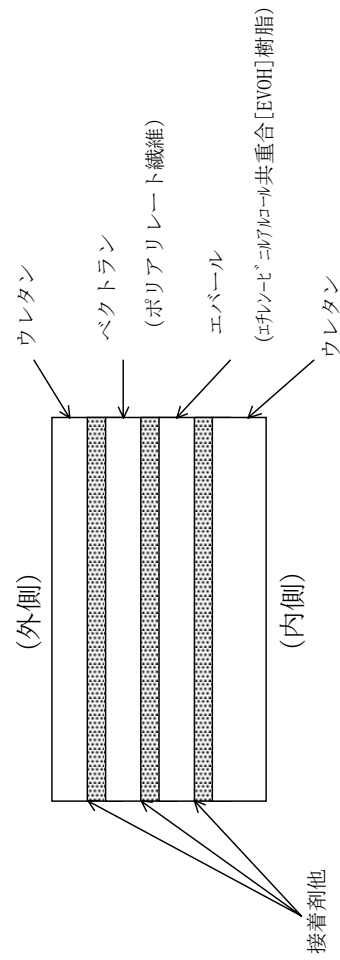


厚さ : 0.14 mm
 質量 : 90 g/m² (測定値)

(注) ウレタン面を外側にしてパワースリッパの環境劣化を防いでいる。

図 2.2.2-6(1/2) 定点滞空試験機 膜材の比較

エンベロープ用ベクトラン膜



厚さ : 0.223 mm
 質量 : 196 g/m² (測定値)

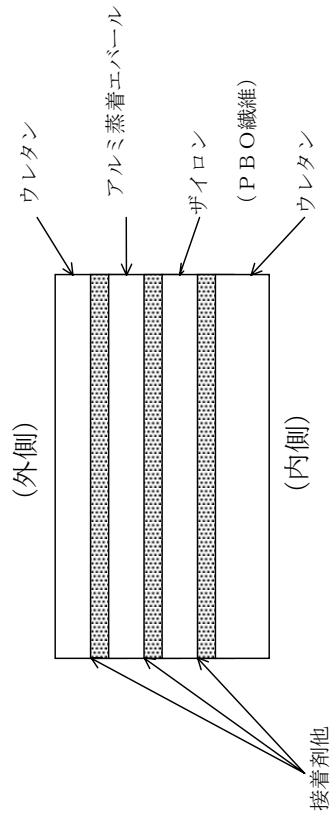
カタナリー用ベクトラン膜

エンベロープ用ベクトラン膜からエバール膜(15 μm)を除いたもの。

質量測定値 : 166 g/m²

(注) ベクトランをエバールより外側に配置した理由は、ガスバリア層としてのエバールを保護するためである。

尾翼用ザイロン膜



厚さ : 0.221 mm
 質量 : 208 g/m² (測定値)

図 2.2.2-6(2/2) 定点滞空試験機 膜材の比較

2.2.3 飛行誘導制御系

本項においては定点滞空試験機の飛行誘導制御系の構成の概要、及び飛行試験期間中における変更の履歴について述べる。また飛行誘導制御系の検証の詳細、飛行試験結果等に付いては4.13にて詳細を示す。

(1) 飛行誘導制御系の概要

定点滞空試験機の飛行誘導制御は、船体後部に備えた上下2枚のラダーと左右2枚のエレベータ、及び船体下部の外部コンパートメント両舷に搭載する電動モーター駆動のティルト機構付プロペラを駆動することにより飛行制御を行う。また必要に応じて前後バロネットの空気量を調整することによりピッチトリム制御を行う。図2.2.3-1に定点滞空試験機の飛行制御イフェクタの概要を示す。エレベータ、ラダーについては詳細を2.2.4項に、推進器については2.2.7項に、バロネット装備については2.2.6項にそれぞれ詳細を記す。

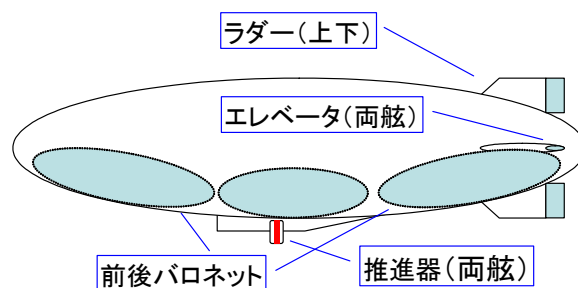


図 2.2.3-1 定点滞空試験機の制御イフェクタ配置概要図

飛行誘導制御イフェクタの駆動は機上の飛行制御計算機 (Flight Control Computer : FCC)からの指令による。FCCは地上からの指令、またはFCC内部の誘導則、制御則によりイフェクタ駆動指令を生成し、1553Bバスを介して各イフェクタに指令を送る。

(2) 飛行誘導制御系の基本構成

定点滞空飛行試験の飛行誘導制御については、以下の機能が要求される。

- ・地上からの遠隔操縦により、離着陸操作、遷移点までの移動が行えること。
- ・自律飛行により、事前に設定したウェイポイントを辿って所定の高度まで上昇、降下すること。
- ・自律飛行により所定の高度で定点に留まること。

これらの要求を満たすため、試験機は常用の飛行モードとして以下の3つのモードを持ち、局面に応じて使い分けている。

a. Direct モード

Directモードでは、地上無線操縦者が個々の飛行制御イフェクタに直接指令を発する。操縦者は地上遠隔操縦系により、試験機からのダウンリンク情報に基づいた擬似 HUD 画面を見ながら操縦を行う。試験機の離着陸運用、及び自律飛行遷移点までの上昇・降下、低空での特性データ取得飛行等はこ

のモードで実施した。Direct モードにおける誘導制御指令の流れの概要を図 2.2.3-2 に示す。

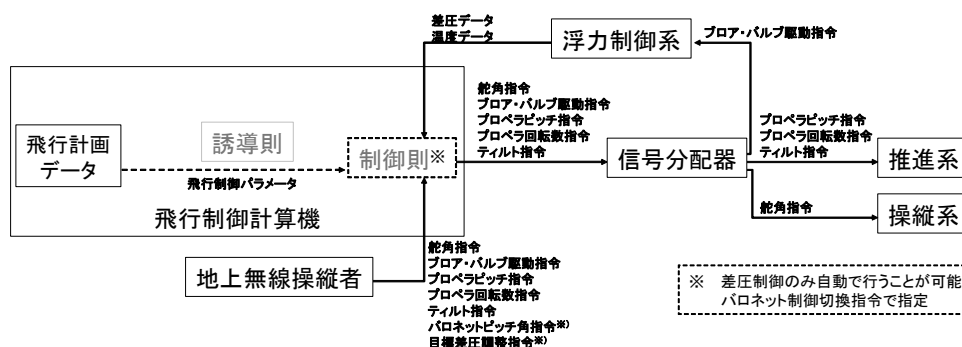


図 2.2.3-2 direct モードにおける飛行誘導制御指令の流れ

b. CAS(Control Augmentation Systems)モード

CAS モードにおいては、地上無線操縦者が与える姿勢角指令、対気速度指令に従うように FCC 内部の制御則が制御イフェクタに対する駆動指令を生成する。Direct モードと同様、地上遠隔操縦系を介して地上からの指令を与える。試験機の自律遷移に先立つ制御系の機能確認のほか、自律飛行遷移点までの上昇・降下の補助に使用した。また最終段階の 4,000m 付近における飛行試験の中でミッション側の要求により管制棟上空の精密定点滞空を CAS モードで行った。図 2.2.3-3 に CAS モードにおける飛行誘導制御指令の流れを示す。

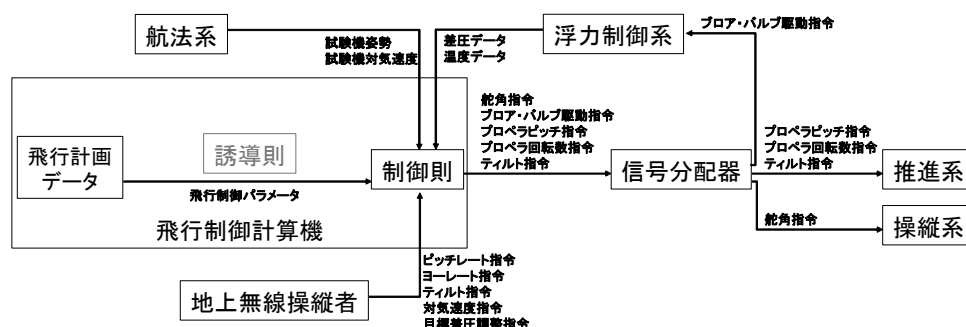


図 2.2.3-3 CAS モードにおける飛行誘導制御指令の流れ

c. 自律モード

自律モードでは、事前に登録されたウェイポイント(以下 WP)データに従って、試験機を設定されたコースに沿って飛行させるよう、FCC 内の誘導則が姿勢角指令、対気速度指令を生成する。生成された姿勢角指令、対気速度指令に従い、CAS モードと基本的に同一の制御則が制御イフェクタに対する駆動指令を生成する。

WP データとしては WP の位置、目標高度、当該 WP までの目標速度、コース誘導ポイントと定点滞空ポイントの種別、定点滞空時間(定点滞空ポイントのみ)を指定することが出来る。

WP データと制御パラメータを纏めて飛行計画データと称し、フライトに先立って FCC にインストールを行う。WP データおよび一部の制御パラメータは飛行中にも地上からの指令で書き換えることが可能になっている。図 2.2.3-4 に自律モードにおける飛行誘導制御指令の流れを示す。

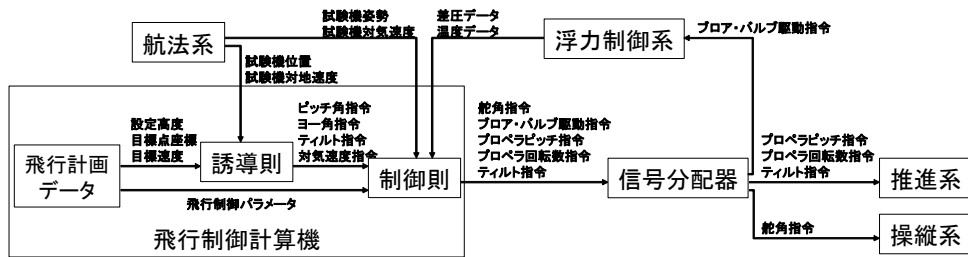


図 2.2.3-4 に自律モードにおける飛行誘導制御指令の流れ

以上、3種類のモードからなる飛行誘導制御系全体の構成を図 2.2.3-5 に示す。

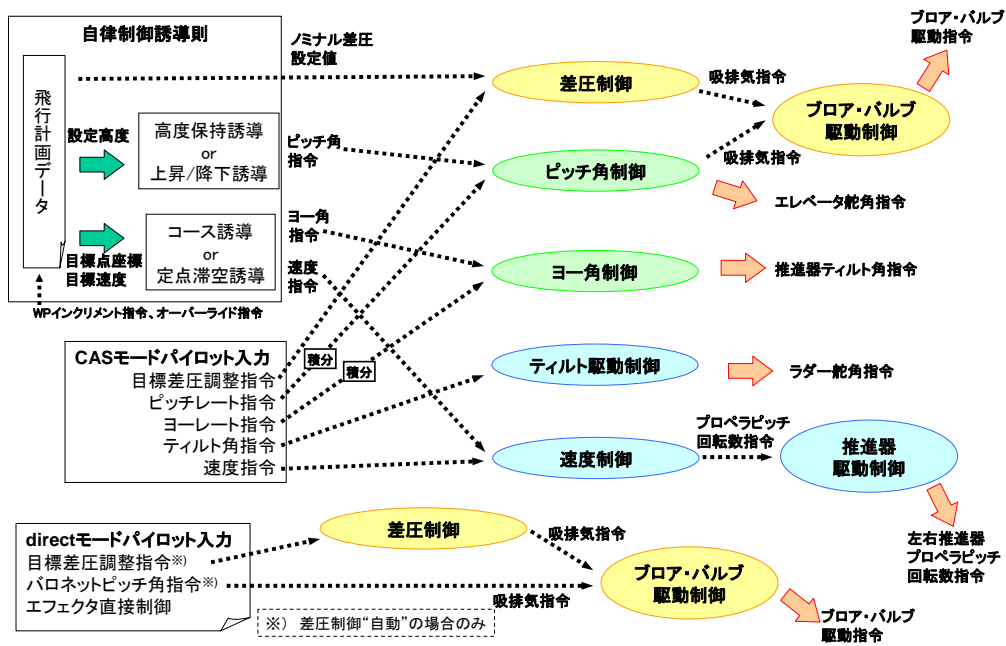
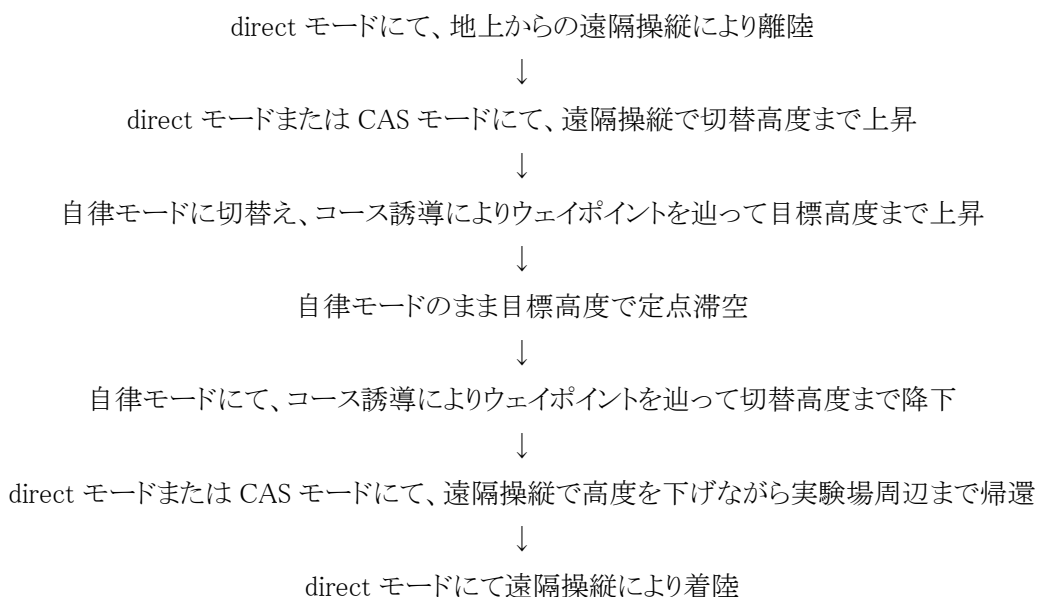


図 2.2.3-5 飛行誘導制御系の全体構成

これらのモードを用いた典型的なフライトの手順として



という手順を取った。自律誘導により中高度(2,000m)、高高度(4,000m)までの上昇を行なう各フライトにおいて、切替高度は914m(3,000ft)とした。

(3) 制御系の概要

定点滞空試験機の制御系は CAS モードにおける地上からの指令、または自律モードにおいて誘導制御系が生成する指令に基づき、イフェクタに対する動作指令を生成する。制御系はピッチ角制御系、ヨー角制御系、テイルト駆動制御系、速度制御系からなる。図 2.2.3-6 に制御系の概要を示す。

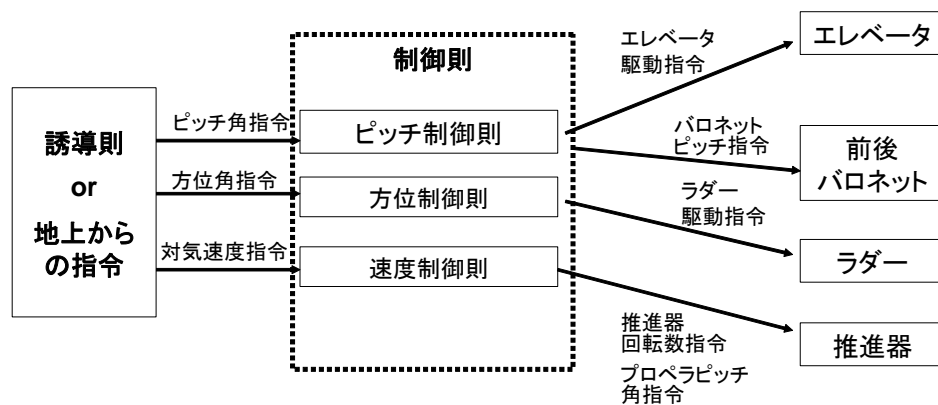


図 2.2.3-6 制御系の概要

a. ピッチ角制御系

ピッチ角制御系は船体のピッチ角が与えられたピッチ角指令に追従するように、エレベータ駆動指令、バロネットピッチ制御指令を生成する。また、船体ピッチレートを押さえるためのレートフィードバックループを有している。また CAS モードにおいては地上遠隔操縦装置からのバロネットピッチ制御指令を受け付ける。

b. 方位角制御系

方位角制御系は船体の方位角が与えられた方位角指令に追従するように、ラダー駆動指令を生成する。また、船体ヨーレートを押さえるためのレートフィードバックループを有している。制御系では方位角を変更するための推進器の差動は用いない。

c. 速度制御系

速度制御系は船体の対気速度が与えられた対気速度指令に追従するように、推進器回転数、プロペラピッチ角指令を生成する。

(4) 誘導系の概要

定点滞空試験機の誘導系は自律モードにおいてのみ使用され、飛行計画データによって与えられた目標ウェイポイントデータに基づき、制御則にフィードするピッチ角指令、方位角指令、対気速度指令を生成する。誘導系は水平面誘導と高度誘導からなる。更に水平面誘導は試験機を指定したウェイポイントの周辺に滞空させる定点滞空誘導と、試験機をウェイポイントを辿って飛行させるコース誘導に分けられ

る。図 2.2.3-7 に誘導系の概要を示す。

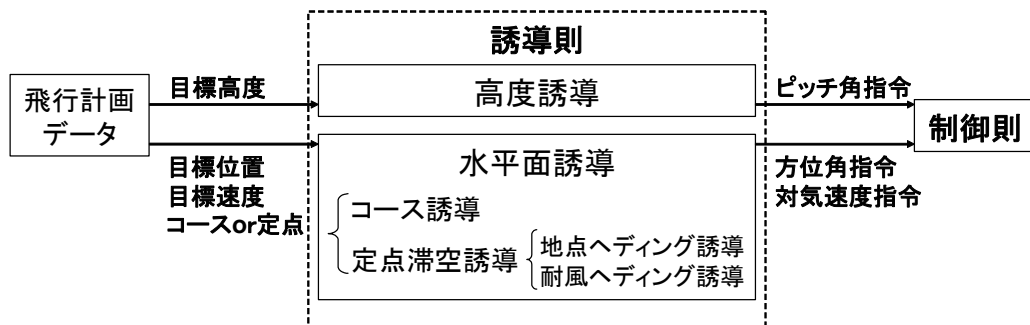


図 2.2.3-7 誘導系の概要

a. 高度誘導

高度誘導系は試験機の現在高度と目標ウェイポイントの目標高度データから、試験機のピッチ角指令を生成し、ピッチ制御系にフィードすることで高度制御を行う。オーバーシュートを防ぐため高度誘導は上昇・降下モード、遷移モード、高度保持モードの 3 つのモードを持ち、現在高度が目標高度に接近するにつれて順次モードを切り替えることで目標高度に漸近するような制御を行う。中、高高度までの上昇を行なう各フライトにおいては目標高度の 250m 手前で遷移モードに移行、更に 50m 手前で高度保持モードに移行することとしていた。

上昇・降下モードおよび遷移モードでは試験機は自機の昇降率をモードによって決まる目標昇降率に一致させるように制御を行う。また、高度保持モードでは試験機は自機の現在高度を目標高度に一致させるような制御を行う一方、自機の昇降率を 0 に近付けるようなレートフィードバックループを有している。

b. 水平面誘導系

水平面誘導は試験機の現在位置と目標ウェイポイントの目標位置データから、試験機に与える方位角指令を生成し、方位角制御系にフィードすることで試験機の水平面内の位置を制御する。また、目標ウェイポイントの目標速度データ等から速度制御系にフィードする対気速度指令を生成する。対気速度指令は目標ウェイポイントの目標速度データを基本とするが、試験機と目標ウェイポイントの位置関係、位置関係の変動等に応じて適宜修正が掛けられる。

水平面誘導は試験機を指定したウェイポイントの周辺に滞空させる定点滞空誘導と、試験機をウェイポイントを辿って飛行させるコース誘導に分けられる。

c. コース誘導系

目標ウェイポイントがコース誘導ポイントに指定されている場合、試験機はコース誘導を行う。コース誘導系は試験機を一つ前にクリアしたウェイポイントと目標ウェイポイントを結ぶコース上に乗せるように方位角指令を生成することによりコース誘導を行う。目標ウェイポイントからの水平面内距離が 1km 以内になった時に試験機は目標ウェイポイントをクリアしたと判断し、次の目標ウェイポイントに移る。ウェイポイントのクリア判定においては高度は考慮していない。

またコース誘導系は目標ウェイポイントの目標速度データを対気速度指令として速度制御系に与える。但し、向かい風等のために対地速度が所定の値を下回る場合は、対地速度が所定の値になるまで徐々に対気速度指令を増加させる機能が備わっている。

d. 定点滞空誘導

目標ウェイポイントが定点滞空ポイントに指定されている場合、試験機は定点滞空誘導を行う。定点滞空誘導には地点ヘディング誘導と耐風ヘディング誘導の2つのモードがあり、試験機周辺の推定風速に応じて推定風速がしきい値以上であれば耐風ヘディング誘導、以下であれば地点ヘディング誘導を用いる。しきい値としては自律飛行を行なう各フライトを通じて7m/sを用いた。

目標ウェイポイントが定点滞空ポイントに指定されているポイントに切り替わってから、当該ウェイポイントの目標滞空時間データに相当するだけの時間が経過した時点で試験機は目標ウェイポイントをクリアしたと判断し、次の目標ウェイポイントに移る。

(a) 地点ヘディング誘導

地点ヘディング誘導は比較的周辺の風速が遅い場合に用いる誘導側で、試験機が一定速度を維持して目標ウェイポイントの周囲を旋回するようにしている。地点ヘディング誘導則は試験機の船首が目標ウェイポイントの方向を向くように方位角指令を生成し、方位角制御系にフィードする。

(b) 耐風ヘディング誘導

耐風ヘディング誘導は比較的周辺の風速が早い場合に用いる誘導側で、地点ヘディングでは風下側に大きく流されるケースが見られることに対応して実装した。耐風ヘディング誘導則は、試験機が目標ウェイポイントの風向に対して両側に仮想したツインウェイポイントを交互に切り替えて目標とすることで、風上に向かう方向を中心として蛇行するような飛行を行うような方位角指令を生成し、方位角制御系にフィードする。

e. オーバーライド、インクリメント機能

自律モードでの飛行中は原則として他のモードへの切替以外の地上からの手出しは不可能であるが、例外としてオーバーライド、インクリメントの2つの機能がある。オーバーライド機能は飛行中に飛行制御パラメータ、ウェイポイントデータを書き換えるものでTTRACから指令を送信することで行う。変更可能な飛行制御パラメータは耐風誘導使用可フラグ、耐風誘導風速しきい値等である。ウェイポイントのデータは全て書き換えることが可能であるが、現在目標としているウェイポイント及びその次のウェイポイントのデータを書き換えることは出来ず、2つ先以降のウェイポイントのデータのみ書き換えることが出来る。本機能により飛行計画データのインストール後、例えば離陸直前に放球したゾンデの風速分布データに基づいて滞空高度を変更するような運用が可能であった。

インクリメントは同様にTTRACから送信し、試験機の現在の目標ウェイポイントを強制的にクリアさせ、自動的に次の目標ウェイポイントに向かうようにする。

(5) 飛行誘導制御系の修正履歴

飛行試験中に行った飛行誘導制御系の修正について、本項では主要なものについてその経緯の概要を述べる。修正の実体は飛行制御プログラム(Flight Control Program : FCP)および飛行計画データの修正として行われている。

a. エレベータ不作動不具合に関する修正

P2-3 フライト(フライトの詳細は 4.6 項)において、CAS モードに切り替えた際に、ピッチレートの振動に対応してエレベータの制御が振動的になり、過剰動作により作動停止する不具合が発生した。これに対応して

- ・ピッチ制御系のゲインパラメータの調整
- ・エレベータ舵角指令へのレートリミッタの追加
- ・ピッチレート入力に対するローパスフィルタの追加

等の対策を行った。また水平展開として以下の対策を行った。

- ・ヨーレート入力に対するローパスフィルタの追加
- ・推進器回転数指令に対するレートリミッタの追加

その後複合航法装置に対するアンチエイリアスフィルタ追加により、ピッチレートの振動を抑制できたことから、ピッチレート、ヨーレート入力端へのローパスフィルタは削除した。

b. 速度制御ゲイン修正

地上確認試験の段階でエンジンのハンチング等の不具合が起こったことから、エンジンへの負荷変動を抑える目的で速度制御関係のゲイン調整を行った。しかし一方で、CAS モードにおける速度の追従性が好ましくないとのパイロットコメントも寄せられたことから、対気速度指令に対するレートリミッタ値の引き上げ等により対応した。

2.2.4 操縦系

(1) 構成および配置

操縦系は、試験機の昇降舵／方向舵を動作させるためのシステムを指す。アクチュエータ、アクチュエータ・コントローラ、制御信号／駆動電源ハーネス、ブラケット／ファスナ類で構成される。操縦系統の主要構成部品を、図 2.2.4-1、構成品の配置を図 2.2.4-2、機能ブロック図を、図 2.2.4-3 に示す。

a. アクチュエータ

アクチュエータは電動式リニア・アクチュエータであり、ギアを内蔵したモータ部、ボール・スクリー部、ロッド・エンド部及びセンサである LVDT 部から構成される。モータ部は制御信号と駆動電源の入出力ポートを有し、アクチュエータ・コントローラからの入力によりモータを制御、駆動するとともに、モータ部及びLVDT の作動状態出力を行う。昇降舵及び方向舵の構成部品及び配置を、図 2.2.4-4 に示す。また、アクチュエータの性能・諸元を、表 2.2.4-1 に示す。

b. コントローラ

アクチュエータ・コントローラは FCC からの舵角指令に基づきアクチュエータを介して昇降舵、方向舵を駆動し舵角を制御する。またアクチュエータ制御を行うサーボ制御機能(アクチュエータの位置情報)、故障検出／管理及びモニタ出力する故障検出機能を有する。

作動舵角範囲は次の通りである。

舵 面	舵角範囲
昇降舵	-30 deg(後縁上げ) ~ +30 deg(後縁下げ)
方向舵	-30 deg(後縁右) ~ +30 deg(後縁左)

(a) BIT 機能

アクチュエータはプリフライト BIT およびインフライト BIT 機能を有し、BIT 結果はステータス信号として外部に出力される。

プリフライト BIT は外部からの BIT 指令により実施され、インフライト BIT は常時実施される。

(b) ブローバック機能

外力によって駆動系の出力軸トルクが所定の値を超えると組み込まれたクラッチが滑り、ボールスクリー部がバックドライブされる機構となっている。

これにより アクチュエータがガスト等の想定外の外力(過負荷)を受けた際の過大な反力発生を防ぎ機体構造の保護を図っている。

なお、アクチュエータの LVDT はロッドエンド部に取付けられるため、ブローバックによりバックドライブされた後もアクチュエータの位置制御は偏差を生じることなく続行される。

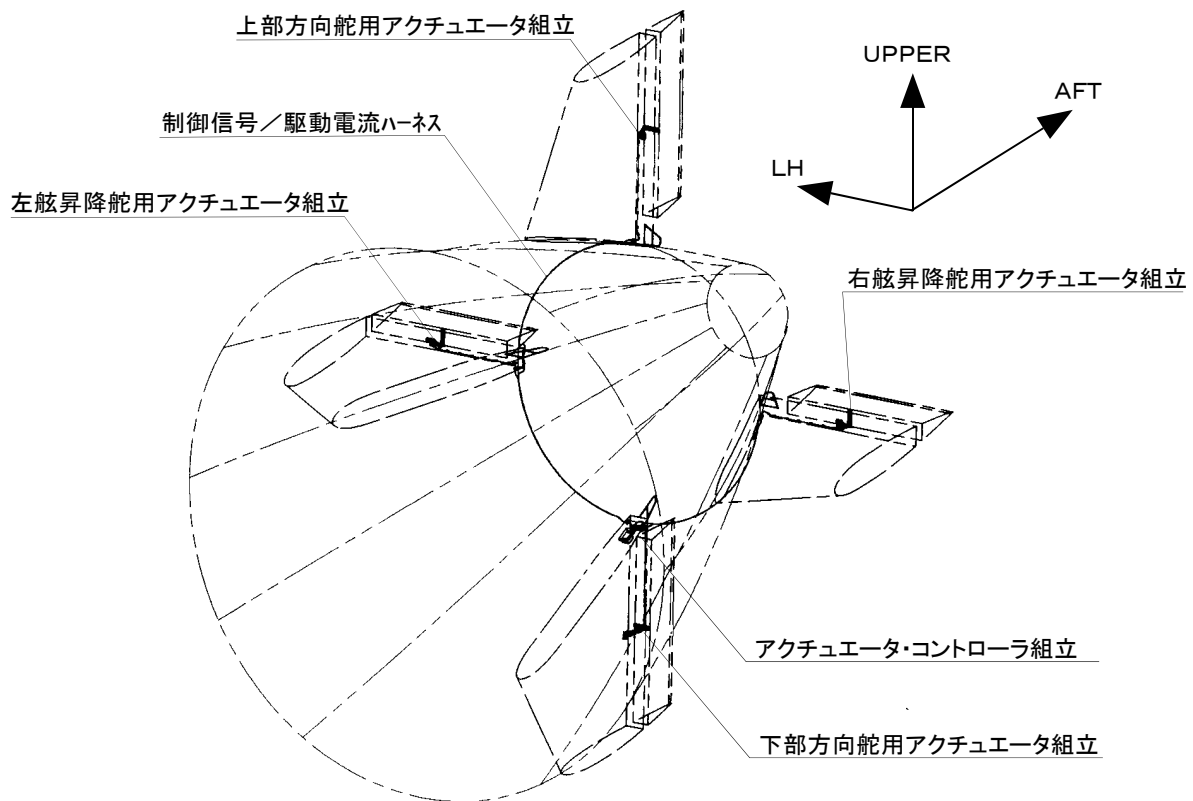


図 2.2.4-1 操縦系主要構成品

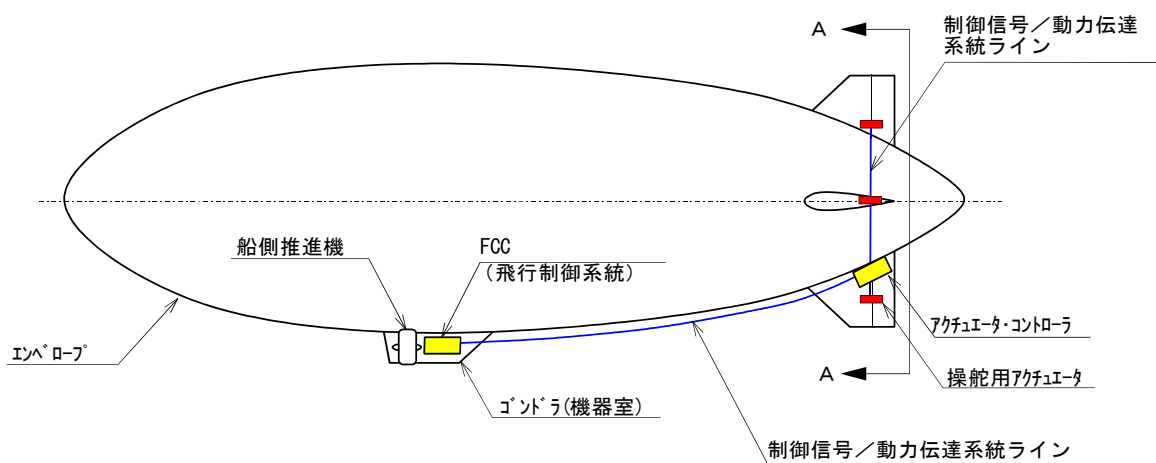
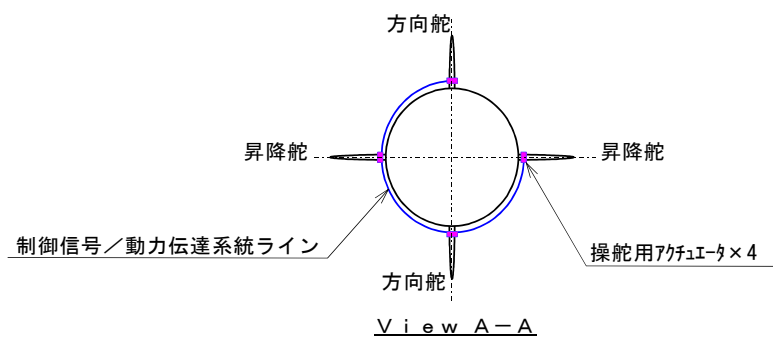


図 2.2.4-2 操縦系構成品の配置

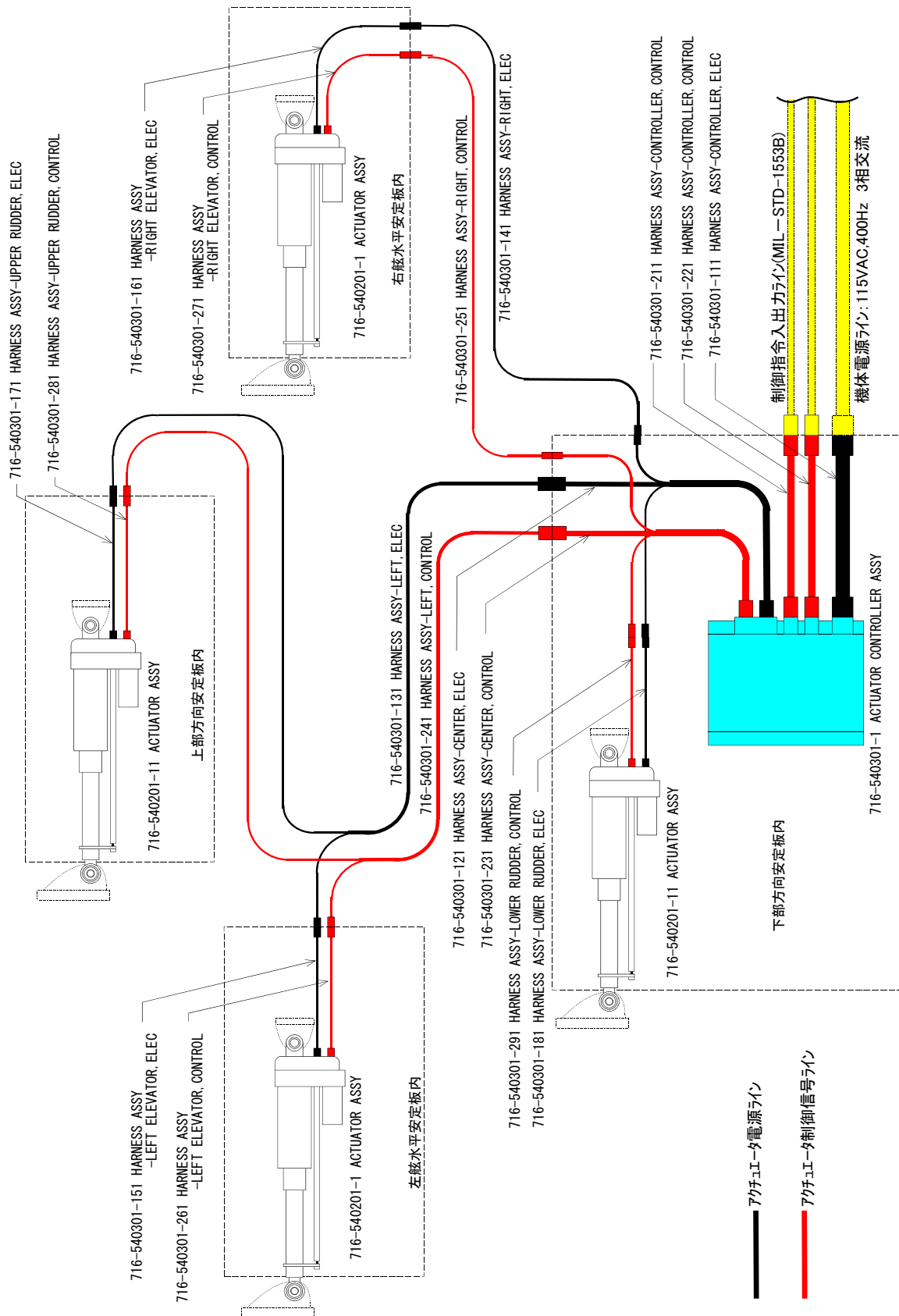


図 2.2.4-3 操縦系機能ブロック図

注) 上下方向舵および左右昇降舵は
それぞれ同期して作動する

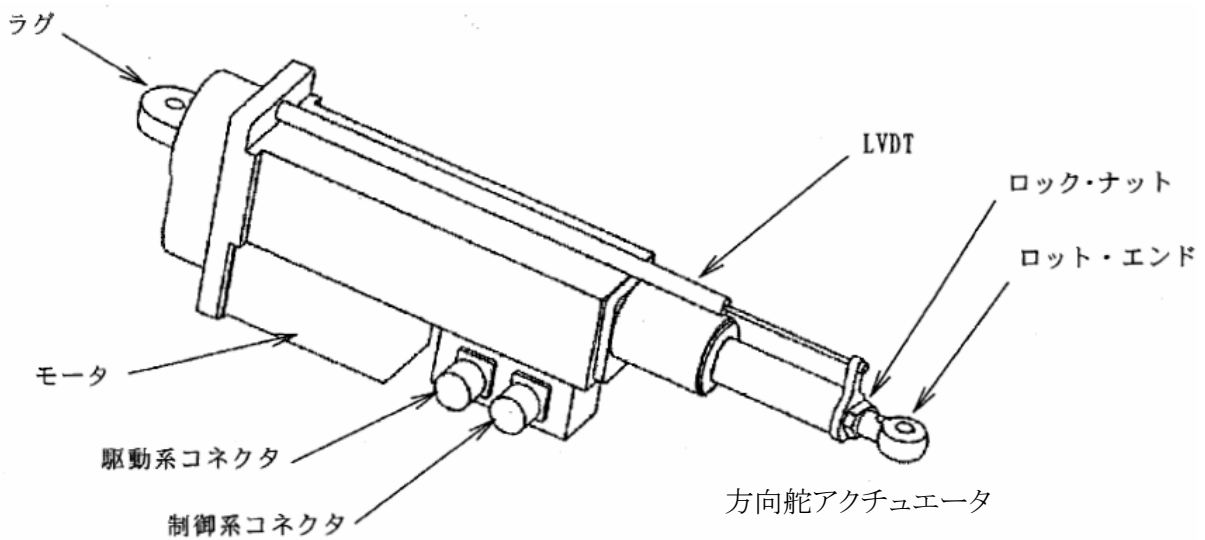
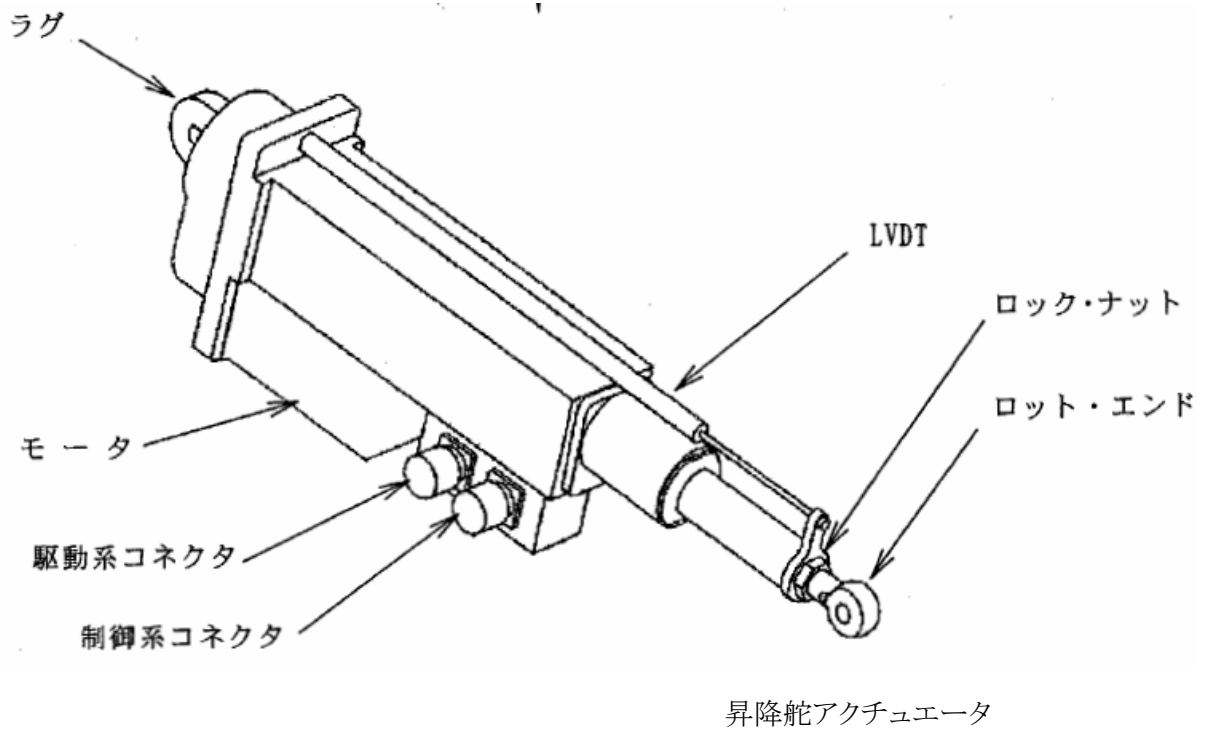


図 2.2.4-4 昇降舵及び方向舵の構成品及び配置

表 2.2.4-1 アクチュエータの性能・諸元

No.	項目	性能・諸元	備考
1	アクチュエータ方式	電動リニア・サーボ・アクチュエータ	コントローラ別体
2	モータ方式	DC ブラシレス・サーボモータ	
3	モータ駆動方式	パルス幅変調(PWM)	
4	コントローラ方式	デジタル	制御ソフトウェア搭載
5	出力および作動速度	(1) 定格出力:3700N, 19mm/s (2) フローバック最大値:5750N	・アーム長 200mm
6	ストローク	(1) 電氣的ストローク: ±100mm (2) 機械的ストローク: ±105mm	・電氣的ストロークはアーム長 200mm のとき舵角 ±30 度に対応
7	静特性	(1) スレッシュホールド: 電氣的ストロークの 0.5%以下 (2) ヒステリシス: 電氣的ストロークの 1%以下 (3) 直線性: 電氣的ストロークの 1%以下	
8	舵角信号出力機能	(1) ストローク位置(舵角信号)を出力	1553 バス経由
9	BIT 機能	プリフライトおよびインフライト BIT	
10	入力電源	115/200VAC 400Hz (MIL-STD-704D 準拠)	3相4線式
11	消費電力	(1) 定格作動時:1.2kW 以下	

2.2.5 航法系

航法装置に搭載されるレートジャイロ及び加速度計により、3軸の角速度及び加速度を検出し、かつ GPS 情報及び海上保安庁の中波無線標識局からの DGPS 情報を得て、複合航法演算処理を行い、姿勢、角速度、加速度等のデータを MIL-STD-1553B データバス及び RS-422 シリアル出力にて出力するものである。航法装置部とアンテナ部よりなり、それぞれ船体下部の外部コンパートメント(FC ベイ)および、外部コンパートメント天井部に搭載されている。

航法演算モードには GPS 信号の利用状況により次の3つのモードがある。

(1) 純慣性モード

GPS データが無効になった場合、または外部からの指令が入力された場合、慣性センサーデータ(3軸加速度、3軸角速度データ)のデータのみを使用して航法演算を行うもの。センサーバイアスの積分によりドリフトが生じる可能性がある。

(2) GPS-INS モード

GPS から入力される擬似距離情報を用いて複合航法演算を行うもの。

GPS が無効になった場合は、自動的に純慣性モードに移行する。

(3) DGPS-INS モード:

DGS 補正量及び GPS 受信状況が正常な場合、DGPS 補正量及び GPS 情報を用いて、複合航法演算を行うもの。

DGPS 補正量受信が無効になった場合は、自動的に GPS-INS モードに移行する。

航法系の性能を含む概要を図 2.2.5-1 及び表 2.2.5-1 に示す。

なお、ハンガー内では GPS 衛星信号の減衰が大きい。そのためハンガー内で航法系の機能確認ができない。その対策としてハンガー屋根部に設置した GPS アンテナで受信した GPS 信号を同軸ケーブルで飛行船搭載 GPS 直近(横 10m 程度)まで導き、そこからアンテナで衛星信号を放射する GPS リピータ(アマテックス GPS 再放射キット+GPS ラインアンプ)を試験途中から導入している。

但し飛行船搬出時に GPS リピータからの衛星信号と、衛星から直接届く衛星信号の混信により、航法装置のアライメント(方位)が大きくなるという不具合が発生したため、ハンガー内航法系機能確認ののち、飛行船搬出時には GPS リピータの電源を切るという手順が確立された。

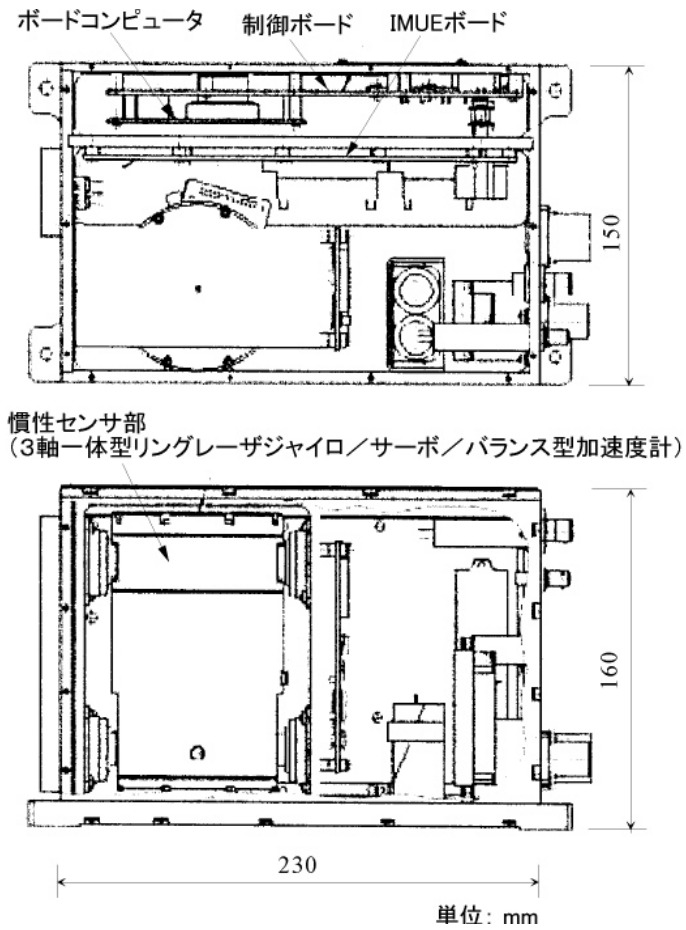


図 2.2.5-1 航法システム概要 (GPS 複合航法ユニット)

表 2.2.5-1 航法システム性能 (GPS 複合航法ユニット)

		機能項目	性能	備考
作動範囲 及び 検出範囲	姿勢角	ピッチ角	±90deg	
		ロール角	±180deg	
	真方位	ヨ一角	±180deg	
	角速度		±200deg/sec以上	
	加速度		±147m/sec ² 以上	
	速度		±200m/sec以上	
	位置	緯度	±90deg	
		経度	±180deg	
高度		-1,000~5,000m		
精 度	姿勢角	1)純慣性モード 2)GPS-INSモード 3)DGPS-INSモード	0.2deg以下 [rms]	
	真方位	1)純慣性モード 2)GPS-INSモード 3)DGPS-INSモード	1.5deg以下 [rms]	
	角速度	1)純慣性モード 2)GPS-INSモード 3)DGPS-INSモード	0.03deg/sec以下 [rms]	
	加速度	1)純慣性モード 2)GPS-INSモード 3)DGPS-INSモード	0.02m/sec ² 以下 [rms]	
	水平面速度	1)純慣性モード	12m/sec以下 [rms]	
		2)GPS-INSモード	0.5m/sec以下 [rms]	
		3)DGPS-INSモード	0.5m/sec以下 [rms]	
	昇降率	1)純慣性モード	—	純慣性のみでは精度は保証できない
		2)GPS-INSモード	0.5m/sec以下 [rms]	
		3)DGPS-INSモード	0.5m/sec以下 [rms]	
水平面位置	1)純慣性モード	20nm以下 [rms]	1時間毎に位置が20nm外れていく	
	2)GPS-INSモード	12m以下 [rms]		
	3)DGPS-INSモード	10m以下 [rms]		
高度	1)純慣性モード	—	純慣性のみでは精度は保証できない	
	2)GPS-INSモード	20m以下 [rms]		
	3)DGPS-INSモード	18m以下 [rms]		

2.2.6 浮力制御系

飛行船の上昇・滞空・降下に係る飛行制御技術のうち、浮力ガスに関わる飛行船に特有の領域を浮力制御系と呼んでいる。具体的には、機体形状保持のためのエンベロープ差圧の制御、機体重量(余剰浮力)・重心の制御等がその対象となる。本節では以下に示す浮力制御系の構成要素および機能について概略を述べる。

構成要素	<ul style="list-style-type: none"> └ (1) バロネットシステム(バロネット+プロア/バルブ) └ (2) 浮力調整システム(ヘリウム排気バルブ+バラスト投下装置)
機能	<ul style="list-style-type: none"> └ (1) エンベロープ差圧制御 └ (2) 機体ピッチトリム制御 └ (3) 浮力調整

2.2.6.1 構成要素

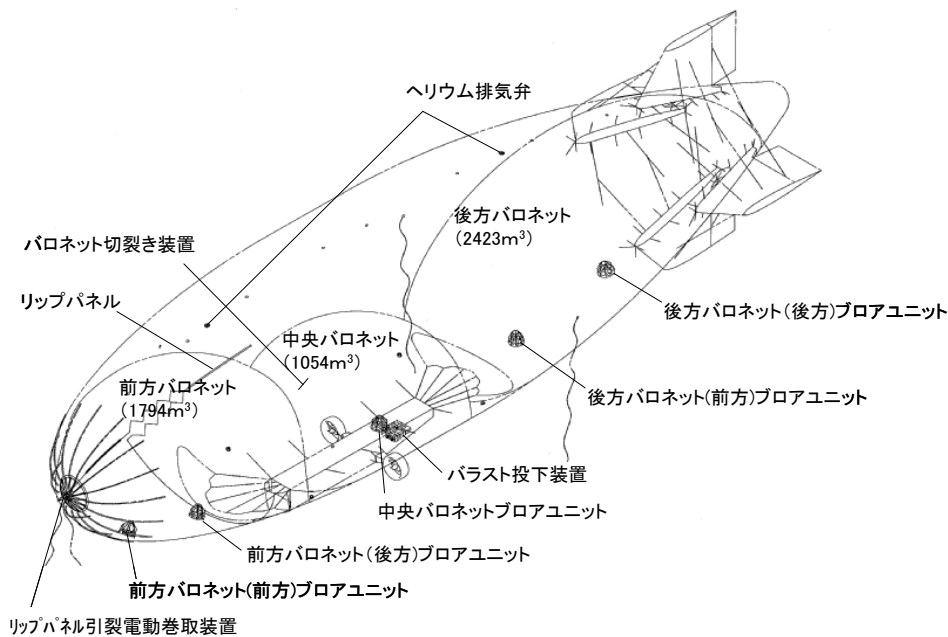


図 2.2.6-1 浮力制御系構成要素(装備品)の配置

(1) バロネットシステム

定点滞空試験機は、エンベロープ内部の前方/中央/後方に3つのバロネットを配したマルチバロネット構造様式を採用している。各バロネットは独立しており、バロネット間の空気移動は行わない。バロネット空気量は、各バロネットのプロアユニットに装備されたプロア/バルブを用いて外気の吸排気により調整される。以下に構成要素(バロネット、プロア、バルブ)の概略を示す。

(a) バロネット

エンベロープ内に3つのバロネット(前方／中央／後方バロネット)が装備されている。各バロネットの最大容積はエンベロープ容積(10660m³)に対して 17%/10%/23%であり、合計で 50%を占める。飛行中における各バロネットの体積(充填率)は、各バロネット下部における差圧(バロネット差圧)、エンベロープ差圧(ヘリウム差圧)等の計測値から次式にしたがって推定する。

$$\begin{aligned} V &= V_{\max} (1 - \exp(-a z_B^n)) && (z_B > 0) \\ &= 0 && (z_B \leq 0) \end{aligned} \quad \text{--- (2.2.6-1)}$$

$$z_B = (z_H - b_0 \sin \theta) / (\cos \theta + b_1 \sin \theta) \quad \text{--- (2.2.6-2)}$$

$$z_H = 34.0 (T_{\text{atm}} / P_{\text{atm}} / \alpha) (\Delta P_{\text{Bal}} - \Delta P_{\text{He}}) + 1.2 \quad \text{--- (2.2.6-3)}$$

ただし後方バロネットに対しては、

$$z_{B,a} = (z_H - b_{0,a} \sin \theta) / (\cos \theta + b_{1,a} \sin \theta) \quad \text{--- (2.2.6-4)}$$

$$z_{B,b} = (z_H - b_{0,b} \sin \theta) / (\cos \theta + b_{1,b} \sin \theta) \quad \text{--- (2.2.6-5)}$$

$$z_{B,c} = (z_H - b_{0,c} \sin \theta) / (\cos \theta + b_{1,c} \sin \theta) \quad \text{--- (2.2.6-6)}$$

により

$$\begin{aligned} z_B &= \min(z_{B,a}, z_{B,b}, z_{B,c}) && (\theta > 0) \\ &= \max(z_{B,a}, z_{B,b}, z_{B,c}) && (\theta \leq 0) \end{aligned} \quad \text{--- (2.2.6-7)}$$

ここに、 ΔP_{Bal} はバロネット差圧(Pa)、 ΔP_{He} はヘリウム差圧(Pa)、 P_{atm} は外気圧力(Pa)、 T_{atm} は外気温度(K)、 α はヘリウム体積濃度(-)、 θ は機体ピッチ角(deg)である。各係数には前方(FWD)/中央(MID)/後方(AFT)バロネットのそれぞれに対して表 2.2.6-1 に示す値を用いる。

表 2.2.6-1 バロネット充填率換算モデルの諸係数 (rev.E)

	FWD	MID	AFT		
V_{\max}	1793.6	1053.6	2423.2		
a	5.53E-3	4.97E-2	5.46E-3		
n	2.5	2.0	2.5		
b_0	17.02	8.126	$b_{0,a} = -0.75$	$b_{0,b} = -4.531$	$b_{0,c} = -13.04$
b_1	0.707	0.	$b_{1,a} = -2.40$	$b_{1,b} = -1.025$	$b_{1,c} = -0.233$

(b) ブロア(空気吸入ブロア)

バロネットに外気を吸入する装置であり、前方／中央／後方バロネットにそれぞれ 4 基／2 基／4 基が装備されている。ブロアの構造について、その概略を図 2.2.6-2 に示す。

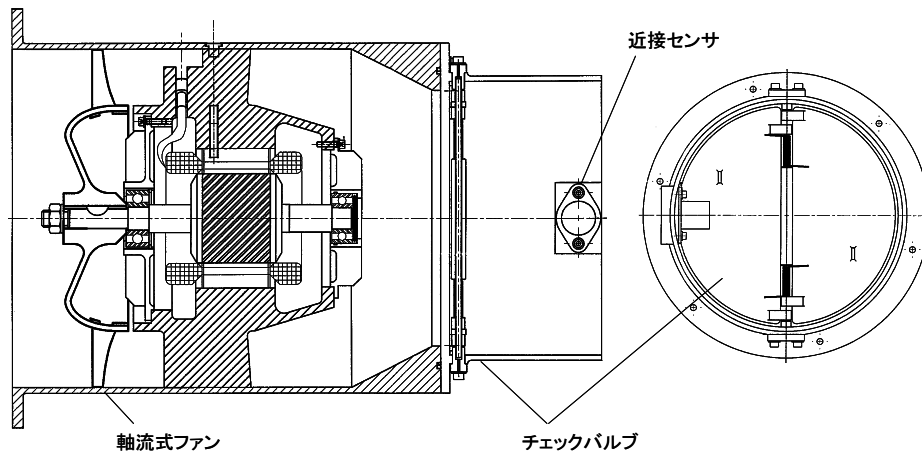


図 2.2.6-2 ブロア形状概略

吸気流量は差圧および空気密度に依存するが、本試験の運用範囲ではこれらの影響は小さいため、設計では下記の一定値を用いた。

ブロア流量 : 0.467m³/s

(c) バルブ(空気排気バルブ)

バロネット内の空気を排気するための電動開閉式排気バルブは、前方／中央／後方バロネットにそれぞれ4基／2基／4基装備されている。また、ばね式調圧バルブ(安全弁)が各バロネットに1基ずつ装備されている。ただし中央バロネットの調圧バルブ(安全弁)は飛行試験中には使用しない(開閉をロックする)。各バルブの仕様を表 2.2.6-2 に、形状諸元を図 2.2.6-3 および図 2.2.6-4 に示す。

表 2.2.6-2 バルブ仕様

名称		空気排気バルブ	安全弁(FWD/AFT)	安全弁(MID)
方式		モータ(スクリュー)	ばねリリーフ	ばねリリーフ
排気量	kg/s (地上)	0.67 (@490Pa)	0.53 (@784Pa)	0.42 (@490Pa)
	kg/s (4km)	0.55 (@490Pa)	0.44 (@784Pa)	0.35 (@490Pa)
排気面積	cm ²	440	367	367
クラック圧	Pa	-	686	290
開閉時間	sec (開)	3 以下	瞬時	瞬時
	sec (閉)	3 以下	瞬時	瞬時
漏れ	kg/hr	0.2 以下(@294Pa)	0.2 以下(@392Pa)	0.2 以下(@392Pa)
圧力損失	Pa(最大流量)	80 以下	80 以下	80 以下
質量	kg	1.7	1.6	1.6
モータ電圧	V DC	28	-	-
消費電流	A	0.7 以下	-	-
運用温度	°C	-25~45	-25~45	-25~45

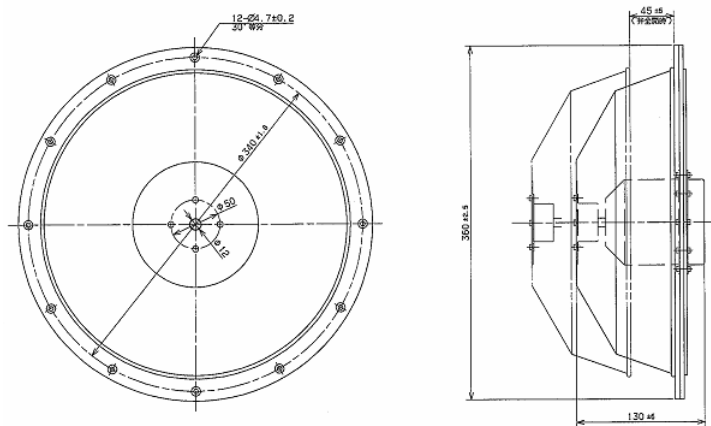


図 2.2.6-3 排気バルブ形状概略

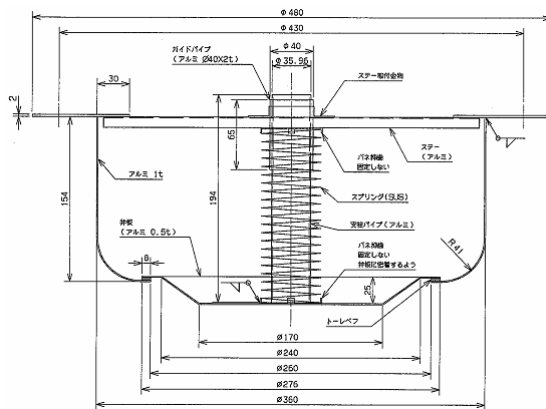


図 2.2.6-4 調圧バルブ(安全弁)形状概略

バルブの排気流量は差圧および空気密度に依存する。バルブ性能確認試験(2.5.5 節参照)の結果より図 2.2.6-5 に示す特性を設計に用いた。

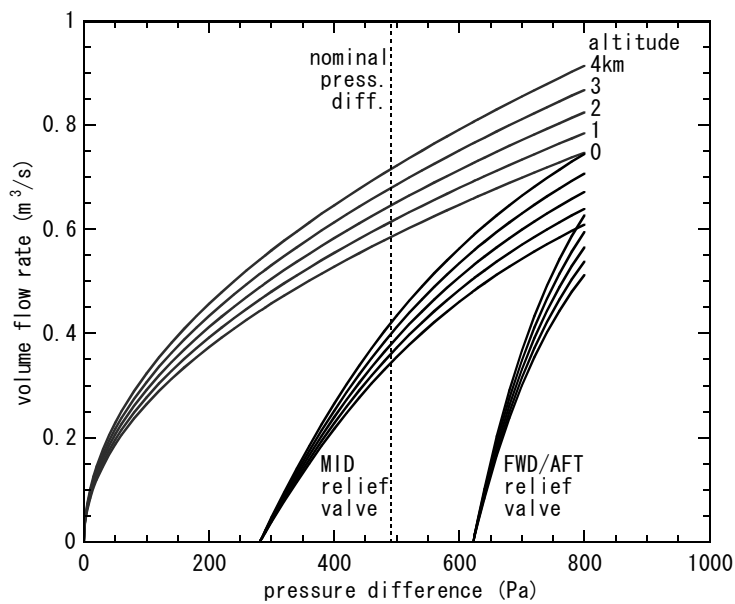


図 2.2.6-5 バルブ流量特性

(2) 浮力調整システム

浮力調整システムは、ヘリウム排気バルブとバラスト投下装置から構成される。

(a) ヘリウム排気バルブ

ヘリウム排気バルブは、エンベロープ上部 2 箇所に装備されている。これらは何れもバロネット空気排気用のバルブと同じ製品であり、遠隔操縦装置により別々に開閉することができる。

(b) バラスト投下装置

バラスト投下装置の概略を図 2.2.6-6 に示す。

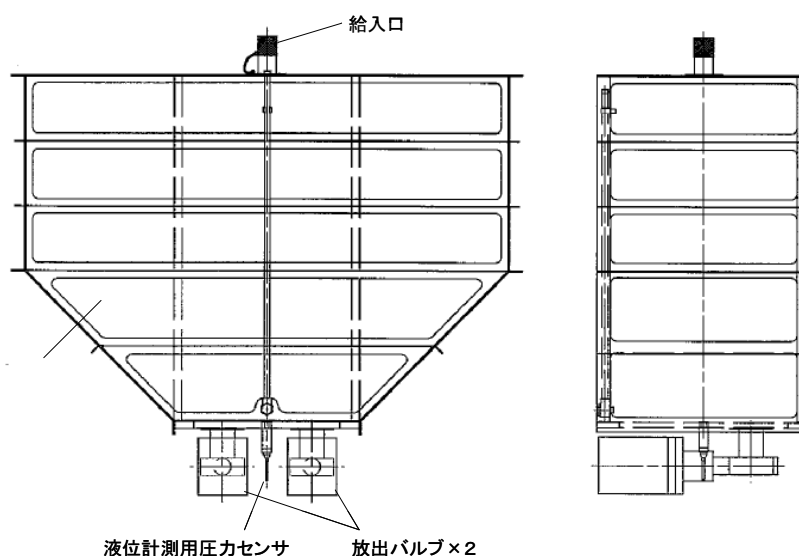


図 2.2.6-6 バラスト投下装置

バラストタンク内には、水バラスト(凍結防止のため 58%エタノール水溶液を使用)を最大で約 420kg 搭載できる。これを投下するためのバルブは冗長のために2基装備されており、遠隔操縦装置により同時に開閉する。タンク内のバラスト残量は、タンク底面の圧力センサにより求めた液位高さから重量に換算した値をモニタできる。

2.2.6.2 機能

(1) エンベロープ差圧制御

(a) 目的

外気の圧力変化やヘリウムの温度変化に対して、エンベロープ差圧(船体内外差圧)を所定の範囲に制御する。エンベロープ差圧とは、船内ガスと外気の圧力差である。この値は船体各位置の高度によって異なるが、飛行試験ではエンベロープ中心軸位置における値を対象とする。これは中心軸から 7.55m 下方で計測した差圧(ヘリウム差圧)をもとに、外気圧力・温度等を用いて FCC で推算する。

(b) 方法

ブロー／バルブ操作によるバルネット空気の吸排気によってエンベロープ差圧を制御する。すなわち、エンベロープ差圧が小さい場合には、ブローを作動させて外気をバルネットに吸入して船内ガス圧力を増大させる。エンベロープ差圧が大きい場合には、バルブを作動させてバルネット空気を船外に排出し、船内ガス圧力を減少させる。ただし、ブロー／バルブの操作は、次節に述べるピッチトリム制御からの要求と重合される。

(c) 能力

上記の方法によって差圧制御が可能な運用条件(外気圧力及びヘリウム温度に対する許容範囲)は、バルネットによる空気の給排気量、すなわちバルネット容積に依存する。また、外気圧力及びヘリウム温度の値が運用条件を満たしていても、その急激な変化に対して空気の吸排気が追従できず、差圧が制御できない場合がある。すなわち、外気圧力及びヘリウム温度の変化率に対しても制限があり、これはブロー／バルブの吸排気能力に依存する。これらについて以下に概説する。

・ バルネット容積による運用高度等の制限

外気の圧力及びヘリウム温度に対するバルネット体積を図 2.2.6-7 示す。ただし、ヘリウムは純度 90%で浮力 6400kgf相当量を仮定した。試験機のバルネット容積は 5270m³であるが、運用上 10%のマージンを見込む(充填率を 10~90%に制限する)と、図中の網目領域が運用条件となる。図中の太線は標準大気(ISA)の圧力-温度関係であり、この場合には高度 4.6km までが運用可能範囲となる。また、地上では ISA 温度 -20°C(=-5°C)以上、高度 4km では ISA 温度 +20°C(=8°C)以下であれば運用可能である。

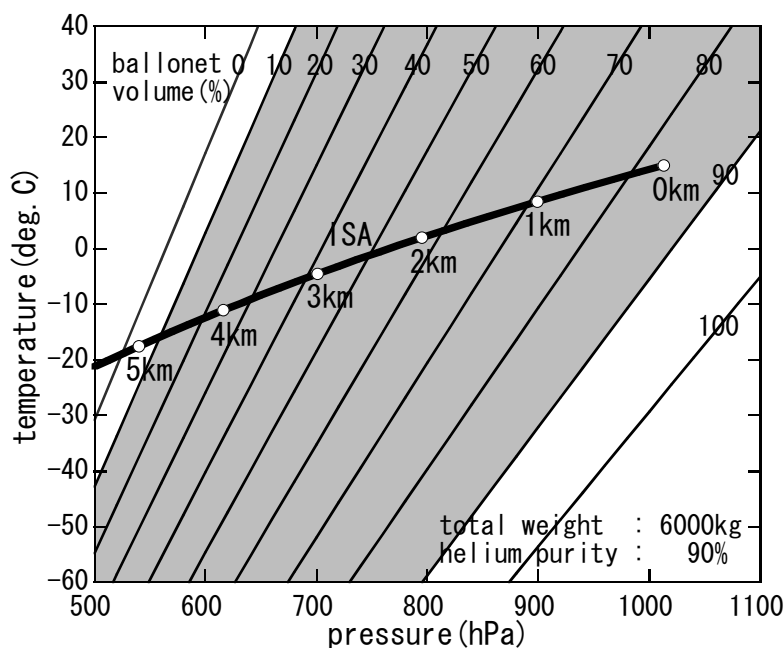


図 2.2.6-7 外気圧力及びヘリウム温度に対するバルネット体積

ただし、上記の概算は非常に単純化した条件のもとに成立するものである。飛行試験では、飛行毎により具体的な飛行計画及び環境条件を想定し、飛行の全過程においてバロネット充填率が許容範囲になることを確認する必要がある。また、この結果によってはヘリウム純度の調整が必要になる場合もある。(→4.15.1 節、浮力計画の項を参照)

・ ブロア／バルブ吸排気能力による昇降率等の制限

ブロア／バルブは、ヘリウムの収縮／膨張のみならず、バロネット内空気の収縮／膨張分を吸排気する必要がある。機体の上昇／降下に伴うこれらの体積変化は昇降率に比例し、ガス圧力および温度が標準大気に等しいと仮定すると、その比例係数(単位昇降率あたりの体積変化量)は地上で $1.02\text{m}^3/(\text{m}/\text{s})$ 、高度4kmで $1.13\text{m}^3/(\text{m}/\text{s})$ となる。したがって、前項に示したブロア／バルブの吸排気能力によれば、その全数(10基)を使用した場合における昇降率の制限は地上で $-4.6\sim+5.8\text{m}/\text{s}$ 、高度4kmで $-4.1\sim+6.3\text{m}/\text{s}$ となる。ただし上記の概算では、制御上の遅れや、次項に述べるピッチトリム調整に必要な流量等を考慮していない。したがって、飛行試験ではより厳しい条件のもとで運用する必要がある。

(2) 機体ピッチトリム制御

(a) 目的

機体重心位置を変えて静的安定となる機体ピッチ角を制御する。

(b) 方法

ブロア／バルブ操作により前方／後方のバロネット空気を吸排気して重心を移動させる。すなわち、ピッチダウンが必要な場合には、前方バロネットのブロアと後方バロネットのバルブを同時に作動させ、前方バロネット体積を増大、後方バロネット体積を減少させて重心を前方に移動させる。ピッチアップが必要な場合には、前方バロネットのバルブと後方バロネットのブロアにより、前方バロネット体積を減少、後方バロネット体積を増大させて重心を後方に移動させる。各飛行モードにおける実際の操作方法を表2.2.6-3に示す。

表 2.2.6-3 バロネットトリムの操作方法

飛行モード	操作方法	備考
DIRECT	スライドスイッチによる手動操作	
CAS	スライドスイッチによる手動操作	
自律	自動	制御ロジックは飛行誘導制御の項を参照

(c) 能力

重心の移動範囲は、バロネットの位置及び形状に依存する。また、その移動速度はバルブ／ブロアの吸排気能力に依存する。これらについて以下に概説する。

- ・ バロネット容積によるピッチトリムの調整範囲

バロネット充填率による重心の移動可能範囲について、その一例を図 2.2.6-8 に示す。

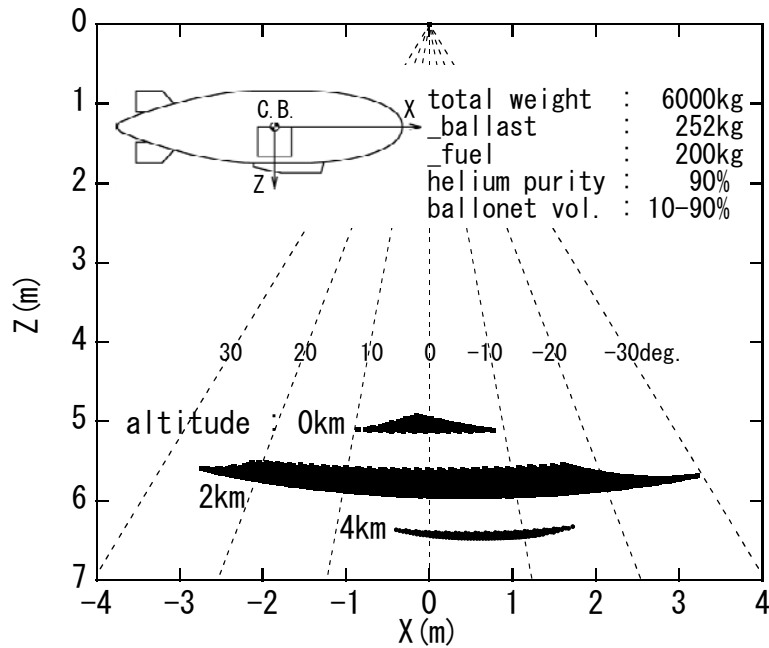


図 2.2.6-8 重心の移動可能範囲

ただし、これは機体が水平な場合である。機体の姿勢角によりバロネット形状が変化するため、その重心位置も変化する。かような影響を考慮した場合について、機体の静的つり合い状態の調整可能範囲を図 2.2.6-9 に示す。図中の斜線領域は各バロネット充填率に 10~90%の運用制限を設けた場合である。

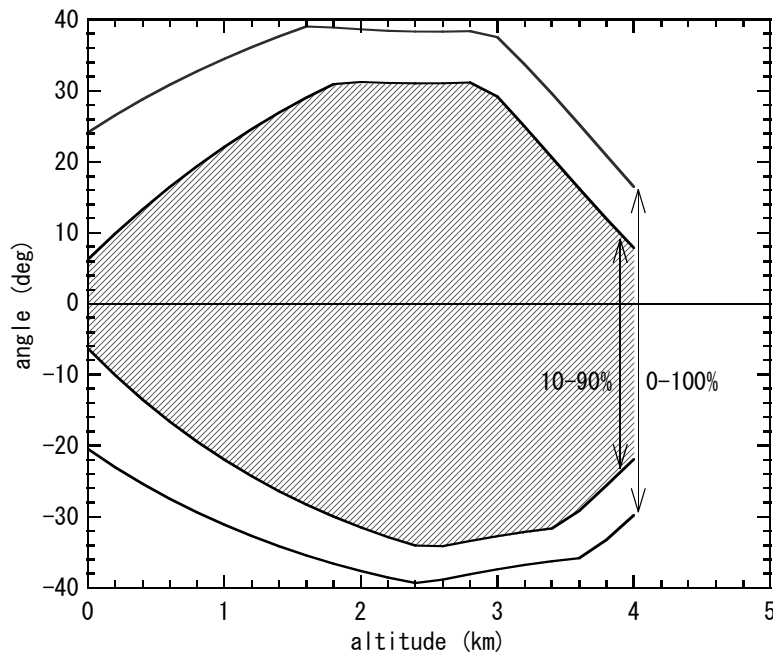


図 2.2.6-9 静的つり合い姿勢の調整可能範囲

- ・ ブロア／バルブ吸排気能力によるピッチトリムの調整速度

静的つり合い姿勢の変化速度はブロア／バルブ吸排気能力に依存する。前方または後方バロネットのブロア1基(吸気流量 0.467m³/s)を用いてトリム調整を行う場合、その値は以下のように概算できる。

$$\begin{aligned}
 d\theta/dt &\doteq (X_{CG,FWD} - X_{CG,AFT}) / (Z_{CG} - Z_{CB}) \times (dV/dt)_{blower} / V_{envelope} \\
 &\doteq (18 - (-15)) / 6 \times 0.467 / 10660 \\
 &\doteq 2.4 \times 10^{-4} \text{ (rad/sec)} \\
 &\doteq 1 \text{ (deg/min)}
 \end{aligned}
 \tag{2.2.6-8}$$

(3) 浮力調整

(a) 目的

必要に応じて余剰浮力を増減する。飛行中の余剰浮力は、ウェイオフ(機体の運動から余剰浮力を推定する操作)または燃料消費や温度等の飛行監視データから推算する。

(b) 方法

浮力を減少させる場合には、ヘリウムバルブの ON/OFF 操作によりヘリウムを放出する。浮力を増大させる場合には、バラストバルブの ON/OFF 操作により水バラストを放出する。これらの操作は、遠隔操縦装置により手動で行う。操作時間(ON→OFF 時間)は、必要な浮力調整量に対するチャートを用いて決定する。これらを図 2.2.6-10 および図 2.2.6-11 に示す。なお、ヘリウム放出チャート(操作時間)は、ヘリウムの純度等に依存するため、飛行試験毎に準備する。図 2.2.6.2-4 は P3-3 試験で用いたものである。

P3-3 ヘリウム放出チャート

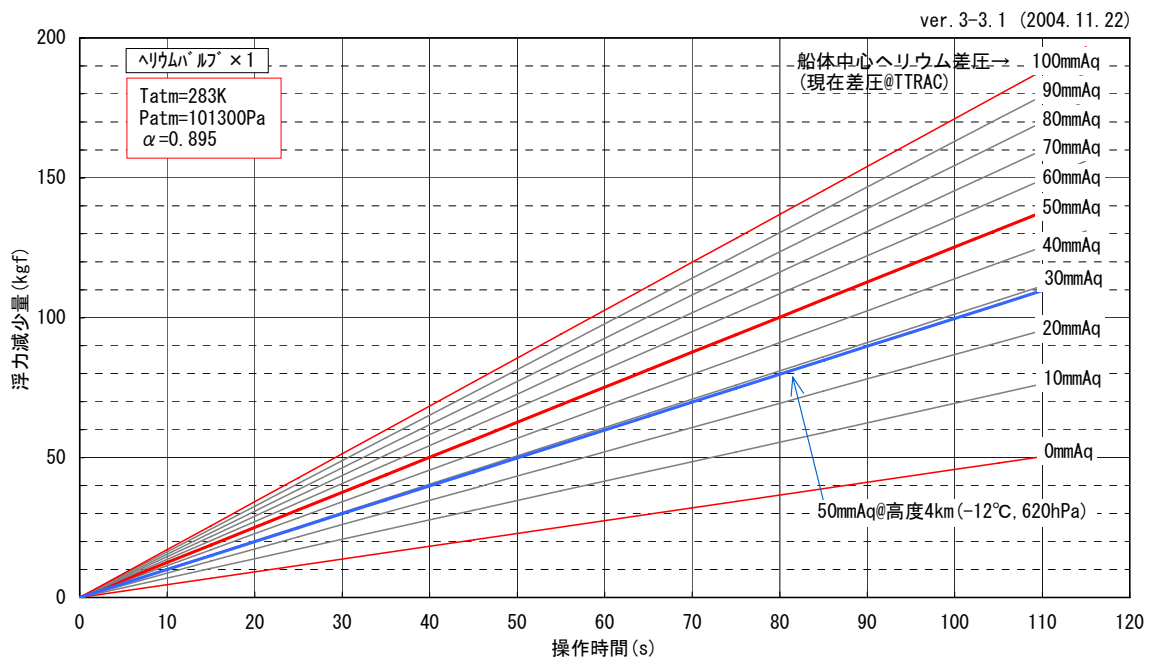


図 2.2.6-10 ヘリウム放出チャート

バラスト投下チャート

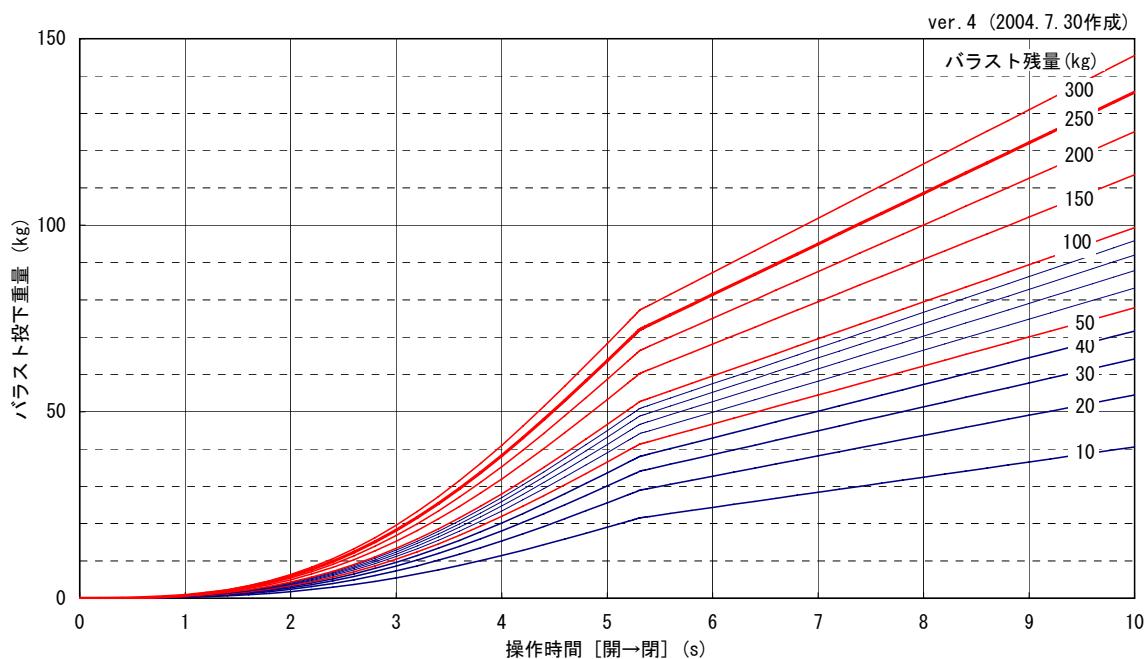


図 2.2.6-11 バラスト投下チャート

(c) 能力

ヘリウム放出による浮力減少が可能な範囲は、バルネット容積(地上でのバルネット容積が許容範囲内にあること)に制限される。一方、バラスト投下による浮力増大範囲は、その搭載量によって決まり、最大約 420kgf である。しかし、飛行条件の一時的な変化に対してバラスト投下による浮力調整を行うと、その後の再調整すなわち相当量のヘリウム放出が必要になるため、バルネット容積による制限をうける可能性がある。具体的な浮力調整可能範囲は飛行条件(ヘリウム純度や充填量、飛行計画、飛行環境など)によって異なるため、飛行前に予想される浮力調整量を推定し、その可否を確認する必要がある(→4.15.1 節、浮力計画の項を参照)。

2.2.7 推進系

(1) 推進機構成と性能要求

推進機は、外部コンパートメントの両側に電動モータ駆動のダクト付きプロペラが搭載されている。ダクト付きプロペラは上下ティルトが可能であり、推力ベクターにより離陸上昇・着陸降下の飛行を行う。推進機制御は、地上の遠隔制御装置又は非常系からのコマンド入力により実施する。但し遠隔操縦装置からのコマンドは Direct モードのみであり、CAS 及び自律飛行モードにおいては、地上の遠隔操縦装置において速度指令等を与えることでその増減及びベクター制御を FCC が判断し制御する(詳細は 2.2.3 項参照)。尚、非常系は FCC を介さない推進機に対する直接制御を行う(詳細は 2.2.11 項参照)。

推進機は、外部コンパートメント左右両側にあるアウトリガー端に各 1 機ずつ取り付けられている。推進機構成概略を図 2.2.7-1 に、機能性能要求を表 2.2.7-1 に示す。また推進機のブロック図を図 2.2.7-2 に示す。

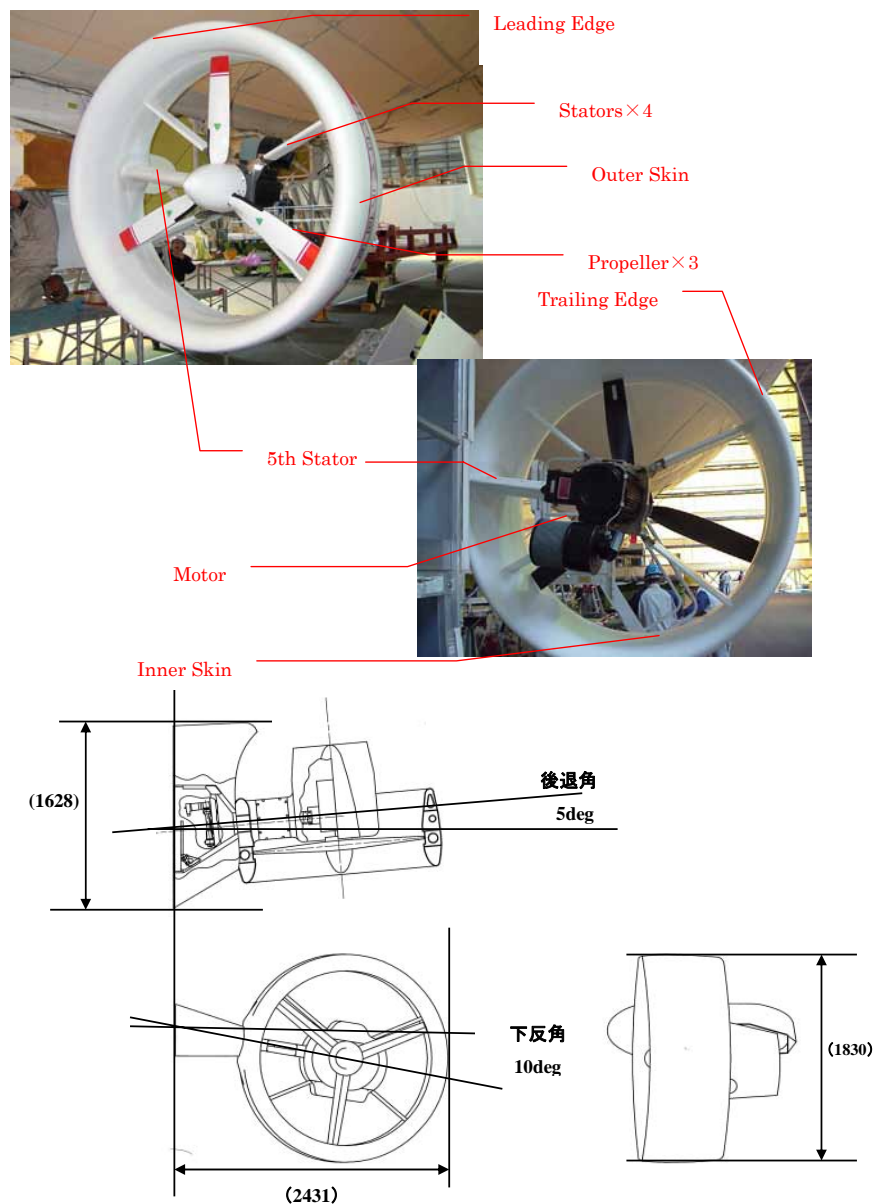


図 2.2.7-1 推進機構成概略

表 2.2.7-1 機能性能要求

番号	項目	機能性能	解析結果	
(1)	推力	正推力@地上	1117N(片側) 以上	1128N @13.0m/s
		逆推力@地上	335N(片側) 以上	—
		正推力@4km	995N(片側) 以上	1005N @15.0m/s
		逆推力@4km	298N(片側) 以上	—
(2)	消費電力	AC200V@地上	36.0kW(片側) 以下	32.8kW @13.0m/s
		AC200V@4km	36.0kW(片側) 以下	33.7kW @15.0m/s
		DC28V	1.5kW 以下	1.4kW(参考値) 以下
(3)	ベクタリング角度	±90° 以上	-90~+120°	
(4)	質量	413kg 以下 (2基)	474kg	
(5)	推力制御	プロペラピッチ制御 or 回転数制御により制御できること。	プロペラピッチ角制御、及びモータ回転数制御可能	
(6)	入出力信号	デジタル or アナログで信号の入出力可能な事	アナログ、ディスクリット信号で入出力可能	
(7)	耐久性	最大速度で 1hr 最小速度で 6hr (1ミッションは 10hr で 30 フライト飛行可能であること)	—	

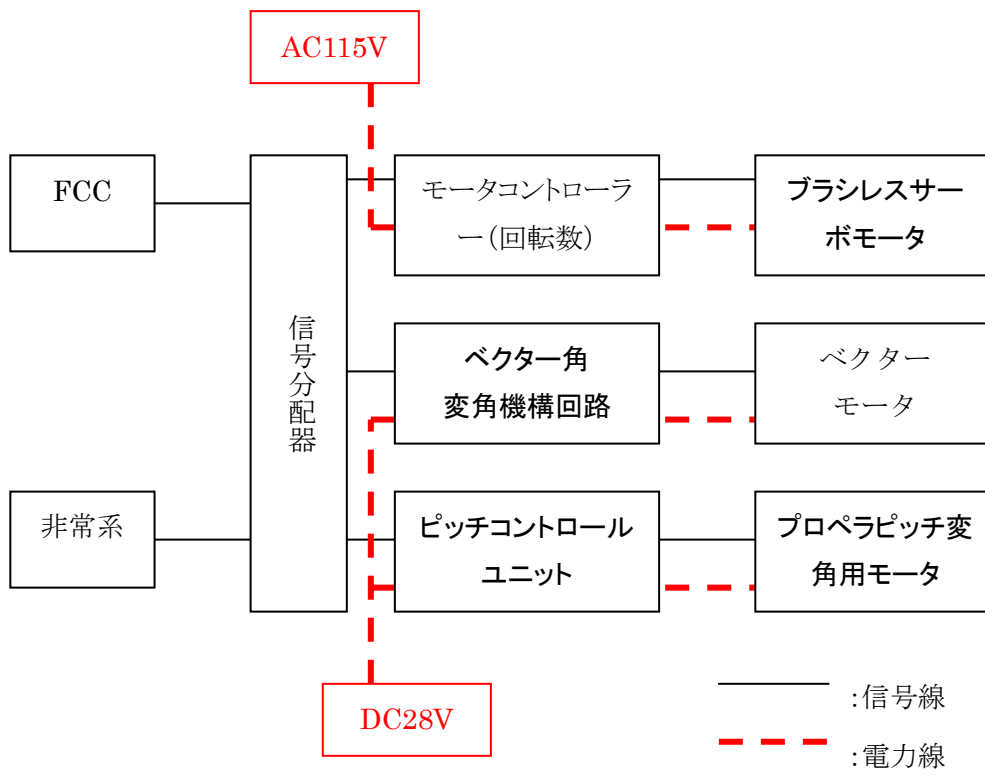


図 2.2.7-2 推進機のブロック図

(2) プロペラ

プロペラは、ドイツの MT プロペラ社製の 3 翼可変ピッチプロペラ MTV-7 であり、FAA の型式承認取得済みになっている。本来の仕様は 120kW/2800rpm であり、本試験機での仕様が定格負荷の 30%程度となるため、プロペラ効率は悪くなる。しかし、短期間に調達可能な既存飛行船推進用プロペラとして、実績(イギリス)のある本プロペラが選定された。

プロペラピッチは UP/DOWN 指令により、プロペラピッチコントロールユニットを介して-15deg~+30deg まで変化できる。変角レートは 2~2.3deg/s である。プロペラに関する諸元を表 2.2.7-2 に示す。

表 2.2.7-2 プロペラ諸元

型式	MTV-7-D-R/152-23
プロペラ径	1520 mm
翼数	3 翼
ピッチ角度	-15~+30deg
ピッチ変更速度	2~2.3deg/sec
プロペラ材質	積層木材、繊維強化エポキシ皮膜、 金属エロージョンシールド、アクリル塗装
ハブ材質	アルミニウム鍛造
重量	16.4kg/基

(3) モーター

モーターはブラシレスサーボモーターを使用している。モーター諸元を表 2.2.7-3 に、モーターの形状を図

2.2.7-3 に示す。当初、小型軽量化のため高回転で減速ギアが使われている MPC モータが選定された。製作された MPC モータの性能確認を行ったところ、モータの電力ロス量に比べて排熱性能が不足して、モータ内部の温度が許容温度を越えてしまう欠陥が発生した。対策を試みたけれども大きな改善の余地が少ないと確認されたため、急遽設計変更し、既存モータ(地上用)の現 PT モータを検証して採用に至った。

表 2.2.7-3 モータ諸元

モータ緒元	
メーカー・モータ名	米 国 PowerTec 社 ・ E213G4
方式	ブラシレスサーボモータ
寸法	264 × 260 × 565mm
回転数	2000rpm
出力	32.4kW
トルク	148Nm
ギア比	1:1 (直結)
冷却方式	ブローアによる内部強制空冷
モータ重量	70kg
モータブラケット重量	10.5kg
モータコントローラ	
入力	115VAC, 400Hz
重量	約 60.5kg
制御方式	2kHz PWM 制御
効率	
モータ効率	0.913
モータコントローラ効率	0.960
トータル効率	0.876

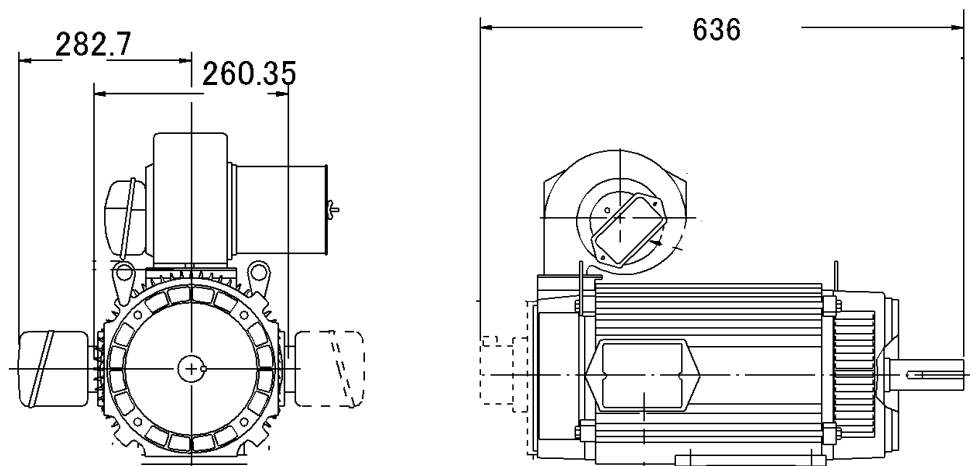


図 2.2.7-3 モータの形状

(4) プロペラ性能と特性

プロペラはダクト内で回転するダクト付きプロペラである。プロペラ及びモータの性能から、地上で13m/s、高度4kmで15m/sを満足する推算結果を表2.2.7-4に示す。なお、表中の消費電力は軸出力をプロペラ効率及びモータのトータル効率で割って求めている(表2.2.7-1の解析結果も同様)。また、地上において速度に対する必要パワー及びプロペラ回転数2000rpmでピッチ角をパラメータにした利用パワーを図2.2.7-4に、並びに高度4kmにおいて図2.2.7-5に示す。

表2.2.7-4 推算結果

推定結果							
高度 (m)	風速 (m/s)	スラスト (N)	回転数 (rpm)	ピッチ角 (deg)	軸出力 (kW)	プロペラ 効率	消費電力 (kW)
0	13	2256	2000	18	29.3	0.51	65.6
4000	15	2009	2000	22	30.1	0.51	67.4

必要パワー・利用パワー@定点滞空試験機(標準大気)

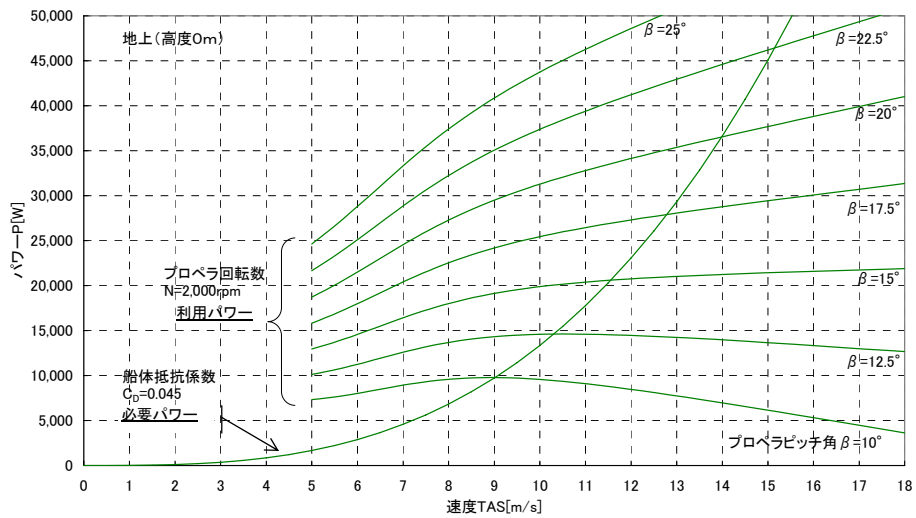


図2.2.7-4 必要パワー・利用パワー (地上、回転数2000rpm)

必要パワー・利用パワー@定点滞空試験機(標準大気)

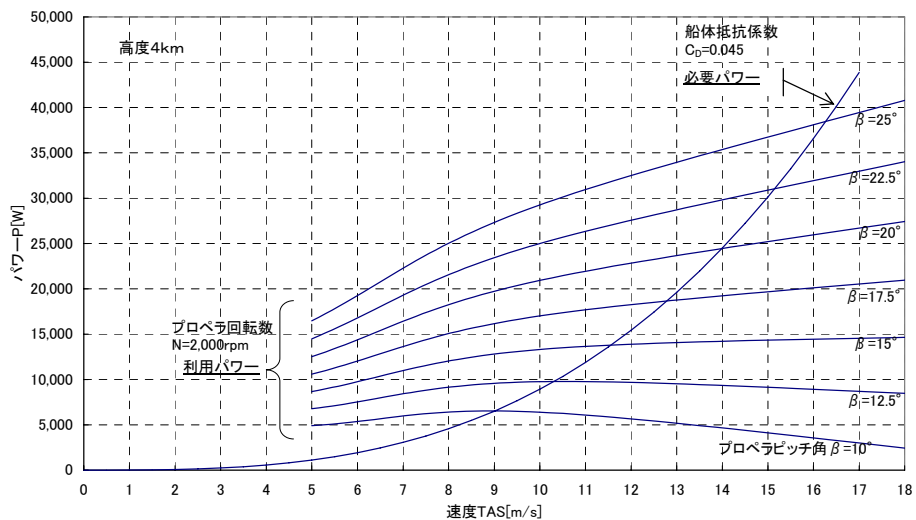


図2.2.7-5 必要パワー・利用パワー (高度4km、回転数2000rpm)

推力方向を制御するベクターシステムは UP/DOWN 指令により、螺旋ギアがベクター管を回すことでベクターを上/下方向に向ける。この際、回転方向に応じた側のリミット・スイッチに達するまで回転は持続する。これにより、推進機のベクタリングによる可動範囲は $-90\text{deg}\sim+120\text{deg}$ 、ベクター角変角レートは $15\text{deg}/\text{sec}\sim 20\text{deg}/\text{sec}$ である。ベクター変角機構部を図 2.2.7-6 に示す。ベクタリングを行うと船体の影響から推力の減少が生じる。ベクター角によるスラストロス効果が図 2.2.7-7 である。スラストロスを少なくするため、図 2.2.7-1 のように推進機の配置において下反角と後退角が付けられている。

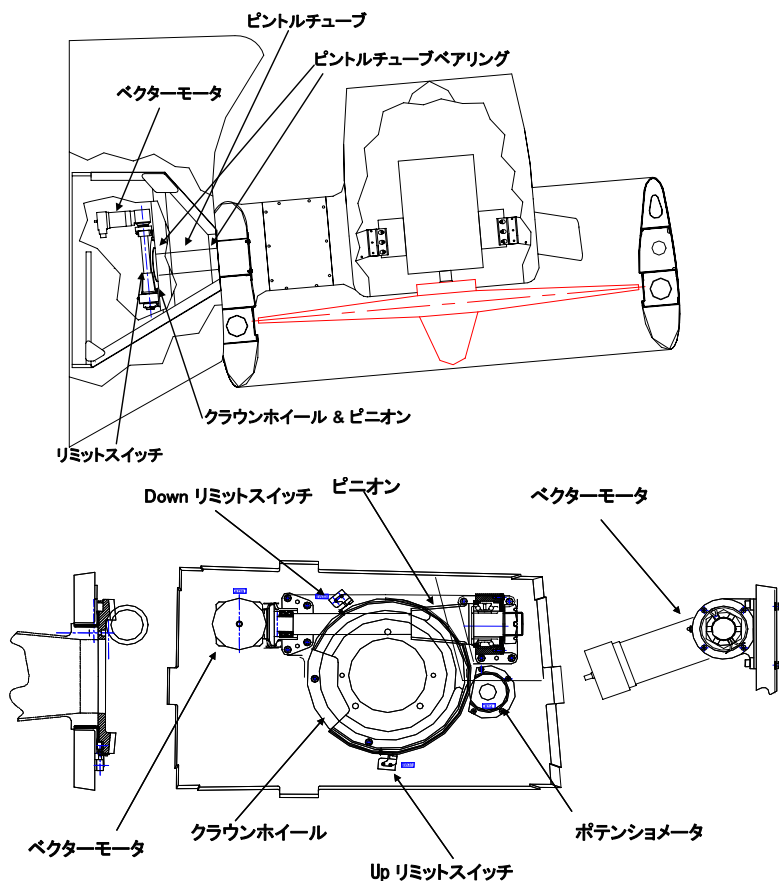


図 2.2.7-6 ベクター変角機構部

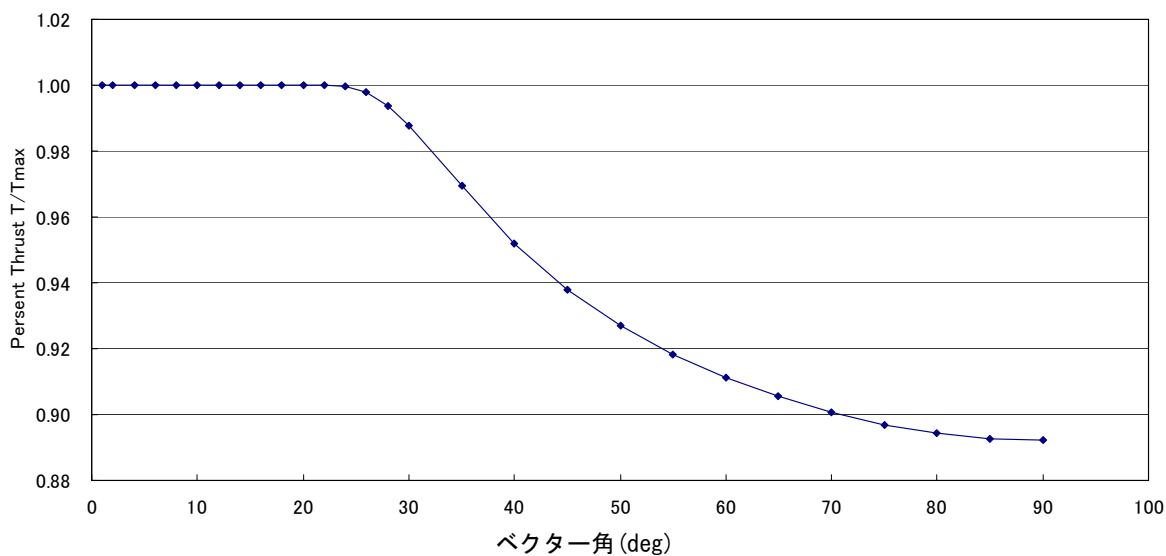


図 2.2.7-7 プロペラ効率—ピッチ角

ダクト付きプロペラの性能は、フリーのプロペラ特性にダクト効果を合わせて、推算される。本プロペラ
 の特性は、Hamilton Standard による同様の手法で推算された。さらに、推進機単独での地上試験が実施
 され、静止推力が取得された。その試験結果を反映するため推算された特性をさらに算出し直して得ら
 れたプロペラ特性が、図 2.2.7-8、9、及び 10 である。ただし、この特性では、ピッチ角が大きい(25° 程度
 より上)と、実際の推力減少が見積れない。しかし、飛行試験でのピッチ角は 22° 程度より上は使われて
 いないため、使用上問題はない。

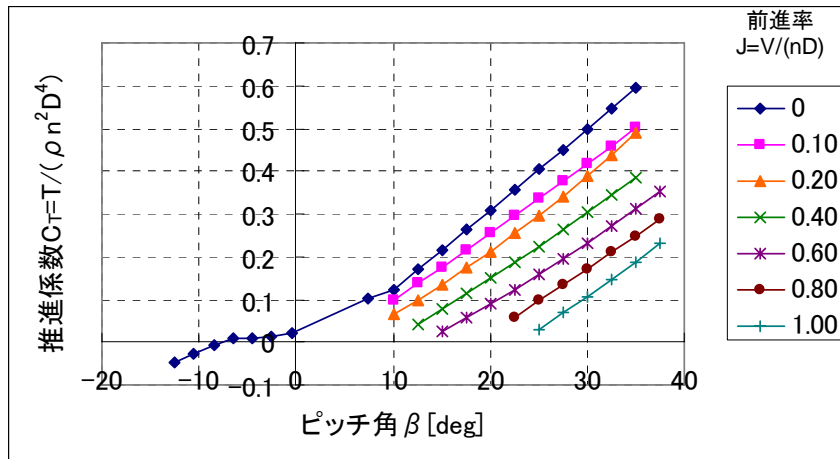


図 2.2.7-8 推力係数—ピッチ角

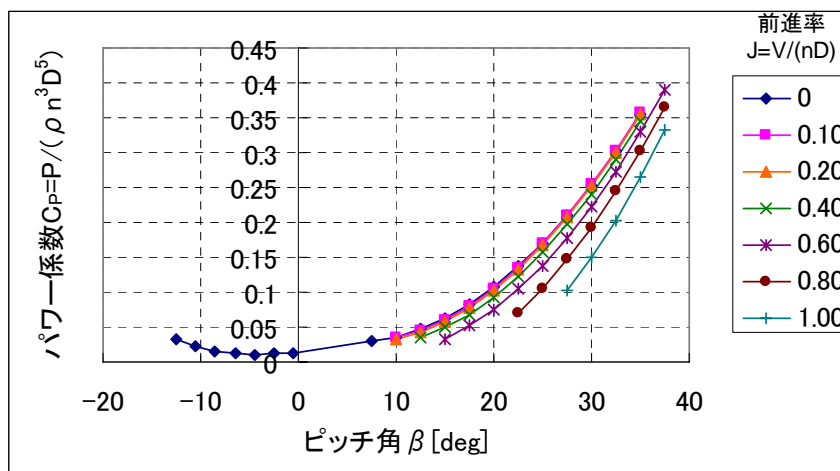


図 2.2.7-9 パワー係数—ピッチ角

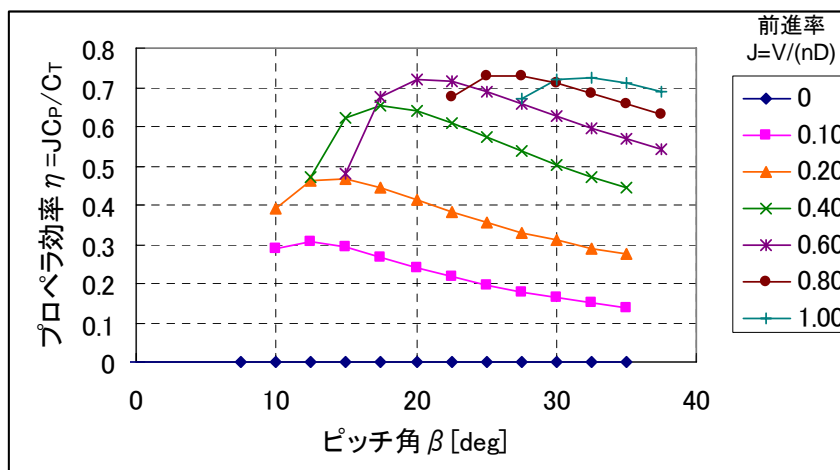


図 2.2.7-10 プロペラ効率—ピッチ角

2.2.8 電源系

2.2.8.1 電力系

(1) 概要

定点滞空試験機の電源系統は、推進系、浮力制御系、及び操縦系に電力を供給する AC 電源系と並び飛行制御系及び通信計測システムに電力を供給する DC 電源系からなる。電源系統はエンジンにより駆動される AC 発電機、始動発電機(スタータ・ジェネレータ)、AC 発電機制御器、始動発電機制御器、メインバッテリー、バックアップバッテリー、非常用バッテリー、電源分配器、電源制御器から構成される。電源系統ブロック図を図 2.2.8.1-1 に示す。飛行時の AC/DC 電源ブロック図を図 2.2.8.1-2 に示す。

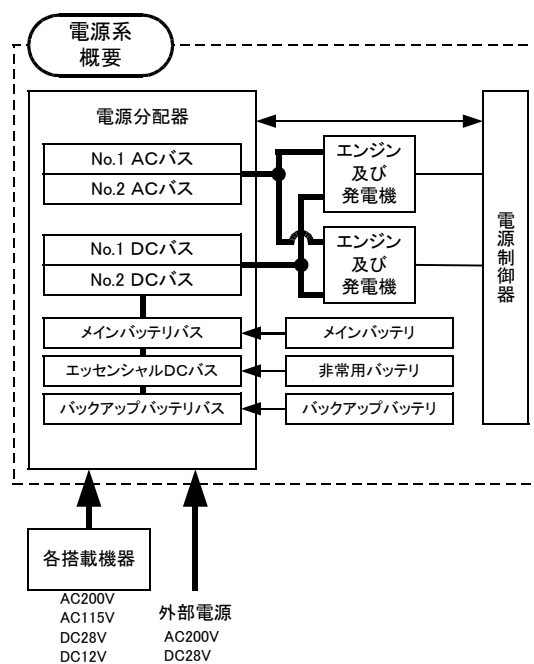
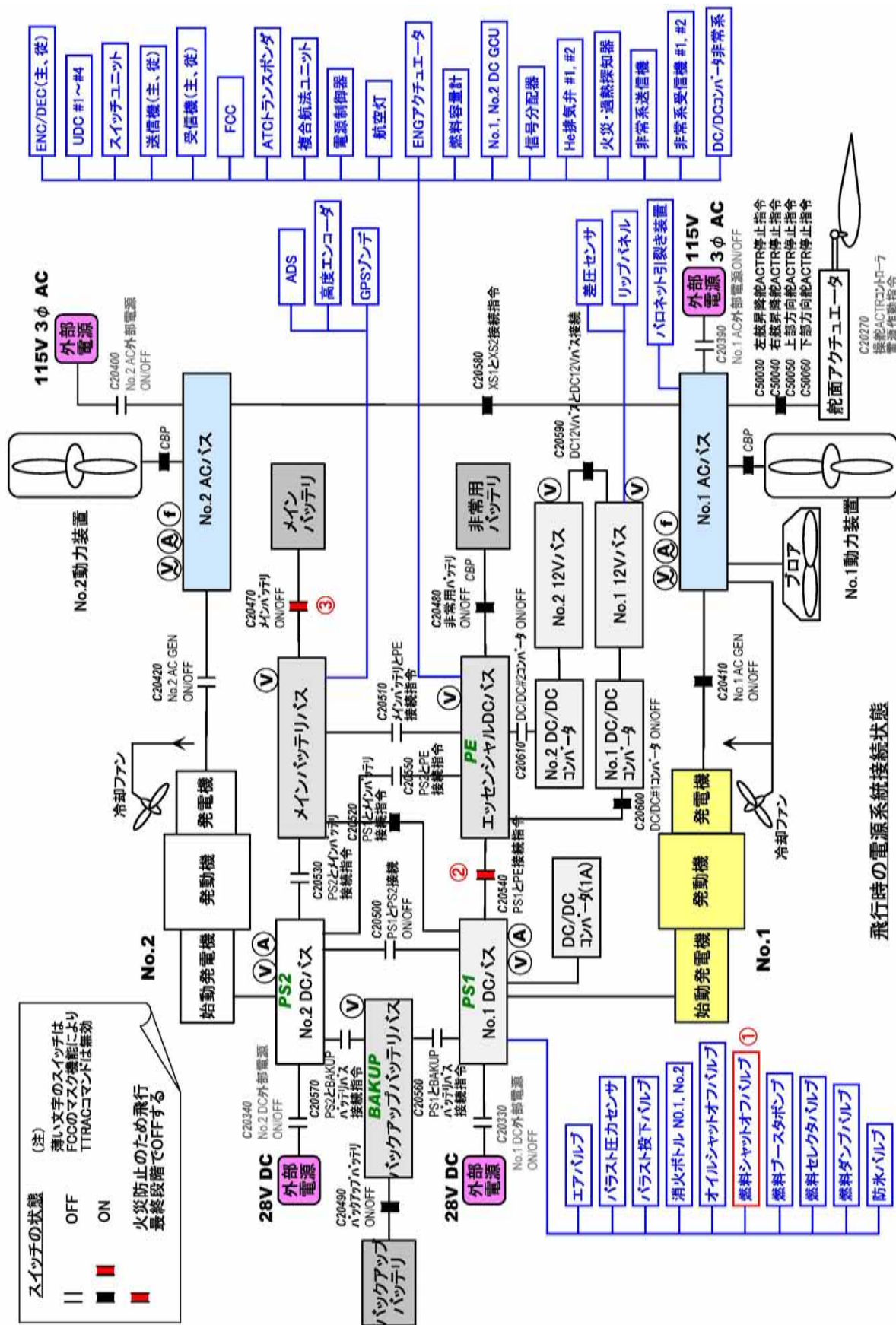


図 2.2.8.1-1 電源系統ブロック図



飛行時の電源系統接続状態

図 2.2.8.1-2 飛行時のAC/DC電源ブロック図

(2) AC 電源系

AC 電源系は、AC 発電機、AC 発電機制御器から構成する。AC 電源は、115/200VAC、400Hz である。AC 電源系のバスは、No.1 AC バスとNo.2 AC バスの2重系とし、バス・タイで接続できるようにする。

AC 発電機はエンジンにより駆動され、6000rpm で AC120V/208V、60kV(定格値)を供給できるものである。

AC 発電機制御器は、ドンドラ内のベイ 5 の中央部に配置されている。AC 発電機制御器は、AC 発電機が発生するAC 電圧をモニターし、114.5~119.5Vの範囲でAC 電圧を一定に保つように制御する。AC 発電機制御器の電力は、AC 発電機に内蔵するPMG から供給されて制御できるものである。電圧および周波数モニターし、過電圧、不足電圧および不足周波数の場合、AC 発電機の発電機能を停止する。さらに、AC 電源分配器に内蔵するCTからの信号を受け、過電流の場合、AC 発電機の発電機能を停止させる。

AC 電源系の仕様を表 2.2.8.1-1 に示す。

表 2.2.8.1-1 AC 電源系仕様

機器名称	仕様
AC発電機	定格出力 :60KVA(※) 出力電圧 :120/208V 相数 :3相(Y結線) 周波数 :380/420Hz 回転数範囲:5,700/6,300rpm 冷却 :空冷、自冷 質量 :49kg
AC発電機制御器	電圧調整 :114.5~119.5V 過電圧保護 :130V 5秒 不足電圧保護 :90~105V、4±1秒 不足周波数保護:364~386Hz 1秒以下 フィーダフォルト保護:0.3PU アンチサイクリング:適用 PMGパワー :1φ 600Hz 41VAC 使用温度範囲 :−54~+71℃ 質量 :4.9kg

※地上では、90KVA対応可能

(3) DC 電源系

DC 電源は、始動発電機(スタータ・ジェネレータ)、始動発電機制御器、バッテリー(メイン、バックアップ及び非常用)から構成する。始動発電機の出力はDC28Vであり、DC 電源系のバスはNo. 1DCバスとNo. 2DCバスの2重系とし、バス・タイで接続できるようにする。

バッテリーの電圧はDC24Vであり、メインバッテリー、バックアップバッテリー及び非常用バッテリーを装備する。各バッテリーは、メインバッテリーバス、バックアップバッテリーバス及びエッセンシャルDCバスに接続し、非常時はエッセンシャルDCバスからDC電源を供給できるようにする。

DC 電源系の仕様を表 2.2.8.1-2 に示す。

a. 始動発電機

始動発電機は、エンジン部に取り付けられており、エンジン始動時のスタータとして作動する。エンジン始動後は、エンジンが正規の回転数に達すると、DC 発電機の機能を発揮しDC28V、200Aを供給できるものである。

b. 始動発電機制御器

始動発電機制御器は、ゴンドラのベイ3の右下部内に配置されている。始動発電機制御器は、始動発電機が発電するDC電圧をモニターし、規定の電圧に達するとコレクターを作動して始動発電機のDC電源を機体に供給できる機能を持っている。DC電圧を制御すると共に、供給するDC電圧をモニターし、過電圧または過電流になった場合、機体へのDC電源供給を停止する機能を持っている。

c. バッテリー

バッテリーはE/G再始動およびE/G停止時にDC電源を供給するために使用する。バッテリーは、ニッカドタイプの24V、22Ahのバッテリーである。

表 2.2.8.1-2 DC 電源系仕様

機器名称	仕様
始動発電機	出力 : 6KW (DC30V、200A) 入力回転数範囲 : 7,050～12,100rpm スタートトルク : 20lb-ft @28V 500A 冷却 : 内臓ファンによる自冷 周囲温度 : -45℃～+127℃ 高度 : 0～25,000ft 質量 : 12kg
始動発電機制御器	出力電圧制御 : 29.0VDC±2.5% 出力電圧設定範囲 : 26～30VDC 保護機能 : 逆流保護、過電圧保護、 フィーダ・フォルト保護、過負荷保護 制御機能 : スタートON/OFF、 ラインコンタクタ制御 質量 : 1.49kg
バッテリー	出力電圧 : 24VDC 容量 : 22Ah/2Hr 質量 : 24.5kg

(4) 電源分配系統

電源分配系統は、AC/DC電源分配器、電源制御器及びサーキット・ブレーカ・パネルから構成する。電源分配器には、AC系バスおよびDC系バス並びに各バッテリーに対応するバスを設けており、各機器へ電力を供給する。

a. AC電源分配器

AC電源分配器は、ゴンドラのベイ5の丈夫に配置されている。AC外部電源またはAC発電機からのAC電力を受け、電源制御器または地上操作パネルの「ON/OFF」指令により、推進系、ブローおよび操舵用アクチュエータへAC電力を供給できる。No.1 ACバスとNo.2 ACバスを設けており、接続指令によりNo.1バスとNo.2バスが接続できる構造となっている。

AC電流を検出するCT(カーレント・トランスフォーマ)を内蔵し各相(A, B, C相)の電流を検出して、AC発電機制御器の制御信号として送信する。別のCTで電源制御器および地上操作パネルへ電流の表示記号として送出している。

b. DC電源分配器

DC電源分配器は、ゴンドラのベイ5の左下部に配置されている。DC外部電源または始動発電機およびバッテリーからのDC電源を受け、電源制御器または地上操作パネルの「ON/OFF」指令により各搭載機器へDC電力を供給できる。No.1 DCバス、No.2DCバス、メインバッテリーバス、エッセンシャルDCバスおよびバックアップバッテリーバスを設けており、接続指令により各バスが接続出来る構造になっている。

DC電流を検出するCT(カーレント・トランスフォーマ)および電流シャントを内蔵している。CTで検出した信号は電源制御器および地上操作パネルへDC電流の表示記号として送出している。

12Vで作動する機器およびエンジン・センサー電源のために、DC28VからDC12VおよびDC10Vに変換するDC/DCコンバータを内蔵している。

c. サーキット・ブレーカ・パネル

電源の「ON/OFF」を必要としない機器については、ゴンドラのベイ3左側に配置してあるサーキット・ブレーカを装備したサーキット・ブレーカ・パネルから DC 電源を供給する。サーキット・ブレーカ・パネルは過電流保護機能を持たせてあり、エッセンシャル DC 系統及びメイン DC 系統の2系統を設ける。

d. 電源制御器

電源制御器は、ゴンドラのベイ5に中央部に配置されている。電源制御器は、飛行制御計算機からMIL-STD-1553Bバスによる指令を受け、AC電源分配器およびDC電源分配器のリレーを制御すると共に、エンジン情報(エンジン回転数、パワータービン回転数、エンジン排気温度、エンジントルク圧力、オイル圧力、オイル温度)、燃料バルブ・ステータスおよび電源情報(DC電圧、DC電流、AC電圧、AC電流、周波数)を各機器から受け、飛行制御計算機へ伝達する。

2.2.8.2 動力系統

電源系は機体電源であるACジェネレータ及びDCジェネレータを駆動するシステムである。このシステムは主発電装置(左舷側)及び副発電装置(右舷側:バックアップシステム)から成り、2重の冗長性を有している(図2.2.8.2-1参照)。

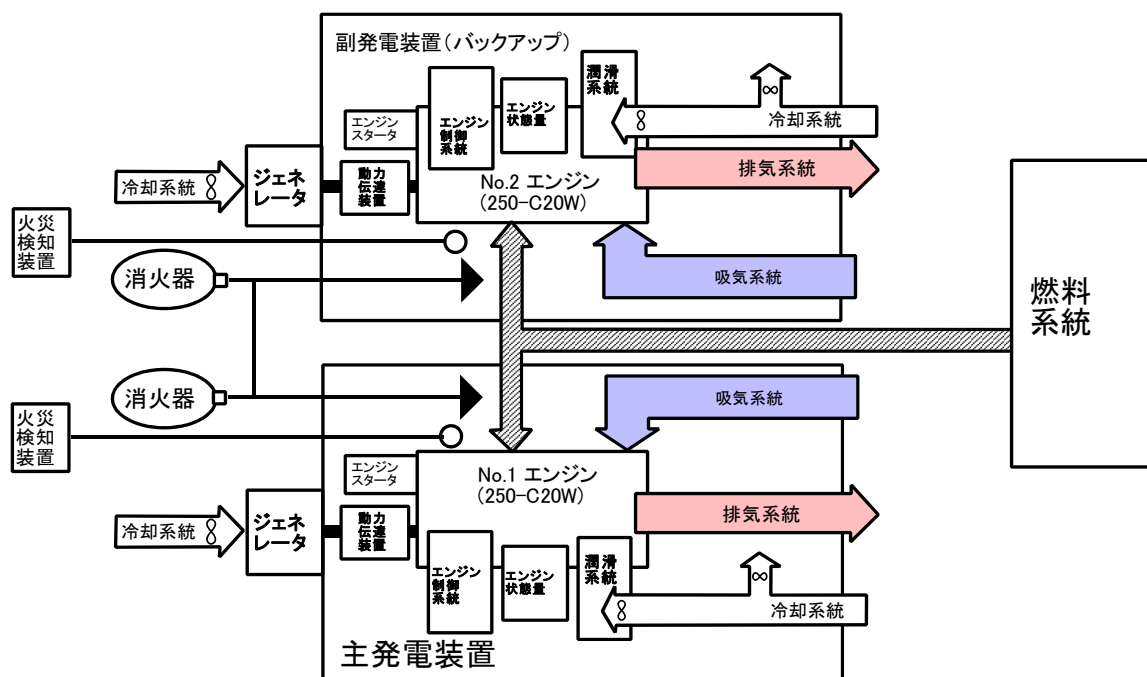


図 2.2.8.2-1 発電装置

本機のエンジンは、RR社製の2軸式ターボシャフト・エンジン250-C20Wである。

当該エンジンの離陸出力は、313kW(420hp)であるが、本機のジェネレータの最大負荷90kVA(約120hpに相当)以下で使用した。左側に主発電装置を、右側に副発電装置(バックアップ用)を搭載している。発電装置はエンジン、動力伝達装置及びジェネレータを組合せて、エンジン・ボックス組立を構成し、ユニット化して一体の状態での交換可能である。

エンジン始動は、スタター・ジェネレータで行う。スタター・ジェネレータは、28VDC、500Aのエンジン直結型であり、エンジン始動時にはバックアップ・バッテリー又は外部電源から電力を供給され電動スタターとして働く。エンジン始動後は直流発電機として作動する。エンジン制御は、燃料流量と回転数を制御する。万一の場合に備えて、エンジン火災に対処するために、各々のエンジンに独立したガス圧感知方式の火災探知センサーを装備し、エンジン室全体が高温になるか、局部的に高温になった場合に警報を出すシステムとした。消火は、2個の消火ボトルで2重冗長性を有し、最低2回の消火操作ができるシステムとした。消火剤はハロン1301(モノプロモ・トリフロロ・メタン: CBrF_3)で、人体やエンジン表面を損傷することが少ないものとした。燃料は、JET A-1を使用し、440L程度搭載可能である。

2.2.9 通信計測系

通信計測系は、共同研究であるNICT開発担当であり、JAXAは試験機への搭載を実施した。

(1) アンテナの艤装

本システムのアンテナ配置を、図 2.2.9-1 に示す。

アンテナはエンペローブ部に取り付けられるためエンペローブ面の変動を考慮すると有効ビーム幅は約 $\pm 90^\circ$ 程度となる。このときの幾何光学的に解析した覆域を、図 2.2.9-2 に示す。

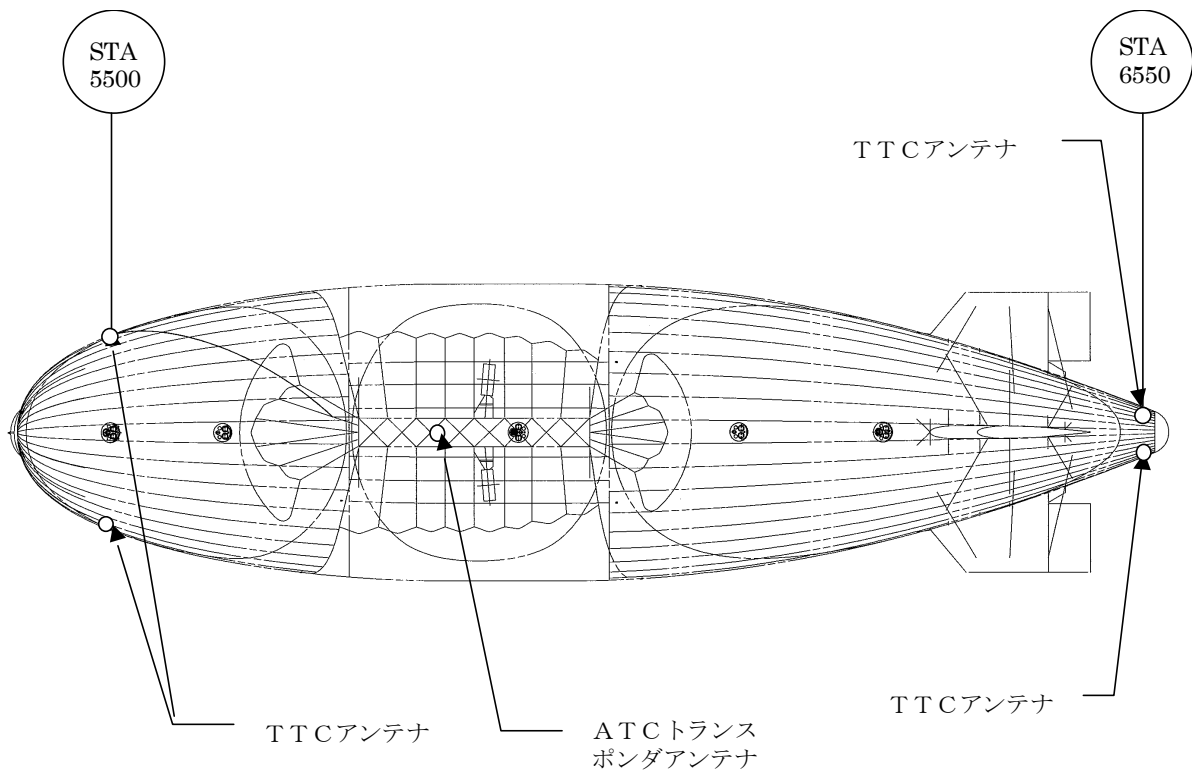


図 2.2.9-1 アンテナ配置

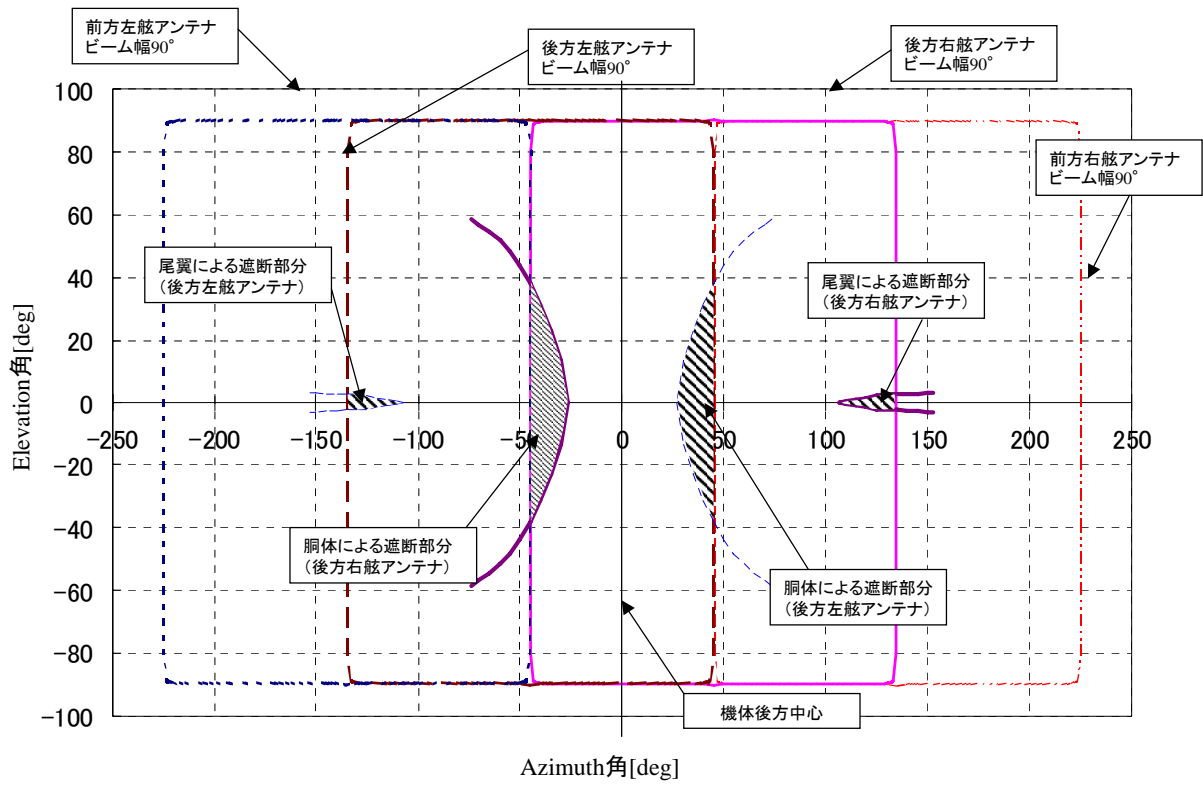


図 2.2.9-2 アンテナ覆域

2.2.10 計装系

(1) 系統の概要

飛行性能データ取得を目的とした各種センサとシグナルコンディショナ及び機体の全データのバックアップ取得を目的としたデータログ、機体振動詳細解析用アナログデータレコーダ、飛行影像撮影用 CCD カメラ/VTR から構成されている。

(2) 機能

計装系は以下の機能を有する。

各種センサ出力は、シグナルコンディショナを経由し A/D 変換された後、MIL-STD-1553B バスデータとして 10Hz で、機体のバスラインに出力する。ただし、一部のデータ(サンプリング数が 100Hz 以上)は、10Hz で出力されると同時に最大サンプリング数でアナログデータとしても出力する。(計測機能)

データレコーダは、MIL-STD-1553B バスデータ記録用とアナログデータ記録用の 2 台搭載されており、バスデータ記録用は、計装系の全センサ出力データと機体のミッション系データの記録、アナログデータ記録用は、計装系のセンサ出力データの内サンプリング数が 100Hz 以上のデータを記録する。(記録機能)

カメラ/VTR は、バロネット画像取得用と飛行画像取得用(機体前方、下方)の 3 台搭載する。(画像取得機能)

(3) 配置及び系統図

計装系構成品の配置を、図 2.2.10-1 に示す。

計装系の系統図を、図 2.2.10-2 に示す。

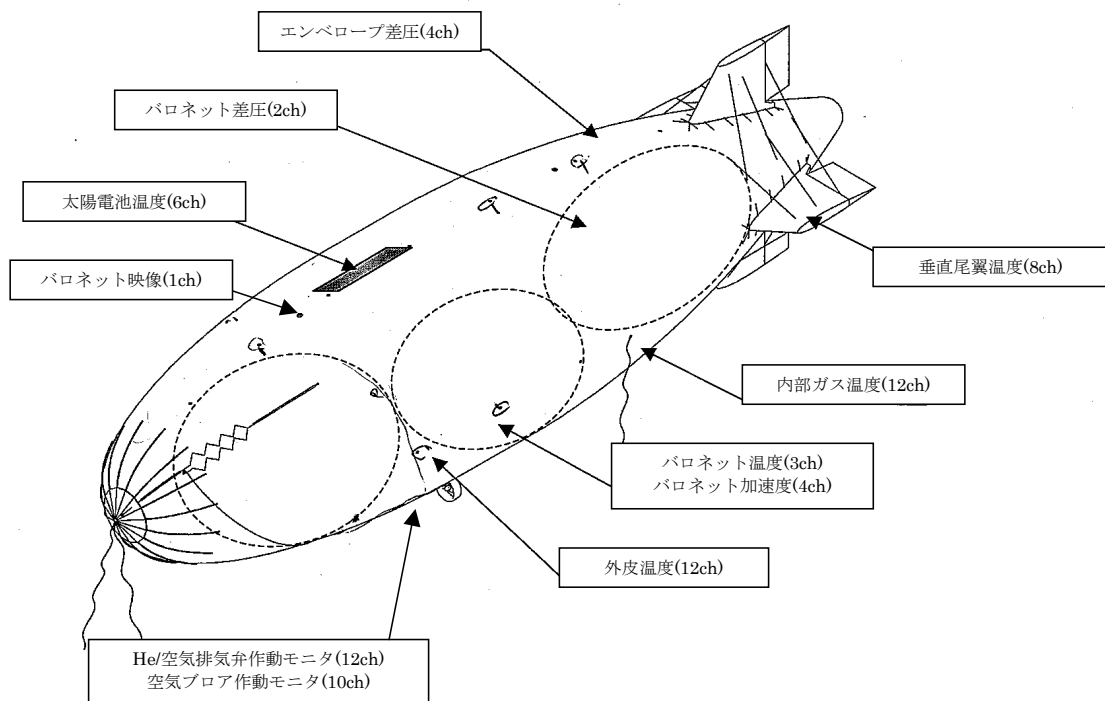


図 2.2.10-1(1/3) 計装系構成品の配置(エンベロープ部)

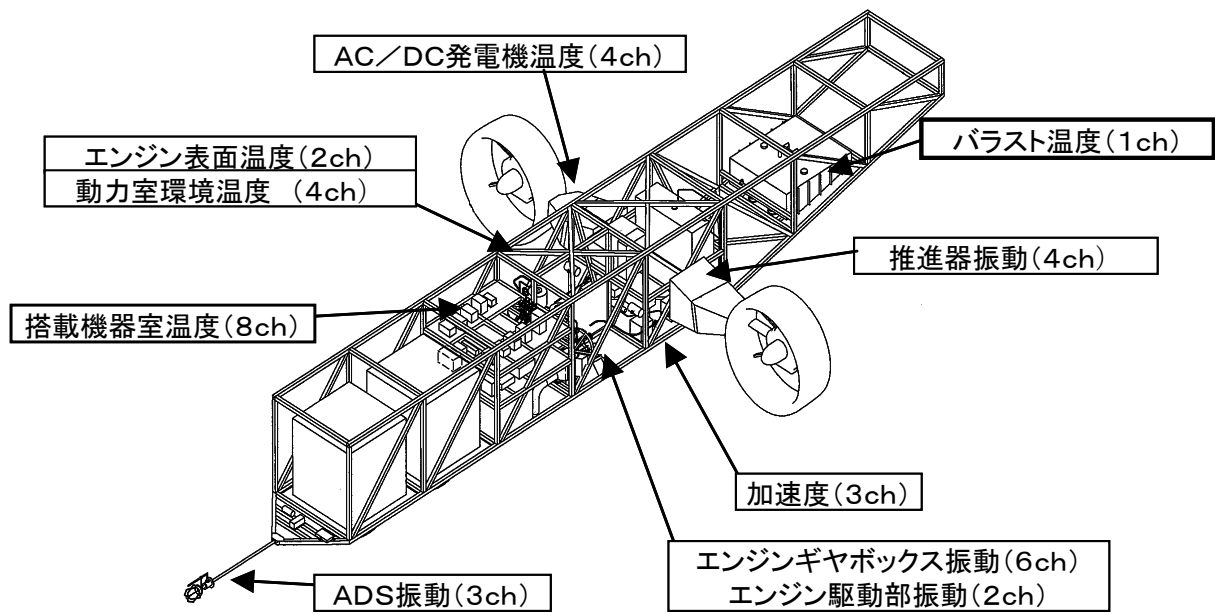


図 2.2.10-1(2/3) 計装系構成品の配置 (外部コンパートメント部)(1/2)

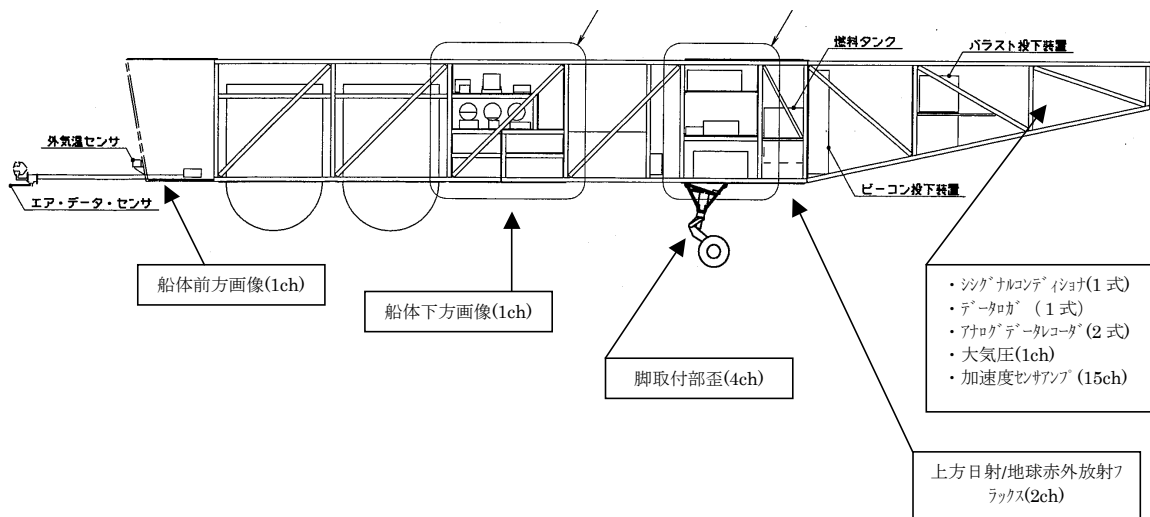


図 2.2.10-1(3/3) 計装系構成品の配置 (外部コンパートメント部)(2/2)

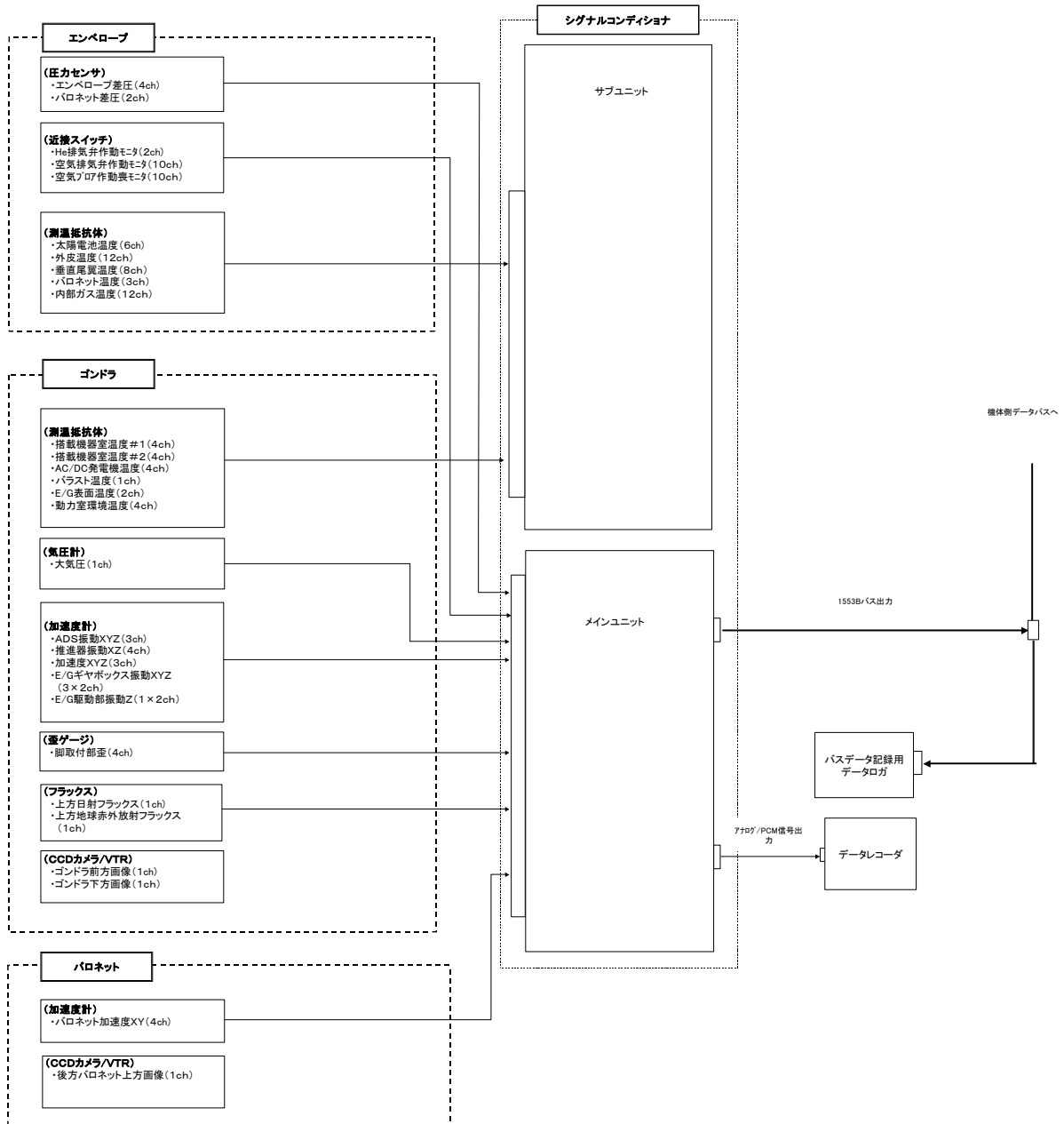


図 2.2.10-2 系統図

(4) 構成品の概要

a. シグナルコンディショナ

シグナルコンディショナ(以下、本装置と称する)は各センサからの信号を増幅し、MIL-STD-1553B データバスを通して多点の計測要素を機体のデータバスへ10Hzにて伝送を行うと共に、振動、歪計等の周波数帯域幅を広くとるデータについては、アナログデータとしてデータレコーダへ出力する。

本装置の構成を、第 2.2.10-1 に、主要諸元を第 2.2.10-2 に示す。

本装置の入力信号表(計測項目)を、表 2.2.10-3 に示す。

表 2.2.10-1 シグナルコンディショナ構成

No	構成品名称	個数	部品番号
	シグナルコンディショナ	1式	716-613001-1
1	メインユニット	1台	716-613001-11
2	メインユニット用電源ケーブル	1本	716-613001-21
3	オフセット・ゲイン調整用ケーブル	1本	716-613001-31

表 2.2.10-2 シグナルコンディショナ主要諸元

項 目	性 能
電源電圧	直流22. 0~32. 0V(直流28Vnominal)
電源遮断	50ms以上
消費電流	5A以下
作動温度	-25~45℃
外形寸法	W325×D320×H236(mm)
質量	メインユニット:約15kg 電源ケーブル:約0. 13kg 調整用ケーブル:約0. 25kg

表 2.2.10-3 入力信号表(計測項目)

No	項目	計測範囲	センサ精度	サンプリング (Hz)	計測点数
1	エンベロープ差圧	0~10hPa	±0.1hPa	10	4
2	ハロネット差圧	0~10hPa	±0.1hPa	10	2
3	太陽電池部温度	-50~100℃	±0.5℃	10	6
4	搭載機器室温度#1	-50~100℃	±0.5℃	10	4
5	搭載機器室温度#2	-50~100℃	±0.5℃	10	4
6	AC/DC 発電機温度	-50~180℃	±0.6℃	10	4
7	外皮温度	-50~70℃	±0.5℃	10	12
8	ハロネット温度	-50~70℃	±0.8℃	10	3
9	内部ガス温度	-50~70℃	±0.8℃	10	12
10	ハラスト温度	-50~70℃	±0.5℃	10	1
11	垂直尾翼温度	-50~70℃	±0.5℃	10	8
12	He 排気弁作動モニタ	ON/OFF	—	10	2
13	空気排気弁作動モニタ	ON/OFF	—	10	10
14	空気フロア作動モニタ	ON/OFF	—	10	10
15	大気圧	500~1050hPa	±0.2hPa	10	1
16	推進器振動(x,z)	±50G	1%FS	1000	4
17	加速度(x,y,z)	±5G	±0.05G	100	3
18	脚取付部歪	±2000 μ	±50 μ	100	4
19	エンジン表面温度	0~350℃	±2.5℃	10	2
20	動力室環境温度	0~350℃	±2.5℃	10	4
21	エンジンギヤボックス振動	±50G	1%FS	4000	6
22	エンジン駆動部振動	±50G	1%FS	4000	2
23	ADS 振動	±50G	1%FS	2000	3
24	ハロネット加速度(x,y)	±5G	1%FS	100	4
25	画像	—	—	—	3
26	上方日射フラックス			10	1
27	上方地球赤外放射フラックス			10	1

* 1G \doteq 9.8m/s²

b. データログ

データログは、機体データバスを経由して出力される1553Bバスデータを記録する装置であり、機体データのバックアップを目的としている。

主な特徴としては、小型、軽量であり、航空機搭載用の耐環境性能を有している。

データログの主要諸元を、表 2.2.10-4 に示す。

表 2.2.10-4 データログ主要諸元

項目	性能
チャンネル数	1ch(A/B bus)
記録媒体	Flash PC Card(1GigaByte)
記録時間	4時間(50%of the bus load)
入力感度	860mv p-p
入力検出機能	A/B Bus
エラー検出機能	No response or word count ,parity error
電源	20~32V直流 0.7A以下
外形寸法	約W103×D195×H115
質量	約1.85kg

c. データレコーダ

データレコーダは、シグナルコンディショナを経由して出力されるセンサのアナログ出力値を記録する装置であり、振動、歪センサ出力データ等の詳細解析を目的としている。

本機体には2台搭載している。

データレコーダの主要諸元を、表 2.2.10-5 に、入力信号表を、表 2.2.10-6に示す。

表 2.2.10-5 データレコーダ主要諸元

項 目	性 能	
	No.1 データレコーダ	No.2 データレコーダ
使用チャンネル数	15ch	11ch
記録媒体	Flash PC Card(1GigaByte)	同左
サンプリング周波数	6KHz	1.5KHz
周波数帯域	FlashPcCard(2Gbyte)	FlashPcCard(1Gbyte)
電源/消費電流	直流11～30V 約4.3A	同左
外形寸法(mm)	約W300×D200×H65	同左
質量	約5kg	同左
付属品	リモートコントロールユニット 同時制御ユニット	同左

表 2.2.10-6 入力信号表

D/R No	Ch No	信号名称	記号	入力レンジ	出力レンジ
1	1	推進器振動X(R/H)	PRX1	2V	2V
	2	推進器振動Z(R/H)	PRZ1	2V	2V
	3	推進器振動X(L/H)	PRX2	2V	2V
	4	推進器振動Z(L/H)	PRZ2	2V	2V
	5	E/G キヤホックス振動X(L/H)	GBX1	5V	5V
	6	E/G キヤホックス振動Y(L/H)	GBY1	5V	5V
	7	E/G キヤホックス振動Z(L/H)	GBZ1	5V	5V
	8	E/G キヤホックス振動X(R/H)	GBX2	5V	5V
	9	E/G キヤホックス振動Y(R/H)	GBY2	5V	5V
	10	E/G キヤホックス振動Z(R/H)	GBZ2	5V	5V
	11	E/G 駆動部振動(L/H)	DRZ1	2V	2V
	12	E/G 駆動部振動(R/H)	DRZ2	2V	2V
	13	ADS振動X	ADSX	5V	5V
	14	ADS振動Y	ADSY	5V	5V
	15	ADS振動Z	ADSZ	5V	5V
2	1	バロネット加速度X(前)	VNX1	2V	2V
	2	バロネット加速度Y(前)	VNY1	2V	2V
	3	バロネット加速度X(後)	VNX2	2V	2V
	4	バロネット加速度Y(後)	VNY2	2V	2V
	5	加速度X	CAX	5V	5V
	6	加速度Y	CAY	5V	5V
	7	加速度Z	CAZ	5V	5V
	8	脚取付歪 # 1(R/H)	GST1	5V	5V
	9	脚取付歪 # 2(R/H)	GST2	5V	5V
	10	脚取付歪 # 3(L/H)	GST3	5V	5V
	11	脚取付歪 # 4(L/H)	GST4	5V	5V

2.2.11 非常遠隔操縦系

(1) 目的

飛行制御計算機故障時における最低限度の飛行制御機能及び緊急回帰機能を確保する。

(2) 設計方針

成層圏滞空飛行試験と同一の電波緒元とした。(新たな電波取得のリスク回避)

既設計部位に追加する形態とし設計変更を最小化した。(詳細設計中途からの変更)

(3) システム概要

a. 構成

非常系は追跡管制システム(ITACS)とは異なるシステムの地上装置・電波リンクにより冗長系を構成する。また、機上コンピュータ(FCC)を介さず、通常系の遠隔操縦方式(Direct モード)に相当するエフェクタの直接制御のみ行う。

また、緊急廃棄機能に係わるコマンド系については非常系内部で冗長構成となっている。

飛行制御機能に対してはシステム全体(通常系含む)で2重冗長を確保する。

緊急廃棄機能に対してはシステム全体(通常系含む)で3重冗長を確保する。

→コマンド系統:2系統, テレメトリ系統:1系統

非常系のシステムブロック図を図 2.2.11-1 示す。

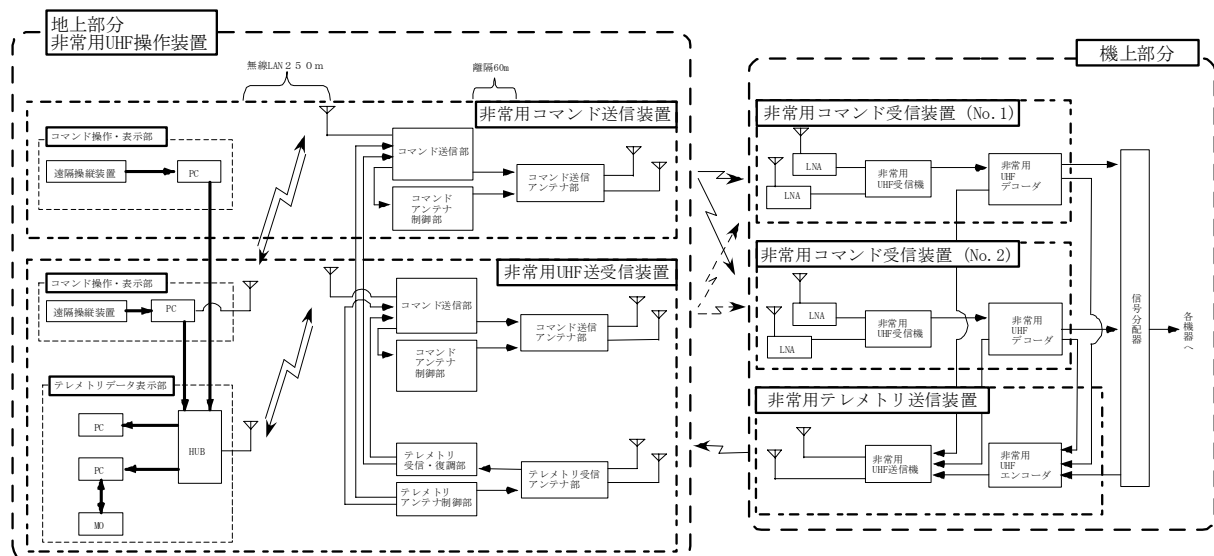


図 2.2.11-1 システムブロック図

b. 機体搭載機器概要

船体に搭載される非常用コマンド受信装置は、非常用UHF操作装置から送信されたコマンド信号を受信、復調、復号し、アナログ／ディスクリート信号として出力する機能を備える。アンテナは2本の無指向性アンテナを備え受信レベルの高い系統を自動選択するものとした。また、非常用コマンド受信装置は2式を搭載し、船体全体では合計4本のアンテナを備える。

船体に搭載される非常用テレメトリ送信装置はアナログ／ディスクリート／シリアル通信によって入力された船体各部のステータス信号を符号化、変調し、テレメトリ信号として送信する機能を備える。アンテナは2本の無指向性アンテナを備え、非常用コマンド受信装置からの切り替え指令により、送信するアンテナを切り替えるものとした。

船体に搭載される信号分配器は、飛行制御計算機又は電源制御器から入力されたコマンド信号と、2台の非常用コマンド受信装置から入力されたコマンド信号の3つの信号の論理和又は切替を実施し、船体各部へ出力する機能と、船体各部から入力されたステータス信号を分配または切り替えて飛行制御計算機又は電源制御器、及び非常用テレメトリ受信装置へ出力する機能を備えるものとした。

船体内のブロック図を図 2.2.11-2 に示す。また、信号分配器処理概要を図 2.2.11-3 に示す。

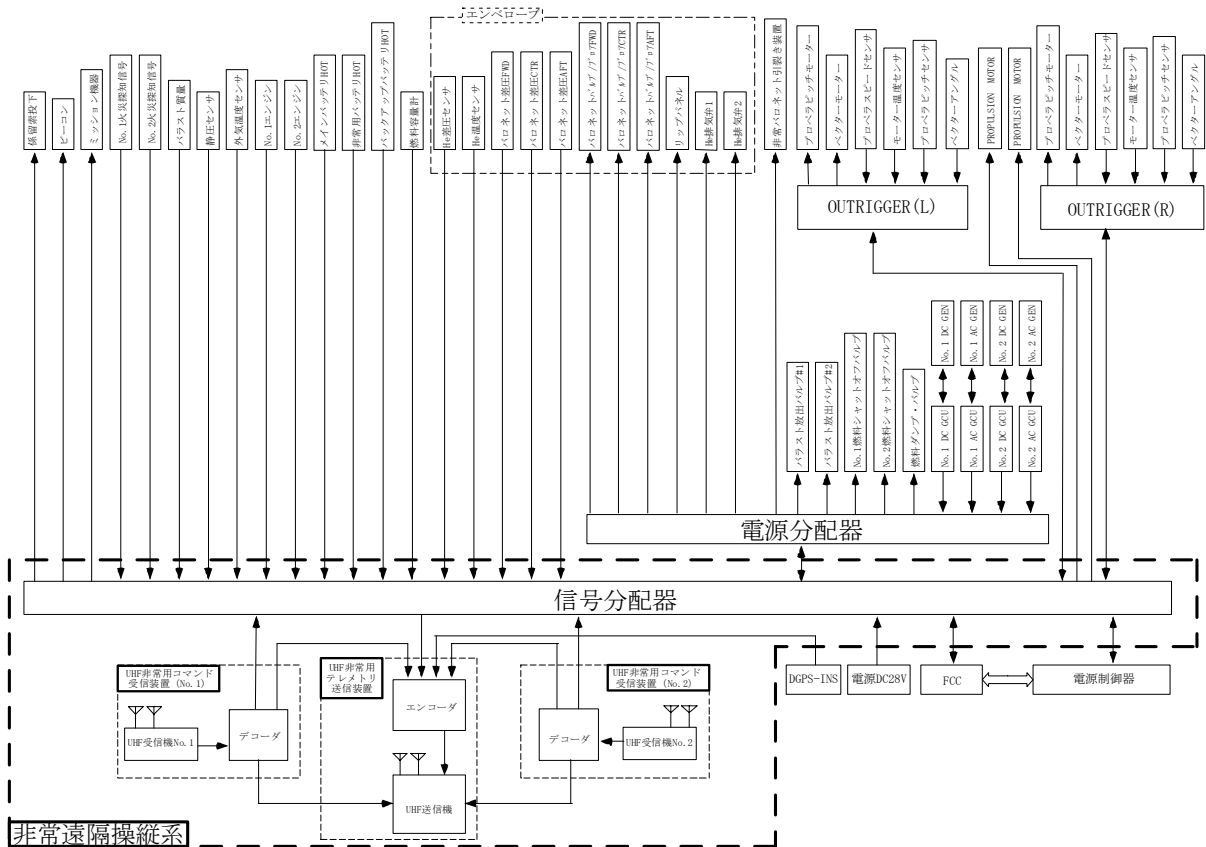


図 2.2.11-2 船体内ブロック図

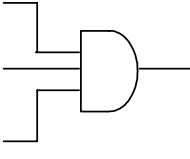
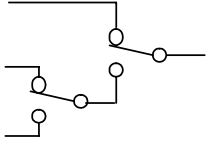
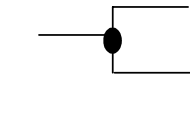
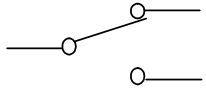
	信号形式	信号入力元	回路	信号出力先	備考
コマンド	ディジタル	飛行制御計算機 又は電源制御機		船体各部	
		非常用コマンド受信装置 No.1			
		非常用コマンド受信装置 No.2			
	アナログ	飛行制御計算機 又は電源制御機		船体各部	切替は非常遠 隔操縦系から の指令による。
		非常用コマンド受信装置 No.1			
		非常用コマンド受信装置 No.2			
テレメトリ	ディジタル	船体各部		飛行制御計算機 又は電源制御機	
				非常用テレメトリ送信装置	
	アナログ	船体各部		飛行制御計算機 又は電源制御機	切替は非常遠 隔操縦系から の指令による。
				非常用テレメトリ送信装置	

図 2.2.11-3 信号分配器 処理概要

c. 地上機器概要

地上に設置される非常用 UHF 操作装置は、遠隔操縦装置から入力されたコマンドを符号化、変調、送信する機能を 2 系統備えるとともに、船体に搭載された非常用テレメトリ送信装置からのテレメトリ信号を受信、復調、復号し、モニタ上に表示する機能を備える。

アンテナはコマンド送信用として追尾アンテナ及び OMNI アンテナをそれぞれ2本、テレメトリ受信用として追尾アンテナ及び OMNI アンテナを備えるものとした。

各構成品はハンガー及び試験支援棟に分散配置されるため、敷設の柔軟性を考慮しハンガーと試験支援棟間は無線 LAN (IEEE802.11; 無線 ETHERNET) を用いるものとした。

地上ブロック図を図 2.2.11-4 に示す。また、非常用 UHF 操作装置 全体図を図 2.2.11-5 に示す。

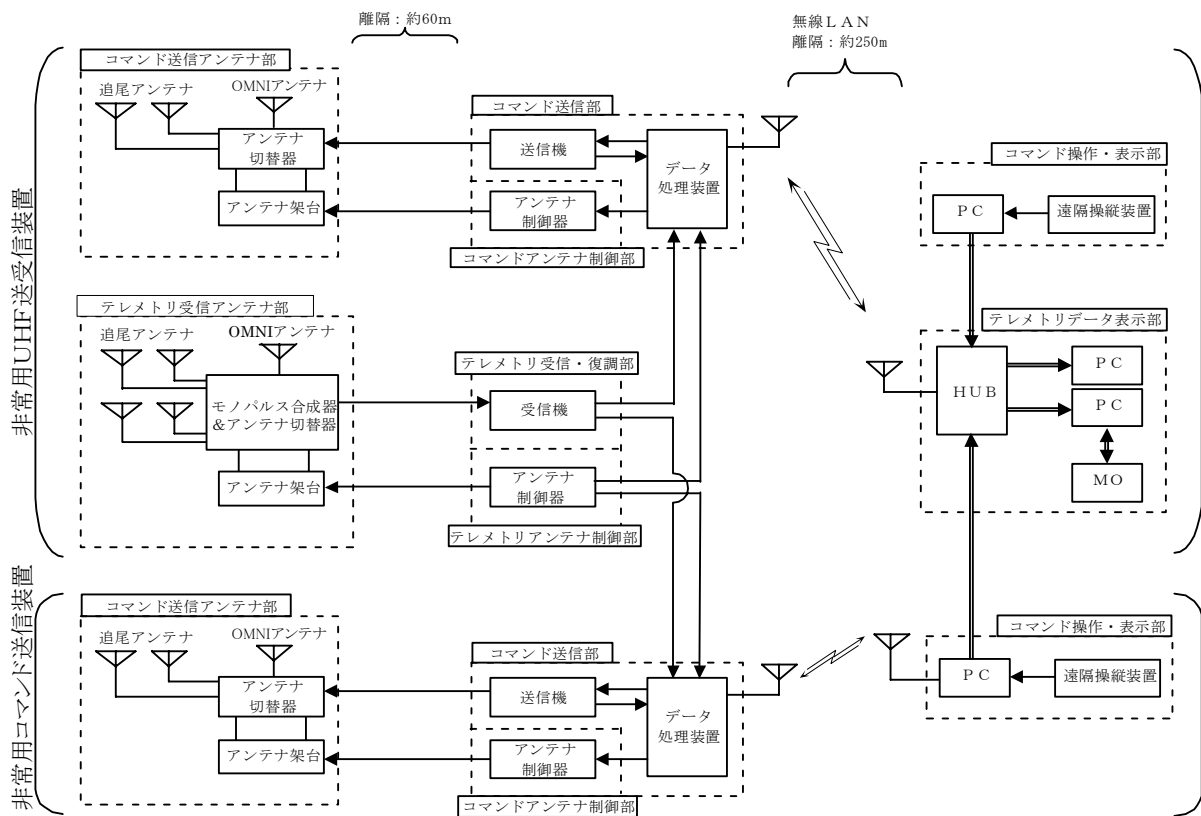


図 2.2.11-4 地上ブロック図

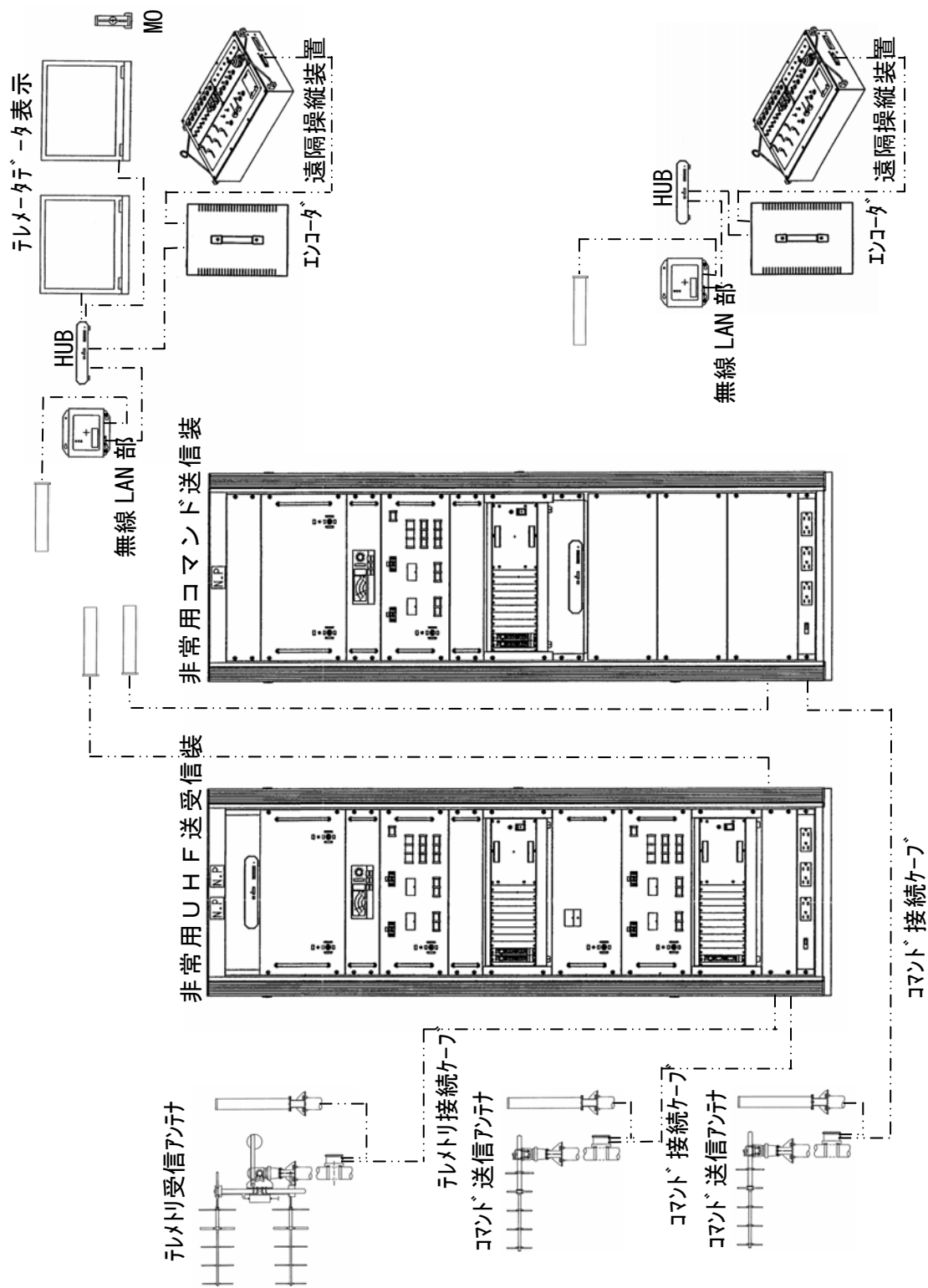


図 2.2.11-5 非常用UHF操作装置 全体図

(4) 回線設計

電波伝搬距離を追尾アンテナ使用時は 47km、無指向性アンテナ使用時は 5km を確保するものとし、回線設計を実施した。回線マージンはコマンド系統で 13.5dB 以上、テレメトリ系統で 6.2dB 以上を確保している。

(5) コマンド・テレメトリ

a. 緊急廃棄機能内容

- (a) 外皮／バロネット引き裂き:リップ作動による。
- (b) He 排気:排気弁作動
- (c) エンジン停止:シャットオフバルブ作動
- (d) 燃料ダンプ:ダンプバルブ作動
- (e) ビーコン作動:ビーコン作動

b. 最低限の飛行制御機能

- (a) 推進機制御指令:チルト, 回転数, プロペラピッチ制御
- (b) バロネット制御:プロア及びバルブ制御
- (c) バラスト制御:バラスト用伝導バルブ制御
- (d) 飛行緒元表示:船体位置, 姿勢角, 方位角, 各種警報

非常系遠隔総装置のコンソールを図 2.2.11-6 に示す。また、非常遠隔操縦装置の計器表示画面を図 2.2.11-7 に示す。

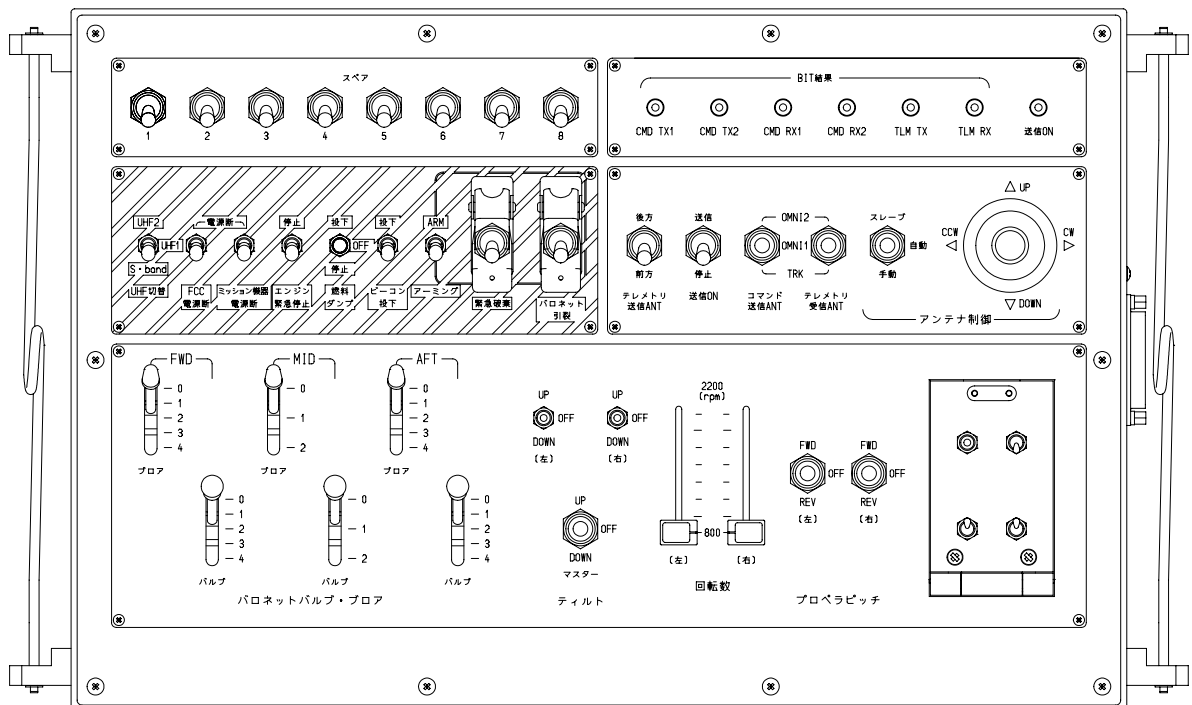


図 2.2.11-6 非常遠隔操縦装置のコンソール

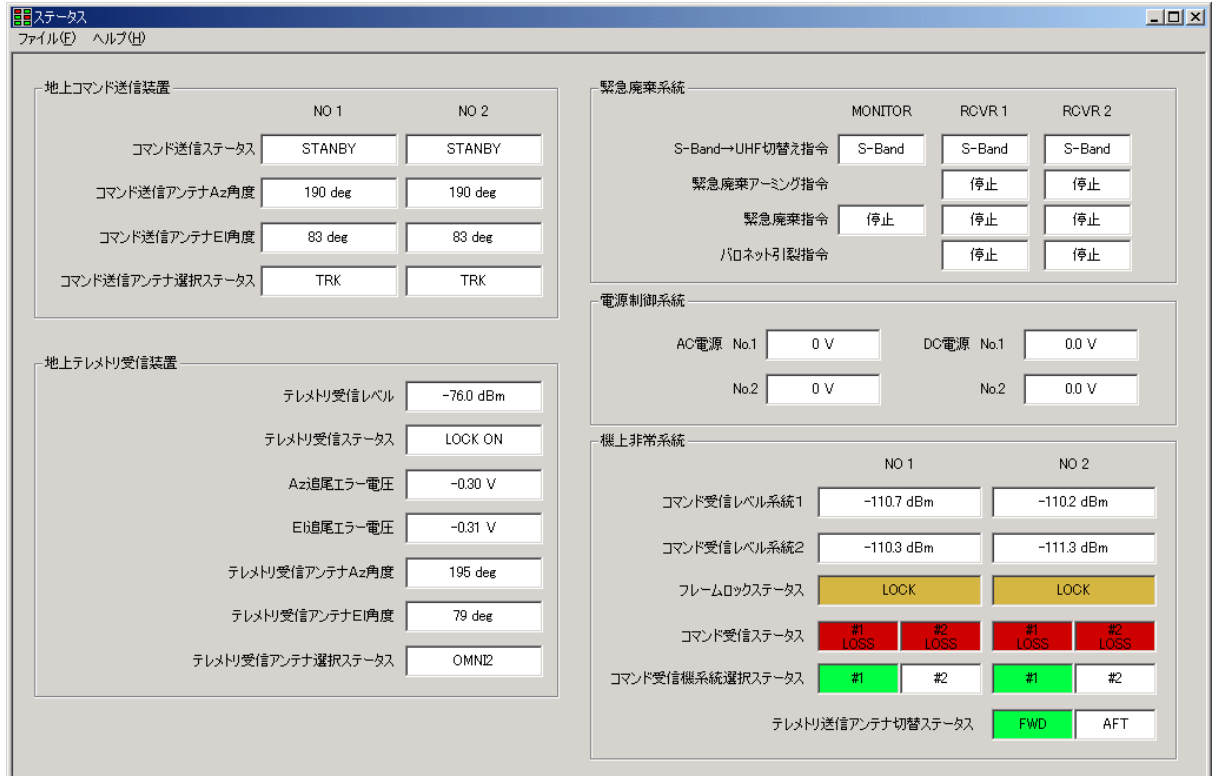
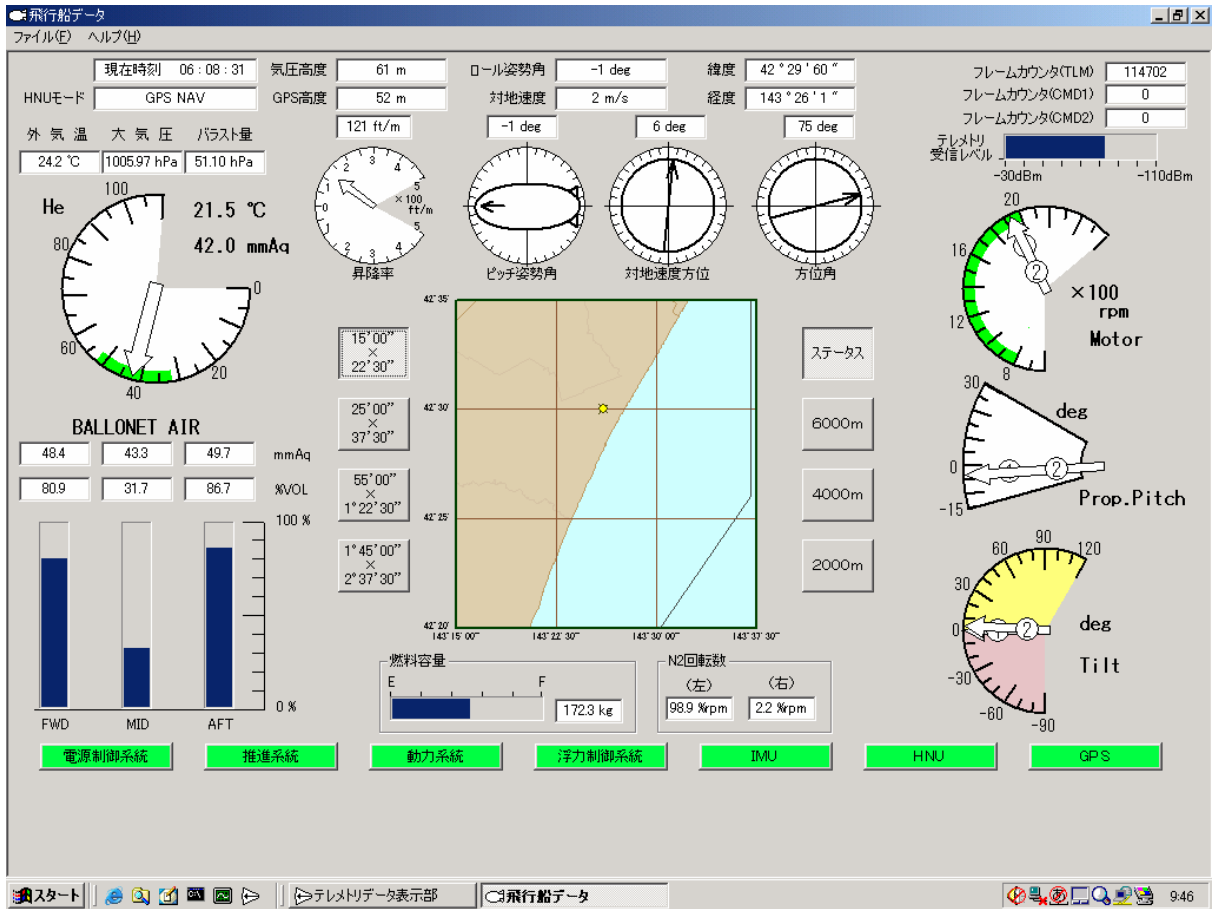


図 2.2.11-7 非常遠隔操縦装置の計器表示画面

(6) 通常系との切り替え方法

非常遠隔操縦系は飛行制御計算機故障時等に使用されるものであるが、故障した飛行制御計算機から不意の指令が出力される可能性がある。よって、下記の手順により飛行制御計算機の電源を断るとともに、非常遠隔操縦系に切り替えることを基本とする。

- a. 非常遠隔操縦系からの「FCC 電源断指令」により、FCC を停止させる。
- b. 非常遠隔操縦系からの「S-band→UHF 切り替え指令」により、アナログ信号入出力を通常系から非常遠隔操縦系に切り替える。

(7) アンテナ配置

船体のアンテナ搭載位置を図 2.2.11-8 示す。

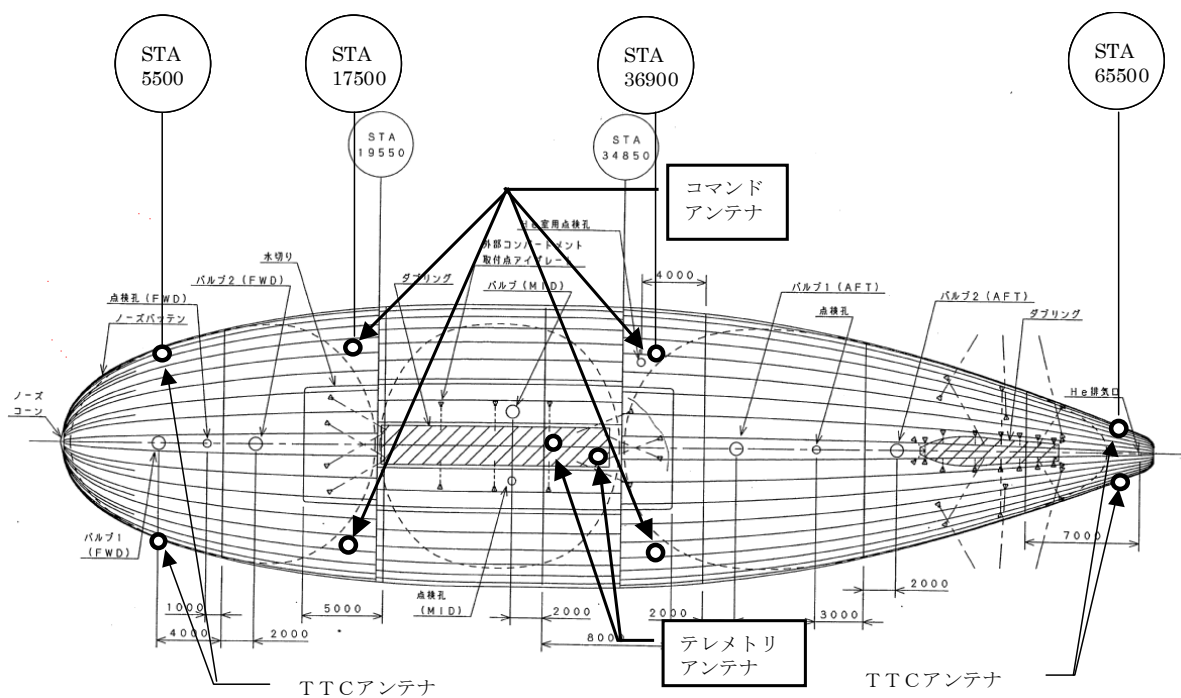


図 2.2.11-8 アンテナ搭載位置(船体)

2.2.12 非常降下系

(1) 目的

本システムは、試験機が何らかの理由により操縦不能等に陥った場合、試験機を緊急降下させることを目的とする。

(2) 構成

本システムの構成とその機能を、以下に示す。指令は、全て非常遠隔操縦系または通常系(TTRAC)から行う。

a. 緊急廃棄装置

リップパネルの切り裂きと、2個のHe排気弁の開動作を同時に行い、エンベロープ内のHeガスを外部へ排出させる装置。

本装置の作動により試験機の浮力を失わせることで、飛行中の試験機を緊急降下させる。

b. バロネット引裂き装置

中央バロネット上面の溶着部をヒータの熱で引き裂き、中央バロネット内の空気をエンベロープ内に導入させる装置。

エンベロープの内外差圧が低下し形状を維持できない場合、本装置を作動させそれを防ぐ。

c. ビーコン

試験機に搭載したラジオビーコンとそれを投下する装置。

ラジオビーコンの電波は、ビーコン着水または設定時間後、発射が開始される。

d. 非常投下索

ミッションベイに搭載される、長さ30mのロープと投下装置。ミッション機器と排他搭載。

飛行規程の関係(投下物件に相当)から搭載することはなくなった。

(3) 飛行前点検

下記手順書に従い、非常降下系の機能確認を飛行前の機体点検時に実施した。SPF-FP-005「定点滞空飛行試験 非常系・非常降下系・消火系点検 手順書」

(4) 考察

P2-1～P3-3までの合計7回の飛行試験を通して、飛行前点検において本システムが異常を示すこともなく、飛行試験中に本システムが必要になる場面は一度もなかった。

しかしながら、飛行前点検の段階で改善が好ましいと思われる事項があったので、次に示す。

本システムの装置は不可逆性の機能を持つため、上記飛行前点検において実際に装置を作動させることができず、指令に対する電圧変化をコネクタピンで調査した。点検点数が多くテスターを用いていたこともあり、最悪の場合、作業員の負傷や試験機の故障に繋がることが懸念された(バロネット引裂き装置の動作電圧はAC115V)。

飛行試験期間中に点検用治具の製作を検討したが(SPF-作-04-116 試)、それまでに点検に要していた時間が1時間程度で済んでいたことと、コスト面から断念に至った。

幸い事故は発生しなかったが今後ないとも限らないため、点検用治具を準備しておいた方が好ましいと思われる。

2.2.13 燈火類系

(1) 目的

本システムの目的は、飛行規程に基づき、試験機に航空灯等を装備し、他航空機等から視認できるようにすることである。

(2) 構成

本システムは、以下で構成されている。電源は非常用バッテリーバスから供給される。

- a. 試験機前方 : 航空灯(白)
- b. 試験機後方 : 航空灯(白)
- c. 試験機左側面 : 航空灯(赤)および衝突防止灯(ストロボ)
- d. 試験機右側面 : 航空灯(緑)および衝突防止灯(ストロボ)
- e. パワーサプライ

(3) 結果

飛行試験中、問題は発生せず良好に機能した。点灯中の燈火類を図 2.2.13-1 に示す。

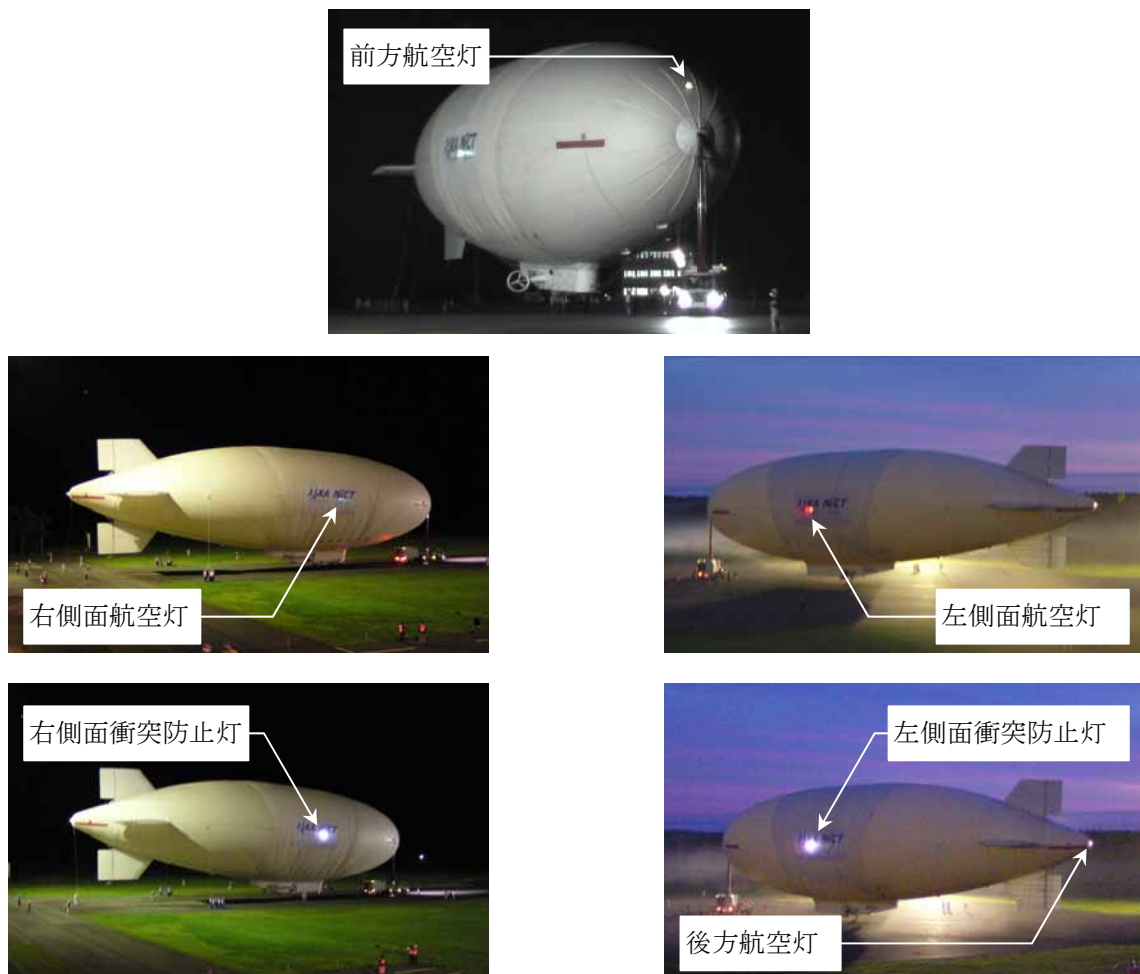


図 2.2.13-1 燈火類系

2.2.14 地上運用支援機材

(1) 構成

定点滞空試験機に必要な地上運用支援機材について、図 2.2.14-1 に示す。

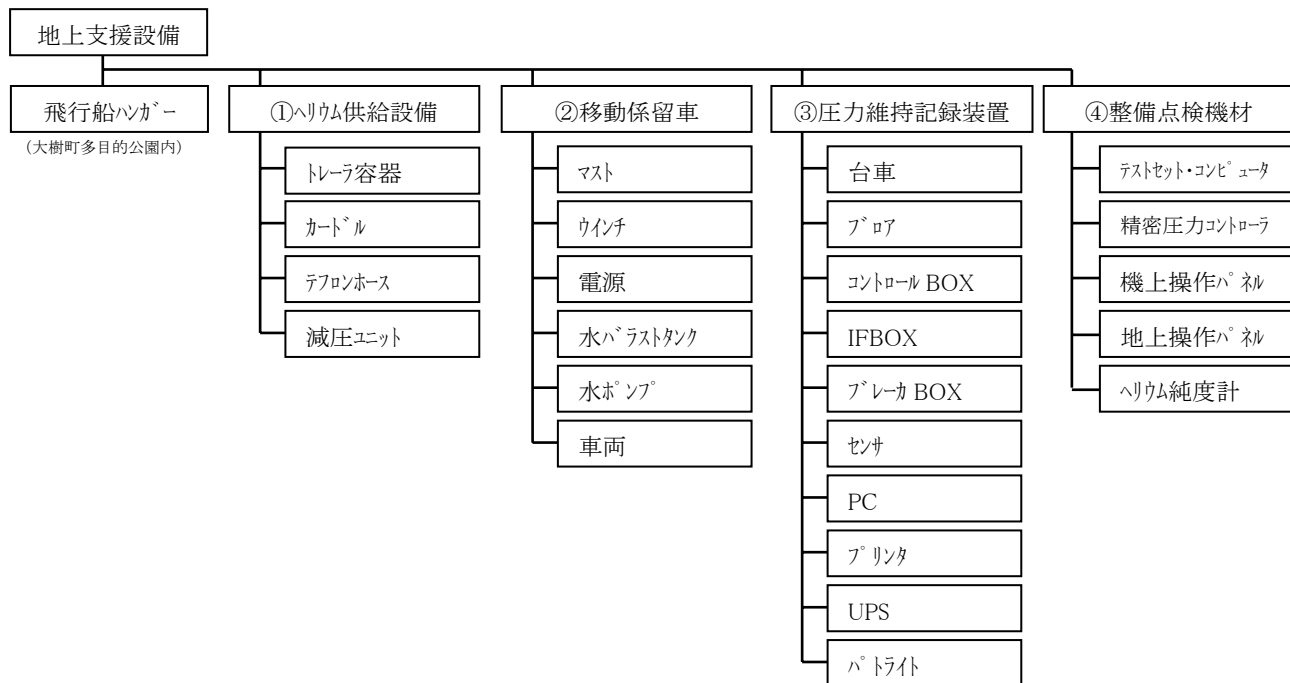


図 2.2.14-1 地上運用支援機材

(2) 地上試験機材配備概要

試験機材の配備概要図を、図 2.2.14-2 に示す。

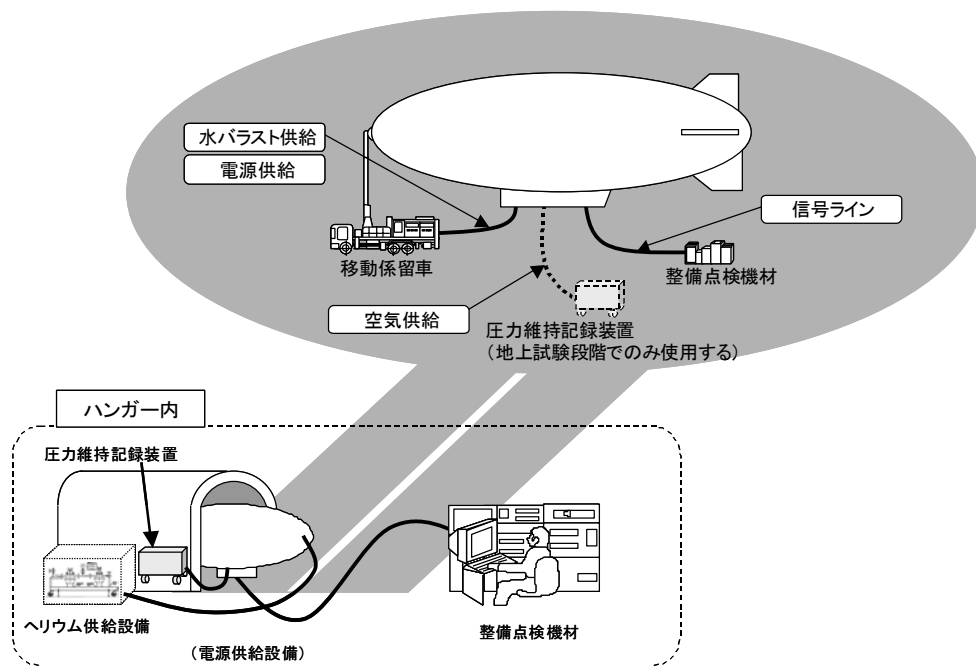


図 2.2.14-2 地上運用支援機材配備概要図

(3)支援機材仕様

a. ヘリウム供給装置

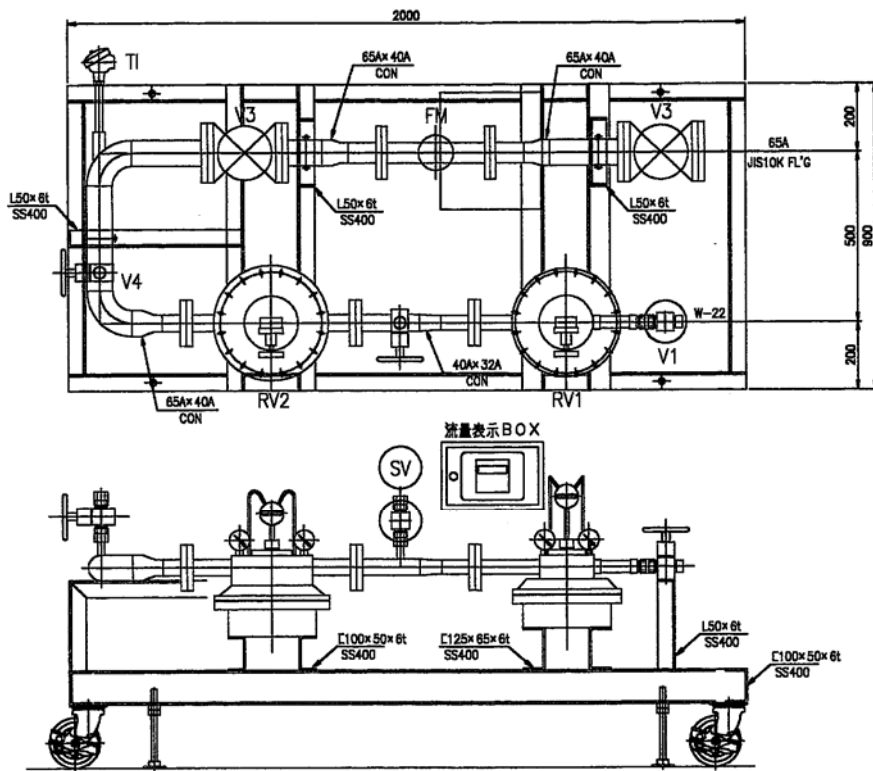
(a) ヘリウムガス供給設備仕様

充填容器の高圧ヘリウムを船体に注入できるよう、減圧可能な、以下で構成されているユニットを製作する。アングル構造に機器を配置し、キャスターを取り付けて移動可能にする。

減圧ユニットの主な構成部品を表 2.2.14-1、ヘリウム充填装置概要図を図 2.2.14-3、ヘリウム充填装置外観を図 2.2.14-4、ヘリウム充填装置接続ライン概要図を図 2.2.14-5、インタフェース概要図を図 2.2.14-6 に示す。

表 2.2.14-1 減圧ユニット 主構成部品

名称	概要
バルブ	ヘリウムガスの供給と停止
安全弁	高圧部の圧力上昇異常が発生した場合、自動的に圧力を外部に放出する。
逆止弁	ヘリウムガスが配管内を逆流することを防止(機器保護)
減圧弁	高圧のヘリウムガスを減圧するためのもの
積算流量計	ヘリウムガスの流量、飛行船への注入量を常時モニタ
特殊仕様	高圧バルブ、安全弁、減圧弁は大臣認定品とする。
配管	各種バルブの接続



製作仕様

1)材 質: SS400
2)塗 装: マフニツ酸付塗装
3)塗装色: マンセル色 Y8 / 1. 5 (半艶)
4)製作数: 1台

重量: 約 300Kg

図 2.2.14-3 ヘリウム充填装置外観図



図 2.2.14-4 ヘリウム充填装置外観

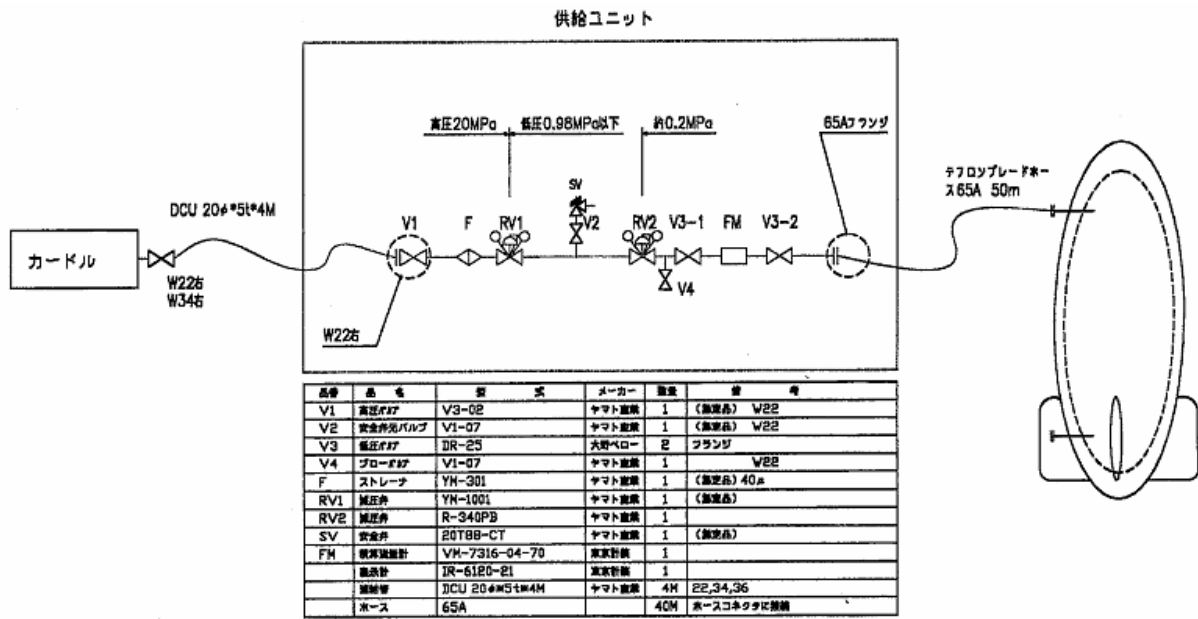


図 2.2.14-5 ヘリウム充填装置接続ライン概要図

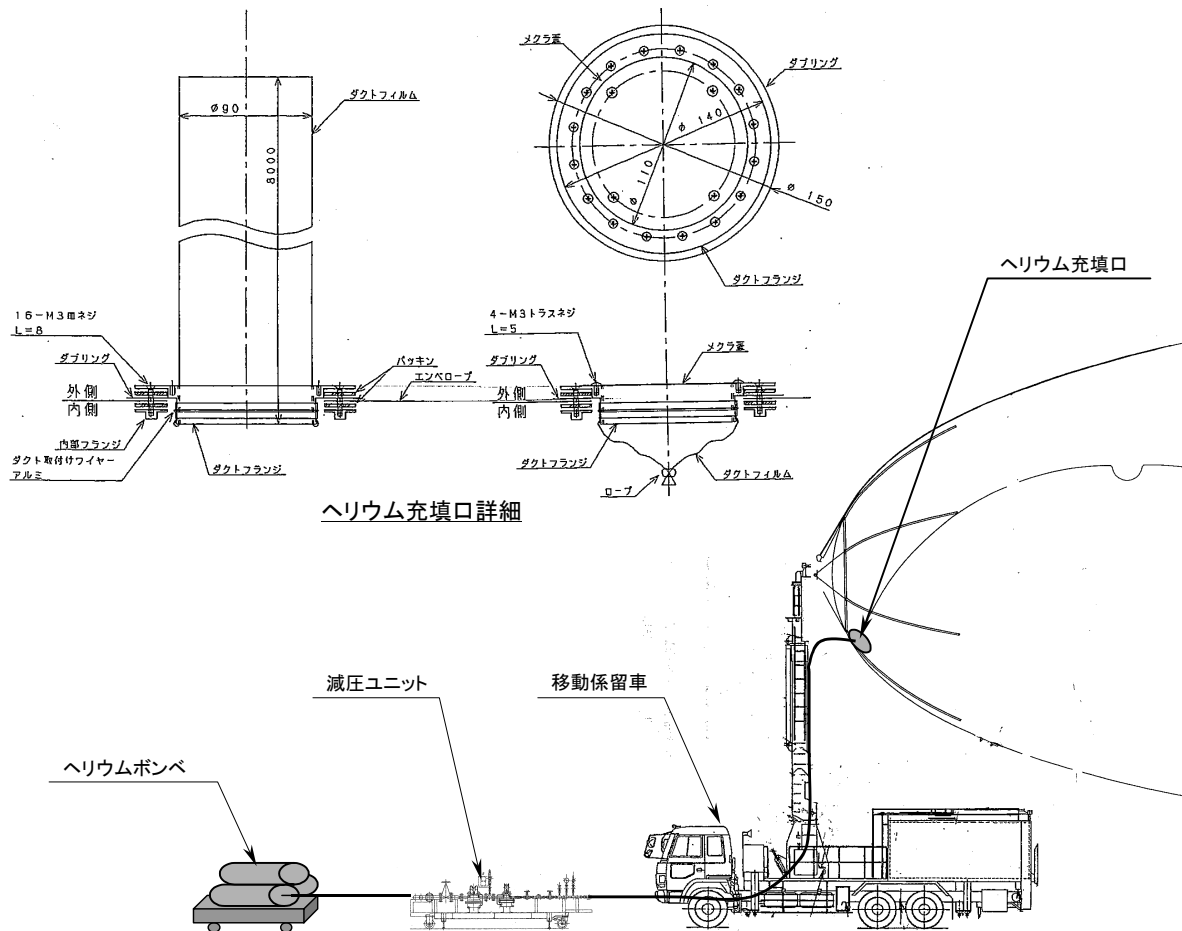


図 2.2.14-6 インターフェース概要図

b. 移動係留車

(b) 移動係留車概要

移動係留車の外観図を図 2.2.14-7、外観を図 2.2.14-8、各装備品の名称および概要を表 2.2.14-2、表 2.2.14-3 に示す。

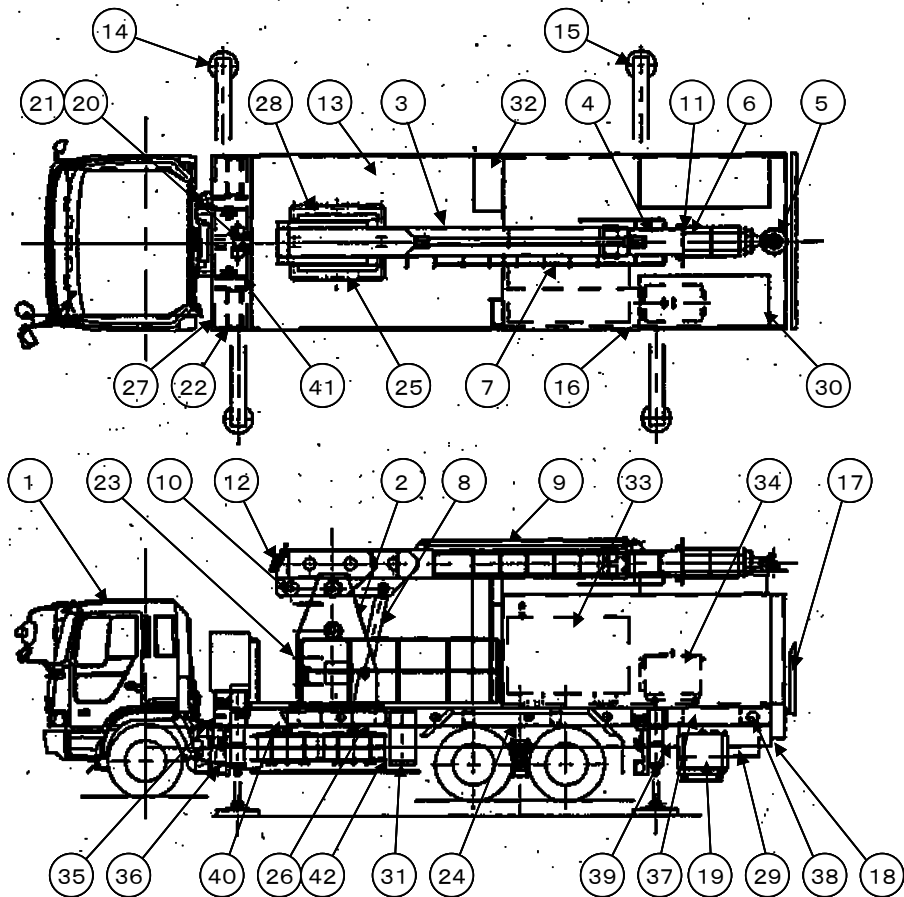


図 2.2.14-7 移動係留車 外観図



図 2.2.14-8 移動係留車 外観

表 2.2.14-2 装備品名称

No.	名称	No.	名称	No.	名称
1	シャーン	16	アルミバン	31	バラスト収納箱
2	マストフレーム	17	テールゲイト	32	工具収納箱
3	ベースマスト	18	テールゲイト操作盤	33	飛行船供給電源用交流発電機
4	フライトマスト	19	商用電源発電機	34	直流発電機
5	カップリング	20	電動ウインチ	35	アウトリガーハット
6	作業用ステップ	21	ウインチカバー	36	車輪止め
7	昇降用ステップ	22	フロアバッテリー	37	電動水ポンプ
8	リフトシリンダ	23	ウインチ緩衝緩和装置	38	水タンク給水口
9	テレスリンダ	24	サスペンションロック	39	水タンク排水口(手動)
10	マスト固定ピン	25	架台上操作盤	40	車幅灯
11	ワイヤーフック	26	地上操作盤	41	充電器
12	ワイヤーガイド	27	作業灯	42	路肩灯
13	架台	28	制御箱		
14	フロントアウトリガー	29	水バラストタンク		
15	リアアウトリガー	30	ワイヤー収納箱		

表 2.2.14-3 装備品概要

名称	概要	備考
マスト	油圧式 4 段階マストを伸長し、ピン穴にロックピン 4 本を差込みマストを固定する。 試験機接続部地上高は、11.45m±0.5m に対応可能。	
ウインチ	ウインチワイヤをマストを介して船体と接続する。船体をウインチにて巻取りの際、突風等による衝撃防止のため、ウインチ衝撃緩衝装置を備える。 また、ワイヤドラムには片巻き防止装置が装備されている。	
電源	移動車には、以下の電源を装備する。 AC100V, 50Hz, 2700W DC28V, 1000A AC115/200V, 400Hz(インバータ)	
水バラストタンク	予備バラスト用の水 300L を収納可能。 飛行船を係留する場合は、係留安定のため水バラストタンクを充滿させる。車両運行時はタンク内の水を排出する。	
ポンプ	水バラストタンクに水を注入排出するため、電動ポンプを装備する。 AC100V, 125L/min	
充電器	パワーゲート、ウインチ、船体外部電源、非常ポンプの各電源は、フロアバッテリーより供給する。フロアバッテリー充電のため充電器を装備する。	
非常ポンプ	車両エンジンまたは油圧ポンプが故障した場合、非常ポンプにて各操作を行うことが可能。	
バラスト収納箱	車両左右のバラスト収納箱へ 10kg バラストを 8 個ずつ計 16 個収納することが可能。	
工具収納箱	作業フロア上の工具収納箱へ、工具、備品等の収納が可能。	
ワイヤー収納箱	車両右側のワイヤー収納箱へ、ワイヤーを 9 本ずつ計 18 本収納することが可能。	

c. 圧力維持記録装置

(a) システム構成

圧力維持記録装置のシステム構成図を、図 2.2.14.3.3-1 に示す。

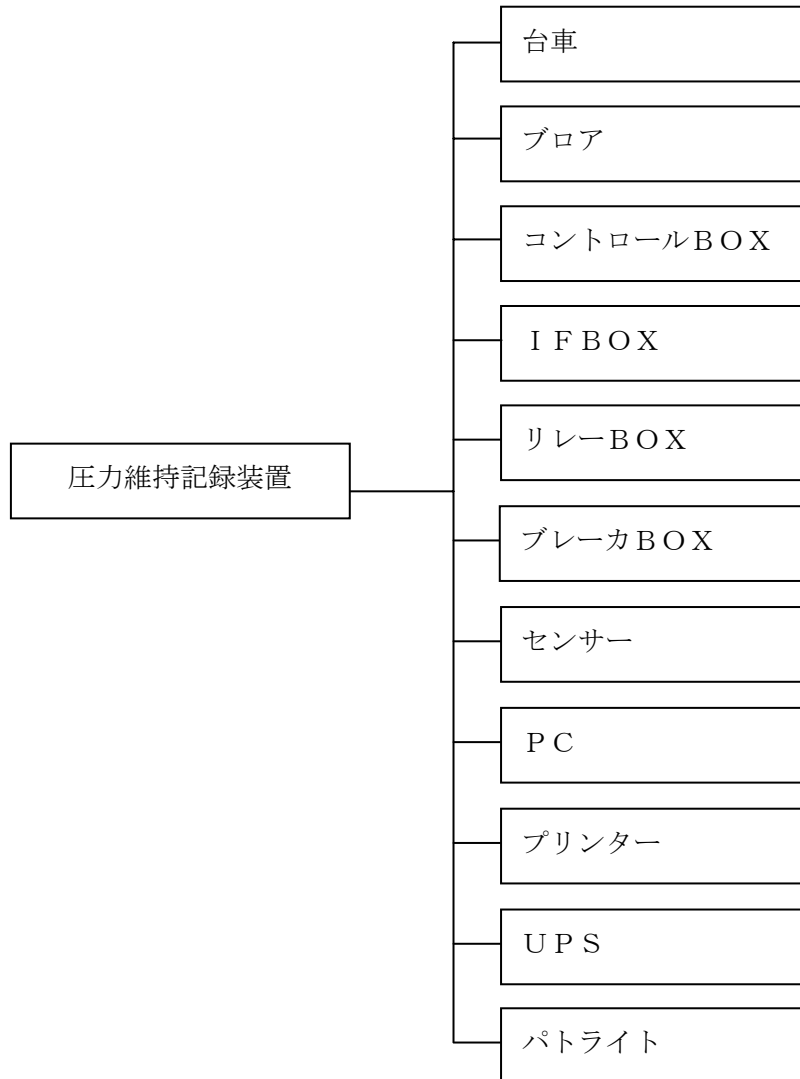


図 2.2.14-9 圧力維持記録装置システム構成図

(b) 機能

圧力維持記録装置の機能が以下の通り。

- ・ 試験機に空気を供給する。
- ・ 試験機形状を一定に維持する。
- ・ 試験機内圧を記録する。
- ・ 試験機内部ガス温度を記録する。
- ・ ブロア作動履歴を記録する。
- ・ 大気圧を記録する。
- ・ 外気温湿度を記録する。

圧力維持記録装置の概略図を図 2.2.14-10、各部詳細(参考資料)を図 2.2.14-11 に示す。

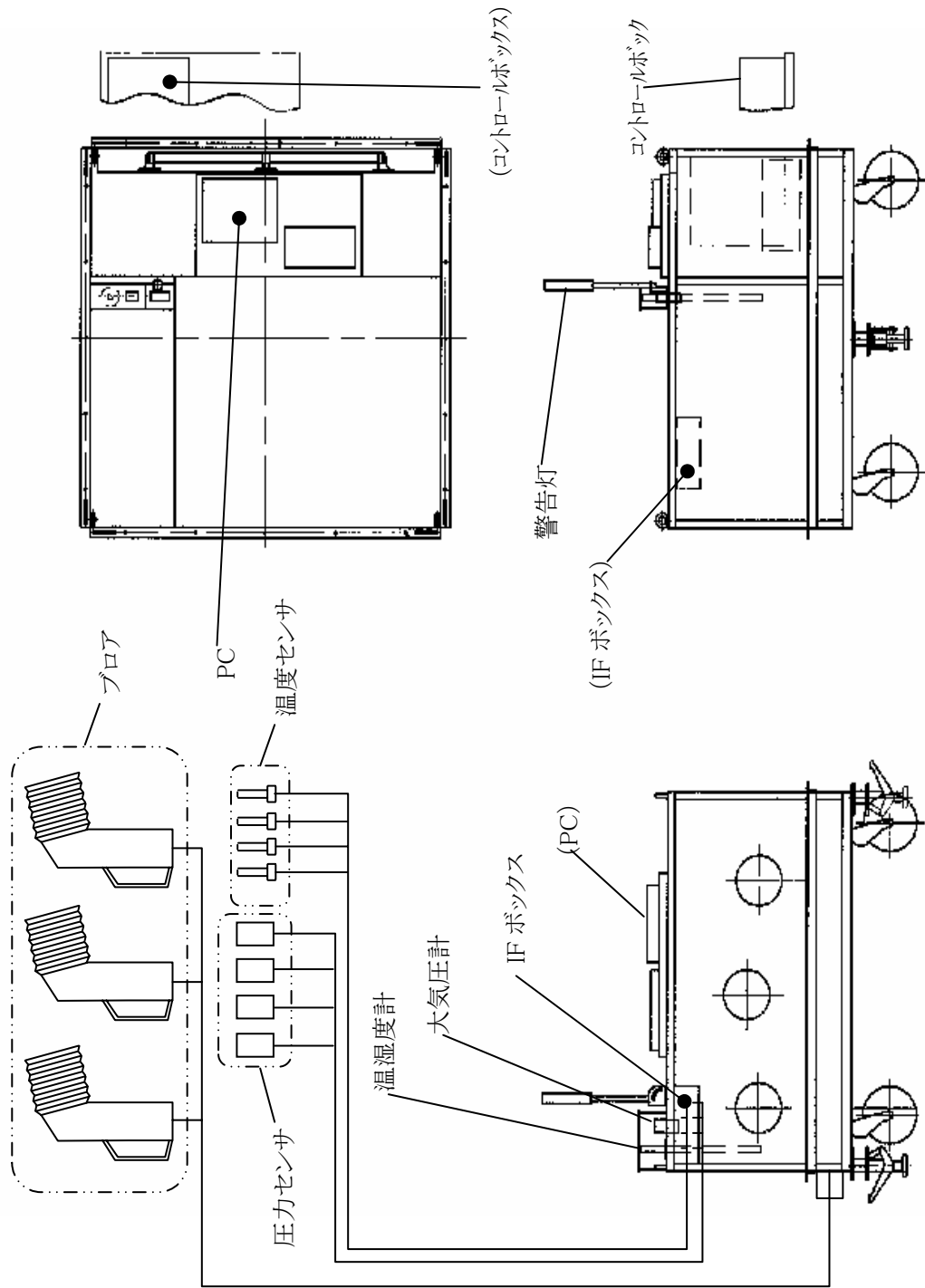
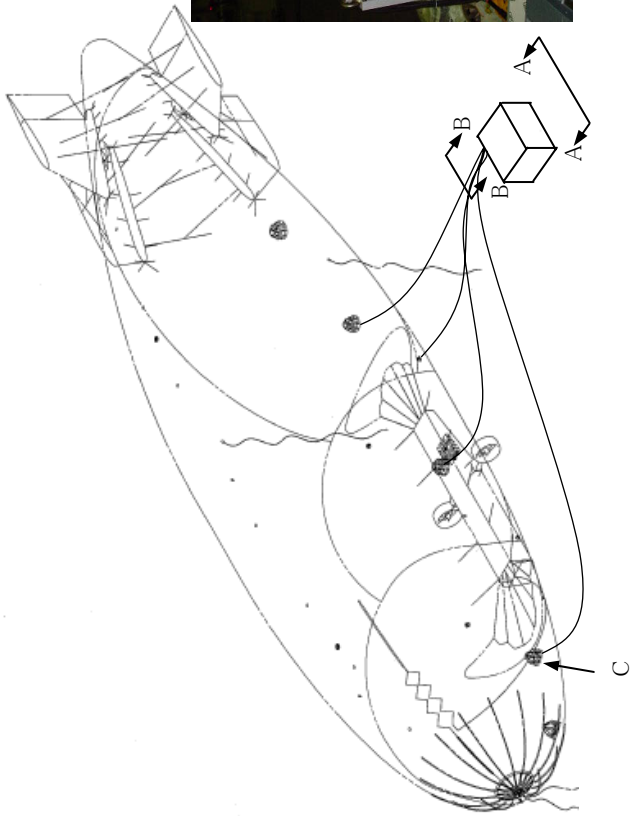
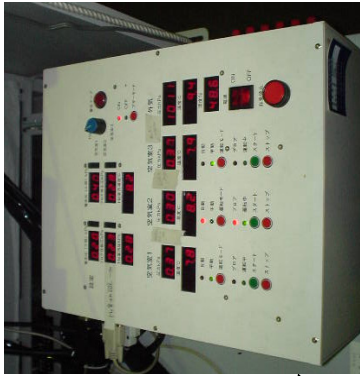


図 2.2.14-10 圧力維持記録装置概略図



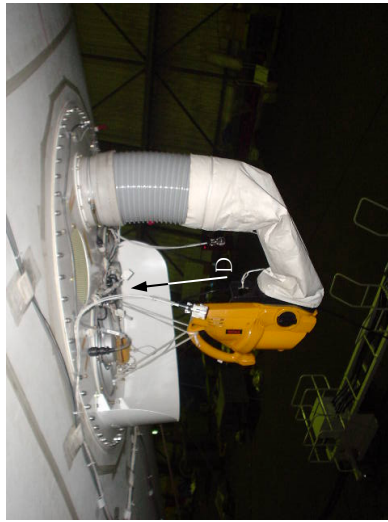
VIEW A-A 圧力維持記録装置全体



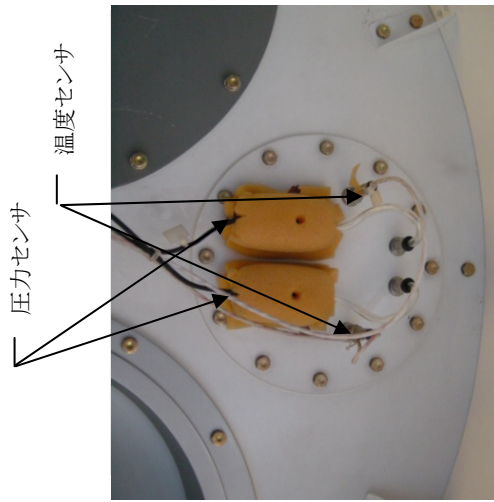
コントロールボックス



VIEW B-B IFボックス



VIEW C ブロー



VIEW D 圧力/温度センサー

図 2.2.14-11 各部詳細(参考資料)

d. 整備点検機材

(a) システム概要

整備点検機材は、定点滞空試験機に搭載する電装品の機能を整備点検するために使用する機材である。

テストセット・コンピュータは、MIL-STD-1553B データ・バスでインターフェースされる装備品を点検する。個別装備品点検機能により各装備品を点検するほかに、エンコーダ・デコーダを模擬することにより接続形態にて点検可能である。また、RT 模擬機能、バス・モニタ機能及びバス・アナライザ機能および飛行計画転送機能を併せ持つ。

精密圧力コントローラは、エア・データ・システムの静圧機能を整備点検するために使用する。圧力源はコントローラと一体化する。

これらの機能により、定点滞空試験機の持つ機能を整備点検するのに十分な機能を有する。また、本器材は、地上での運用を考慮し、主として民生品により構成する。

整備点検機材のシステム構成を、図 2.2.14-12, 図 2.2.14-13 に示す。

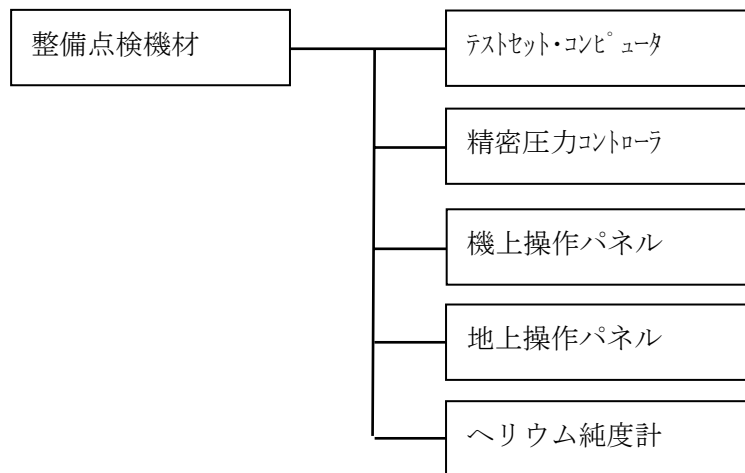


図 2.2.14-12 整備点検機材システム構成

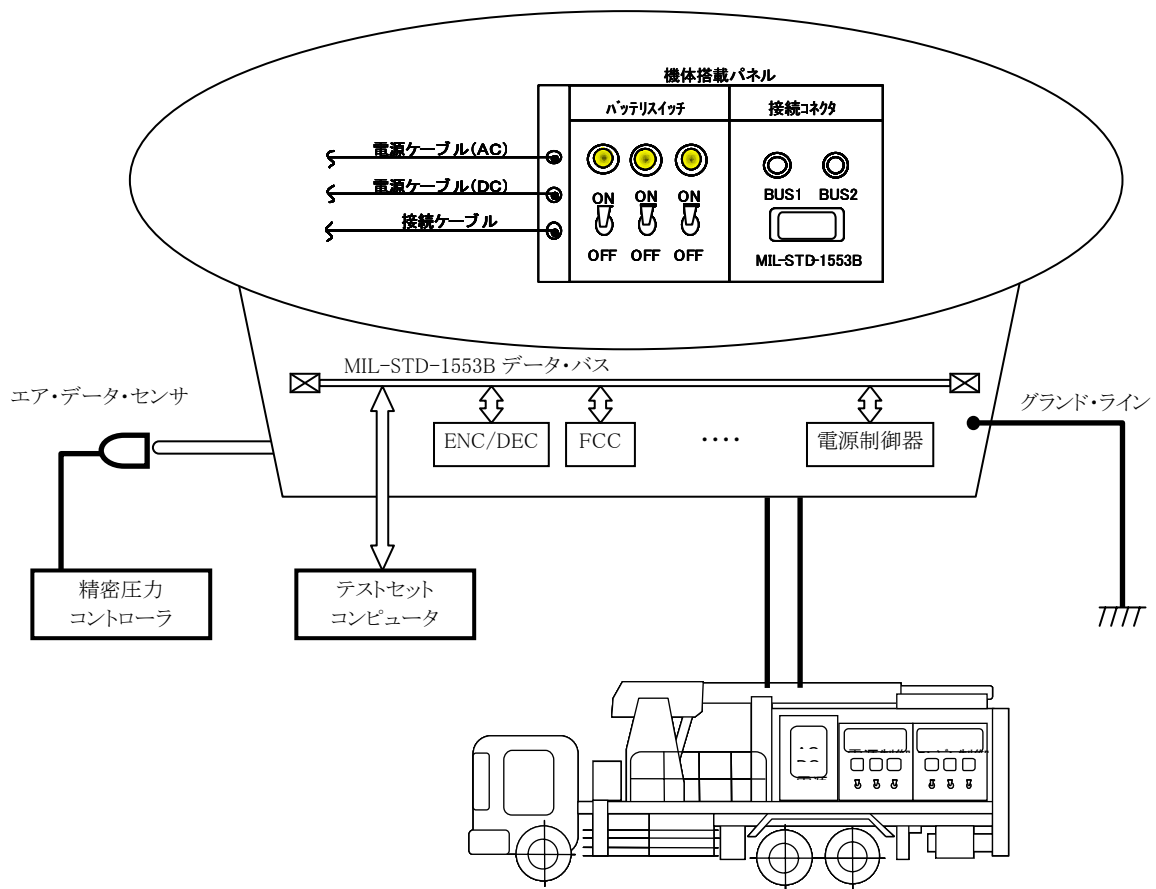


図 2.2.14-13 整備点検機材システム構成

(b) テストセット・コンピュータ

テストセット・コンピュータの機能概要を表 2.2.14-4 に示す。

表 2.2.14-4 テストセット・コンピュータ機能概要

No	項目	機能	備考
1	個別点検	テストセットを BC (Bus Controller) として、各機器とバス通信を実施する。系統または機器ごとに、テストセットより動作指令を送り、対応した動作の有無や程度を確認する。	
2	個別モニタ	テストセットをバス・モニタとして起動する。FCC と各機器との通信状況を確認する。このモードでは、FCC が BC となる。	
3	接続点検	エンコーダ・デコーダをシステム構成から外し、テストセットをエンコーダ・デコーダの代わりに RT (Remote Terminal) として起動する。本来、エンコーダ・デコーダが送受信するデータを代替して送受信する。このモードでは、FCC が BC となる。	
4	接続モニタ	テストセットをバス・モニタとして起動する。FCC と各機器との通信状況を確認する。このモードでは、FCC が BC となる。	
5	飛行計画入力	FCC の NVRAM に記憶しておく飛行計画データを入力する。このモードでは、テストセットが BC となり、主に FCC との通信を実施する。	
6	飛行計画出力	FCC の NVRAM に記憶しておいた飛行計画データをファイルに出力する。このモードでは、テストセットが BC となり、主に FCC との通信を実施する。	

ア. データ記録

データ記録 PC は、MIL-STD-1553B バスのモニタモードで起動する。記録の指令が入力されている間は、PC の HDD (Hard Disk Drive) が記録容量を超えたり、PC の故障が発生したりしない限り、バス通信内容をすべてデータとして書き込むものである。また、データの表示機能を備え、指定されたバス・データをグラフに表示できる。

イ. 性能

テストセット、データ記録装置共に汎用の PC にソフトウェアをインストールすることにより、機能する。
画面例を図 2.2.14-14 に示す。

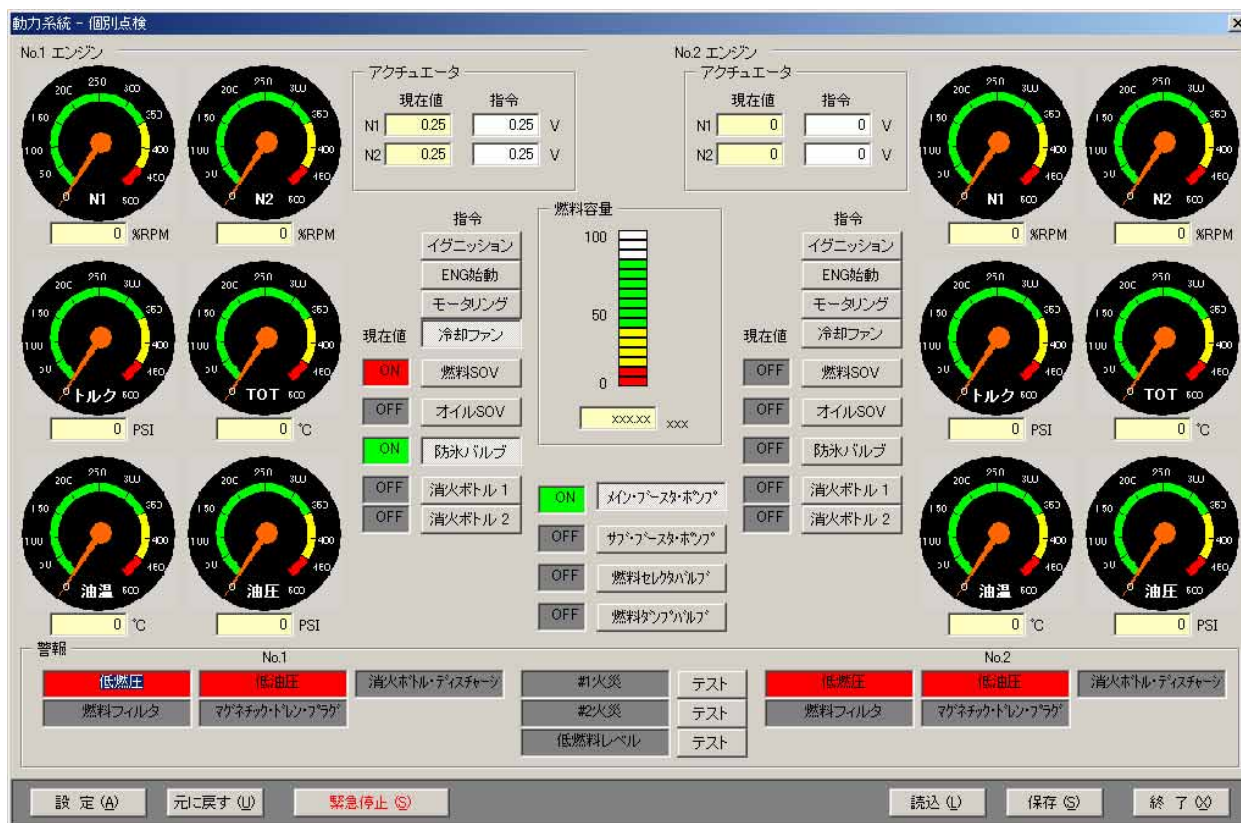


図 2.2.14-14 テストセット・コンピュータ画面例

(c) 地上操作パネル

運用機材の構成品である地上操作パネルは、追跡管制系とのデータリンクが確立前に、定点滞空試験機の電装品およびエンジンを制御するために使用する機材である。本機材は移動係留車に搭載され、ハンガーおよびエプロンにて使用するものであり、飛行中は取り外す。

本機材は、電源制御、エンジン制御、浮力系アクチュエータ作動指令出力、FCC モード指令出力、BIT 指令出力および INS TakeOff 指令出力機能を有する。操作部は操作ミスを防ぐため、必要箇所にロック式トグルスイッチ、スイッチガードを使用する。

本機材は、地上での運用を考慮し、主として民生品により構成する。

地上操作パネルの外観を図 2.2.14-15 に示す。

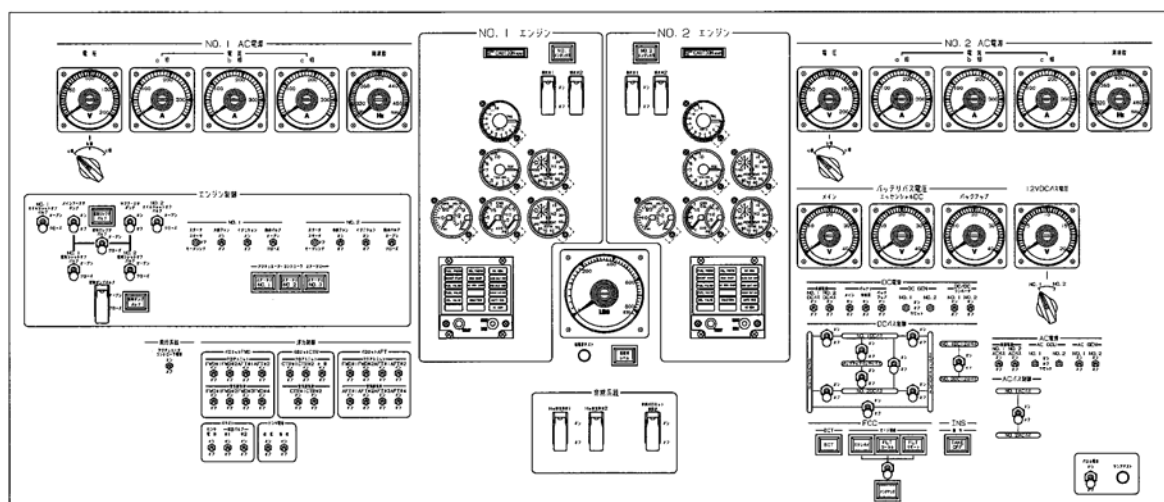


図 2.2.14-15 地上操作パネル外観

(d)ヘリウム純度計

ヘリウム純度計概要図を図 2.2.14-16 に示す。

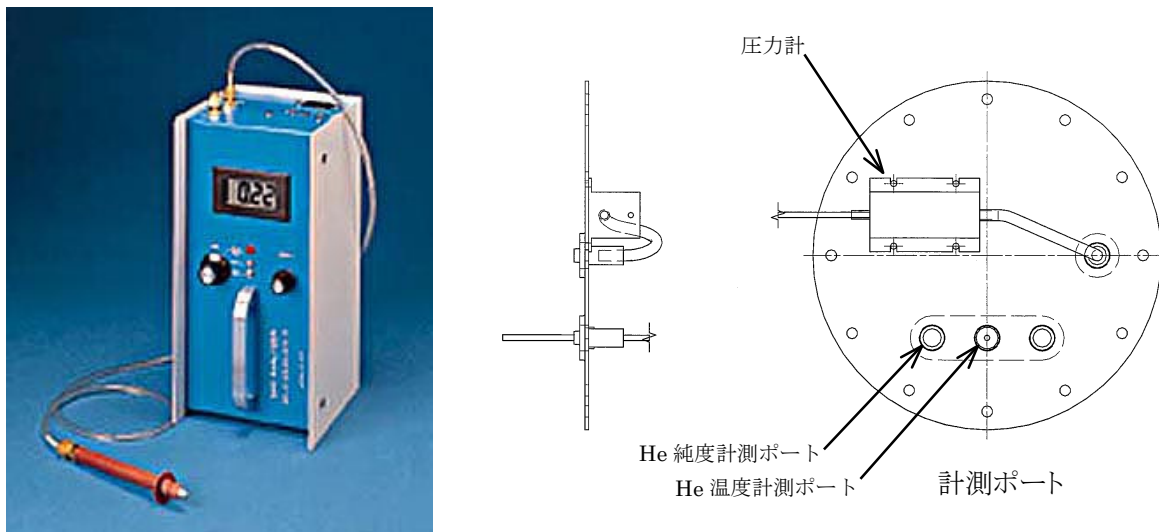


図 2.2.14-16 ヘリウム純度計概要図

2.3 遠隔操縦装置

(1) 概要

遠隔操縦装置は、単独で追跡管制システム(ITACS)のネットワークに接続され、シミュレーション時には飛行・運用シミュレータ, 実運用時には追跡管制設備(TTRAC)に接続して使用した。

追跡管制設備系統図を、図 2.3-1 に示す。図中に遠隔操縦装置の接続を示す。遠隔操縦装置の機器構成は、制御端末と3つの操縦ユニットから構成される。

操縦ユニット(操縦桿ユニット, 総合操縦ユニット, 推進器制御ユニット)はそれぞれ独立しており制御端末で入力された動作を数値処理しネットワークに送信される。

エフェクタの校正, ネットワーク接続, ログ記録(付加改修)も制御端末に備わっている。

また、装置は民生部品を使用しており冗長構成はない。このため、信頼性を確保するため予備機を整備し飛行試験に不具合等は発生した場合は、装置一式を交換するシステムとした。(ホットスタンバイ)

遠隔操縦装置系統図を、図 2.3-2 に示す。また操縦ユニット構成(外観図)を、図 2.3-3 に示す。

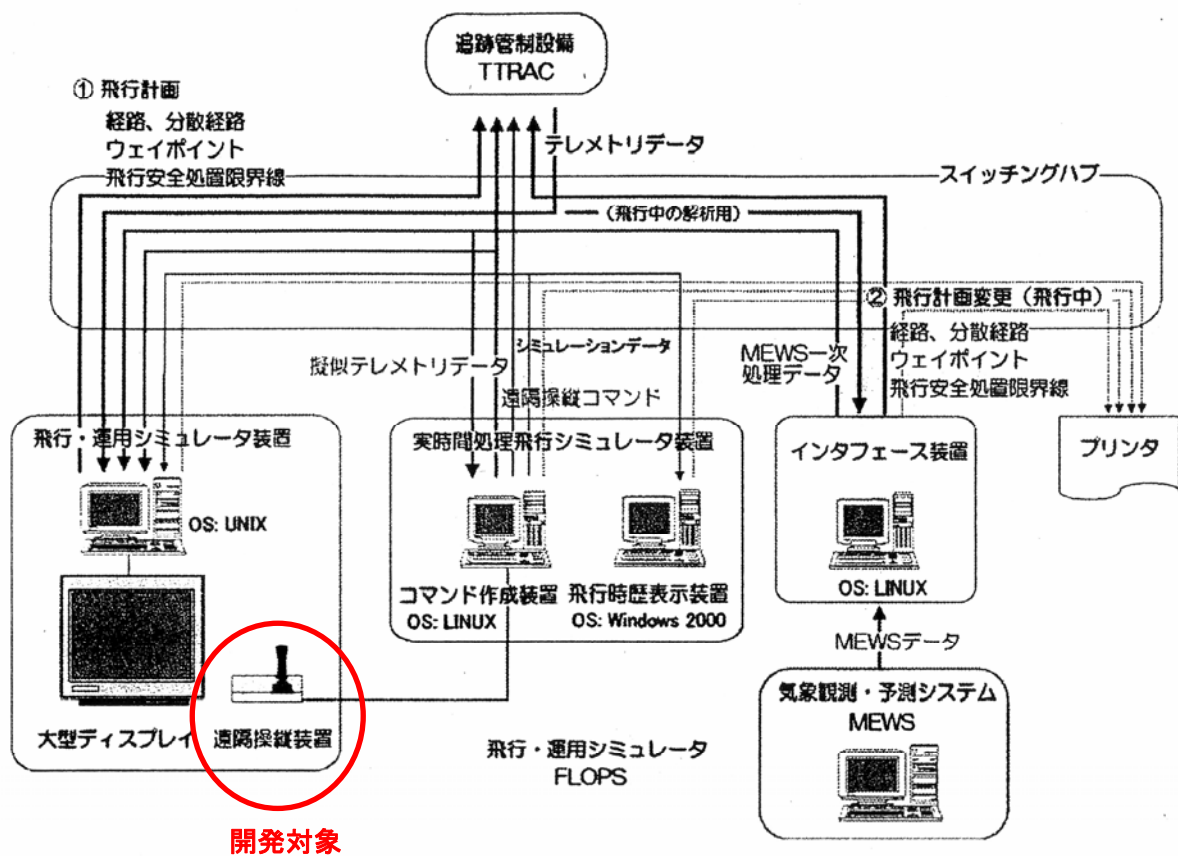


図 2.3-1 追跡管制設備系統図

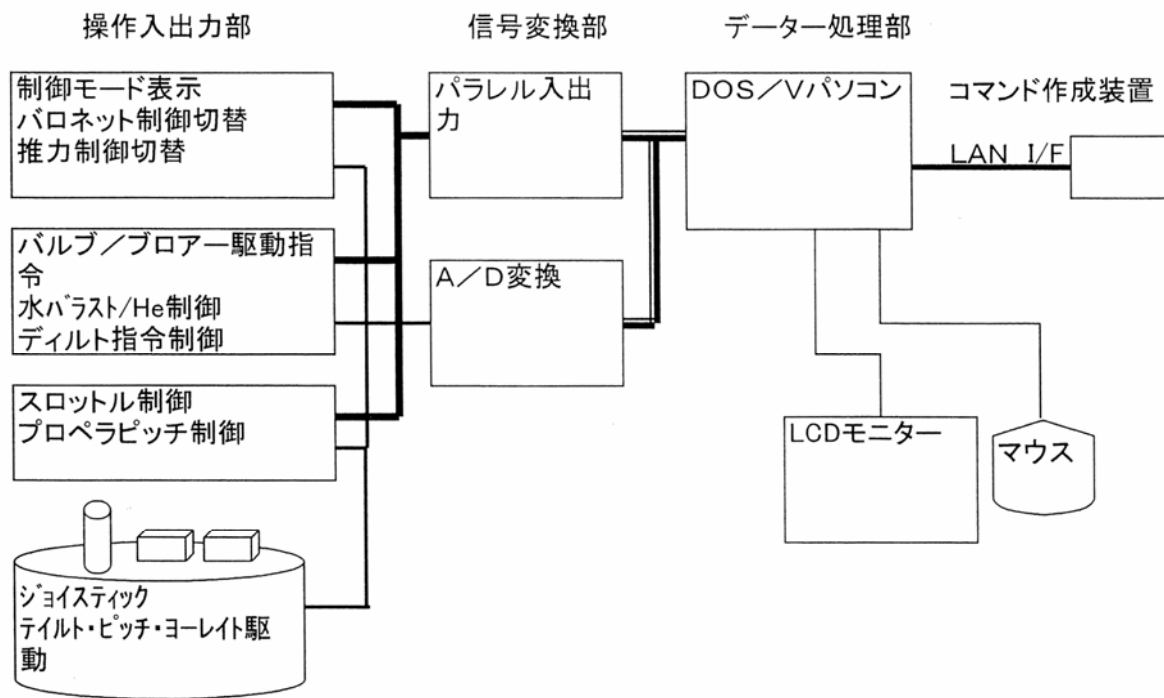


図 2.3-2 遠隔操縦装置系統図



図 2.3-3 操縦ユニット構成 (外観図)

(2) 機能

遠隔操縦装置外観の実際の運用状況(写真)を、図 2.3-4に示す。

a. プロペラピッチ角(4段階)設定

プロペラピッチ角(4段階)指令は、地上無線操縦者との調整で付加された機能である。これは、FMP・FC・0スラスト・REV(リバース)の4種類あり、機体側ではなく遠隔操縦装置側の制御ソフトに設定値を入力する。このため、飛行試験により各々の設定値を柔軟に変更することが可能である。

実際の飛行試験の設定値は以下の通りである。

(a) FMP:17.5°

1000ft.付近で、推進器回転数を変えることにより推進器の最大出力を吸収できる値に設定した。(プロペラピッチ 17.5°、1900rpm での所用電力が 29.8kW であり、ほぼ最大出力となる)

(b) FC:15°

1000ft.付近で推進器回転数を 2000rpm にした時、約 20kt.の速度を発揮するような値に設定した。(シミュレーション等の結果から判断)

(c) 0スラスト:-6°

プロペラ特性チャートに基づき、推力が 0 に近くなる値に設定した。

(d) REV:-15°

リバース側の尤もリミット(-12.5°)に近い整数値に設定した。

※ 高高度では最大出力を吸収するためにより高いピッチ角が必要になるが、direct による操縦は低高度が主になること、＋スイッチを使えば FMP より大きいピッチ角も可能であることなどから、第三段階に移行する際も特に変更はしなかった。



図 2.3-4 遠隔操縦装置の運用状況(写真)

2.4 試験機システム開発経過

2.4.1 設計経過

(1) 基本設計段階

a. 開発基本方針

技術的成立性等の確認／検討を進め、JAXA では、平成 14 年 5 月始めに「定点滞空試験機 開発基本方針」をまとめた。

開発基本方針骨子を以下に示す。

- 構造様式をダイヤフラム方式からマルチバロネット方式とする。
- 有人飛行船は導入しない。海外に要員を派遣し、地上付近ハンドリングのトレーニングをすることとする。
- 電源は、マイクロタービン発電機からターボシャフトエンジン + 発電機とする。
- 動力装備（船側、船尾計3式）は、エンベロープじか付けからゴンドラ搭載（2式）とする。
- 膜材は、開発試験結果を踏まえ确实且つ安全なものを採用する。

b. 基本設計審査

基本設計審査は、平成 14 年 7 月始め、清水センター長を審査委員長とする審査委員、専門委員、外部有識者の矢島宇宙科学研究所教授、大和東京大学教授、およびオブザーバの TAO、CRL、NASDA 各関係者参加のもとに開催された。

審査の結果、アクションアイテムを所定の期日までに実施することを条件に詳細設計に移行して良いと判断された。

(2) 詳細設計段階

a. 追跡管制系機上搭載機器の支給時期

関係機関とのシステム調整会において、NICT スケジュールの“追跡管制系機上搭載機器完成は平成 15 年 10 月”で、JAXA スケジュールの“当該機器の請負会社への支給が平成 15 年 3 月”と大きな乖離があることが判明したが、“平成 15 年度末に飛行試験開始”というプロジェクト目標を実現するため、試験機開発計画の見直しを行った。

b. 非常系遠隔操縦機能の追加等

また、システム調整会において、試験機の追跡管制系仕様に関し、安全且つ確実な飛行試験実施のため独立した非常系の搭載は不可欠であるとの結論に至った。

平成 15 年 1 月の時点で、基本設計時の信頼性設計における 1F/O（1 フェール・オペラティブ）の考え方を修正し、非常系に一部の操縦機能を付加することとした。

c. 領収試験実施場所の再変更

“試験機組立および領収試験は大樹実験場で実施する。”および“飛行試験の早期開始を図ること。”との JAXA 方針が打ち出された。当初、大樹町での領収試験を計画していたが、格納庫整備

状況や領収試験時期における大樹町の気候等を勘案し、大樹町以外で試験する計画としていたが、この方針に基づき、再度、大樹町で実施する計画に見直した。

d. 詳細設計審査

前 a～d 項の状況から設計作業が大幅に遅れ、平成 14 年度末に計画されていた審査は、平成 15 年 4 月および 7 月の 2 回に分け、JAXA メンバーが請負会社の社内 CDR (Critical Design Review) にオブザーバとして参加する方法で実施された。アクションアイテムが出されたが、これらを期限内に処置することを条件に試験機の製作・試験作業を進めて良いと判断した。

e. 航空局との調整

平成 14 年 8 月以降、航空局と成層圏プロジェクトに係る試験機の扱いに関し調整を重ねてきたが、“成層圏滞空試験機は、1 回のみ飛行でありペイロード余裕も人が乗れるスペースもなく航空機扱いとしない。”とされたが、定点滞空試験機については、紆余曲折を経て結局、平成 15 年 7 月 31 日に航空機として扱い、「航空法」11 条但し書き“飛行許可”を適用するとの結論が出された。

このことにより、試験機搭載機器の細部仕様見直しが必要となった。また、試験機システム全体としては大きな影響はなかったが、耐空性基準や適合性立証表の説明／調整のため膨大な時間が費やされることとなった。

(3) 維持設計段階

a. 推進器駆動用モータの変更

試験機製作段階に入り、基本設計段階に選定した MPC 社製モータは、単体の性能評価試験において高出力下ではモータ内部で許容温度を越えるため連続運転ができないことが判明した。排熱性能の向上および電力ロス(発熱量)の低減等の設計を見直し確認試験を実施したが、確実な性能改善および納期の見通しが立たないため、PT (Power Tec) 社製既存モータに代えることを決断した。

当該モータを軽量化し耐環境性対策付加等の改修を行った後、性能確認試験およびプロペラとの組合せ試験等で要求仕様を満足することを確認した。

b. システム仕様書の制定

試験機の細部仕様を規定するとともに領収試験での確認項目および試験機受領後の各試験実施項目等を整理し、「定点滞空試験機 システム仕様書」に取り纏めた。

c. 試験機納期変更

十勝沖地震により試験機組立作業等が 2 カ月間中断したため、平成 15 年 11 月 27 日付で納期を平成 16 年 3 月 31 日から平成 16 年 5 月 14 日とする変更した。

格納庫の復旧工事は平成 15 年 11 月末までかかり、請負会社とその後の試験機組立／試験作業の工程組み替え等による日程短縮を検討したが、1 カ月以上の納期延期は必須との結論に至った。

2.4.2 製作経過

(1) 試験機組立概要

試験機の製作は、輸送上の大きさ制限等により、メーカ工場内でサブシステムの組立完了後に大樹実験場の格納庫に輸送され、最終組立が行なわれた。試験機の組立概要図を図 2.4.2-1 に示す。

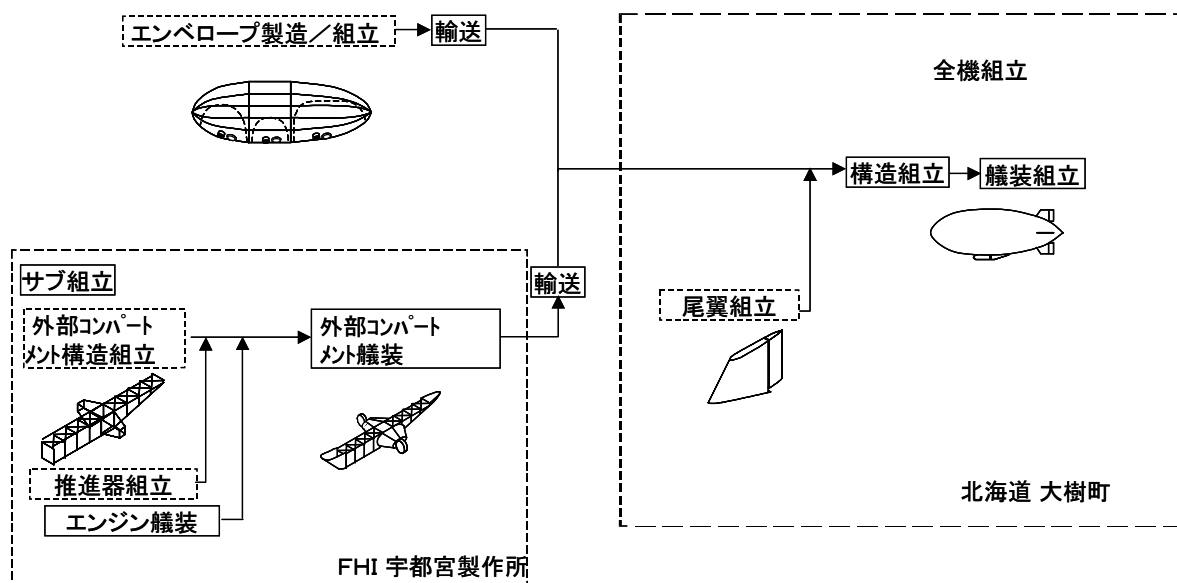


図 2.4.2-1 組立概要図

(2) 製作結果

大樹実験場での組立作業の記録を図 2.4.2-2 に示す。十勝沖地震による格納庫補修が完了した平成15年11月18日より準備作業を開始し、平成16年5月14日に試験機納入までの約6か月間の記録である。その間、全機機能確認作業を平行して進めるとともに浮上試験を行なって、試験機のシステム仕様書に規定される要求を満足することを確認した。製造期間中、JAXA 品質保証室によるメーカの品質状況の確認会を行い、サンプリング確認の結果、品質保証計画どおり適切に実施されていることが確認された。

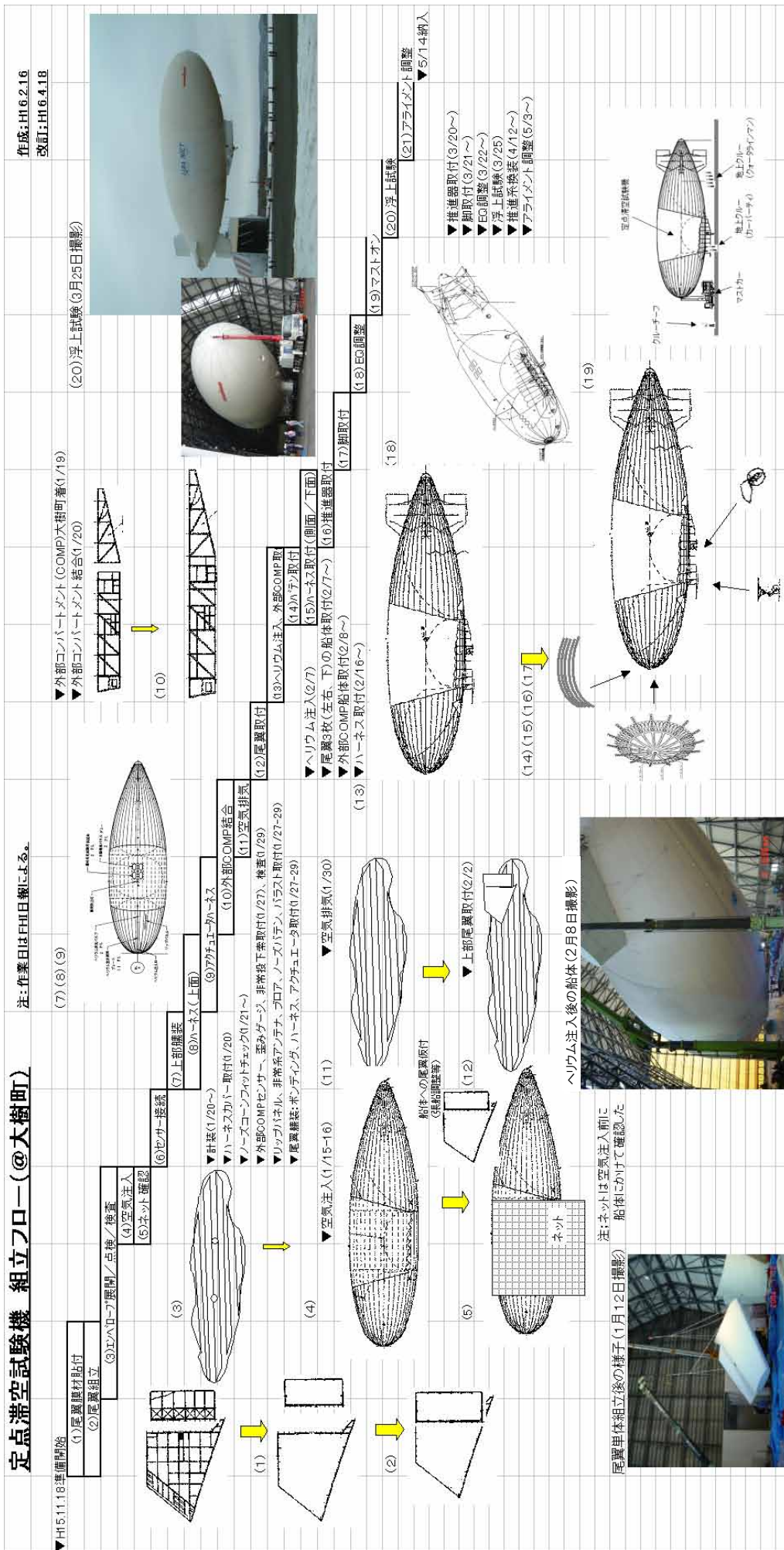


図 2.4.2-2 大樹実験場での組立作業の記録

2.4.3 全機機能確認

試験機の全機アライメント検査、全機外観／漏洩検査及び質量測定を行った。結果は良好であった。

表 2.4.3-1 エンベロープ寸法検査結果例

	全長 (m)	最大直径部 (m)
実測値	67.53	17.73
設計値	68.4	17.5

表 2.4.3-2 質量実測値と設計値との比較

	X[mm]	Y[mm]	Z[mm]	全機質量[kg]
△CDR*1 設計値	30154.81354	9.782548189	-6395.171941	6400.0
フル搭載全備重量				6366

*1;CDR で審査が残ったものについて再審査を行った。

< 質量内訳 >

単位kg

	△CDR 設計値	実測重量
組立・艀装	185	74
バラスト	515	515
構造	2774	2780
飛行制御	19	19
推進	413	474
操縦	110	57
浮力制御	227	226
電力	1020	1077
計装	100	35
通信	84	109
ミッション機器	400	414*2
燃料	340	340
非常遠隔操縦系	66	83
重心調整用バラスト	70	70
マージン(予備重量)	77	77
その他(ブロー)		
潤滑油		16
全備重量	6400	6366

*2;ダミーウェイト実測値

2.5 開発試験

開発試験は、設計データの取得、設計確定の為のデータ取得を目的に実施するとともに、詳細設計確定後は定点滞空試験機システム仕様の確認・検証を目的に実施した。

開発試験は大別して、要素開発試験とシステム確認試験を実施した。

要素開発試験は、以下の試験を実施した。概要を表 2.5-1、図 2.5-1 に示す。

表 2.5-1 要素開発試験概要

	開発試験項目	目的	成果
1	膜材評価試験	船体用膜材(ザイロンとベクトラン)の評価選定及び選定材の特性データを取得する。	船体にはベクトランを適用し、尾翼の一部にザイロンを使用した。
2	風洞試験	定点滞空試験機の空力特性データを取得する。	尾翼の舵効きが不足していることが判明し、尾翼面積を増加した。
3	外皮膜引裂装置試作試験	外皮膜引裂装置の性能確認及び評価を行う。	電動の引裂装置が所定の性能要求を満足することを確認した。
4	バロネット試作試験	バロネットのスロッシング、重心変化等のデータを取得する。	スロッシングの可能性が少ないことと、重心変化に関するデータ等を取得した。
5	バルブ性能確認試験	開発したバルブの性能データを取得する。	定点の運用に十分耐えうる能力のあることを確認した。
6	有人飛行船による運用評価試験	飛行船の運動特性、離着陸時の運用に関するデータを取得する。	飛行中のデータを取得すると共に運用に関する情報を入手した。
7	アンテナパターン試験	スケールモデルから実機を使用した試験に計画を変更した。	

システム確認試験は、以下の試験を実施した。

- ・電源サブシステム試験
- ・フィジカルシミュレーション試験
- ・システム機能確認試験(システム統合試験1、システム統合試験2)

システム仕様の検証の観点よりシステム機能検証計画を作成し、これらの各試験の相互位置付けを明確にし、実施した。検証計画はシステム仕様(SPF-試 6-03-044 「定点滞空試験機的设计・製作・試験 定点滞空試験機 システム仕様書」)の要求事項に対する検証計画として作成した。

システム機能検証計画を表 2.5-2 に示す。



(日光曝露試験)

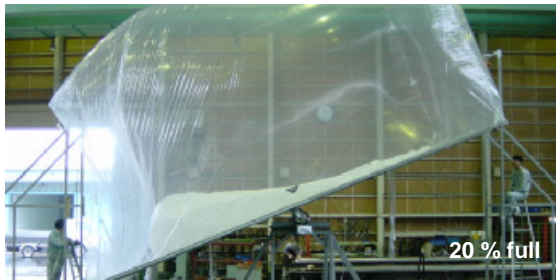


(オゾン曝露試験)



(屋外曝露試験)

a. 膜材評価試験



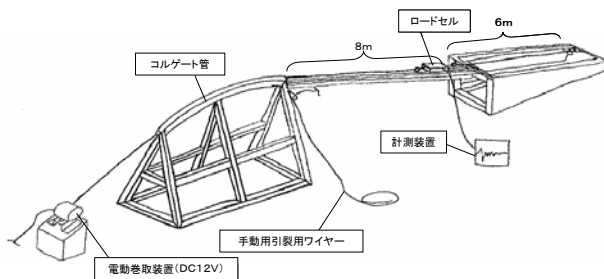
b. バロネット試作試験



(全長60m有人飛行船Skyship 600BLを使用)

c. 有人飛行船による運用評価試験

d. 風洞試験



e. 外皮膜引裂装置試作試験



f. バルブ性能確認試験

図 2.5-1 開発試験

2.5.1 膜材評価試験

(1) 試験目的

定点耐空試験機に適用する膜材開発(膜重量;230g/m²、接合部引張強度 686N/cm(70kgf/cm))を目的とした。2種類の膜材(ベクトラン系膜材とザイロン系膜材)を試作後、適用可能性を評価し設計データを取得した。なお基本設計においてベクトランを適用膜材に選定したため、ベクトランの設計データを取得した。

(2) 試験内容

2種類の膜材の機械特性、物理特性、環境特性データを取得した。但し、基本設計においてベクトランが適用膜材に選定されたため、一部の試験(*)はザイロンについては省略された。

a. 機械特性(12項目)

引張試験、接合部引張試験、疲労試験*、接合部疲労試験*、クリープ試験*、接合部クリープ試験、屈曲試験*、接合部屈曲試験*、耐磨耗試験*、2軸引張試験*、亀裂進展性試験*、面内剪断試験*

b. 物理特性(9項目)

膜重量、比熱測定試験*、熱伝導率測定試験*、太陽光吸収率測定試験*、赤外放射率測定試験*、ヘリウムガス透過試験、接合部ヘリウムガス透過試験、表面抵抗測定試験*/体積抵抗測定試験*、誘電率測定試験*/誘電損失測定試験*

c. 環境特性(4項目)

促進暴露試験(キセノン暴露、サンシャイン暴露)、耐湿性試験*、オゾン暴露試験*、屋外暴露試験*

(3) 試験結果

試験結果の内、代表的なものを以下に示した。なおザイロンについてはアルミ蒸着ありの試験片の結果を示した。膜重量は、ベクトラン 196g/m²、ザイロンは 208g/m²であった。表 2.5.1-1 に引張試験結果、表 2.5.1-2 にクリープ試験結果、表 2.5.1-3 にキセノン暴露試験結果を示した。

(4) 考察

担当メーカは従来からベクトランを開発しており、ザイロンの開発は初めてであった為、ザイロンのデータには材料製造時のばらつきと思われるものもあった。定点機への適用に当たっては、両者とも要求を満たしていたこと、担当メーカの使い勝手のよさ、コストの観点から等からベクトランが採用された。

なおザイロンは耐久性評価のために垂直尾翼上部に適用することになり、飛行試験後の試験評価を受けた。

(5) まとめ

ベクトランはエンベロップに採用されたため、設計データ用に十分な項目の試験が行われた。その

結果から A 値相当の強度値に換算され、設計に用いられた。ザイロンは上部垂直尾翼に適用された。こちらは内圧を受けない構造のため、試験項目は削減され、必要最小限のデータが取得された。両者ともに材料に起因する不具合が発生しておらず、本開発試験の成果が活かされたと考えられる。

表 2.5.1-1 引張試験結果

試料		引張強度 (N/cm)				
		-40℃	室温	40℃	50℃	65℃
ベクトラン	平滑部 MD	1128	817	771	782	701
	平滑部 TD	1171	828	880	781	728
	接合部 TD	688	726	604	573	582
ザイロン	平滑部 MD	1178	1057	1004	981	937
	平滑部 TD	1260	929	917	888	980
	接合部 TD	1060	1077	1095	1016	653

表 2.5.1-2 クリープ試験結果

試料	測定条件	試験片	破断時間
ベクトラン	室温 137N/cm	接合部 TD	300 時間で破断せず
	50℃ 137N/cm	接合部 TD	300 時間で破断せず
	65℃ 69N/cm	接合部 TD	300 時間で破断せず
	65℃ 137N/cm	接合部 TD	5.8～13.6 時間で破断
ザイロン	室温 137N/cm	接合部 TD	300 時間で破断せず
	50℃ 69N/cm	接合部 TD	300 時間で破断せず
	50℃ 137N/cm	接合部 TD	2.7～3.7 時間で破断
	65℃ 69N/cm	接合部 TD	300 時間で破断せず
	65℃ 137N/cm	接合部 TD	0.3～1.5 時間で破断

表 2.5.1-3 キセノン暴露試験結果

試料		試験温度	引張強度(N/cm)			
			未暴露	200 時間	400 時間	500 時間
ベクトラン	平滑部 MD	室温	817	831	765	701
	接合部 TD	室温	726	711	657	643
		50℃	573	481	376	397
		65℃	582	452	361	359
ザイロン	平滑部 MD	室温	1057	560	480	407
	接合部 TD	室温	1077	750	490	667

2.5.2 風洞試験

(1) 試験目的

定点滞空試験機形状の低速空力特性を取得し、設計及びシミュレーションのデータに供する。

(2) 試験内容

試験日程は、平成14年8月～9月の期間に実施された。

試験場所である FHI2m×2m 低速風洞の概観を図 2.5.2-1 に示す。また、供試体の模型概要を図 2.5.2-2 に表す。実機 1/70 の模型は、全長 0.969m でアルミ製の材質を使用し、純船体、ゴンドラ(外部コンパートメント)、及び舵角が設定できる垂直・水平尾翼から構成されている。風洞測定部で後方スティング支持された模型の写真を図 2.5.2-3 に示す。

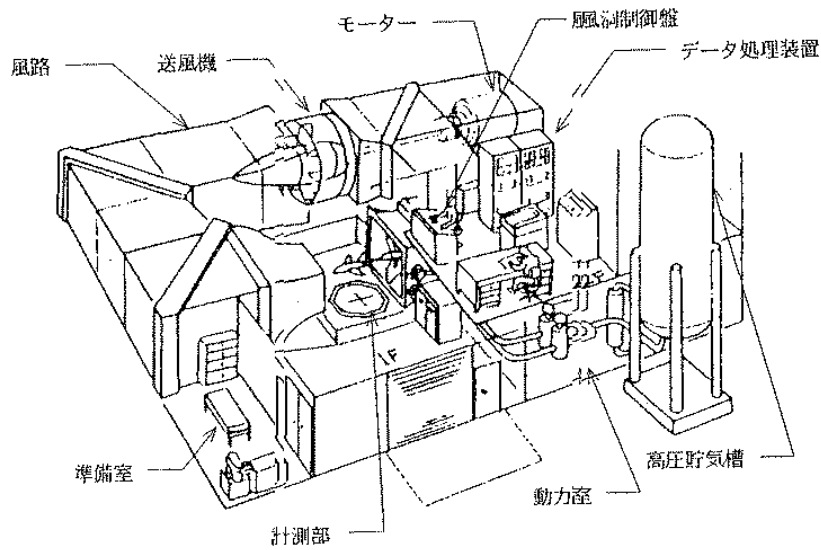


図 2.5.2-1 FHI2m×2m 低速風洞概観

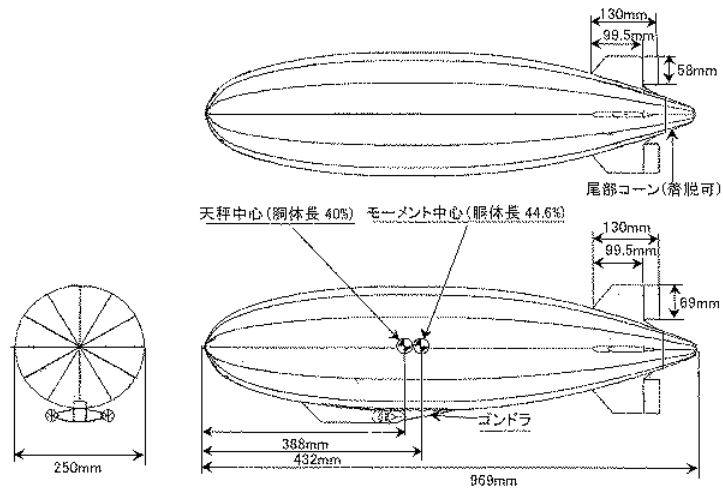


図 2.5.2-2 模型概要



図 2.5.2-3 風洞測定部で後方スティング支持された模型の写真

(3) 試験結果

試験ケースを表 2.5.2-1 に、また主な記号の定義を表 2.5.2-2 に示す。結果は風軸系で処理した。

表 2.5.2-1 試験ケース表

試験項目			舵角		風速 (m/s)	迎角/横滑り角(deg)								小計			
取得データ	形状	項目	エレベータ	ラダー		α-SWEEP				β-SWEEP							
						β=0	β=10	β=20	β=30	β=40	α=0	α=10	α=20		α=30		
基本特性	基本	ラフネスOFF	0	0	40	1648	-	-	-	-	-	-	-	-	3		
					60	1649	-	-	-	-	-	-	-	-			
					70	1650	-	-	-	-	-	-	-	-			
		Re効果			40	1422	-	-	-	-	-	-	-	-		-	3
					60	1606	-	-	-	-	-	-	-	-		-	
					70	1424	-	-	-	-	-	-	-	-		-	
	船体のみ	基本	0	0	60	1606	1419	1536	1581	1554	1624	1465	1519	1592	9		
					ラフネスOFF	60	1407	-	-	-	-	-	-	-	-	1	
						ラフネスON	60	1417	1421	1509	1577	1576	-	-	-	-	5
		船体+ゴンドラ			ラフネスOFF	60	1408	-	-	-	-	-	-	-	-	-	1
					船体のみ	60	1418	1420	1508	1578	1575	1479	1478	1535	1604	9	
					船体+ゴンドラ	60	1541	-	-	-	-	-	-	-	-	-	1
支持干渉	基本	尾部コーンなし	0	0	60	1543	-	-	-	-	-	-	-	-	1		
					胴上支持	60	1542	-	-	-	-	-	-	-	-	-	1
						胴上支持+ダミーステーティング	60	1542	-	-	-	-	-	-	-	-	-
操舵特性	基本	昇降舵効き	-30	0	60	1612	1436	1511	1585	1558	1634	1473	1526	1593	44		
					-20	1611	1610	1538	1584	1562	1633	1629	1525	1594			
					-10	1428	-	1497	-	1560	1476	-	-	-		-	
					10	1425	-	1494	-	1559	1471	-	-	-		-	
					20	1607	1609	1537	1583	1561	1627	1626	1524	1597			
					30	1613	1614	1492	1582	1556	1635	1466	1527	1598			
	方向舵効き	0	-30	0	60	-	1445	1502	1586	1564	-	1461	1530	1603	34		
					-20	-	1444	1503	1587	1569	-	1463	1532	1602			
					-10	-	-	-	-	-	-	-	-	-			
					10	1437	-	-	-	-	1459	-	-	-			
					20	1619	1618	1506	1588	1565	1458	1457	1534	1601			
					30	1616	1617	1505	1589	1563	1455	1456	1529	1599			
操舵特性	基本	複合操舵	-10	-30	60	-	-	1539	-	1573	-	-	-	-	10		
					30	-	-	1499	-	1572	-	-	-	-			
					10	-	-	1540	-	1574	-	-	-	-			
					30	-	-	1549	-	1571	-	-	-	-			
					-10	-	-	1540	-	1574	-	-	-	-			
					30	-	-	1549	-	1571	-	-	-	-			
(備考)											合計ケース数	122					

・ラフネスOFFと明記してある項目以外ラフネスON
 ・基本形状とは船体に尾翼、ゴンドラの付いた後方支持形態である

表 2.5.2-2 主な記号の定義

α	迎角[deg]	β	横滑り角[deg]	CH	舵面ヒンジモーメント係数
CL	揚力係数	CD	抵抗係数	CY	横力係数
CM	ピッチングモーメント係数	CN	ヨーイングモーメント係数	CR	ローリングモーメント係数
Cm	迎角に対する CM の傾き	δ e	エレベータ舵角[deg]	δ r	ラダー舵角[deg]
α					
w	風軸/添え字	E	エレベータ/添え字	V	ラダー/添え字
R	右側/添え字	L	左側又は下側/添え字	U	上側/添え字

a. α -sweep 特性 (パラメータ $\beta=0^\circ, 10^\circ, 20^\circ, 30^\circ, 40^\circ$)

図 2.5.2-4 に縦横特性を、図 2.5.2-5 に舵面ヒンジモーメント特性を示す。ここで、モーメント基準点は体積中心の 44.6%船体長である(以下、同様)。船体は基本的に縦不安定であり、迎角 $\alpha=16\text{deg}$ 付近から昇降舵に気流が当たり始め、 $C_m \alpha < 0$ に変化する。なお実機では、外部コンパートメントに搭載された重量物のため重心が下がり、浮心と重心の関係からモーメントは振り子安定を示す。

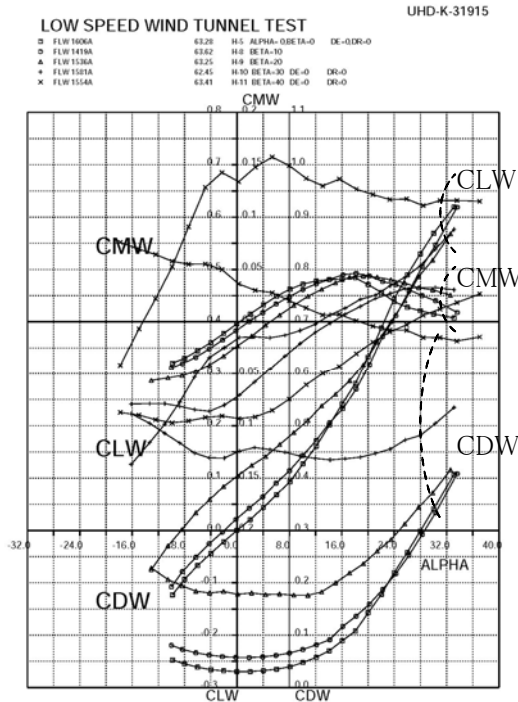


図3.1.1 CL,CD,CM-ALPHA

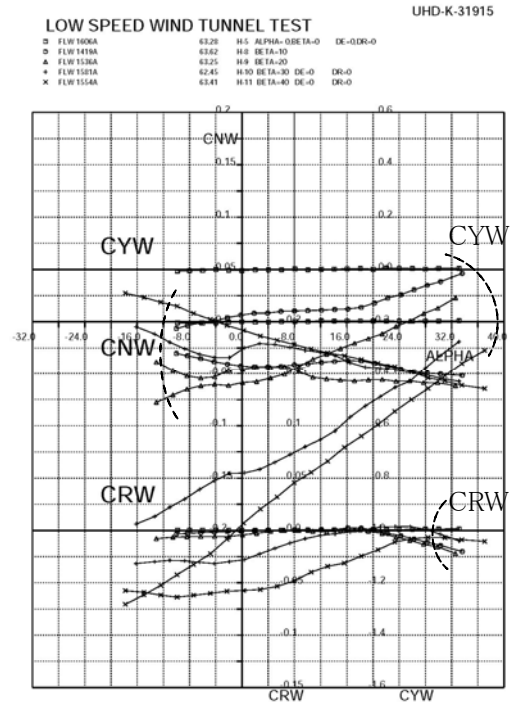


図3.1.2 CNW,CYW,CRW - ALPHA

図 2.5.2-4 α に対する縦横特性(左図縦、及び右図横 3 成分)

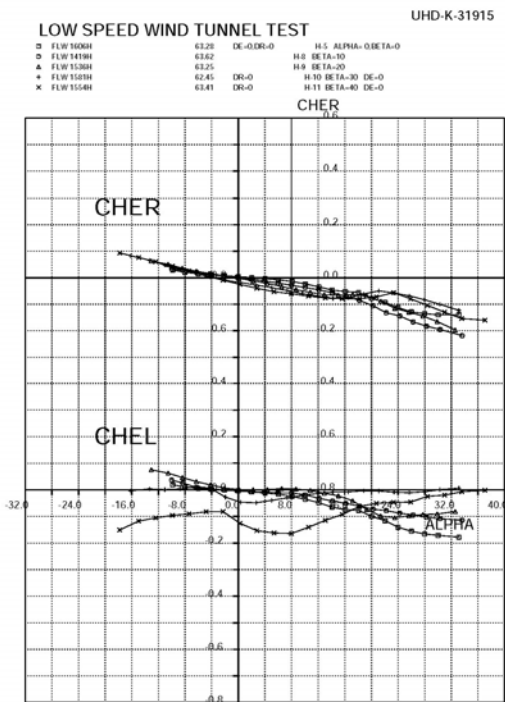


図3.1.3 CHEL CH ELV - ALPHA

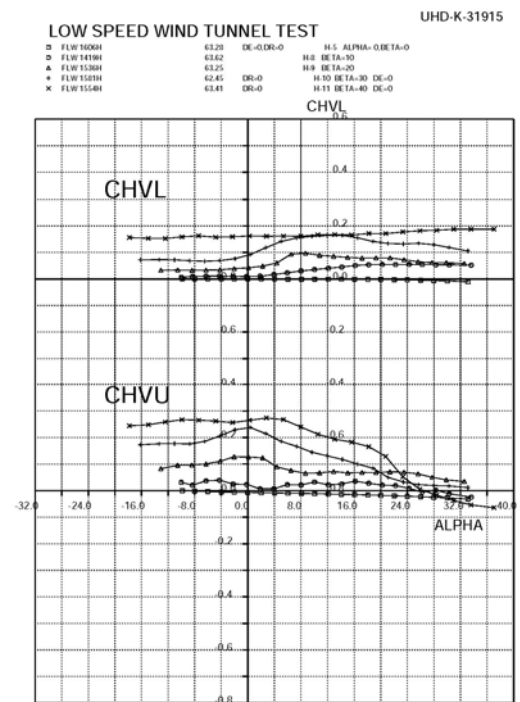


図3.1.4 CHVU CH RUD - ALPHA

図 2.5.2-5 α に対する舵面ヒンジモーメント特性(左図エレベータ、及び右図ラダー)

b. β -sweep 特性(パラメータ $\alpha=0^\circ, 10^\circ, 20^\circ, 30^\circ$)

図 2.5.2-6 に縦横特性を示す。横滑り角 β スweepにおいて、設定 α により、別々の曲がりステイングを使用しているため、 β 変角範囲が $-10\sim 30\text{deg}$ と $-30\sim 10\text{deg}$ で異なる。

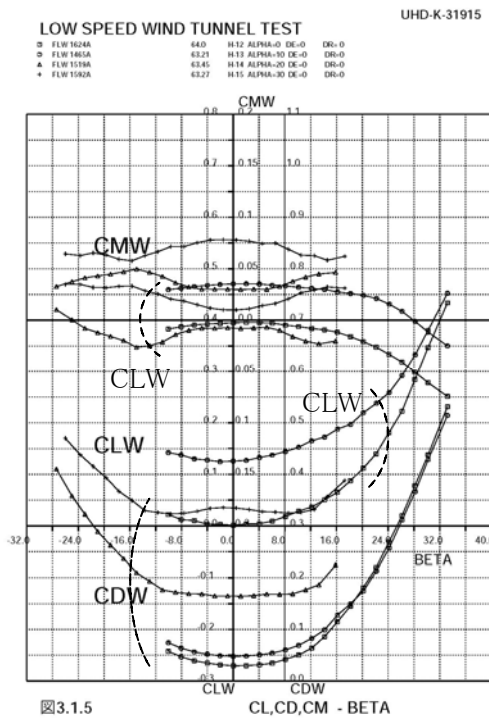


図3.1.5

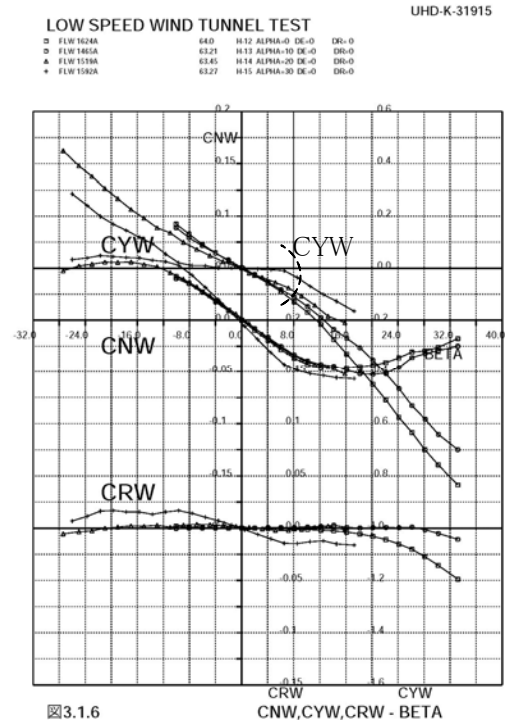


図3.1.6

図 2.5.2-6 β に対する縦横特性(左図縦、及び右図横 3 成分)

c. エレベータ操舵特性(パラメータ $\delta e=-30^\circ, -20^\circ, -10^\circ, 0^\circ, 10^\circ, 20^\circ, 30^\circ$)

エレベータ操舵による縦横特性を図 2.5.2-7 に示す。

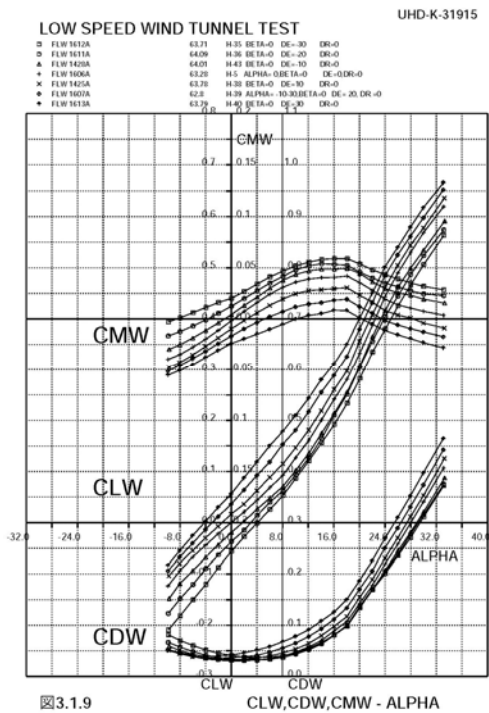


図3.1.9

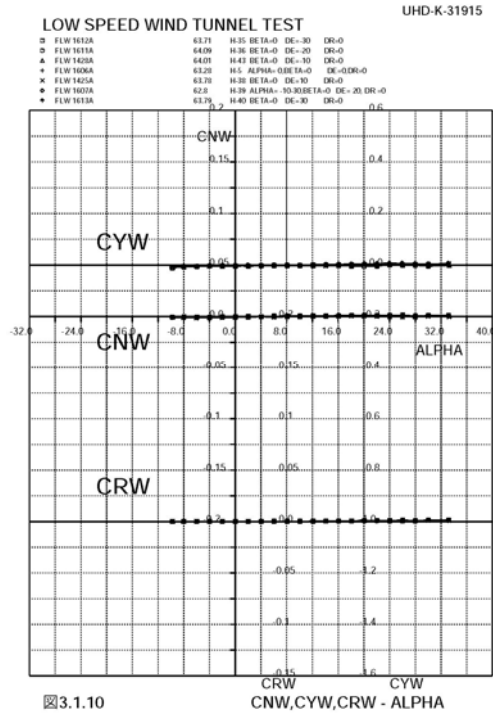


図3.1.10

図 2.5.2-7 エレベータ操舵による縦横特性(左図縦、及び右図横 3 成分)

d. ラダー操舵特性(パラメータ $\delta r=0^\circ, 10^\circ, 20^\circ, 30^\circ$)

ラダー操舵による縦横特性を図 2.5.2-8 に示す。

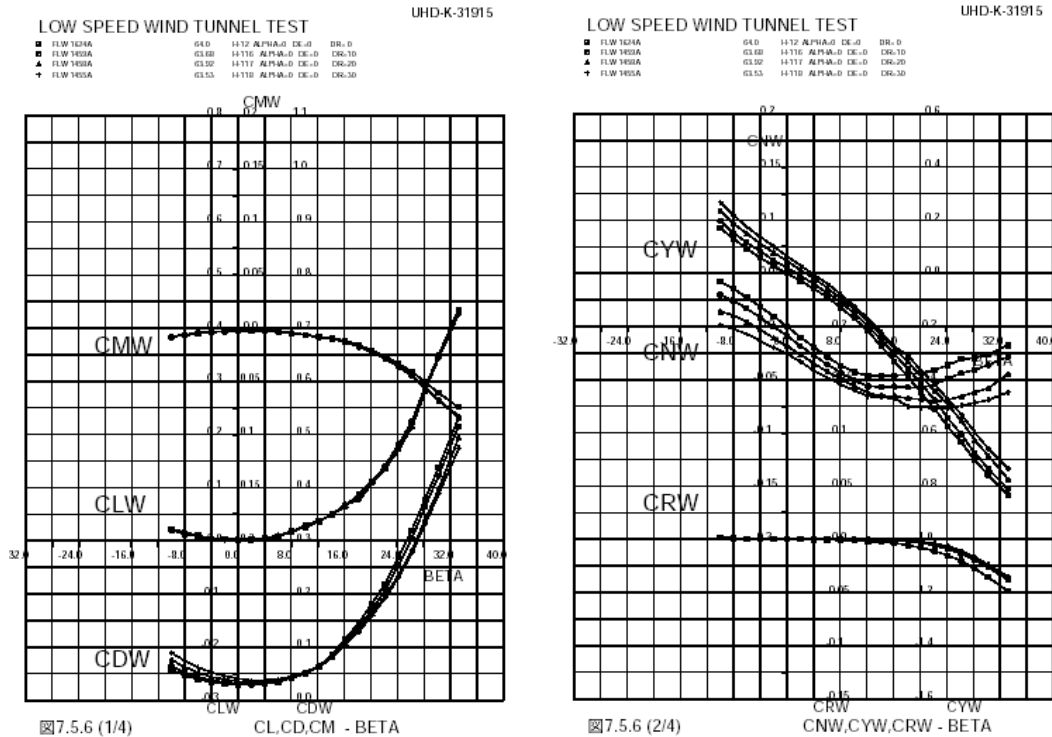


図 2.5.2-8 ラダー操舵による縦横特性(左図縦、及び右図横 3 成分)

e. 支持干渉

尾部無し試験ケースで、胴上支持形態・複合支持形態の試験結果から、後方支持の干渉影響を算出した。図 2.5.2-9 のように、 $\alpha \approx 20\text{deg}$ までは大きな差は見られない。

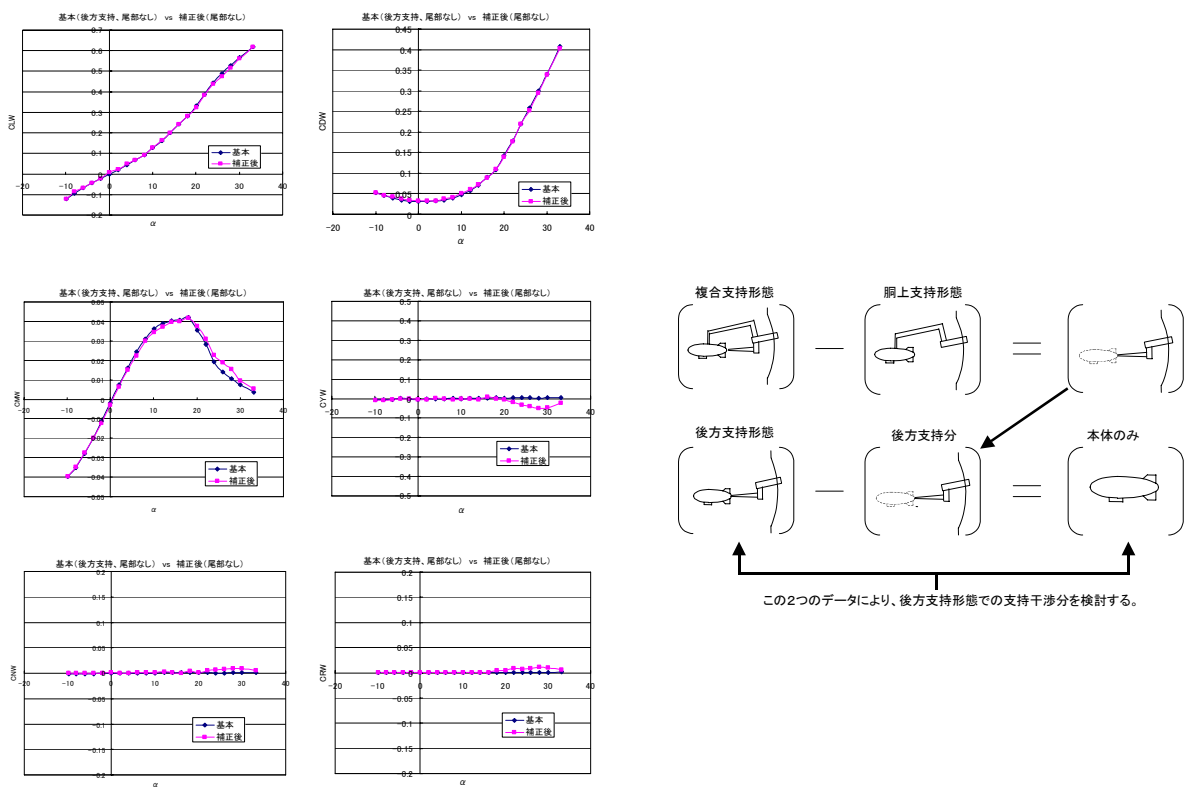


図 2.5.2-9 支持干渉試験結果

f. 複合操舵

図 2.5.2-10 に示されるように、縦に関してはほとんど干渉は見られず、横・方向に関しては、各舵の単独操舵の合計値に対して、やや変化が表れている。

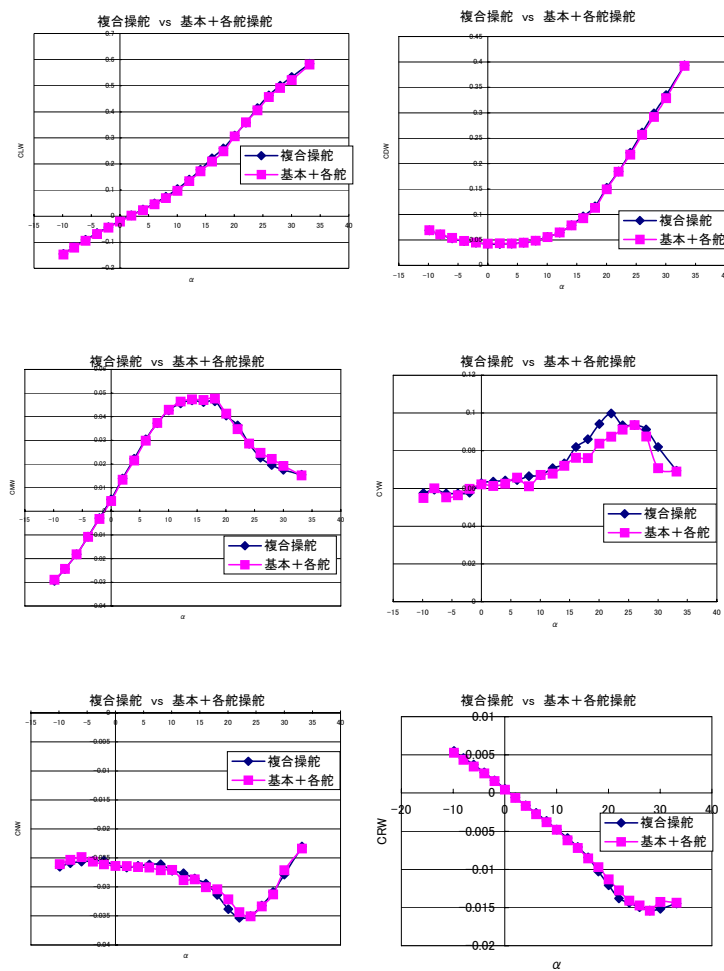


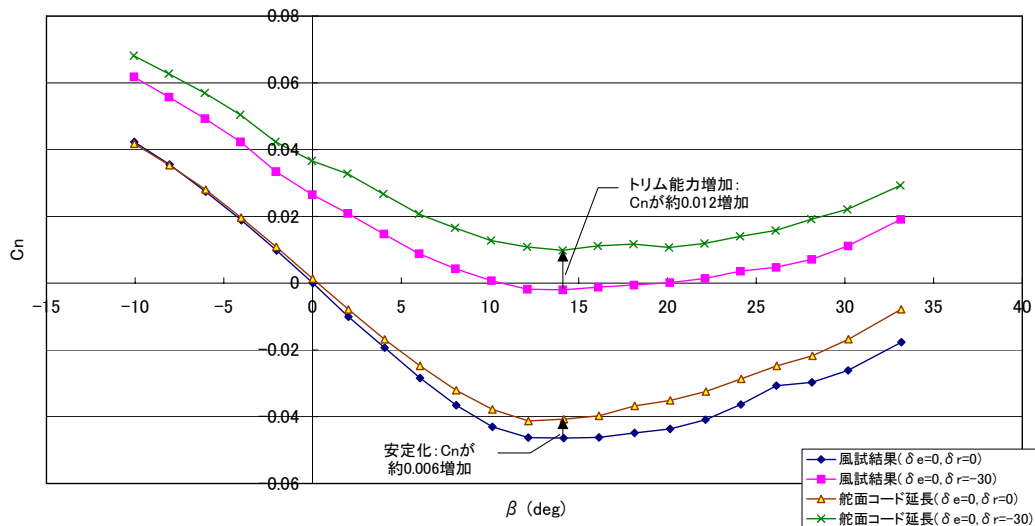
図 2.5.2-10 複合操舵結果 ($\delta e = -10^\circ$ 、 $\delta r = 30^\circ$)

g. 尾翼形状変更(追加ケース)

横特性の基本特性については、ゴンドラの不安定モーメントの影響が強く、不安定領域が増加している。舵効きの低下も加味され、トリム能力不足に陥る。対策として、追加ケース舵面コード5mm延長ケース(ラダ $=-30\text{deg}$ 、 β -sweep)を実施した結果、横特性が改善された(この結果から推算すると実機で十分な延長コードは350mmである)。図 2.5.2-11 に舵面コード延長模型の写真を、図 2.5.2-12 に舵面コード延長の効果を示す。



図 2.5.2-11 舵面コード延長模型



Cn-β (α=0, 風試結果と舵面コード延長の比較)

図 2.5.2-12 舵面コード延長効果

(4) まとめ

定点滞空試験機形状について富士重工業(株)(FHI) 2m×2m低速風洞において風洞試験を実施し、以下のデータを取得した。

- ①基本空力特製
- ②昇降舵舵効き特性
- ③方向舵舵効き特性
- ④舵面ヒンジモーメント

試験結果として、定点滞空試験機形状の低速空力特性を取得し、次の確認ができた。

- ①大きい横滑り角 β の試験ケースでは、ゴンドラの影響により、特性が変化する。
- ②支持干渉について、干渉量が少ないため、干渉補正を行う必要は無いと考えられる。
(但し、CD0 については補正を行う。)
- ③複合操舵について、各舵面の舵効きへの干渉量は小さいことが分かった。

2.5.3 外皮膜引裂装置試作試験

外皮膜引裂装置試作試験の概要を以下に示す。

(1) 試験の目的

外皮膜引裂装置を試作し、実機への適用性を評価する。

(2) 試験期間、試験場所

試験期間;2002.8~10

試験場所;富士重工業(株)航空宇宙カンパニー 宇都宮製作所

(3) 供試体

外皮膜引裂装置の船体取付概要とリップパネル概要を図 2.5.3-1、図 2.5.3-2 に示す。

以下の供試体を製作した。

・リップパネル

試作試験用 x1

外皮膜引裂機能確認用 x2

・電動巻取り装置 x1

・船体形状を模擬した試験治具 x1

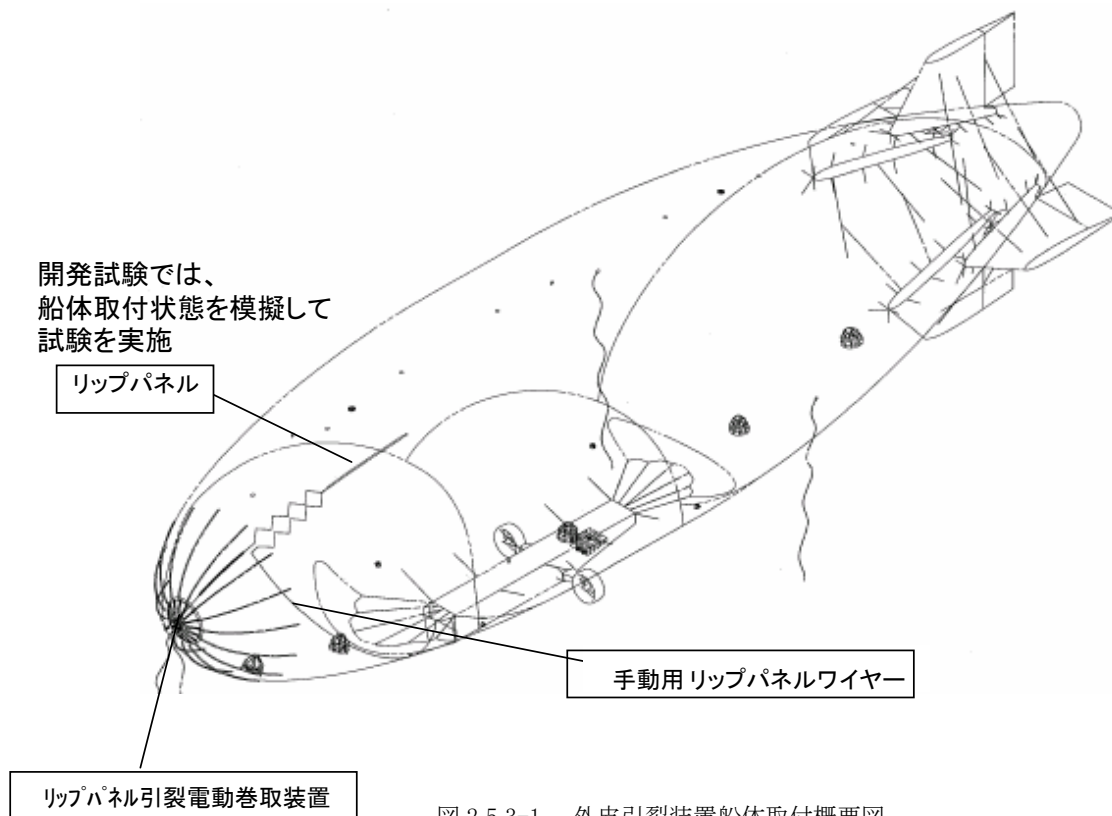


図 2.5.3-1 外皮引裂装置船体取付概要図

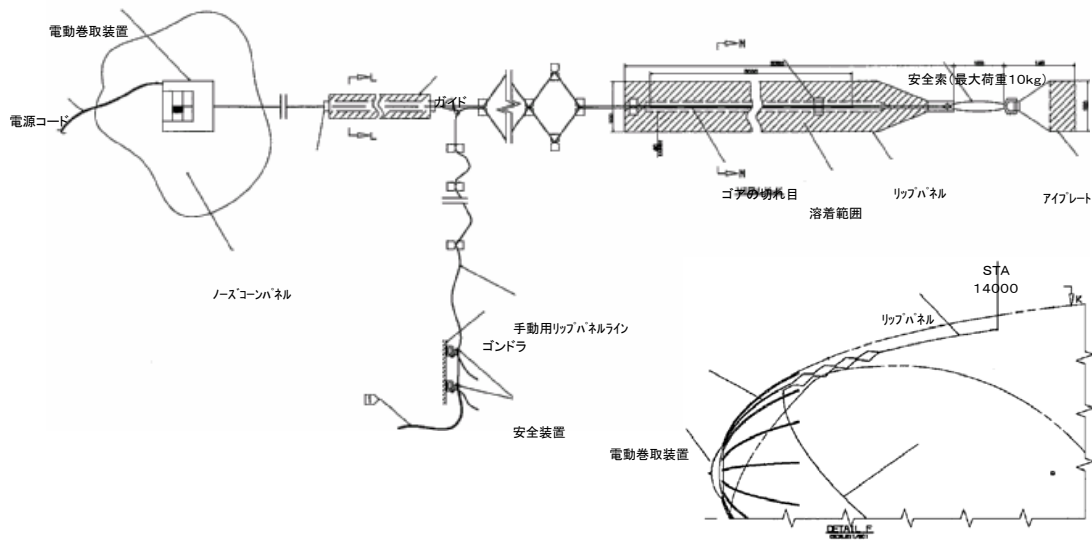


図2. 5. 3-2 実機用リップパネル取付概要図

(4) 試験項目、内容及び結果

a. 事前試験

(a) 電動巻取り装置機能確認試験

電動巻取り装置の最大巻取り荷重、巻取り速度を計測する。また、衝撃荷重、ラインの伸び量(常温と -35°C の比較)を計測する。

最大巻取り荷重; 30kg

巻取り速度 ; 0.3m/sec (～荷重 15kg ほぼ一定、それ以降は低下)

衝撃荷重 ; ラインの伸びで吸収可。ラインの伸びは -35°C では常温の 60%に低下する。ラインの伸びを 50%(2 本ライン)にし測定すると荷重増加は 1.3 倍になった。

結論 ; リップパネルの最大引裂き荷重=約 10kg (低温時; 13kg 予測)

に対し、引裂き能力は十分と判断される。

(b) 安全装置機能確認試験

安全装置用ラインの破断荷重を測定する。 常温時、低温時で平均破断荷重は 8.8kg で、リップパネルの最大引裂き荷重約 10kg とほぼ同等で設計値を確認した。

(c) 電動巻取り装置環境試験

0°C 、 -35°C の低温環境で巻取り試験を行った。 -35°C の試験で巻取り不可であったので、グリスを変更(シリコンオイル SH10-100CS)し、追加試験を実施した。

この試験で巻取り可を確認するとともに、凍結状態での巻取りも確認した。

b. 本試験

(a) リップパネル部試作試験

実機リップパネルの試作を行い、製造性につき問題の無いことを確認した。

(b) 外皮引裂き機能確認試験

ア. 電動巻取り装置によるリップパネル引裂き

2 供試体について試験を実施、引裂き荷重は平均 9.6kg で事前試験より 10%程高いが問題は無い。安全装置ラインの破断荷重はバラツクがラインの結びの違いの為と推定された。

イ. 手動によるリップパネル引裂き

1 供試体で 2 回別の作業者が行い、引裂き荷重は平均 7.3kg で事前試験より 10%程低い結果であった。予想以上に重いとの感想であるが引裂きを行える範囲と確認出来た。

ウ. 電動と手動との違い

手動は安定した荷重変移、電動は周期的な荷重変動が見られた。引裂き用ラインが周期的に伸縮を繰り返し、ラインの伸びがピーク時に引裂かれ縮み、を繰り返す為と判断される。荷重変動量は 1.5kg 程度で特に問題は無いと判断される。

2.5.4 バロネット試作試験

(1) 試験目的

バロネット内部流体に水を用いた小型の供試体により、バロネット形状変化、重心移動、遊動等の基礎的な挙動を観測した(水模型試験)。ヘリウムを充填した外部エンベロープ内に、空気を封入したバロネットを設置し、実機条件に近い環境下で比較的大きな供試体を用いて、バロネットの製造性、詳細な形状変化過程を評価した(空気試験)。

(2) 試験内容

水模型試験と空気試験の2種類の試験を実施した。

a. 水模型試験

1/31 スケールの小型の供試体を使用。バロネット容積を 100%から 80%、60%、40%、20%、10~5%と変化させ、ピッチ角を 0° 、 $\pm 10^\circ$ 、 20° 、 30° 、ロール角を 0° 、 $\pm 10^\circ$ 、 20° とした時の重心を計測し、画像記録を行った。

b. 空気試験

1/5 スケールの供試体を使用。

(ア)バロネット製造状態の確認

バロネットをエンベロープ内に装備する前に実施。バロネットに空気を充填し、容量 100%~ほぼ 0%まで変化させ、ピッチ角を変化させてバロネットの形状変化を画像記録し、重心移動量を解析した。

(イ)バロネット形状変化確認試験

バロネットをエンベロープ内にセットし、空気とヘリウムを充填する。空気容積を 80%からほぼ 0%まで変化させ、ピッチ角及びロール角を変化させて画像記録を行い、形状変化、重心移動量を解析した。

図 2.5.4-1 に供試体形状、図 2.5.4-2 に試験セットアップ状況を示した。

(3) 試験結果

図 2.5.4-3 に水試験状況、図 2.5.4-4 に空気試験状況を示した。

水試験において各水量及び各姿勢時の重心が計測された。DYTRAN による解析との比較でも誤差は 3%程度とデータの一致は良好であり、今後の設計ツールとして活用出来ることが判明した。

空気試験での各条件での形状は水試験と同様であった。ステッチ部の落ち込みは顕著でなく、今後の検討材料となった。スロッシングの顕著な傾向は無かった。

水試験において端部から水の漏れが有り、実機設計時の注意喚起材料となった。

(4) まとめ

水試験、空気試験と段階を踏んだスケール試験を実施し、膜材の流体との干渉挙動について認識が深められ、有意義な試験であった。またバロネット体積及び飛行船姿勢に対する重心位置のデータが得られた。

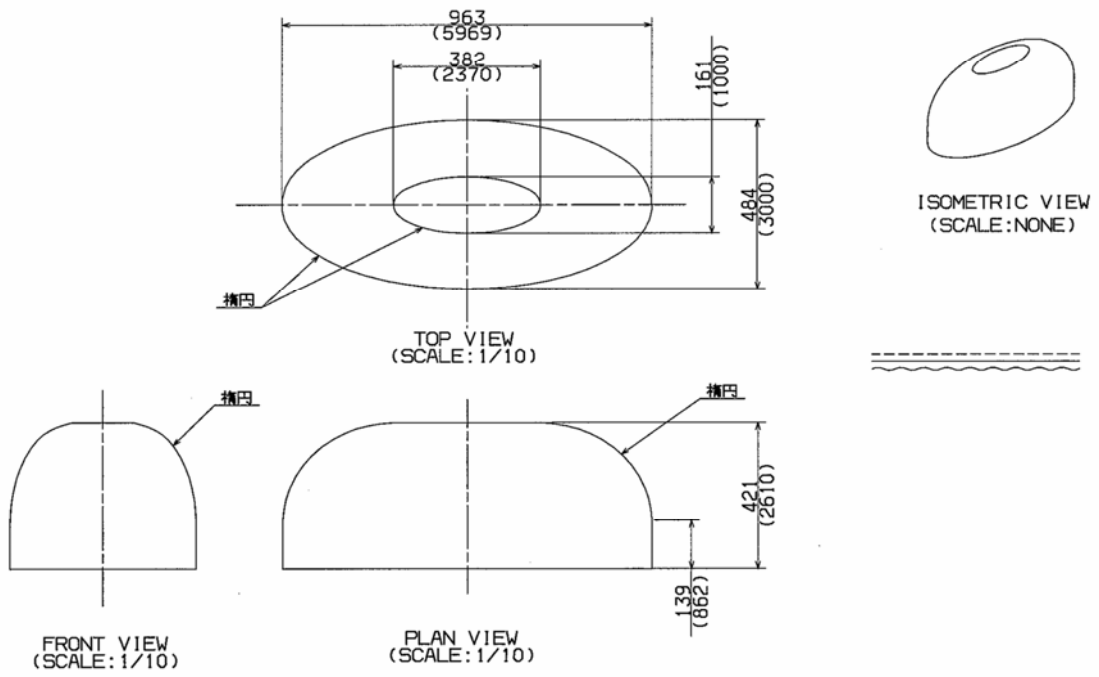


図 2.5.4-1 供試体(寸法は水試験を表示。空気試験寸法は括弧内)

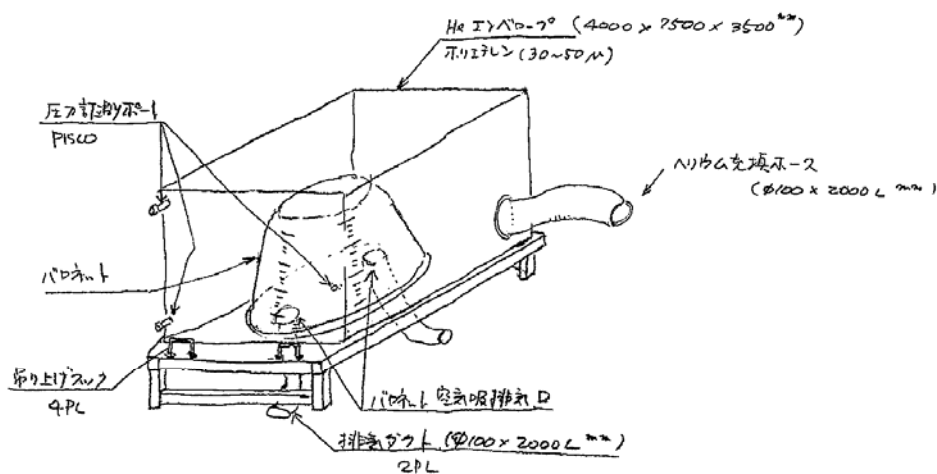
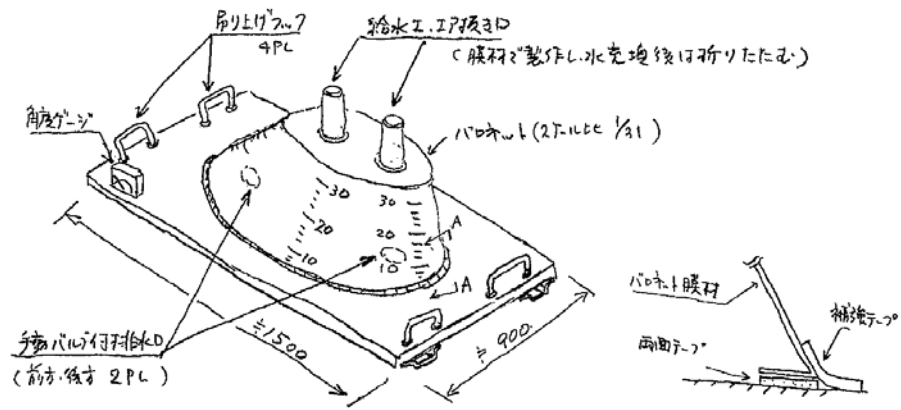


図 2.5.4-2 試験セットアップ状況(上;水試験、下;空気試験)

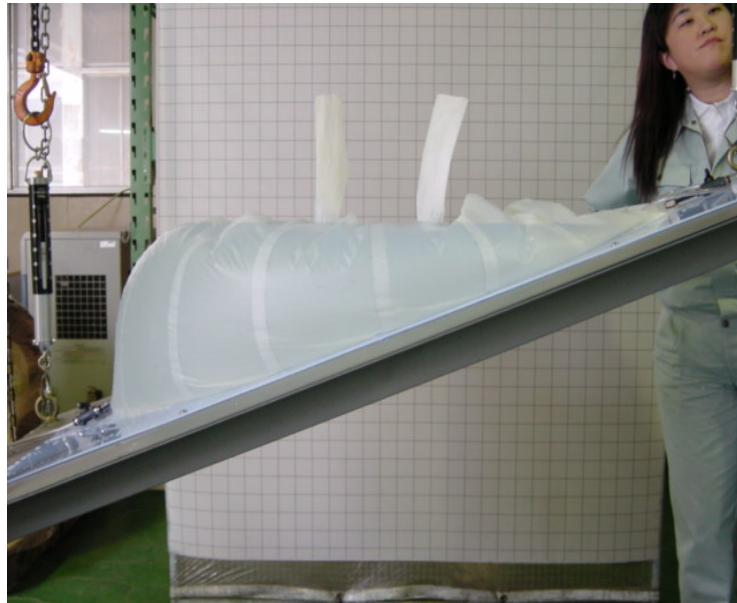


図 2.5.4-3 水試験状況(水 40%、ピッチ角 20°)



図 2.5.4-4 空気試験状況(水 40%、ピッチ角 20°)

2.5.5 バルブ性能確認試験

(1) 試験目的

本試験の目的は下記バルブの流量特性を取得することにある。各バルブの仕様・諸元は「2.2.6 浮力制御系」を参照されたい。

- a. 空気/ヘリウム排気バルブ(電動排気バルブ)
- b. 空気調圧バルブ(空気安全弁)

(2) 試験方法

流量計測装置を用いて常温・常圧空気の諸状態量(圧力,温度等)と流量との関係を計測した。装置概略を図 2.5.5-1 に、計測項目を表 2.5.5-1 に示す。

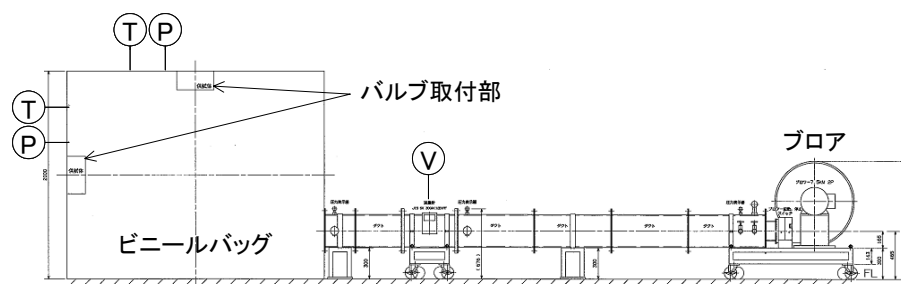


図 2.5.5-1 流量計測装置

表 2.5.5-1 計測項目

No.	項目	位置	計測機器
1	流量	Ⓥ	流量計
2	バッグ内圧力	Ⓧ	マノメータ
3	バッグ内温度	Ⓣ	熱電対
4	調圧バルブ リフト量		ゲージ
5	排気バルブ 開度		ゲージ

(3) 試験結果1:空気/ヘリウム排気バルブ

本試験によって得られた差圧と流量の関係を表 2.5.5-2 に示す。

表 2.5.5-2 空気/ヘリウム排気バルブの流量試験結果 (バルブ開度 45mm (max))

バッグ内差圧 (Pa)	バッグ内温度 (°C)	空気密度 (kg/m³)	空気流量 (m³/s)	流量係数
196	16.7	1.23	22.2	0.431
294	17.2	1.23	27.1	0.429
392	17.4	1.23	31.3	0.430

490	16.7	1.23	37.0	0.454
588	16.3	1.23	38.3	0.430
686	17.1	1.23	41.6	0.432
784	17.2	1.23	44.2	0.429
882	16.1	1.24	47.0	0.431
980	16.1	1.24	49.6	0.432

この結果から、空気/ヘリウム排気バルブの体積流量 $V(\text{m}^3)$ を次式によって与える。

$$V = C S (2 \Delta P / \rho)^{1/2}$$

ここに、

$C = 0.43$: 流量係数 (-)

$S = 0.0481$: 流路面積 (m^2)

ΔP : 差圧 (Pa)

ρ : 密度 (kg/m^3)

注) 上記結果は開度 45mm(100%)に対するものである。試験では、開度 15mm および 30mm の場合のデータも取得した。

(4) 試験結果2: 空気調圧バルブ

本試験によって得られた開度と流量の関係を図 2.5.5-2 に、差圧と開度の関係を図 2.5.5-3 に示す。

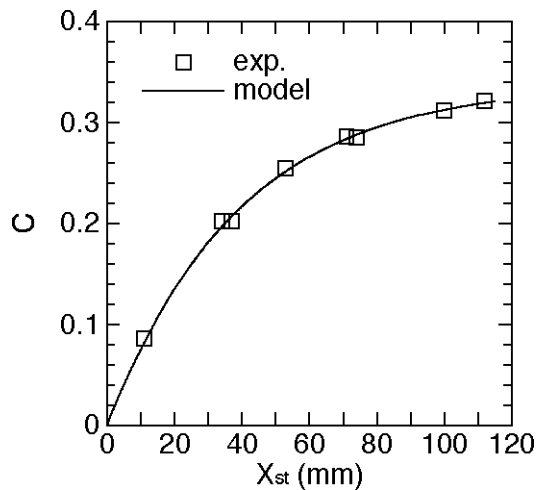


図 2.5.5-2 開度と流量係数の関係

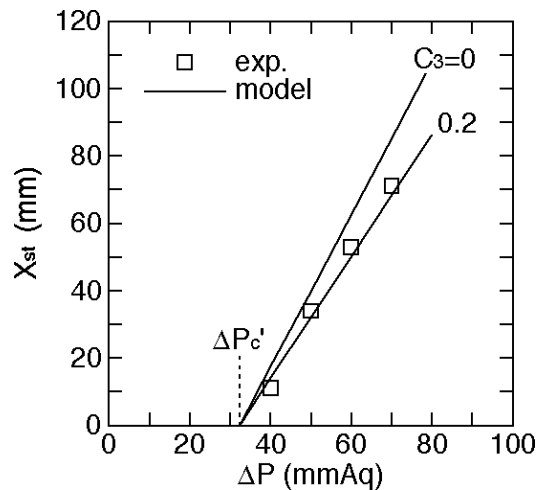


図 2.5.5-3 差圧と開度の関係

この結果から、差圧 ΔP (Pa)、密度 ρ (kg/m^3) に対する体積流量 $V(\text{m}^3)$ を次式によって与える。

$$V = C S (2 \Delta P / \rho)^{1/2}$$

ここに、

$$C = C_1 (1 - \exp(-C_2 X_{st}))$$

は流路面積 $S = 0.0481 \text{ m}^2$ に対する流量係数であり、係数 $C_1 = 0.3381$ 、 $C_2 = 0.0258$ は 図 2.5.5-2 の結果から最小二乗法によって定めた。また、

$$X_{st} = \min(\max((1 - C_3) (\Delta P - \Delta P_c) S / k, 0), X_{st,max})$$

はバルブ開度(mm)であり、その最大値 $X_{st,max}$ は 130mm である。式中の係数 C_3 は、弁板に作用する荷重(圧力)が流れによって減少する程度を示すパラメタであり、図 2.5.5-3 の結果に基づいて $C_3 = 0.2$ とした。以上は調圧弁の形状に依存する諸量であるから、全ての空気調圧バルブに共通である。一方、式中の ΔP_c 、 k はそれぞれクラック圧(Pa) およびバネ定数(N/mm)であり、前方/後方バロネットと中央バロネットと異なる。これらは搭載品の荷重試験によって以下に与えた。

表 2.5.5-3 調圧弁のバネ特性

	前方/後方バロネット 空気調圧バルブ	中央バロネット 空気調圧バルブ
クラック圧, ΔP_c	622Pa	281Pa
バネ定数, k	0.125N/mm	0.203N/mm

注 1) 本開発試験終了後に調圧バルブのバネを変更しており、上述の試験結果(図 2.5.5-2、2.5.5-3)は搭載品とは異なるバネ特性の供試体に対するものである。ただし、係数 C_1 、 C_2 、 C_3 はバネ特性と無関係のパラメタであるから、搭載品にも適用できる。

注 2) 上記モデルは開発試験の結果に基づいて試験データ解析用に作成したものである。機体開発段階では、バルブ開度による流量特性の変化等を考慮せず、一定の流量係数($C = 0.34$)を用いた。

2.5.6 有人飛行船による運用評価試験

有人飛行船による運用評価試験の概要を以下に示す。

(1) 試験の目的

定点滞空試験機の離着陸及び飛行における運用検討に使用するデータを、定点滞空試験機の規模に近い有人飛行船を使用して取得するとともに、実運用における地上員の配置、役割等を調査する。

(2) 試験期間、試験場所

試験期間 ; 2002.7～8

試験場所 ; Airship Management Services Inc.

米国 North Carolina Elizabeth City

(3) 供試体

SKYSHIP 600BL

(4) 試験項目、内容及び結果

a. 運用に関する調査

- ・有人飛行船の基本運用についての情報を入手した。

その他、下記について調査結果を入手した。

- ・グラウンドハンドリングの基本
- ・グラウンドクルーの基本的な役割及び人員
- ・プレッシャーウォッチの責務
- ・マストオン
- ・飛行船の格納時の検討事項、気流の向きの影響
- ・その他

b. 飛行特性試験

飛行船の操舵による運動特性を調査し、その運動状態と数学シミュレーション結果が妥当であることを確認するため、ラダーステップ応答試験、エレベーターステップ応答試験を行った。

高度;2 ケース、速度;4 ケース、ヘビネス;4 ケース、舵角;±フル舵角
について飛行特性データを取得した。

2.5.7 電源サブシステム試験

(1) 試験目的

実機外部コンパートメントを利用し、推進系を主たる電源負荷とした、電源システムのハードウェア機能確認を行う。

「電源系統(電源, 動力系統, 燃料系統)」、「推進系統」の、組合せ機能の確認試験を実施し、設計の妥当性を確認する。

また、運用手順の設定のための資料とする各種技術データを取得する。

(2) 実施場所

富士重工業(株)航空宇宙カンパニー 南工場内

(3) 試験概要

a. 推進器機能確認

プロペラピッチ変更機能、ベクター角変更、プロペラ回転数変更機能について以下の項目を確認する。(プロペラ停止状態)

(a) プロペラピッチ変角レート確認及び、LIMIT スイッチ作動確認試験

(b) ベクター角変角レート確認及び、LIMIT スイッチ作動確認試験

b. 燃料系統機能確認試験

燃料及び潤滑系統の機能について以下の項目を確認する。

(a) 燃料抜取不能量確認

(b) 燃料系統装備品作動確認

(c) 燃料タンク及び燃料容量校正

(e) 燃料供給性能確認

(f) 燃料ダンプ特性取得

c. 動力系統機能確認試験

(a) 潤滑・始動系統

ア. 潤滑系統試験

潤滑系統装備品作動確認を行う。

イ. 始動系統機能試験

外部電源によるエンジンモータリング機能及びエンジンアイドル運転までの作動確認を行う。

(ア) モータリング確認

(イ) 防錆び解除運転(グランドアイドル)実施

(ウ) オイルドレン及び洗浄度確認

(b) エンジン制御・冷却系統

ア. エンジン制御系統試験

イ. 冷却系統試験

d. 電源系統基礎試験

(a) 動力系統負荷試験

(b) バッテリによるエンジン始動機能確認試験

(4) 試験系統図

試験系統図を、図 2.5.7-1 に示す。

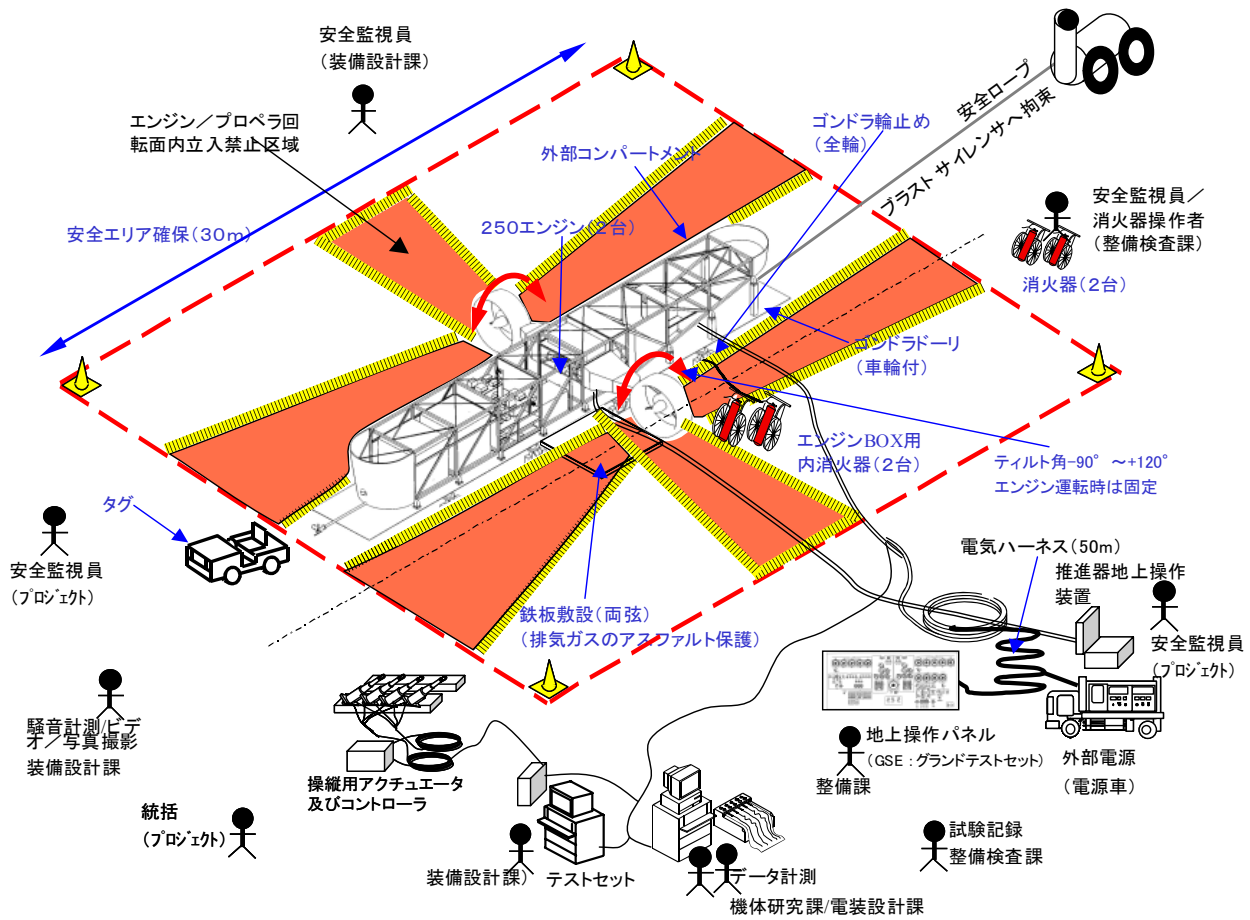


図 2.5.7-1 試験系統図

(5) 試験結果

a. ターボシャフトエンジンを動力源とする電源系の妥当性確認

#2 電源系(#2 エンジン+#2AC/DC 発電機)の運転と機能確認により設計上の妥当性を確認した。

#1 電源系は機能確認が未実施となった。

b. 設計用データ取得

動力系に対する電源負荷変動の耐久確認(未確認)

デジタルデータによる運転状況モニタ(未確認)

電源系の運転手順確立(手順確立のための実施データを取得した。)

※ 未確認事項は、システム統合試験2で確認する。

(a) 推進系統機能確認試験

推進系不具合のため部分負荷状態で機能確認試験を実施した。

#1 推進器(左舷)は0 推力ピッチ角(-3.5°)によるプロペラ回転数推進器操作装置の指令に従い800～2000rpm で回転作動することを確認した。

#2 推進器(右舷)は試験中に起動不能となり中断した。また、プロペラピッチと推力の解析状況も不明確であったため、電源系への負荷変動付与装置として機能させることは危険と判断した。

(b) 燃料系統確認試験

燃料容量計機能の5項目中の4項目について機能確認試験を実施した。未確認の1項目については、システム統合試験2において確認する。

(c) 動力系統確認試験

#2 ENG と#2 AC/DC GEN による電源系統機能について機能確認試験を実施した。#1 ENG と#1 AC/DC GEN については、システム統合試験2において確認する。

(d) 電源系統基礎試験

#1 推進器を負荷源として、回転数変動による電源負荷変動を付与したエンジン運転を実施しデータを取得した。

また、試験時の状況を、図 2.5.7-2 に示す。



図 2.5.7-2(1/6) 燃料系統試験作業画
(雨よけシート付き)



図 2.5.7-2(2/6) 燃料系統試験計測器(流量計)



図 2.5.7-2(3/6) エンジン始動試験



図 2.5.7-2(4/6) 推進器作動試験



図 2.5.7-2(5/6) 地上操作パネル操作



図 2.5.7-2(6/6) 推進器操作パネル操作

2.5.8 フィジカルシミュレーション試験

(1) 試験の目的

本試験は、FCC搭載ソフトウェア(以下、FCP)の妥当性を確認することを目的とする。

(2) 試験期間、試験場所

試験期間： 平成 16 年 2 月 12 日～平成 16 年 3 月 30 日

試験場所： 富士重工業株式会社 航空宇宙カンパニー 宇都宮製作所

(3) 供試体

(CSCI)

・FSD-S-7442

定点滞空試験機 搭載コンピュータソフトウェア

オブジェクトコード(FCP)

(ハードウェア)

・716-511101-1

Flight Control Computer(FCC)

(S/N 002)

(4) 試験項目、試験形態

試験時のシステム構成を図 2.5.8-1 に示す。

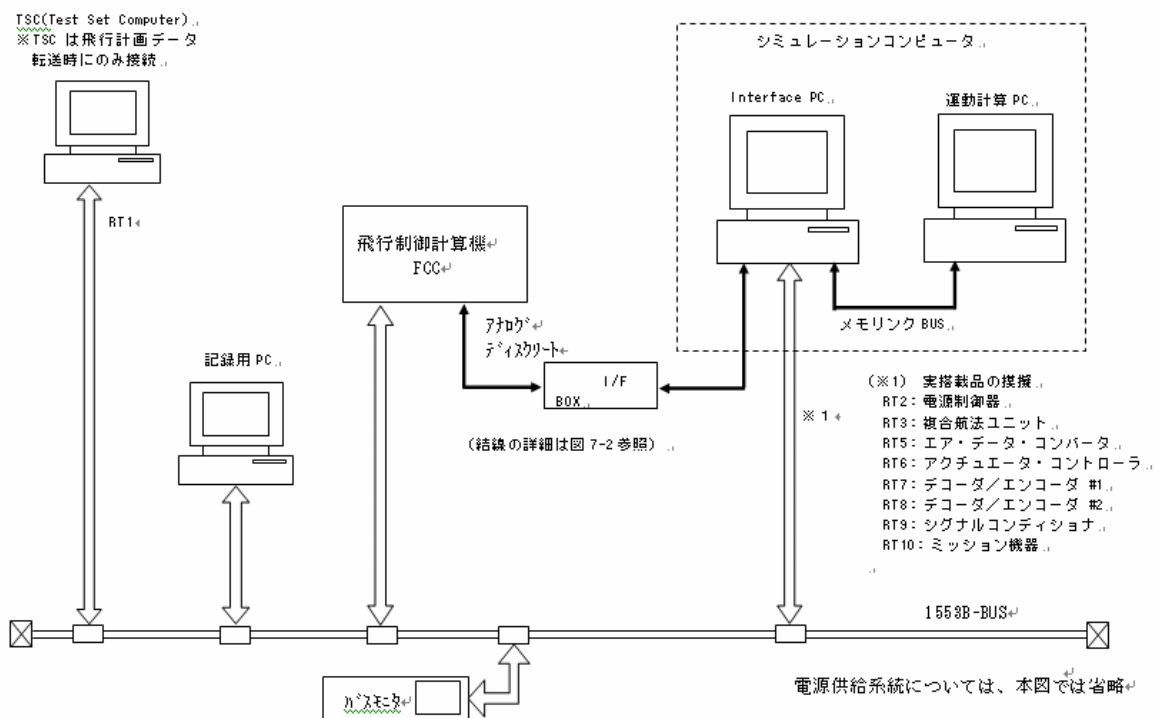


図 2.5.8-1 フィジカルシミュレーション試験システム構成

本試験においては、上記システム構成を用い、以下の項目の試験を実施した。

a. 接続確認

試験に先立ち、供試品と試験器材との間の通信の確認を行う。

- ① テストセット接続確認:FCC-テストセット
- ② シミュレーションPC接続確認:FCC-シミュレーションコンピュータ

b. モード遷移確認

通信の確認後、FCP の基本動作確認を行う。オープンループでモード遷移を確認した後、クローズドループでの誘導制御機能を確認する。

c. クローズドループシミュレーション

表 2.5.8-1 に示す各試験ケースのデータ取得を行う。

表 2.5.8-1 クローズドループシミュレーションケース表

ケース番号	試験ケース	風	センサ等誤差
1	DIRECT モード確認	—	—
2	CAS モード確認	—	—
3	自律飛行確認①	—	—
4	自律飛行確認②	○	—
5	自律飛行確認③	○ (※定点滞空中に 風向・風速を変化)	○
6	飛行計画入出力機能/ 帰投機能確認①	○	—
7	飛行計画入出力機能/ 帰投機能確認②	○	—

(5) 試験結果

上記要目に従って試験を実施し、以下の結果を得た。

a. 定点滞空時システム要求仕様目標値についての評価

- 高度は、風の有無に関わらず基準高度からのずれは最大でも±150mであり、目処値の±300mに対して余裕があり問題ない。
- 位置は、風の有る場合に基準位置からのずれは±180mであり、目処値である±140m相当となっている。また、無風時は半径 200m の範囲で飛行しており目処値の 1km 以内となっている。
- ロール角については、風有りの場合に耐風ヘディングモードでの飛行では±2° 以下となり、目処値の±5° 以内となっている。ピッチ角については 150kg ヘビーの条件で飛行しているため、ノミナルのピッチ角は+6° 相当となるが、風有りのケースにおいて、変動幅はノミナルピッチ角まわりに±3° 以内であり、目処値の±3° と同等となっている。無風の場合はロール角-3° となっている。
- 上記より、本試験においては、システム要求仕様目標値をほぼ満足できているといえる。

b. FCP機能確認についての評価

- ・ 手順に従って試験を実施し、FCPがFCP機能仕様書に記載されている内容に合致した機能を有することを確認した。
- ・ また、フィジカルシミュレーション試験と数学シミュレーションのタイムヒストリはよく整合しており、数学シミュレーションを実施することによる航法機能・誘導機能・飛行制御機能の設計確認は有効であるといえる。

c. 演算負荷

- ・ 演算負荷は通常の飛行時で約50%、飛行計画オーバーライドを実施の場合に最大で74%となる。設計目標である75%以下に納まっており問題ないといえる。

(6) 成果

FCP を搭載した FCC(供試体)と、定点滞空試験機の機体運動を模擬するシミュレーションコンピュータシステムとを接続した状態で、クローズドループによる実時間 6 自由度シミュレーションを実施し、以下の結果を得た。

- ① 供試体が準拠文書(1)および(2)の要求に適合し、正常に動作することを確認した。
- ② また、演算負荷は、いずれの試験ケースにおいても75%以下であり、設計仕様を満足していることを確認した。

2.5.9 システム機能確認試験

2.5.9.1 システム結合試験 1

(1) 目的

定点滞空試験機の航法、飛行制御及び操縦系の 1553B データバス通信機能を確認する。

(2) 試験場所

富士重工業(株)航空宇宙カンパニー 宇都宮製作所

(3) 試験内容

a. 1553B バス・インターフェース接続機能確認試験

- (a) FCC-TSC 接続機能確認
- (b) FCC-主系デコーダ/エンコーダ接続機能確認
- (c) FCC-従系デコーダ/エンコーダ接続機能確認
- (d) FCC-複合航法ユニット接続確認
- (f) FCC-ADS(エアデータ・システム)接続機能確認
- (g) FCC-アクチュエータ・コントローラ接続機能確認
- (h) FCC-電源制御器接続機能確認

b. アナログ/ディスクリット/RS-422 インターフェース接続機能確認試験

- (a) FCC-操作パネル(GES)接続機能確認

(4) 試験系統図

試験系統図を、図 2.5.9.1-1 に示す。

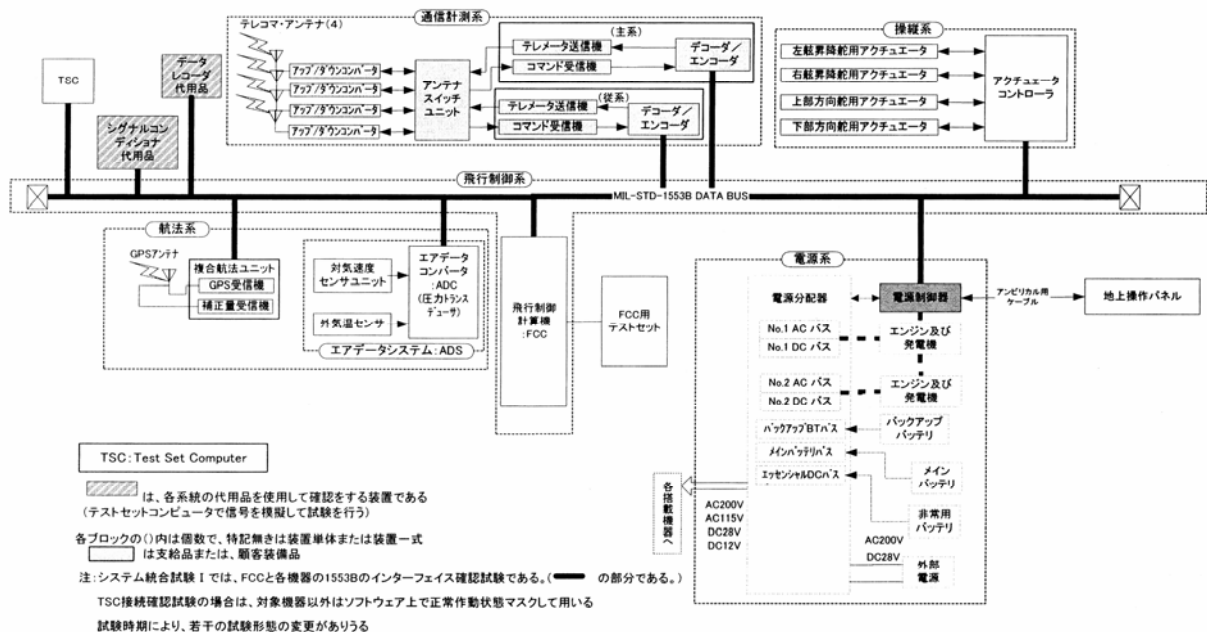


図 2.5.9.1-1 試験系統図

(5) 試験結果

飛行船からの電源投入から帰投までのシーケンスにおいて、要求トレースアビリティで示したソフトウェア要求仕様項目の確認を実施し、FCC と 1553B データバスで繋がる機器のインターフェースが正常であることを確認した。

a. プログラム単体試験

PC 上において、CSU(関数単体)及び CSC(TASK 単位)でソフトウェアが機能通り動作することを確認した。

(a) ソースコード品質保証ツールによる確認

(b) CSU に対し模擬入力を実施し、出力が期待値になることを確認

b. ハードソフト結合試験

ソフトウェアを実ハードウェア(FCC)へインストールし、外部入出力が要求仕様(初期設定、演算サイクル、通信スケジュール等)通りに動作することを確認した。

(a) アナログ入出力確認

(b) ディスクリット入出力確認

(c) MIL-STD-1553B バス入出力確認

(d) 基本演算周期確認

(e) 発進シーケンス確認

(f) 不揮発メモリ記録確認

c. FCC 接続確認試験

テストセット・コンピュータ(GSE TSC)と飛行制御計算機(FCC)を接続し、飛行制御計算機初期設定機能、ディスクリット入出力機能及び飛行制御計算機状態管理機能/装備品自己点検機能を確認した。

d. GSE TSC 接続確認試験

GSE TSC と FCC を接続し、装備品整備点検機能と飛行計画初期設定機能を確認した。

e. 電源制御器接続確認試験

GSE TSC と電源制御器を接続し、アナログ入出力機能(36項目)及びディスクリット出力(119項目)を確認した。

(a) 電源系統ディスクリット入出力機能確認

(b) 動力計等ディスクリット入出力機能確認

(c) 浮力系統ディスクリット入出力機能確認

(d) 電源系統アナログ入力機能確認

(e) 動力系統アナログ入出力機能確認

f. ADS 接続確認試験

GSE TSC と ADS を接続し、データ入出力として、対気速度、静圧、外気温、平均化サンプル数指令及び BIT の ADS データが正常に出力されていることを確認した。

g. 複合航法ユニット接続確認試験

GSE TSC と複合航法ユニットを接続し、複合航法ユニット初期設定機能を確認した。

h. 操縦系接続確認試験

GSE TSC とアクチュエータ・コントロールを接続し、データ入出力機能を確認した。

(a) 制御ステータス出力機能確認

(b) アクチュエータ・ストローク指令入力機能確認

i. エンコーダ／デコーダ接続確認試験

GSE TSC とエンコーダ／デコーダを接続し、データ入出力機能を確認した。

j. 通信計測系接続確認試験

主系エンコーダ／デコーダ、従系エンコーダ／デコーダ、FCC 及び GSE TSC を接続し、FCC とエンコーダ／デコーダ間の TTC 洗濯機能、データ入出力機能、データ転送機能及び 1553B バス入出力機能を確認した。

k. 総合接続確認試験

主系デコーダ／エンコーダ、従系デコーダ／エンコーダ、複合航法ユニット、電源制御器、ADS、アクチュエータ・コントローラ、FCC 及び GSE TSC を接続し、FCC と各機器間のデータ入出力機能、データ転送機能及び 1553B バス入出力機能を確認した。

飛行の状態の手順を模擬して。電源投入から帰投までの、飛行制御計算機初期設定機能、飛行制御計算機状態管理機能、装備品事故点検機能、発電機制御機能、複合航法ユニット初期設定機能及び飛行計画入出力機能を確認した。

(6) 考察

システム結合試験1は ICD (追跡管制システム インターフェース仕様書) の齟齬から始まった。当初 FHI から提出された ICD(2003.03 版)はドラフト版であり、その後も FHI 社内改訂が進んでいたが、JAXA から NICT に提供したドラフト版には情報が反映されなかった。そのため NICT 側の追跡管制システムはドラフトの ICD で機器を製作してしまいシステム結合試験1の直前になってその事実が判明した。

JAXA 側では ICD を正式配布しておらず急遽最新版を「正配」とし、追跡管制機器を手直し(一部試験機側も対応)することでシステム結合試験1に望んだ。

システム結合試験1が終了した後も FHI 社内改訂は進み地上確認試験においても同じ自体となるが、これは JAXA 側の管理の問題と FHI 側からの情報が不足していたことが原因である。

試験自体は、ICD 齟齬による手直し分の不具合(スケジュール遅延)があったが無事終了した。

2.5.9.2 システム統合試験 2

(1) 目的

飛行制御系、浮力制御系、電源系、電装系、推進系、非常系(降下系及び遠隔操縦機能付き)、実験計測系等の機械的及び電気的機能の確認を実施する。

システム統合試験2の評価対象サブシステムを、図 2.5.9.2-1 に示す。

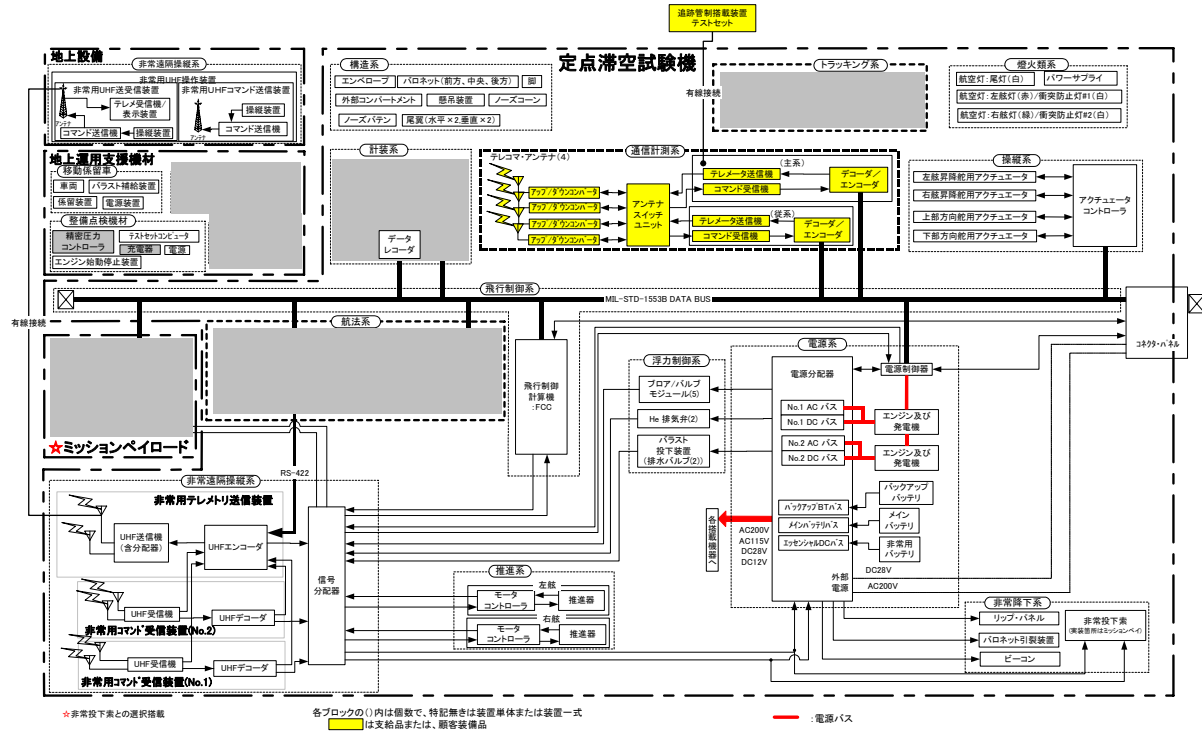


図 2.5.9.2-1. 評価対象のサブシステム

(2) 試験場所

成層圏プラットフォーム大樹実験場

(3) 試験内容

- a. テストセット接続確認試験
 - (a) GSE テストセット接続確認試験
 - (b) RS-422 I/F 確認試験
- b. 機体システム点検
 - (c) 機上操作パネル接続確認試験
 - (d) 複合航法ユニット接続確認
 - (e) デコーダ/エンコーダ接続確認
 - (f) 電源制御器及び電源分配器接続試験
 - (g) 浮力系統接続確認
 - (h) 計装系統接続確認(全体機能は地上確認試験で実施)
 - (i) 操縦系接続確認試験
 - (j) 推進系接続確認

- c. 航法誘導制御系試験
 - (a) D-GPS 機能確認
 - (b) ADS 作動確認
 - (c) FCC アナログ接続系統
- d. 作動電圧確認(外部電源)
- e. 消費電力確認(AC/DC)
 - (a) 外部電源消費電力測定
 - (b) 内部電源消費電力測定
- f. 非常系確認
 - (a) 推進系制御確認
 - (b) 浮力系制御確認
 - (c) エンジン制御確認
 - (d) 電源系統制御確認
 - (e) 緊急及びその他の機器制御機能確認
 - (f) 通信系統制御機能確認
- g. エンジン系統確認
 - (a) 燃料系統試験
 - (b) #1動力系統
 - (c) #2動力系統
 - (d) 再始動機能
 - (e) 動力系統切替
 - (f) FCP エンジン制御機能確認(TSC)
- h. 統合シミュレーション
 - (a) 外部電源形態確認ケース
 - (b) 内部電源形態確認ケース

(4) 試験系統図

試験系統図を、図 2.5.9.2-2 に示す。

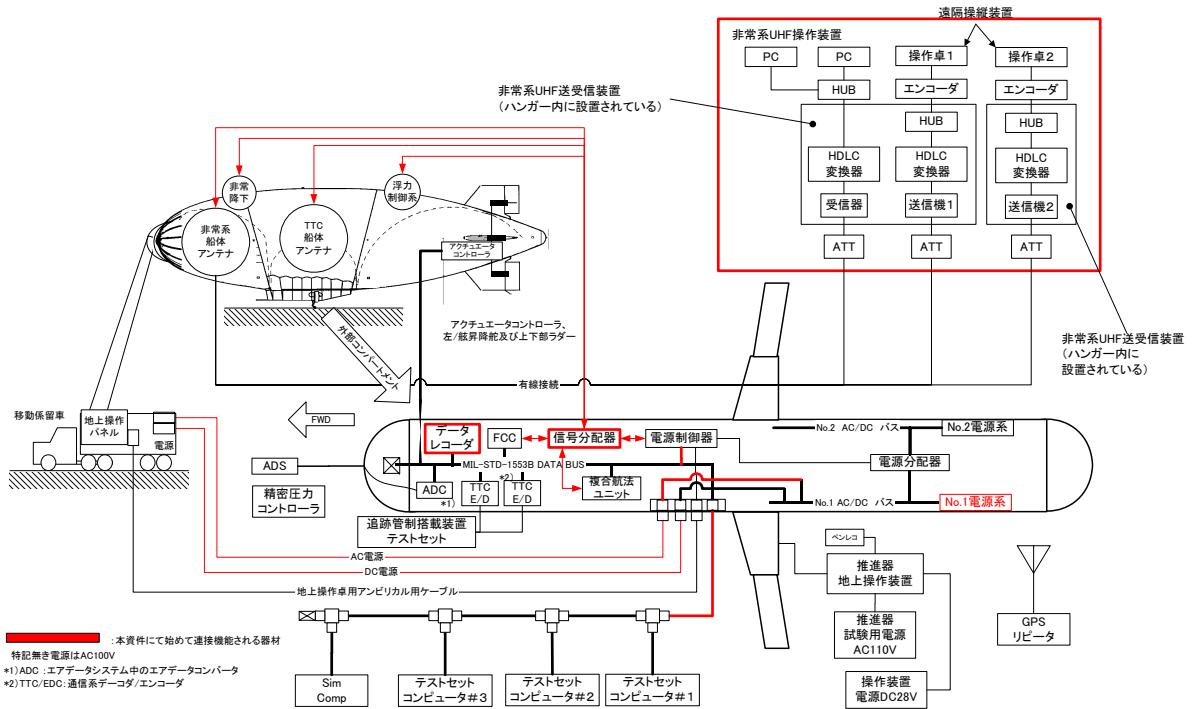


図 2.5.9.2-2(1/2) 試験系統図(1/2)(統合シミュレーション以外)

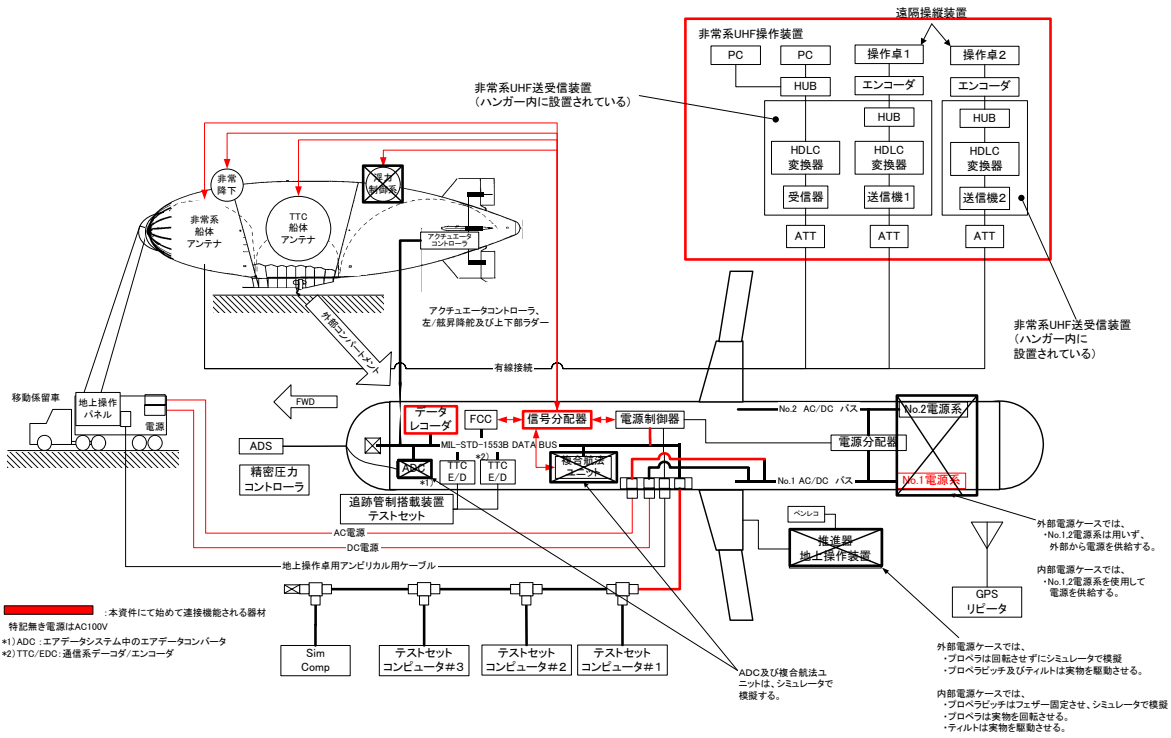


図 2.5.9.2-2(2/2) 試験系統図(2/2)(統合シミュレーション時)

(5) 試験結果

a. 試験機材セットアップ

(a) 外部電源形態

試験実施場における試験環境の確認と試験実施に関する電源供給方法について確認を実施し、試験用電源投入及び遮断手順を確認した。

(b) 内部電源形態

ア. 電源

上記(1)と同様で機体電源を投入し、試験実施出来ることを確認した。

イ. エンジン運転リハーサル

エンジン運転に備え、試験場調査を行い試験人員及び、機材配置を設定した。

b. テストセット接続確認試験

機体搭載状態における飛行制御計算機を含むMIL-STD-1553B データバス接続機器と地上支援機材テストセット・コンピュータとの 1553B 通信機能及び飛行計画初期設定機能を確認した。

また、非常系の信号分配器と航法装置について、TSC と非常系 UHF 送受信装置のエフェクタ作動指令、ステータスのアップ/ダウンにより通信機能を確認した。

c. 機体システム点検

TSC 及び、エンジン始動停止装置を用いて、定点滞空試験機機体システムの装置またはサブシステムについて機能確認を行った。

d. 航法誘導制御系試験

航法誘導制御系のシステム及び機能について機能確認を行った。

(a) 複合航法装置

(b) ADS

風速, α , β , 温度について極性確認を行い、要求を満足していることを確認した。

(c) FCC アナログ接続

推進系と非常系との接続確認を行い、FCC へのアナログ接続の通信機能が要求を満足していることを確認した。

e. 作動電圧確認(外部電源)

各装備品に供給される電源電圧の確認を行った。

f. 消費電力確認(AC/DC)

全機システムの消費電力の確認を装備品の検査成績書から数値積み上げと、内部電源発電時に計測可能となる装備品の消費電力をあわせ、定常負荷を解析し、電源負荷要求を満足していることを確認した。

g. 非常系確認

全機システムの非常系機能の確認として非常系統または機器についてコマンド受信機能、テレメトリ送信機能、アンテナ機能の確認を行った。

h. エンジン系統確認

全機システムのエンジン系統機能の確認を行った。

- (a) 燃料系統試験(電源サブシステム試験)
- (b) #1 動力系統
- (c) #2 動力系統
- (e) 再始動機能
- (f) 動力系統切替え
- (g) FCP エンジン制御機能確認

i. 統合シミュレーション

評価対象とする項目についてシステム要求で満足していることを確認した。

尚、内部電源形態確認ケースについては外部電源供給範囲でシミュレーションを行うことが可能であり実施せず。

2.6 地上機能確認試験

(1) 試験目的

本試験は、

- ・NICTが開発・製作を行った追跡管制システム(ITACS)と、JAXAが開発・製作を行った定点滞空試験機間のインタフェース及び機能・性能確認
 - ・ミッション*1搭載機器とのEMI(Electro Magnetic Interface:電磁干渉)試験及び機械的インタフェース確認
 - ・ITACSの冗長設備である非常遠隔操縦系とのインタフェース及び機能・性能確認
- を実施することをその目的とする。

*1:ミッション機器製作/開発機関

通信・放送ミッション・・・NICT 横須賀無線通信研究センター(YRC)

地球観測ミッション・・・JAXA 宇宙利用推進本部地球観測利用推進センター(EORC)

(2) 試験内容/結果

a. 試験項目/目的/結果

試験項目と試験目的及びその結果概要を表 2.6-1 に示す。但し、結果については以下の凡例によるものとする。

～凡例～

- ◎ :試験目的を遂行し、且つ問題無く試験を終了した。
- :当該試験目的に支障無い不具合が発生したが、試験遂行に対し影響無く完了した。
- △ :不具合が発生し試験に支障が生じたが、不具合を解消し再試験(又は別試験)等を実施した結果、問題無く試験が終了した。
- × :不具合が発生したため試験中断、別試験の中で確認試験を実施したため、当該試験は中止(若しくは中断)とした。

(3) まとめ

- a. 地上確認試験では、試験機搭載機器の機能確認を ITACS 及び遠隔操縦措置、非常系遠隔操縦装置より実施し、飛行試験実施に対し問題ないことを確認した(但し上記で飛行に支障を来たす不具合、及び飛行試験において発生した不具合は、別途改修等の適切な処置を実施し、改修後の機能確認試験を通して機能要求を満たしていることを確認した)。
- c. 非常系覆域試験は、飛行空域の範囲について無指向性アンテナで十分にリンクが確立していることを確認し、TTC 系の冗長系としての機能が要求通り満たされていることを確認した。
- d. ミッションインタフェース確認試験では、有害な電磁干渉が発生していないことを確認し、問題無くフライトに移行することができた。

表 2.6-1 地上確認試験試験項目及び試験目的／結果一覧表(1/2)

番号	試験項目	試験目的	結果
1	地上 I/F 確認試験	以下の 1)項～8 項を実施する。	△
	1)RF 通信確認試験	ハンガー内においてマルチパスの影響を受けることなく、TTRAC と試験機との通信が正常に機能するか確認する。	○
	2)追管との I/F 確認試験	TTRAC と試験機間のコマンド／テレメトリに関するインタフェース確認を実施する。	△
	3)制御 I/F 確認試験	TTRAC (又は地上遠隔操縦装置)からの遠隔制御により、以下の a.～e.項のインタフェース及び機能確認を実施する。	△
	a. 推進制御系確認試験	ベクタリング(ティルト UP/DOWN、プロペラピッチ角)操作を実施する。	○
	b. 浮力制御系確認試験	バロネット・バルブ及びブロー(OPEN /CLOSE)、He 排気弁作動／停止、水バラスト投下作動／停止を実施し、流出入の音や目視、テレメトリデータで確認する。	△
	c. 操縦系確認試験	エレベータとラダー舵角動作を実施する。	○
	d. 搭載 TTC 主従切替及び非常系切替確認試験	① 自動切替 搭載 TTC にアラームを発生させ、主系→従系→非常系への切替を確認する(従系から非常系への切替は、非常用 UHF 送受信装置よりコマンド送信を行う)。併せて本試験中に FCC の電源まで落とし、TTRAC からの遠隔操作ができないことを確認する。 ② 手動切替 TTRAC より通信系統切替指令コマンドを送信し、主系→従系の切替を確認する。本試験はフライトリモートモード移行後に実施する。	△
	e. 搭載 TTC アンテナ切替確認試験	① 自動切替 通信リンク確立中に地上従系アンテナの指向方向、設置位置を変更し、受信レベルの強いアンテナへの切替確認を行う。 ② 手動切替 TTRAC よりアンテナ切替コマンドを送信し、指定のアンテナへ切り替わることを確認する。	△
	4)制御モード切替確認試験	地上で制御モードに関する以下の機能確認を実施する。	△
	a. 飛行制御モード切替確認試験	飛行制御モードの切替、操縦入力、TTRAC からのコマンド入力等を実施し、主として CAS モード飛行制御及び過渡特性を可能な限り確認し、特に飛行制御モード切替時に問題が生じないことを確認する。	△
	b. 自律制御モード切替確認試験	CAS/DIRECT モード双方から自立制御モードへの切替機能確認、全てのモードから帰投モードへの遷移／復帰確認、自律制御モードでの制御出力の確認、オーバーライド機能確認、目標差圧調整指令出力確認を実施する。	△
	5)電磁干渉確認試験	全試験を通じ被干渉及び与干渉の有無を確認する。被干渉は搭載した各装置より発生する電磁波がコマンド受信機に影響を与えないこと、与干渉はテレメトリ送信機や発電機、モータ等から発生する電磁波が搭載装置に影響を与えないことを確認する。	△
	6)アラーム機能確認試験	全試験を通じ、閾値を超えた(若しくは危険レベルにある)テレメトリデータに対し、TTRAC 側でアラームが発生することを確認する。	◎

表 2.6-1 地上確認試験試験項目及び試験目的／結果一覧表(2/2)

番号	試験項目	試験目的	結果
1	地上 I/F 確認試験(続き)		
	7)エンジン再始動試験	飛行中の主エンジン停止を想定した、予備エンジン始動までの手順を地上で実証する。	△
	8)帰投モード遷移確認試験	ハンガー外試験に向け、帰投モードに遷移及び帰投モードより復帰することを確認する。	○
2	ミッション I/F 確認試験	ミッション搭載により、以下の確認を実施する。	
	a. ミッション接続試験	試験機搭載時の機械的インタフェース確認、ディスクリート信号及びテレメトリ・コマンドインタフェースを確認する。	△
	b. 電磁適合性試験	試験機の搭載機器をフル稼働させ、ミッション機器のアナログデータ及び画像データ等への影響(ノイズ)を確認する。また、ミッション機器の動作に伴い試験機側で干渉を受けないことを確認する。	◎
3	非常系確認試験	以下の 2 項目を確認する。	
	1)非常系覆域試験	定点滞空試験機の非常系から送るテレメトリ信号及び地上非常系指令信号(コマンド信号)の送受信可能な覆域を評価する。	◎
	2)非常遠隔操縦系接続試験	非常系遠隔操縦装置からの End to End による機能確認を実施する。	◎
4	ハンガー内試験機特性試験	以下の 1)~5)項目を実施する。	
	1)計装系確認試験	温度、圧力等のデータ取得を実施する。	△
	2)バロネット容積試験	各バロネット容積を変化させ、He 室の差圧計測を行う。	◎
	3)バラスト流量試験	水バラストを投下し、タンク内のバラスト残量とバルブ操作時間を計測、飛行中の浮力調整用のバラスト投下チャートを作成する。	◎
	4)空気バルブ/ブロー特性試験	空気バルブの流量特性等を計測する。	×
	5)ヘリウム放出試験	He バルブの流量特性とエンベロープの膨張率を計測する。	◎
5	ハンガー外確認試験	ミッション系を除く全システム機能確認をハンドリングエリア上で実施する。その際、TTC 系アンテナ受信状況確認、試験機視認性確認(遠隔操縦者からの目視確認)を併せて実施する。	×
6	機能維持確認	試験機の機能維持状況確認の為、以下の 2 項目を実施する。	
	1)FCC 搭載後統合点検	FCC 搭載後点検(飛行計画データ変更の為、試験機より取り外した FCC を再搭載した際の実施する機能確認試験)に併せて、非常系からの FCC 断及びバルブ・ブロー動作を実施、機能が正常状態で維持されていることを確認する。	◎
	2)休止保管解除後システム点検	非常降下系確認試験(非常系から試験機を降下させるコマンド送信を各フライト前に実施する機能確認)及び FCC 搭載後点検を経て、天候等の理由によりフライトが延期になり休止保管を実施し、その休止期間が 1 週間程度の短期にわたる際の実施、従来の FCC 搭載後点検に加え、非常系遠隔操縦装置からのバルブ・ブロー動作確認(前/中/後の任意の1つ)をする。	◎

3. 飛行試験実施作業

3.1 試験計画及び試験方案概要

(1) 試験計画

開発された定点滞空試験機の領収時期が 2004 年 5 月に決まり、それ以降、雪の降り出す 11 月末までの間飛行試験を実施することになり、飛行試験計画の策定を進めた。

この期間中に、

- a. 飛行船システムのコンポーネント単位の最終機能確認を含む飛行船システムの確認や追跡管制システムとの通信確認の確認を行うための「地上機能確認試験」
- b. 飛行船を低高度で飛行させ飛行船システムの基本特性を確認する「基本特性確認試験」
- c. 飛行船を高高度まで飛行させ定点滞空試験・ミッション試験を行う「定点滞空・ミッション試験」

を順次実施することにした。試験期間は 5 月から、雪が降り始める 11 月末程度までを目処とし、同じ試験を複数回実施する場合も考慮し、20 回程度の飛行を想定した。

大日程と実績を表 3.1-1 に示す。

試験名称と実施内容(案)を表 3.1-2 に示す。

飛行船システムの概要やスケジュール、試験実施手順(案)を含む試験計画書を作成し、実験隊の正式文書とし、また航空局への飛行許可申請では前述の試験計画書をもとに、各段階(第1段階、第2段階、第3段階)ごとの試験計画書を作成した。

各種要因により実際の飛行試験は大日程とずれていき、また試験途中での航空局との調整などにより試験空域が変更になるなどしたため試験途中で適宜飛行試験計画書の改訂を行った。

(2) 試験方案

計画書に基づき、試験目的、人員配置、試験機コンフィギュレーション、試験条件、試験手順を定めた試験方案を、航空局申請に合わせて作成した(3.1.3 項(2)～(4))。試験方案の一例が付録 C の試験手順書に含まれている。

これをもとに具体的な手順やそれぞれの実施予定時刻を設定した試験手順書を、試験ごとに作成し、実際の試験に移行した。

(3) 作成文書

試験計画及び試験方案は下記文書として作成した。

- a. 定点滞空飛行試験計画書, SPF-飛-6-03-008(初版から改訂 E まで)
- b. JX0107 定点滞空試験機 第1段階浮上試験(その2)[地上取扱総合試験]計画書及び試験方案
- c. JX0107 定点滞空試験機 第2段階飛行試験[基本特性確認試験]計画書及び試験方案
- d. JX0107 定点滞空試験機 第3段階飛行試験[定点滞空・ミッション試験]計画書及び試験方案

表 3.1-1 定点滞空試験大日程と実績

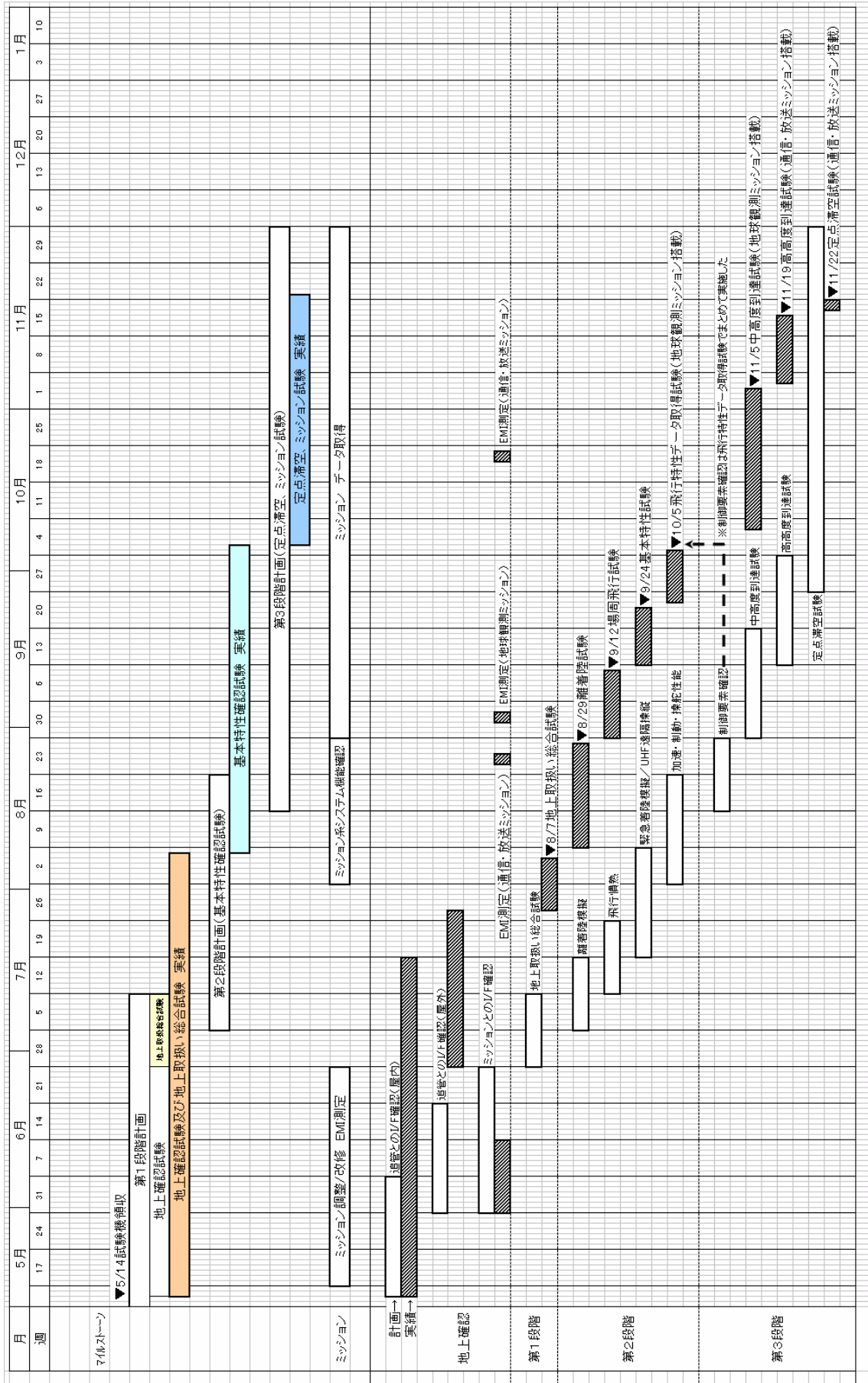


表 3.1-2 飛行試験計画

	試験番号	試験名称	試験方法・内容	次の試験に進むための条件
地上確認試験	1-1	追管とのインターフェース確認試験(屋内)	<p>ハンガー内で飛行試験システム(飛行船、追跡管制系、地上支援設備)相互の接続を含む機能確認を実施する。</p> <p>追跡管制系との接続は、信号強度によるマルチパスの影響を避けるため、最初は有線を実施する。</p> <p>このほか、ハンガー内の外乱の無い状況での試験を行い、飛行船のバロネット容積や、付加質量データの追加取得を行う。</p>	<p>・飛行試験システム(飛行船システム、追跡管制システム、地上支援機材、ミッション機器)全体が、相互の電磁干渉のもとに、その機能確認ができること。</p> <p>・飛行船の地上ハンドリングに慣熟すること。</p>
	1-2	追管とのインターフェース確認試験(屋外)	<p>ハンドリングエリアで飛行試験システム(飛行船、追跡管制系、地上支援設備)相互の接続を含む飛行試験システムの機能確認を実施する。</p> <p>飛行船をマスターカーを用いて旋回させるなどとして、アンテナパターンの確認を行う。</p> <p>管制棟から試験機の視認性の確認(遠隔操縦者含む)や、地上運用の慣熟を行う。</p> <p>このほか、気象条件の適合時に試験機を実験場に係留し、スーパージェット(S.H)、スーパークール(S.C.)特性データの追加取得を行う。</p>	
地上取扱い総合試験	1-3	ミッションインターフェース確認試験	<p>ハンガー内やハンドリングエリアでミッション系を含む飛行試験システムを動作させ、各サブシステムの動作状況の確認により、ミッション系との電磁干渉を確認する。</p>	
	1-4	地上取扱い総合試験	<p>全システムを動作状態にして、ハンドリングエリアまで飛行船を引き出し、マスターカーから飛行船をはずし、地上要員がラインを保持した状態で、浮力制御により浮揚・降下を行う。</p> <p>浮揚状態で推進器を差動動作させるなどとして、機体を旋回させ、電波状態の確認を行う。</p>	

試験番号	試験名称	試験方法・内容	次の試験に進むための条件
2-1	離着陸試験	<p>ハンドリングエリア周辺で、Heavy 状態で推カベクタリングや推力差動等で浮上、降下を行う。</p> <p>遠隔操縦による離陸・上昇・旋回・降下・着陸を行う。 操縦員の慣熟を行なう。</p>	<p>・非常系の運用に慣熟すること。 ・離陸・回収に関する遠隔操縦に慣熟すること。</p>
2-2	場周飛行試験	<p>飛行パターン(案) 風上方向に 3km 程度進出(ノミナル海上)する。到達高度は 300m 程度とする。 旋回した後、降下・着陸する。</p>	
2-3	基本特性試験	<p>遠隔操縦による上昇・降下・旋回、推進器差動による旋回、バロネットによる姿勢制御などの基本的な操縦機能の確認を行う。 遠隔操縦 (CAS なし) で、推力操作、バロネット操作で非常系での操縦模擬、離着陸模擬を行う。 可能な範囲で機体応答データを取得する。 離着陸を含む、飛行慣熟を行う。 非常系使用時の手順の確認を行う。 Direct モード、CAS モードへの切替、自律飛行の確認 ・飛行パターン(案) 場周経路を周回飛行する。 飛行高度は 300m 程度とする。</p>	

基本特性確認試験

試験番号	試験名称	試験方法・内容	次の試験に進むための条件
2-4	飛行特性データ取得試験	<p>CASモードから自律モードへの切替、自律モードによる場周+定点滞空飛行、自律モードからCASモードへの切替、</p> <p>遠隔操縦により種々の要素の飛行を行い、飛行船の性能・特性データを取得する。</p> <p>ミッション系を搭載し、その動作確認を行う。</p> <p><u>飛行パターン(案)</u></p> <p>離陸</p> <p>→風上(通常は海上方向)への上昇・進出</p> <p>→180度旋回</p> <p>→加速・減速</p> <p>→操舵応答(縦)</p> <p>→操舵応答(横)</p> <p>→180度旋回</p> <p>→操舵応答(縦)</p> <p>→操舵応答(横)</p> <p>→180度旋回</p> <p>→バロネットによるピッチアップで上昇</p> <p>→水平飛行</p> <p>→180度旋回</p> <p>→バロネットによるピッチダウンで降下</p> <p>→180度旋回</p> <p>→ウエイオフ</p> <p>→着陸</p>	<p>飛行船の基本特性や性能に関するデータ、センサ校正データを取得できること。</p> <p>・ミッション系の動作確認ができること。</p>

	試験番号	試験名称	試験方法・内容	次の試験に進むための条件
定点滞空・ ミッション試験	3-1	中高度到達試験	中高度(約2000m)での自律飛行 飛行データ取得 <u>飛行パターン(案)</u> ウエイポイントに沿った自律飛行 搭載ミッション系に必要なWPTを含める。	
	3-2	高高度到達試験	高高度(約4000m)までの自律飛行 飛行データ取得 <u>飛行パターン(案)</u> ウエイポイントに沿った自律飛行 搭載ミッション系に必要なWPTを含める。	
	3-3 ～ 3-6	定点滞空試験	定点滞空飛行 (目標高度約4000m) 飛行データ取得 <u>飛行パターン(案):地球観測ミッション</u> <u>ウエイポイントに沿った自律飛行</u> 交通流計測のため、大樹町多目的公園滑走路ま たは国道を下方視界に入れるようにする。 <u>飛行パターン(案):通信・放送ミッション</u> 通信放送実験のため、指定された地上局からの 仰角(45度または60度)の範囲に定点が入るよう にする。	

3.2 飛行試験実施条件

(1) 気象条件全般

安全審査フェーズB(平成16年6月15日実施)の段階では、以下の理由により、表 3.2-1 の(旧)に示すように、試験実施条件を安全側に設定し、審査委員から了解を得ていた。

- ・ 運用実績がないために、実際の機体特性が把握できていなかった。
- ・ 実機を用いた屋外での運用訓練が十分でなく、地上クルーの練度に不安があった。

中高度到達試験(P3-1)までその条件で試験を実施したが、その後の地上確認試験と飛行試験の実績を積み重ねることにより、実際の機体特性が把握でき、地上クルーの練度も向上したので、これまでの試験実績を踏まえつつ、ミッションからの要求を考慮して、適正な条件として、同表の(新)のように再設定し、高高度到達試験(P3-2)と定点滞空試験(P3-3)を実施した。以下に、経緯の詳細を示す。

表 3.2-1 定点滞空飛行試験 飛行試験条件

運用フェイズ	時間帯	風向・風速条件 (風速は10分間平均)	天候条件
ハンガーイン ハンガーアウト	(旧)H/Oは日没3時間前 (高高度飛行実施時は5時間前)までの任意の時間帯。H/Iは飛行終了後任意の時間帯まで。 (新)条件削除 (改訂理由)運用の時間帯は安全に関わらない。	(旧)地上風速 $2\text{m/s}^{1)}$ 以下で全方位。または地上風速 3m/s 以下で風向 $45^\circ \sim 135^\circ$ (新)地上風速 3m/s 以下で全方位。但し、ハンガー扉付近の局所風に十分注意を払うとともに、クルーチーフのアドバイスに従う。 (改訂理由)地上クルーの練度が向上した。風向より局所風が問題になることが判明した。	降雨、(霧)が無いこと。
地上 ハンドリング	(旧)H/Oより離陸運用に移行するまで、及び着陸よりH/I条件が整うまで。 (新)条件削除 (改訂理由)運用の時間帯は安全に関わらない。	(旧)地上風速 3m/s 以下で全方位。 (新)地上風速 5m/s 以下で全方位。但し、局所風に十分注意を払うとともに、クルーチーフのアドバイスに従う。 (改訂理由)地上クルーの練度が向上した。	降雨、(霧)が無いこと。
離着陸運用	(旧)離陸は離陸準備終了より日没2時間前(高高度飛行実施時は4時間前)まで。着陸は日没まで。 (新)離陸は日の出以降、着陸は日没まで。 (改訂理由)運用の時間帯は安全に関わらないので、航空法上の制約に限定する。	(旧)地上風速 2m/s 以下で全方位または地上風速 4m/s 以下で風向 $0^\circ \sim 45^\circ$ または $225^\circ \sim 360^\circ$ (新)地上風速 5m/s 以下で全方位。 (改訂理由)地上クルーの練度が向上した。離着陸場として実験場北の保安地区を確保し、風向に関わらず格納庫を避けた離着陸が可能になった。	雲底の高さが高度 300m 以上であり、降雨、(霧)が無いこと。
低高度飛行	(旧)離陸より日没前1時間まで (新)空域が確保されているおり、日没までに着陸が可能な時間帯まで。 (改訂理由)運用の時間帯は安全に関わらないので、航空法上の制約に限定する。	(旧)高度 300m の風速が 10m/s 以下で全方位。 (新)高度 300m の風速が 13m/s 以下で全方位。但し速度性能に対する余裕が小さい場合は空域を逸脱しないように注意すること。 (改訂理由)飛行試験結果に基づき推算した最大速度に設定。	雲底の高さが高度 300m 以上であり、降雨、(霧)が無いこと。

高高度飛行	(旧)離陸より日没 2 時間前まで (新)空域が確保されているおり、日没までに着陸が可能な時間まで。 (改訂理由)運用の時間帯は安全に関わらないので、航空法上の制約に限定する。	(旧)高度 4000m の風速が 10m/s 以下で全方位。 (新)高度 4000m の風速が15m/s 以下で全方位。 但し速度性能に対する余裕が小さい場合は空域を逸脱しないように注意すること。 (改訂理由)飛行試験結果に基づき推算した最大速度に設定。	中下層雲量が 3 以下であり、降雨(霧)がないこと。
-------	--	--	----------------------------

安全審査フェーズBに於いては、「特に陸上を飛行する際に2フェールセーフ(2fail safe)を保証するため、その場で落下した場合に地上の人間および人間を収容する物件等に被害を与えないため、民家等の物件の直上を避けて飛行するほか、非常降下時にガスが抜けるまで風に流される可能性があることを考慮し、現在地から降下角 45 度以内に当該物件が存在しないようなコースを選んで飛行し、やむを得ざる場合には極力速やかに航過すること」としてきた。

中高度到達試験(P3-1)に於いても、陸上の定点滞空地点を実験場北東の湿地帯上空に設定することにより、降下角 45 度+定点滞空精度及び風に流されることに対する余裕を確保しつつ、ミッション側の要求を満足させることができた。しかしながら、通信放送ミッションは、常設機材が管制棟屋上に設置されており、機器の特性上も、実験場直上での定点滞空が必須である。2フェールセーフは保障されないが、以下の理由により、安全上の問題はないと判断できるので、高高度到達試験(P3-2)以降に於いては、この条件を解消することを、定点滞空・ミッション試験移行前確認会(平成16年11月9日)に於いて提案し、安全審査の委員から意見を聞くことを条件に了承された。安全審査の委員2名からは、2フェールセーフは崩すべきではないという意見が出されたが、通常の航空機と同様、定期整備、飛行前整備/点検、飛行後の整備/点検の組み合わせにより、信頼性と安全性を確保している点が、ロケット等一発ものとの大きな違いであること等を説明し理解が得られた。

- ・ 飛行実績を重ねることにより、船体構造の健全性及び構造上許容された範囲内で飛行できることが確認された。
- ・ 地上の人間及び人間を収容する物件等に被害を与える事故の可能性が十分小さい。
 - 6月25日の開発完了及び飛行試験移行前確認会の「定点滞空試験機設計の概要」3. 8項によれば、定点滞空試験機の(安全に帰還できる)故障(1 fail)の確率は 5.14×10^{-4} ($=1-99.9486/100$)。更に故障が発生し(2fail)で機体を緊急降下させざるを得なくなる確率は、これに、もう1系統が故障する確率として、最も信頼性の低い系統が故障する確率 1.75×10^{-4} ($=1-99.9825/100$)を掛けた 9×10^{-8} ($=5.14 \times 10^{-4} \times 1.75 \times 10^{-4}$) 以下である。これは、航空機の「搭乗者の一部に負傷者または死者がでる故障に対する設計基準 10^{-7} 以下」を満足するレベルであり、その観点から飛行許可を航空局から得ている。
 - 実験場周辺は人口過疎地であり、緊急降下が即座に地上の人間及び人間を収容する物件等に被害を与える事故にはつながらない。定点滞空高度4kmに対し45度の降下角範囲に定点滞空精度/風の影響に対する余裕1kmを考慮した半径5kmの円内に、民家等は50軒程度である。従って、定点滞空試験機が、これらの民家等の上に落下する確率は(民家等を大きめの $1400\text{m}^2 \approx 400$ 坪、但し飛行船は点と仮定すると) 28.9×10^{-4} ($=50 \text{ 軒} \times 1400\text{m}^2 / 5000\text{m} / 5000\text{m} / 3.14$)、これからの試験時に予想される西から北西の風で海側に流されることを考慮すると更に確率は小さくなる。

- 以上、定点滞空試験機が地上に墜落し、地上の人間及び人間を収容する物件等に被害を与える確率は、これらの積から 10^{-10} 以下と十分に小さい。

(2) 離着陸時の気象条件

離着陸試験 (P2-1) では、垂直離着陸後に短い場周飛行を実施する計画であったが、離陸の段になって、西よりの風のため格納庫に向かった離陸となり、格納庫が障害となって危険であることが判明し、離陸を断念せざるを得なかった。場周飛行試験 (P2-2) 以降は、表 3.2-2 に示す、風向と離陸場所の組み合わせ制限を追加することにより、安全を確保しつつ飛行の機会を失しないようにした。実際の飛行に於いては、実験指揮者が、表の内容をまとめた図 3.2-1 を利用することにより、迅速且つ的確に判断できるようにした。

表 3.2-2 試験離陸時の風向と離陸場所制限-GoNoGo 判定表 (P2-2 以降)

風向 (磁方位)	離陸場所	GoNoGo	地上運用	備考
(0°) ~ 220°	ハンドリングエリア東端付近 (@ 船首) から離陸	Go	問題なし	機体 (飛行船特有) の不安定性、風向変化による揺らぎを考慮し、障害物 (飛行実験棟アンテナ) に対し水平面で約 20° の余裕を確保した 220° の方位について FLOPS で確認済。
270° ~ 290°	ハンドリングエリア東端付近 (@ 船首) から保安地区との境界付近に移動して離陸	Go	問題なし	ハンドリングエリア東端の保安地境界付近に移動することで、障害物 (格納庫) に対し水平面で約 20° の余裕を確保する。
290° ~ (0°)	ハンドリングエリア東端付近 (@ 船首) から離陸	Go	問題なし	機体 (飛行船特有) の不安定性、風向変化による揺らぎを考慮し、障害物 (格納庫) に対し水平面で約 20° の余裕を確保した 290° の方位について FLOPS で確認済。
250° ~ 270°	滑走路西端付近 (@ 船首) から離陸	Go 但し風向変化大きく、離陸場所まで移動不可の場合は NoGo	風向変化が大きくなければ運用可能	滑走路の ±10° の範囲。前方にオーバーランエリア (約 300m) が確保できるので、Aborted takeoff に対応可能。
220° ~ 250°	滑走路西端付近 (@ 船首) から離陸	Go 但し風向変化大きく、離陸場所まで移動不可の場合は NoGo	風向変化が大きくなければ運用可能、220° 付近の風向の場合は離陸場所を北に移動 (最大 20m)	滑走路南側の段差に向かって離陸、前方に距離が確保できないので Aborted takeoff に対応不可能。

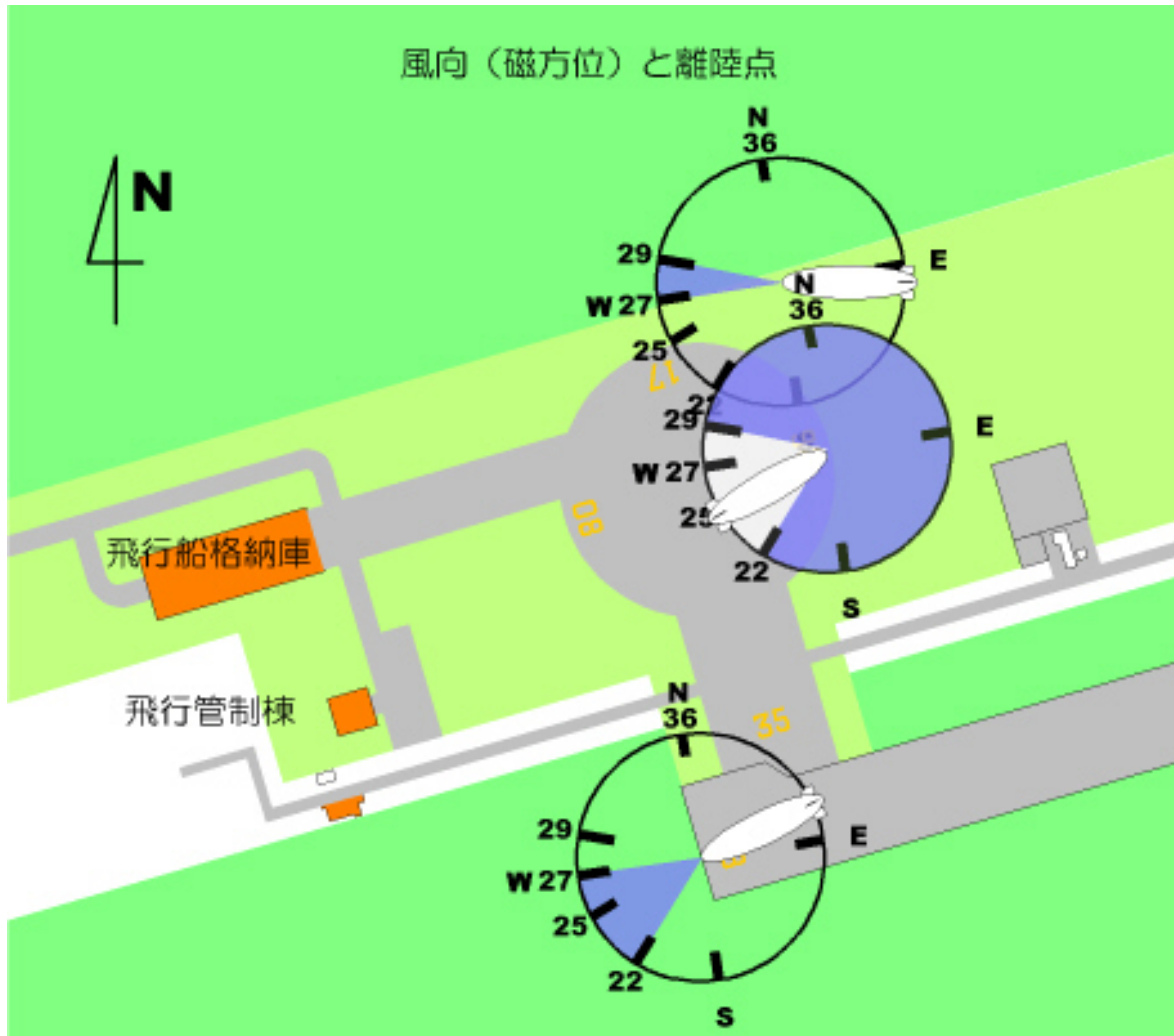


図 3.2-1 試験離陸時の風向と離陸場所制限

3.3 試験スケジュール

3.3.1 実績

定点滞空試験機の完成(5月14日納入)以降、NICT 開発の追跡管制設備とのインタフェースの検証を目的とした地上機能確認試験を含む飛行試験の日程を計画した。飛行試験の最終目的である定点滞空、ミッション試験の可能時期は、北海道大樹実験場の気象条件等を配慮して11月末を限度と想定し、それまでに、試験機の飛行特性やミッション機器との組合せ機能確認等を行いながら、段階的に飛行領域を拡大する計画であった。実績としては、インタフェースの不整合等に伴う不具合対策により、地上機能確認試験で約1か月程度スケジュールが遅れたが、その間、飛行手順の調整並びに地上無線操縦者、地上クルーの訓練を実施して飛行試験の準備に万全を期すことができた。8月9日に飛行試験の準備の総仕上げとして地上取扱総合試験を実施し、第1段階の飛行試験が終了した。第1段階の飛行試験の終了を反映して、試験機の基本的な飛行特性を確認する第2段階以降のスケジュールの見直しを行った。図3.3-1に、見直し後のスケジュールの詳細を示す。試験スケジュールの計画において、気象条件に左右される飛行日を設定することは難しいが、各飛行前後の作業をパターン化して標準的な日数を設定した。図3.3-1では、1フライト当たりの標準日数を7日(休日を除く)として計画したが、飛行試験の実績を踏まえて、適宜見直しを実施した。3.3.2項に1フライト当たりの標準スケジュールを、3.3.3項に詳述した。

第2段階の飛行試験は、4回行って試験機の基本特性を確認した。気象条件が悪かったこと(4日延期)と不具合対策等により、8日遅れであった。第3段階に入って、中高度到達試験が、2度の離陸中止により約1月遅れとなったが、11月19日、22日と気象条件に恵まれて、定点滞空試験を実施することができた。この試験の結果、所期の目的が達成されたことから、11月25日に撤収作業を除き、大樹実験場での飛行試験作業が終了した。結果として、合計7回の飛行試験は、当初計画どおり、11月末までに完了している。

図 3.3.1-1 飛行試験スケジュール計画と実績(計画口、実績■)

マイルストーン	7月			8月			9月			10月			11月			12月		
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	1	2	3	4	5	6
1 航空機説明(立派乗)																		
1-1 エンジン分解試験																		
1-2 主翼分解試験																		
2 安全確認(机上安全)																		
3 空機受渡(飛行安全)																		
4 地上試験機																		
5 地上試験機運送(機庫内)																		
6-1 地上試験機運送(機庫外)																		
6-2 地上試験機運送(機庫外)																		
7-1 飛行試験機運送(機庫内)																		
7-2 P2-1機新機試験																		
7-3 P2-2機新機試験																		
7-4 P2-3機新機試験																		
7-5 P2-4機新機試験																		
7-6 P2-5機新機試験																		
7-7 P2-6機新機試験																		
7-8 P2-7機新機試験																		
7-9 P2-8機新機試験																		
7-10 P2-9機新機試験																		
8-1 ミッション																		
8-2 ミッション																		
8-3 ミッション																		
8-4 ミッション																		
8-5 ミッション																		
8-6 ミッション																		
8-7 ミッション																		
8-8 ミッション																		
8-9 ミッション																		
8-10 ミッション																		
8-11 ミッション																		
8-12 ミッション																		
8-13 ミッション																		
8-14 ミッション																		
8-15 ミッション																		
8-16 ミッション																		
8-17 ミッション																		
8-18 ミッション																		
8-19 ミッション																		
8-20 ミッション																		
8-21 ミッション																		
8-22 ミッション																		
9-1 機新機試験																		
9-2 機新機試験																		
9-3 機新機試験																		
9-4 機新機試験																		
9-5 機新機試験																		
9-6 機新機試験																		
9-7 機新機試験																		
9-8 機新機試験																		
9-9 機新機試験																		
9-10 機新機試験																		
9-11 機新機試験																		
9-12 機新機試験																		
9-13 機新機試験																		
9-14 機新機試験																		
9-15 機新機試験																		
9-16 機新機試験																		
9-17 機新機試験																		
9-18 機新機試験																		
9-19 機新機試験																		
9-20 機新機試験																		
9-21 機新機試験																		
9-22 機新機試験																		
9-23 機新機試験																		
9-24 機新機試験																		
9-25 機新機試験																		
9-26 機新機試験																		
9-27 機新機試験																		
9-28 機新機試験																		
9-29 機新機試験																		
9-30 機新機試験																		
9-31 機新機試験																		
10-1 機新機試験																		
10-2 機新機試験																		
10-3 機新機試験																		
10-4 機新機試験																		
10-5 機新機試験																		
10-6 機新機試験																		
10-7 機新機試験																		
10-8 機新機試験																		
10-9 機新機試験																		
10-10 機新機試験																		
10-11 機新機試験																		
10-12 機新機試験																		
10-13 機新機試験																		
10-14 機新機試験																		
10-15 機新機試験																		
10-16 機新機試験																		
10-17 機新機試験																		
10-18 機新機試験																		
10-19 機新機試験																		
10-20 機新機試験																		
10-21 機新機試験																		
10-22 機新機試験																		
10-23 機新機試験																		
10-24 機新機試験																		
10-25 機新機試験																		
10-26 機新機試験																		
10-27 機新機試験																		
10-28 機新機試験																		
10-29 機新機試験																		
10-30 機新機試験																		
10-31 機新機試験																		
11-1 機新機試験																		
11-2 機新機試験																		
11-3 機新機試験																		
11-4 機新機試験																		
11-5 機新機試験																		
11-6 機新機試験																		
11-7 機新機試験																		
11-8 機新機試験																		
11-9 機新機試験																		
11-10 機新機試験																		
11-11 機新機試験																		
11-12 機新機試験																		
11-13 機新機試験																		
11-14 機新機試験																		
11-15 機新機試験																		
11-16 機新機試験																		
11-17 機新機試験																		
11-18 機新機試験																		
11-19 機新機試験																		
11-20 機新機試験																		
11-21 機新機試験																		
11-22 機新機試験																		
11-23 機新機試験																		
11-24 機新機試験																		
11-25 機新機試験																		

3.3.2 1 フライト当たりの標準スケジュール

(1) スケジュールの流れ

1 フライト辺りの標準スケジュールの流れについて述べる。

飛行試験は、計画→入力→点検→試験→後処置で実施される。

具体的な項目を以下に示す。

計画:飛行方案・手順確認, TASK BRIEFING (以下 T/B)

入力:FLOPS シミュレーション, 飛行計画データの入力(通信・計測班含む),

点検:FCC 搭載後統合点検(電気系), エンジン定期運転,

飛行前点検(コンフィグレーションチェックリスト確認)

試験:飛行試験

後処置:データ整理, 飛行後点検, TASK REVIEW(以下 T/R)

これ以外にも、浮力系作業(ヘリウム充填など), 訓練(リハーサル), ミッション班作業等がある。

各デイリースケジュールを(2)項に示す。

フライトスケジュールを図 3.3.2-1 に示す。

実際の運用時には、不具合対応(確認試験含む)や天候条件により日程を調整している。

a. 標準スケジュールの確定

当初、飛行試験スケジュールは富士重工業(株)の提案により9日間サイクルをベースとした。

しかし、スケジュールには実際の作業項目が不確定な要素が多く飛行試験毎に追加・調整を行った。

追加・調整内容を以下に述べる。

(a) FCC(FCP)飛行計画データ入力

飛行計画データ(FCP 含む)は飛行試験ごとに異なり、これらの調整・作業が必要となった。特に飛行制御に関わる項目は FLOPS シミュレーションの確認も必要なため約 1.5 日の工数を必要とした。(FCP 改修の場合は別途数日必要となる。)

(b)項の FCC 搭載後点検のため Y-2 に FCC を搭載するため入力作業は Y-3 で実施した。時間的な余裕がなく FCC 担当は残業等で対応した。

(b) FCC 搭載後点検

初期の飛行試験においては、FCC 搭載は飛行試験当日に行われていた。これは(a)項での調整・作業が飛行試験の直前まで行われたためである。このため、FCC 搭載後のコンフィグレーション確認(動作試験)は、当日の機体準備作業が兼ねており不具合発生時の日程へのインパクトが大きかった。

このため、事前に FCC 搭載後点検を実施する日程とした。

ただし、点検には電源系・推進系・操縦系などの実動作を伴い電気系点検→機械系点検によってハード的な不具合がないかを確認するため飛行前点検(コンフィグレーションチェックリストの確認)の前に実施した。

(c) リハーサル

初期の計画ではリハーサルを日程内に考慮していたが、成層圏滞空飛行試験のように全体リハーサルの意味合いが少なく運航(実施責任者・飛行安全・地上無線操縦者)、通信・計測班、地上クルーはそれぞれ別々に訓練として実施した。

また、全体リハーサルは地上取り扱い総合試験により度重なる不具合で完熟されており後の飛行試験では省力化した。

異常対応訓練等が不足がちであったが、飛行試験当日の全体ブリーフィングで周知すると共に異常対応担当個別での訓練を別途実施した。

(d) データ整理・T/R

飛行試験後の膨大なデータをレビューするには約1日必要であった。しかし、並行して飛行後点検・エンジン定期運転を実施したため、担当によっては作業量が飽和してしまった。

このため、データ整理は飛行試験中に起きた不具合や次フライトへの影響に特化したクイックレビューとし Y+1 で T/R まで実施した。

項目	Y-4		Y-3		Y-2		Y-1		Y-0		Y+1		Y+2		Y+3		Y+4		
	AM	PM	AM	PM	AM	PM	AM	PM	AM	PM	AM	PM	AM	PM	AM	PM	AM	PM	
(1) 班長会議(実験Go/NoGo判断)																			
(2) 飛行方案・手順確認																			
コンフィギュレーションチェックリスト作成																			
コマンド一覧表作成																			
遠隔縦装置セッティング表作成																			
(3) T/B																			
(4) 機体整備																			
FLPOSシミュレーション																			
飛行計画データの(FCCへの)入力																			
FCC搭載後点検																			
非常系(非常降下系含む)確認																			
GPSゾンデ交換																			
コンフィギュレーションチェックリスト確認																			
ミッション機器搭載・取り外し																			
(5) エンジン定期運転																			
No.1 EG チェックラン																			
No.2 EG チェックラン																			
(6) ヘリウム補充・リフレッシュ作業(適宜)																			
(7) リハール																			
飛行管制棟要員																			
地上無線操縦者																			
地上クルー																			
(8) 飛行試験																			
随伴機																			
(9) 飛行後点検・整備																			
(10) T/R(データデビュール含む)																			
(11) 不具合対策・処置																			

図 3.3.2-1 フライトスケジュール

(2) 各デイリースケジュール

a. 1 日目 (Y-4) : 飛行方案・手順確認

飛行方案の調整, 手順書ドラフト版作成等を実施する。(地上無線操縦者, ミッション班)

調整が不要(既存の方案・手順書をそのまま流用)な場合は省略する。

また, エンジン定期運転は適宜実施する。

(前フライトの休日が 1 日の場合や方案調整が不要の場合は, Y+1 の定期運転で 5 日間サイクルを維持できるため実施不要となる。)

実際の飛行試験では, 不具合対策などが並行して実施されたため 2~3 日程度の日程を必要とした。

また, FCP など改修により確認試験が必要な場合は, 飛行試験に移行する前に別途 T/B, T/R を開催した。

b. 2 日目 (Y-3) : T/B

T/B を実施する。(各班代表で試験目的や手順等の確認を行う。)

T/B において飛行試験移行が確認されると各班は飛行試験コンフィグレーションの点検に移行する。

FCC 関連は, FCP 改修があった場合は, この日までにインストールする。

また, 並行して FLOPS シミュレーションを実施し飛行計画データ入力に移行する。

FLOPS シミュレーションは実時間であるため高高度飛行においては数時間の時間を要する。

これは, 地上無線操縦者をはじめ飛行試験技術班, 通信・計測班, (一部ミッション班)も参加した訓練を兼ねていた。

当初は, Y-3 班長会議(実験 Go/NoGo 判断)を開催したが気象予測の精度(数値データは 48 時間前から)や, 機体整備状況が確定していないため廃止した。(致命的な不具合により日程に大幅な遅延が生じるときや上層風の回復の見込みがない場合等は, 実験責任者(代理含む)の臨時招集により日程調整を実施した。)

c. 3 日目 (Y-2) : ミッション機器搭載, 機体整備

ミッション機器を搭載する。(これ以降に搭載するタイミングはない。)

地球観測ミッションの場合は, 1553B バス通信を使用するために, この後の統合点検において通信確認も行う。

機体側整備は, FCC (FCP 改修, 飛行計画データ入力)搭載後に機体電源を投入しコンフィグレーションの確認を行う。

なお, FCC 搭載後点検, 非常系(非常降下系含む)確認, GPS ゾンデ交換・点検, ミッション搭載後確認は, 統合し一度に点検を行う。(統合点検)

これ以降, 電気系コンフィグレーションを変更した場合は, 再度その箇所の点検を必要とする。

FCC 搭載後点検は, 飛行前点検(コンフィグレーションチェックリストの確認)に移行する。

Y-2 班長会議(実験 Go/NoGo 判断)を開催し機体の整備状況(各班), 48 時間前数値データ等から飛行試験実施時間帯などを検討する。

気象予測の精度から Y-2 で詳細決定はなく機体側で致命的な不具合等はない限り NoGo 判定にはならない。

d. 4 日目 (Y-1) : 機体整備

コンフィグレーション確認を継続する。

エンジン定期運転は、5 日間サイクルと飛行試験が天候不良等で延期されることを考慮する。

エンジン定期運転は、地上操作パネルからの制御となり FCC 接続はしない。(FCC 搭載後点検と統合は出来ない。)

また、エンジン系は実動作を伴うため飛行前点検は定期運転後となる。(飛行前点検を中断する。)

当初は、飛行前点検は 1.5 日程度必要とし Y-0 開始前作業も数時間必要としたが、手順見直し・習熟等により Y-1 で完了する。

また、Y-1 班長会議(実験 Go/NoGo 判断)は、最終的な飛行試験時間帯の決定を行う。(ただし早朝になった場合は再度翌日夕方に実施する。)

また、Go 判定となった場合、予測風シミュレーションを実施する。

これは気象班から提供される実際の当日予測風を FLOPS シミュレーションに入力して行い、地上無線操縦者をはじめ飛行試験技術班, 通信・計測班, (一部ミッション班)も参加した訓練を兼ねていた。

e. 5 日目 (Y-0) : 飛行試験当日

飛行試験は、天候によりタイムスケジュールが変動する。

日中試験の場合は早朝からの準備作業となる。

早朝試験の場合は深夜からの準備作業となる。従って 5 日目は作業待機となり 6 日目の深夜から開始する。

この場合、5 日目の午前中は適宜準備作業(シミュレーション等)を実施する場合もある。

また、午後には班長会議で翌日早朝の天候判断等を実施する。

f. 6 日目 (Y+1) : データ整理等

データ整理, 飛行後点・整備を行う。

データ整理後 T/R を開催し飛行試験を終了する。

ミッション班は、機器の取り外しを行う。

また、飛行試験後のエンジン定期運転を実施する。次回飛行試験予定日と 5 日間サイクルを考慮し日程は調整するが、

飛行試験後のエンジンは洗浄運転が必要なことが多く極力飛行試験の翌日に実施することが好ましい。

また、致命的な不具合が発生した場合は、並行して不具合対策を検討しスケジュールの調整を実施する。

g. 7 日目 (Y+2), 8 日目 (Y+3) : 休日 (予備日)

休日。

天候不良等により飛行試験が延期された場合は振替等適宜調整する。

また、飛行試験において発生した不具合処置等に対応する。

h. それ以外の作業

(a) ヘリウム充填・リフレッシュ作業

他の整備作業と並行作業が可能であり浮力担当や圧力維持管理担当の判断で適宜実施した。

(b) リハーサル (訓練, シミュレーション)

ア. 管制棟要員訓練

飛行試験技術班と通信・計測班合同の非常時対応訓練や、ミッション班を含む飛行方案実時間シミュレーション等を実施した。

イ. 地上無線操縦者訓練

飛行方案に従ったシミュレーション以外にも訓練を目的としたシミュレーションを適宜実施した。

ウ. 地上クルー

ハンドリング訓練等適宜実施した。

また、地上クルーは、ミッション機器搭載・取り外し, エンジン定期点検 (監視要員) の支援も行っている。

3.4 飛行手順

各飛行試験は試験毎に現地実験責任者により承認された飛行試験手順書に従い実施した。手順書の主な構成は以下の通りである。

- (1) 飛行試験方案
- (2) 指揮伝達系統
- (3) 試験要員配置表(格納庫内)
- (4) 試験要員配置表(ハンドリング・飛行中)
- (5) 不時着時現場対応班編成
- (6) SOE(シーケンスオブイベント)
- (7) 試験機細部手順
- (8) フライト時非常対応手順
- (9) 通信網
- (10) トランシーバチャンネル対応表
- (11) トランシーバチャンネル配置表
- (12) トランシーバチャンネル運用諸注意
- (13) デイリースケジュール

手順書は各試験担当が航空局に提出する飛行試験方案をもとに、当日の参加者、実験実施予定時刻・時間等を調整して最終版を当日ブリーフィングまでに作成した。この手順書の SOE に沿って全体工程が進行した。気象予報その他の要因で試験時間の変更を余儀なくされた場合に、エンジン始動時刻や離着陸時刻等のイベント時刻を速やかに変更できるように、「SOE 標準時間」シートを作成した。これは、SOE に示された各工程の所要時間をまとめたものであり、これまでに実施した実測時間に基づくイベントの予定時刻を示したものである。

各班はそれぞれの作業を SOE に合わせて準備、実施、撤収等を行った。ここでは各班の詳細手順までは踏み込まず、地上作業を中心に作業の流れを記述する。

3.4.1 通常手順

ここでは、特にトラブルが発生しなかった場合の地上運用担当が実施した通常作業を示す。

(1) 試験準備

a. 飛行前、後点検

整備要領(3.9 機体整備作業 参照)に従って実施した。飛行前点検結果はマストオフ前に運行責任者に報告した。実験終了後、必要なタイミングで飛行後点検を実施した。

b. EQ 確認

工程開始の約1時間前に実施した。結果をもとにロードシート、ウェイオフシートを作成した。

c. 各種支援機材の確認、準備

準備した主な重機等を以下に示す。

ハイライダー、Zリフター、照明車(2台)、CO 消火器(2台)、バックアップ電源等

(2) 飛行試験要員の配置

運行責任者の飛行試験の開始宣言により、各班は要員配置を展開した。試験機の電源投入等の準備作業を格納庫内で行い、その後、ハンドリングエリアに搬出して試験機の離着陸作業を行った。格納庫内とハンドリングエリアに分けて、要員配置を図 3.4.1-1 及び図 3.4.1-2 に示す。特に、試験機を地上運用、監視する要員は下記のとおりである。

a. 格納庫内での要員配置

<管制棟内>

現地実験責任者	2名(正、副各1名)
運航責任者(進行管理)	2名(1名は補佐)
地上無線操縦者	2名(1名は補助者)
飛行監視	2名(エンジン1名 飛行制御1名)
非常系操縦装置操作	1名

<格納庫内>

地上運用担当	1名
指揮者(システム)	1名
指揮者(運用)	1名
クルーチーフ	1名
サブクルーチーフ	1名
工程	1名
GOP(地上運用操作パネル)	4名(エンジン2名 電源1名 記録1名)
TSC(テストセットコンピュータ監視等)	3名
CBP(サーキットブレーカパネル操作)	1名
計装/消火器操作	1名
安全(CO 確認)	2名
推進器監視	1名
船体圧力監視	3名
機体監視	1名

格納庫内でハンドリングを行わない時のハンドリング要員のミッションとして、下記作業がある。

格納庫内安全確認要員	8名 (試験機の前右 前左 後右 後左に配置)
UBC(アンビリカルケーブル)取外作業	3名
外部コンパートメント(ゴンドラ)保持	4名
昇降車操作	2名
その他作業補助	2名

格納庫

ハンドリングエリア

管制指令室

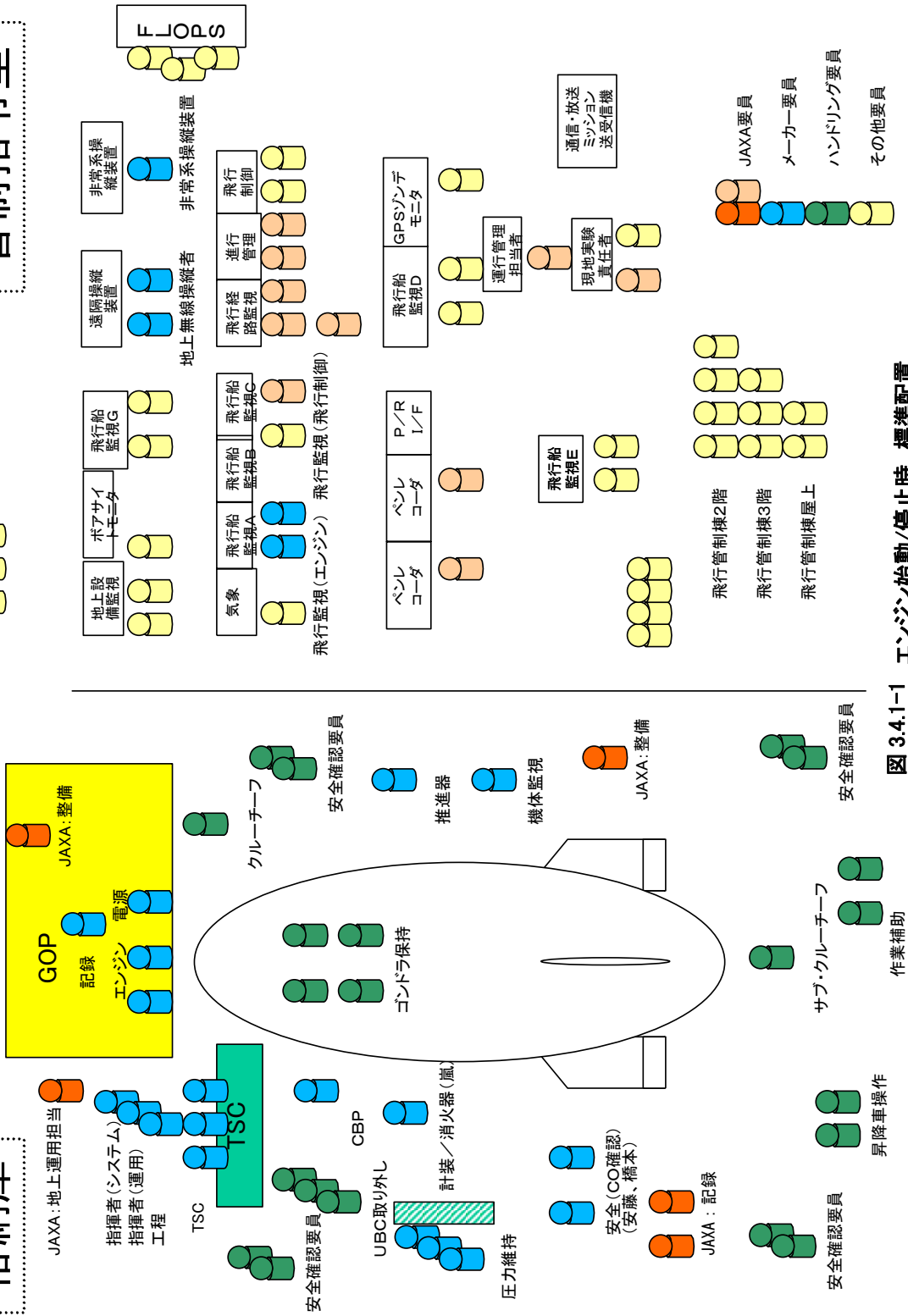


図 3.4.1-1 エンジン始動/停止時 標準配置

b. ハンドリングエリアでの要員配置

地上運用担当	1名
クルーチーフ	1名
サブクルーチーフ	1名
アシスタントクルーチーフ	1名
マストマン	1名
マストカードライバー	1名
ペンタントラインマン	1名
カーパーティ	4名
ラインマン	10名（必要に応じてカーパーティの補助をする）

ラインマンはハンガーアウト、ハンガーイン作業時はクォーターラインに付いた。ハンガー前からハンドリングエリアに移動中は各クォーターラインに3名ずつついて残りのラインマンはゴンドラに付いた。マストオフからマストオンまでの作業中はヨーラインに付いた。

このほかに作業補助として2名を機体周辺（船尾、船首）に配置した。

補助作業としては、以下がある。

テールライン保持、クォーターラインの処理、周囲安全確認、照明車操作、重機操作、ハンガー扉の操作、バラストの移動、等

安全係る作業要員

メーカー指揮者（運用）	1名
工程	1名
CO ₂ 消火器 2台	各2名
サーキットブレーカパネル操作	1名（兼務可）
アクチュエータロック操作	1名（兼務可）
アナログ記録装置、搭載ビデオ操作	1名（兼務可）
圧力維持	2名

ハンドリングエリア

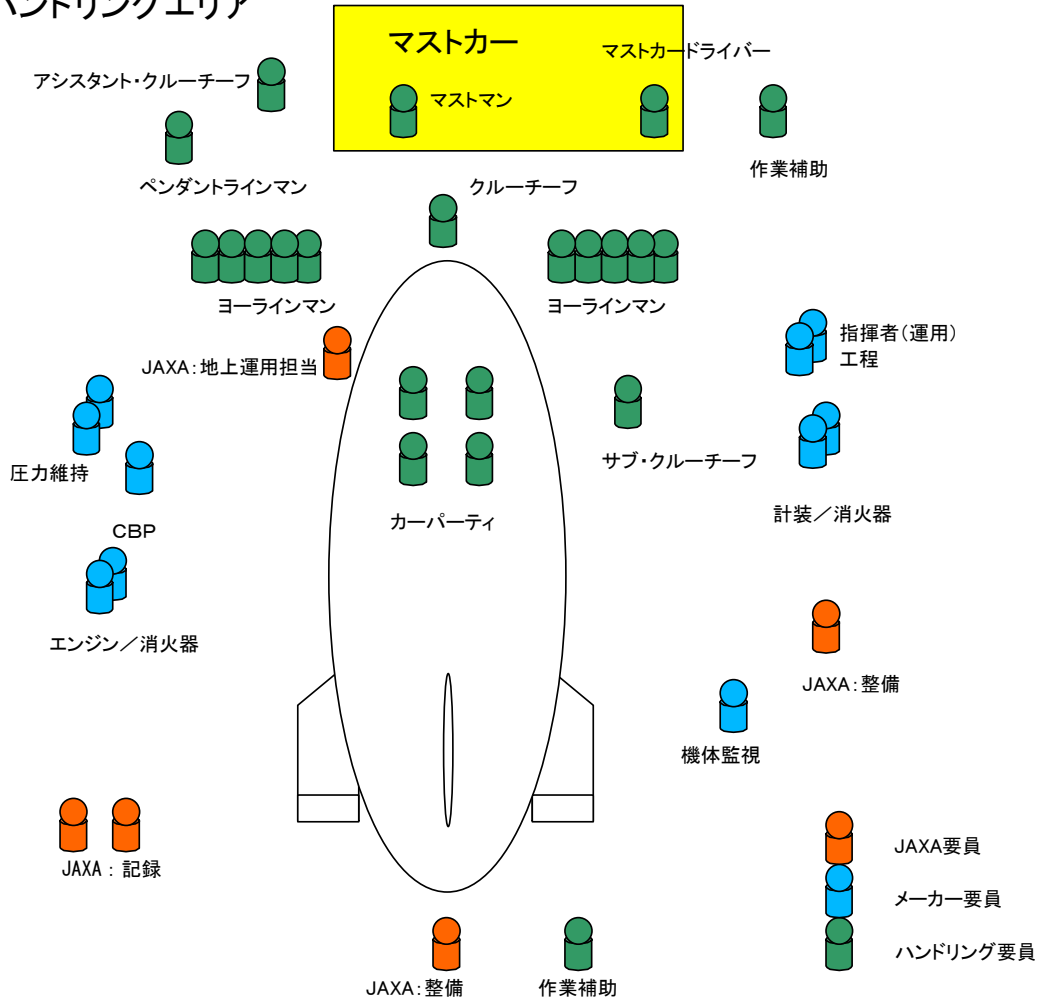


図 3.4.1-2 ハンドリング要員配置

(3) 地上運用作業の概要

ここでは、飛行試験当日に実施した地上運用手順の概要を示す。

飛行試験の指揮は、管制棟内の運航責任者が実施した。要員がそれぞれの配置に展開した後は、運航責任者との無線交信により SOE に従って作業が進行した。試験機が離陸するまでの格納庫内での試験機電源投入やシステム起動等の準備作業は、運航責任者の指示により補佐する担当者が実施した。運航責任者補佐から、地上運用担当者への作業開始指示を行い、さらに、地上運用担当者から、支援メーカ内の作業指揮者へ指示伝達を行って、作業を実施した。

格納庫内では、最初に、試験機の外部電源によるシステム起動、試験機内部の電源起動のためのエンジン始動、試験機電源の内部電源への切り替えを行った。その後、試験機の操作権を管制棟にある TTC への切り替え、推進器や舵面のビットチェック及び地上圧力維持装置の試験機からの取外等を行った。他の班との連携動作が必要でない一連の作業は、飛行試験手順書の中にある試験機細部手順書に従って行われ、作業完了後、メーカより、地上運用担当者が報告を受け、地上運用担当者より運航責任者補佐に報告することで、全体工程を把握した。

ハンガーアウトは、運行責任者補佐の指揮により地上運用担当者からクルーチーフに指示を出して作業を行った。操縦系、プレッシャーシステムチェックの後、マストオン状態での EQ 確認を行いハンガーアウトに必要なショットバラストを搭載した。ハンガー前の風を確認して、クルーを配置に付けてハンガーアウトを実行した。ハンガーアウト後、マストカーがハンガー大扉から約 100m 出たところで停止した。搭載ショットバラストをほぼ EQ になるまで降ろし機体を風見状態にしてハンドリングエリアまで移動した。

ハンドリングエリアでは運行基準、飛行規程に基づき、運行責任者補佐の指揮により地上運用担当者はクルーチーフに指示を出してマストオフまでの作業に入る。必要に応じて地上無線操縦者とクルーチーフは直接交信して作業を行う。クォーターラインの処理、マストオンの状態で EQ 調整、エンジンスロットル ACT ロックオン、推進器オン、パワーチェック、計装系アナログデータ記録開始、ビデオ記録開始を実施した。マストオフ可能なトリム状態か確認してマストオフ可能な事を運行責任者補佐に報告した。

ここで、指揮が運行責任者に移る。フライトプランの説明があり、地上運用担当者はクルーチーフに指示を出してマストオフまでの作業に入った。必要に応じて、地上無線操縦者とクルーチーフは直接交信して作業を行った。マストオフ、EQ 調整、離陸重量に調整、離陸位置に移動し、離陸した。離陸後ハンドリングエリア内のショットバラストを回収し、落とし物等がないことを確認した。運行責任者の指示により、地上運用要員は適宜休憩に入った。休憩中は非常時対応に備えて、

- a.無線をモニターする。
- b.プレハブ、格納庫から離れる時は、その旨他の要員にことわり居場所を明らかにしておく。
- c.集合をコールされてから15分以内で格納庫又は指示された場所に集合できるようにする。

ことを心がけた。

試験機が着陸態勢に入る頃、運行責任者の集合指示に従って地上運用担当は要員に集合をコールした。ハンドリングエリアに集合後、クルーチーフは地上無線操縦者と直接交信によりランディング作業に入った。クルーの展開後、ランディング、余裕があれば EQ 確認、マストオンまでを実施した。

指揮が運行責任者補佐に移った。運行責任者補佐の指揮により地上運用担当がクルーチーフに指示を出してハンガーイン作業に入った。機体を風見状態でハンガーに向けて移動した。マストカーが大扉前約 100m で停止した。必要があれば、ショットバラストにて重量を調整して、機体をハンガー軸線上まで移

動して、ハンガーインを実施した。

ハンガーイン後、クルーにて機体を固定した。電源遮断の準備、地上運用担当の指示によりメーカ指揮者がメーカ手順書に従って電源切り替え、エンジン停止、システム遮断作業を行った。アンビリカルケーブルの復帰、操作権を GOP に切り替え、エンジン停止、地上圧力維持装置取り付け、電源切り替え、機体電源停止を行った。システム遮断後、船体の固定作業を行って全体工程を終了した。その後、格納庫内でデブリーフィング、解散した。当日必要な機体の点検作業をメーカが実施した。

3.4.2 非常時手順と緊急出動班

(1) 非常時手順

非常時手順は想定される異常、不具合に対する対応を検討して、まとめたものを関係要員に周知し必要があれば訓練を施して徹底を期した。

基本的な考え方は安全審査会資料のハザード解析表をベースに網羅的に非常時事象を洗い出し、それぞれに対応策を検討したものである。これは全体の SOE 手順に合本して発行するように手順書の調整と同時に調整した。

試験毎に必要な修正があれば変更し、変更点は事前に関係要員に周知し、訓練を施して徹底を期した。また、試験開始前の全体ブリーフィングで実験隊全員に概要を周知した。

(2) 緊急出動班

3.13 項の飛行安全に示されているとおり、飛行中やむをえない場合に不時着を想定した。不時着時に地上側で対応するための要領を策定した。

a. 不時着時対応の基本方針

ここでは、不時着の最終段階としての不時着時地上対応の基本方針をまとめた。

(a) 基本条件

- i 上の安全を第一とした処置をとる。
- ii 不時着場で、機体形状を保持したまま確保し続けることは困難。
- iii また、以下の理由からも機体形状を保持し続ける必要は無い。
 - ・不時着場から再離陸し飛行することは困難
 - ・機体形状保持のままの状態を実験場に運送することは困難
- iv 5 候補不時着場全てで非常系電波リンクが確立されているわけではない現状では、電波リンクが確立している間に空中でエンベロープ切裂きを基本とする。従って、空中で、エンジン停止、燃料シャットオフバルブ閉、FCC 断、バロネット引き裂きを行い、エンベロープ切裂き廃棄を行うのを基本とする。

(b) 不時着の実行時期((1) d.の実行時期)

- i 実験場から飛行船の視線が通らなくなる
 - ii 非常系の RF 強度が許容レベルを下回る
 - iii 飛行船が所定高度を割り込む
- 上記いずれかの状態に陥る前に不時着を実行する。

(c) 不時着後の機体処置

- i 警察、消防署、航空局の指示があるまでは現場保存を基本とする。
- ii 上記 a.の範囲で安全確保のための最小限の処置は可能。

火災消火、バロネット空気による機体の暴れを防止するためのバロネット切裂き、機体の固定、等を実施する。

(d) 現場対応班の編成

<現場対応班の職務>

- i 現場安全確保、
- ii 実験隊との連絡、
- iii 一般人の立入規制、
- iv (初期の)交通整理規制、
- v 機体現場保存作業、
- vi 技術現場判断、
- vii 記録、映像記録、等

<現場対応班の構成>

現場先遣隊は、不時着場を決定する前に不時着場の現況を確認し実験隊と連絡をとり、不時着場の最終決定の情報を実験責任者へ上げるために現場に急行する。

- i 不時着場地上状況の現況確認
(不時着場の一般人、障害物、風状況、微地形、等)
- ii 現場本隊が到着するまでの、一般人の退避、初期の交通整理規制

現場本隊の構成は、以下のとおりとする。

- i 現場責任者;不時着場対応総括
- ii 現場管理 G;実験隊との連絡、一般人の立入規制、(初期の)交通整理規制、報道関係等現場対応
- iii 現場機体 G;機体現場保存作業、技術現場判断、記録、映像記録、等

(e) 必要機材

- i 移動車
- ii 消火器
- iii トランシーバー
- iv カメラ
- v 養生機材
- vi 監視用機材
- vii 工具類 etc

(f) 不時着時現場対応

- i 現場対応班の出動
 - ・不時着の可能性が出た時点で、地上風の調査、不時着場の安全及び機体状況の確認に現場先遣隊を出す。
 - ・不時着場所が決定され次第、不時着以前に現場本隊が現地で待機が原則
 - ・現場対応班の任務(4)a.を実施
 - ・現状保存の状態に保存処置
 - 現状保存期間等は関係機関の指示によるが、現状保存が昼夜に亘ることも考え監視の体制が必要である。

ii 現状保存後の対応

・回収の方法

トラック輸送が可能な単位に機体を分割し、輸送する。

・回収に必要な機材

輸送トラック、作業台、作業車、エンベロープ等切断機、工具類 等

・回収後格納庫に保管する。

(g) 海上不時着時の対応(やむを得ず海上へ不時着する場合)

・海上保安署、漁協に通報する。

・海岸で機体を監視する。

・回収の方法

海上保安庁の指示を受けて、以下具体的に対応することになる。

回収の為にタグボート等の借上げが必要になるだろうが、それまでの間は漁船等を借上げ監視にあたり、回収の情報を実験隊へ伝達することを基本とする。

b. 不時着時現場対応班の活動要領

(a) 活動の原則

i 不時着時現場対応班は緊急時の緊急臨時体制として現地実験隊に編成されるもので、現地実験隊のもとに活動する。

ii 不時着時現場対応班はSPF-飛-6-03-008-試-35『不時着時対応の基本方針』に基づき活動する。

iii 不時着時現場対応班の中に現場先遣隊を設ける。

iv 不時着時現場対応班の編成はSPF-飛-6-03-008-試-43『不時着時現場対応班編成』による。

(b) 準備作業

i 機材準備;必要機材リストを作成し、準備する。機材はハンガー内の一箇所に保管する。

ii 移動車;対応班が移動する車は前もって決定し、緊急車両であることを明示する。

緊急車両は駐車場の一角を確保し、その区域に集めて駐車しておく。

他の駐車車両は緊急移動を阻害しない駐車を徹底する。

iii 隊員の識別;隊員は不時着時現場対応班であることが分かる識別票を付ける。

(c) 不時着時現場対応班の召集

i 不時着のおそれが発生した時点で、現地実験責任者の指令で不時着時現場対応班を召集する。

ii その時点で不時着予定地の地上状況の確認等のために、現場先遣隊を派遣する。

iii 発令された時点で予め指名されている現場先遣隊員はハンガーに集合する。

iv 現場対応班責任者は機材の移動車への積込みを指示し、先遣隊を出動させる。

(e) 先遣隊の不時着予定地での作業

- i 先遣隊クルーチーフは予定地の一般人の有無、気象状況、地上障害物、電線等の有無を実験隊の地上無線操縦者へ報告し、予定地への不時着が地上安全上問題がないかどうか地上無線操縦者と協議する。
- ii これを受け、運航責任者は予定地の不時着を判断する。
- iii 予定地を変更する必要が生じた場合は、先遣隊は変更地へ移動し、上記と同様の連絡をとる。
- iv 不時着場が決定された時点で、以降、先遣隊のクルーチーフは常に地上無線操縦者と連絡を取り合い、不時着場の現況を報告する。
- v 不時着場が決定された時点で、先遣隊は周囲の監視、立入り規制、交通規制を行う。
- vi 不時着に備えた機材の準備を行う。

(f) 不時着時現場対応班本隊の合流

- i 先遣隊以外の不時着時現場対応班本隊は、不時着場が決定され次第直ちに現場へ移動する。機体が不時着場上空に到達以前に不時着場で待機する。
- ii 現場管理グループは実験隊との連絡、現場立入り規制、初期の交通整理規制、現場報道関係対応を行う。実験隊との連絡については、現場責任者と協議し分担して(機体関連は現場責任者が)行う。
- iii 現場機体グループは機体の確保、火災発生時の消火、機体現場保存、現場技術判断処置、記録、及び管理グループの支援等を行う。

(g) 海上不時着の対応(やむを得ず海上へ不時着する場合)

先遣隊が現地実験隊の指示のもとに海岸で監視にあたる。現況を実験隊に連絡する。

3.5 試験指揮系統

飛行試験と地上での準備作業に係わる指揮系統を分けて概要を示す。

3.5.1 飛行試験の指揮系統

飛行試験の作業の流れを図 3.5.1-1 に示す。作業は、実験隊組織の班として行う試験手順の確立業務と運航実施体制に基づく、飛行試験の指揮系統の2つに区分した。

(1) 試験手順の確立

試験手順は、飛行試験技術班長の指揮のもと確立した。飛行試験手順書は、地上無線操縦者による事前のシミュレーションや試験の要員配置、通信手段、試験手順SOE(シーケンスオブイベント)等の細部読合せを試験要員全員で行って、手順調整会議において必要な修正等を行って改善を重ねた。手順が確立した後、飛行試験の実施日時は、現地実験責任者及び各班長による班長会議で設定した。航空局との調整状況確認、飛行前点検結果及び試験機と追跡管制装置の準備状況(飛行試験直前のコンフィグレーション確認結果)等の報告とともに、気象班による試験前日の気象予測に基づき、安全に試験が実施できる日時を設定した。

(2) 試験指揮

飛行試験当日は、班長会議の結果を受けて、飛行前ブリーフィングを実施して、タイムスケジュール、飛行方案、手順書及び試験要員の最終確認及び安全確認等を行ない、全員が所定の配置に展開した。これ以降、図 1.4-2 に示す運航実施体制が取られ、飛行試験手順書に示されるSOE(シーケンスオブイベント)に基づき、現地実験責任者、実験指揮者及び安全主任によるGO-NOGO判断に従って、飛行試験を進めた。

飛行試験終了後は試験機を電源OFFし、安全な状態にハンガー内に格納された段階で、試験要員全員がハンガー内に集まり、その日の飛行試験の飛行後ブリーフィングを実施した。飛行試験の結果は、即日、飛行試験速報を作成し、関係機関への連絡を行った。

試験翌日以降に、タスクブリーフィング及びデータレビューを実施して、試験機の飛行後点検を含む試験結果の細部を確認した。不具合と疑わしき事象も含め、各班より全ての気付き事項が報告され、技術的な処置の判断をして、次の飛行試験の実施準備を行った。

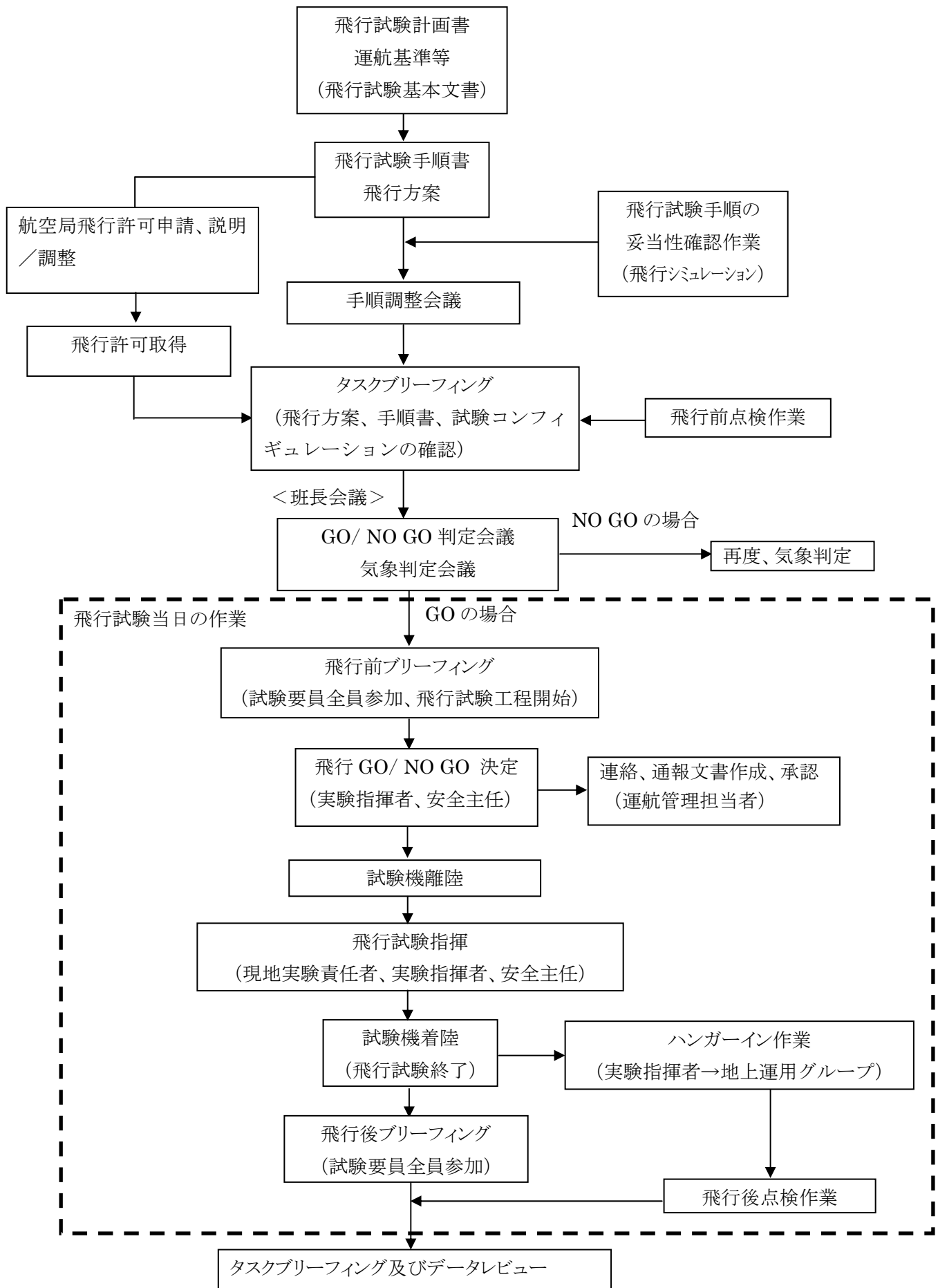


図 3.5.1-1 飛行試験の流れ

3.5.2 技術変更、不具合発生時の指揮系統

技術変更、不具合発生時の指揮命令系統を図 3.5.2-1 に示す。作業指示は、現地実験責任者の包括的な指示に基づき、飛行試験技術班長が行ない、飛行試験技術班内の工程・技術管理係が、支援業者が実施する作業の指揮を実施した。特に、技術要求に変更がある場合は、変更内容を確実に指揮命令系統に伝達するため、技術変更指示書及び不具合報告書を作成して変更内容(案)を報告し、現地実験責任者又は、軽度な変更の場合は飛行試験技術班長が変更内容の認可を行うことで、作業指示書とした。工程・技術管理係は作業指示書に基づき、作業の段取り、スケジュールの調整を行ない、支援業者への指示の徹底を図った。

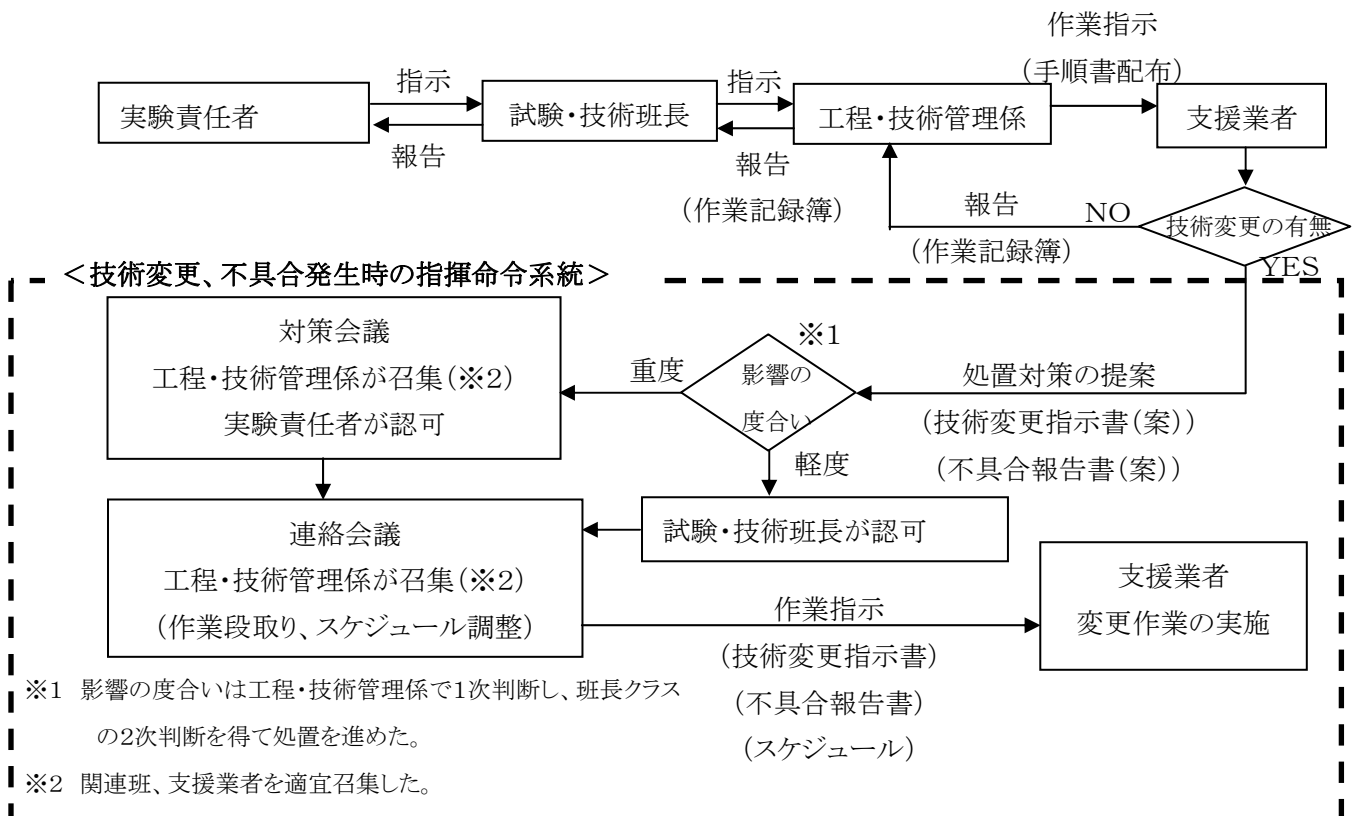


図 3.5.2-1 技術変更、不具合発生時の指揮命令系統

3.6 随伴機

(1) 随伴機の飛行目的

随伴機の飛行目的は、①定点滞空試験機周辺の空域監視、②試験時の飛行船状況監視（操舵面の状態、船体の健全性）、③映像記録、④気象状況報告、並びに⑤非常時の船体及び周辺状況把握（位置、浮遊状態、落下地点、他）にある。

地上管制司令室から飛行空域が視認範囲外になる場合には、随伴機の空域監視によって航空法第6章の衝突防止の見張り義務がはたせられる。また、非常時対応において、試験時の随伴機の待機状態を含め、海上への不時着などに対して随伴機の飛行は、即応して位置や機体状況の情報を与える。

(2) 随伴機と運用状況

随伴飛行は、本格的な飛行となった P2-3 基本特性試験から実施した。最初の随伴飛行であり随伴飛行方法を確立するために、JAXA 機が運用された。随伴機は、飛行試験技術開発センターが運航する JAXA 機と、その代替機として地元の府中エアサービス(以下、府中エアあるいは FASCO)による機体を運用した。JAXA 機は飛行試験の日程に応じて、ドルニエ機、ビーチ機、およびMH機(ヘリコプター)のいずれかが対応できるように調整され、P2-3 では他の試験で飛来場中のドルニエ機が随伴飛行した。P2-4 では随伴機を付けず、P3-1 中高度到達試験からは地元の豊頃飛行場から離着陸する府中エアのセスナ単発機が、高高度到達試験 P3-2 からは高度が 4km に達するため府中エアのセスナ双発機が対応した。随伴飛行実績を表 3.6-1 に表で示す。

表 3.6-1 随伴飛行実績

No. 試験飛行 番号	日 試験番号	機体@所有 機体番号 離着陸地	離陸時刻 着陸時刻 実飛行時間	特記事項	天気 地上気温 気圧
1 F007	2004.9.24 P2-3	Do228@JAXA JA8858 大崎滑走路	5:15 6:55 1:40	右舷降舵 の垂れ下が りを確認	晴 9° 30.26inHg
2 F008 中止	2004.10.18 P3-1中止	Sessna172M@FASCO(府中エアサービス) JA3770 豊頃飛行場	5:44 6:44 1:00	実験場上空 旋回中に中 止(試験機 経路不一致 のため)	快晴 2° 30.32inHg
3 F008	2004.11.5 P3-1	Sessna172M@FASCO JA3770 豊頃飛行場	11:44 14:54 3:10		快晴 13° 30.05inHg
4 F009	2004.11.19 P3-2	Sessna402B@FASCO JA5224 豊頃飛行場	11:40 15:40 4:00	試験機離陸 前に雲底の 高さを通報	曇 5° 29.95inHg
5 F010	2004.11.22 P3-3	Sessna402B@FASCO JA5224 豊頃飛行場	8:40 12:55 4:15		快晴 0.5° 30.07inHg

試験機の速度が 30knot(15m/s)程度に対して随伴機が 100knot(50m/s)程度であるため、随伴の飛行はもっぱら旋回飛行(左)し、地上アンテナと試験機との電波リンクを遮らないように試験機から

1,000ft(300m)以上離れて上空を飛行した。

(3) 随伴飛行の結果

P2-3 の JAXA 機の飛行において、空域監視では、飛行試験時に随伴機が飛行することによって地上監視の負担が軽減され、安全と安心が増すことになった。試験機昇降舵面の垂れ下がり時には、随伴機から目視によって右舷であることが確認でき、ここから地上表示の間違いが判明されて、随伴飛行の有用性が示された。

映像記録として、デジタルビデオカメラおよび一部デジタルカメラでも撮影した。随伴機からの撮影は、地上とは別の視野でダイナミックかつ貴重な試験機の映像を記録できた。撮影では、可能なら 1 脚を使いピントは無限設定にすることで良好な結果が得られた。

地上から随伴機への連絡は、特に試験機飛行の次の動きをつかむのに重要であり、JAXA 機の場合にはカンパニー無線で地上連絡担当者が地上無線操縦者の情報を連絡した。FASCO 機では FASCO 側地上員 1 名が加わると同時に、レピータ経由の特小トランシーバで地上と随伴機側との交信を併用した。

府中エア機が随伴飛行した P3-2 では、高度 4km まで試験機が上昇するため雲低の高度が問題となり、試験機離陸前に随伴機が上空まで飛行し雲低の高さを通報した。これも、随伴飛行の有用性が示されることとなった。試験機の不具合が十分払拭されていない状態での試験を進めると共に、気象条件に大きく左右される飛行船の試験であったため、試験日の変更が多発した本飛行試験では、飛行機の運用に融通が利いた地元の府中エア機の利用が有効となった。

(4) まとめ

飛行試験での随伴飛行により、地上無線操縦者に代わる衝突防止の見張り義務がはたせられた。また、機体の監視や上空の気象状況把握を行い、随伴飛行の有用性が示された。

3.7 追跡管制装置のオフライン運用

(1) 目的

本運用は、地上確認試験ならびに飛行試験で取得した種々のデータから、解析、評価等のための一次処理を試験後に行うものである。

(2) 概要

オフライン運用の概要は、以下の通りである。

a. 履歴データ

飛行試験で取得した履歴データには、テレメトリ履歴、コマンド履歴、アラーム履歴、運用履歴があり、ITACS サーバに記録される。それぞれのデータの取り扱いは次の通りとした。

(a) テレメトリ履歴データ

TTRAC 運用端末のオフライン解析ツールに時系列グラフ表示等の機能で、ある程度の解析を行うことは可能だが、端末の台数と、一度に処理できる項目数に限りがあった。そこで、他の汎用端末でも解析を行えるようにするため、運用端末の Binary-ASCII 変換機能で CSV 形式テキストファイル化した。

データファイルは、TTRAC 運用端末と他の汎用端末がネットワーク接続できないため、リムーバブルディスク経由で取り出すこととした。

(b) コマンド履歴、アラーム履歴データ

TTRAC 運用端末に Binary-ASCII 変換機能がないため、運用端末から印字出力を行った。

(c) 運用履歴データ

コマンド履歴、アラーム履歴データと同様であるが、TTC 設備の履歴データのための出力は見合わせた。

b. テレメトリ履歴データ速報出力

飛行試験終了後、直ちにデータレビューを実施するため、上記で取り出したテレメトリ履歴データから、必要最低限の時系列グラフを出力しレビューに供した。残りのテレメトリ履歴データについても時系列グラフを別途出力した。

c. 詳細解析用データ出力

飛行試験期間終了後、センターにて取得データの詳細な解析および評価を行うため、実験場にしかない TTRAC 運用端末にインストールされているものと同じオフライン解析ツールの提供を NICT から受け、取得データは容量の小さい Binary データの形で持ち帰った。

詳細解析と評価の対象は、地上取扱総合試験、P2-1～P2-4、P3-1(2 回の中断を含む)～P3-3 の各飛行試験とした。取り残しのデータが一部存在することから、テレメトリ履歴データは、すでに Binary-ASCII 変換したものも含め再処理を実施した。さらに解析対象の時刻を離着陸前後の地上部分とフライト部分に区切る等の処理を行い、詳細解析に供した。

コマンド履歴データ等についても PDF ファイル化を行い、利便性を高めた。

(3) 考察

a. 運用環境の整備

オフライン運用を実施するために、以下の環境整備を行った。

(a) テレメトリ履歴データダウンロード設定ファイルの整備

テレメトリ履歴データを TTRAC 運用端末から取り出すために、当初は、担当各個人が解析したいテレメトリ項目のみをピックアップしていた。

しかし、どの項目を取り出したかが分からなかったり、抜けが生じたりする等で非効率なため、EOSS 分を除く全項目を取り出せるように設定ファイルを整備した。

(b) テレメトリ履歴データプリプロセッサの作成

テレメトリ履歴データをデータ処理ソフト用フォーマットに変換する、プリプロセッサ(前処理プログラム)を作成した。特定時間の切り出しや 16 進値-10 進値変換等の機能を実装した。

(c) テレメトリ履歴データ取り出しの自動化

オフライン解析ツールを用いて、テレメトリ履歴データを取り出す際、上記で整備した設定ファイルを利用するが、操作はすべて手作業となる。設定ファイルは 70 個もあるため、作業は決まった操作だが、取り出し作業に時間を浪費した。

そこで、オフライン解析ツールを自動操作するマクロを作成し、詳細解析用のデータを取り出す際に利用した。

b. 改善事項

オフライン運用を通じて、今後必要になるとと思われる改善事項を以下に示す。

(a) オフライン解析ツールへの機能追加

テレメトリ履歴データの Binary-ASCII 変換作業は単純作業とはいえ手作業のため、相当の時間(操作に慣れていても 50 分~1 時間)を要した。

全テレメトリ履歴データの Binary-ASCII 一括変換、もしくは現状の変換機能にバッチ処理機能が必須。

コマンド履歴、アラーム履歴データ等についても、CSV 形式テキストファイルへの変換機能が必要。

(b) オフライン解析ツールの事前配布

オフライン解析ツールが汎用端末で動作することが分かったのは、試験期間終了後であった。

最初から配布を受けていれば、端末台数の問題が解決できたと思われる。さらに、受け渡しのデータは Binary データだけで済むため、データファイルの容量は ASCII 変換後のファイル(P3-3:1.5GB)に比べて、非圧縮時約 15%(同:221MB)、圧縮時約 4%(同:57MB)となり、データ受け渡しの時間短縮が期待される。ITACS ネットワークが、他のネットワークと相互接続できない場合には、特に重要と思われる。

4 飛行試験結果

4.1 飛行試験結果概要

(1) 飛行試験概要

2ヶ月半に亘る、機体と追跡管制系、ミッション機器の噛みあわせ地上試験を経て、定点滞空試験機は図2に示すように、航空局の飛行許可に基づく3つの段階で8フライトの飛行を実施した。飛行許可は総て有視界気象状態(VMC)の昼間飛行のみであり、第1段階ではテザー飛行に、第2段階では高度2,000 ft、実験場から半径5 km 以内の空域に限定された。第3段階では、高度は15,000 ft まで、空域は帯広空港への進入及び到着ルートと干渉しない範囲で北方と東方に約5 km 拡大された。

a. 第1段階飛行

垂直離着陸テザー(地上取扱総合)試験は、飛行前後の運用を含む総合手順について、推進系を除き飛行試験と同一形態で確認すると共に、実際の風条件に於ける地上運用特性及び実際の外気条件に於ける熱浮力特性を確認すべく計画した。飛行は、延長した地上運用ロープとの予期せぬ干渉を避けるべく、プロペラは非回転とし、地上運用ロープを緩めることにより若干軽いヘビネス状態で垂直に離陸し、地上から8 m の高度まで上昇した(図4.1-1)。推力特性は、船首をマストに装着した状態で対称及び非対称に推力を付加することにより実施した。浮力特性については、船首をマストに装着した状態で、ヘビネスが若干軽い状態で船尾を浮揚させる試験も実施した。



図 4.1-1 地上取扱総合試験

b. 第2段階飛行

(非テザー)離着陸試験(P2-1)は、離着陸特性を確認し、可能であれば自由飛行を実施すべく計画した。若干重いヘビネス状態で、90° 上向きにチルトした推力を増加することにより垂直に離陸、上昇して地上3 m の高度まで達し(図4.1-2)、推力を減じることにより降下、着地した。西風のため格納庫に向かって離陸する必要があり、実飛行特性が未知の段階で障害物を回避することは危険性大と判断し、自由飛行は断念した。場周飛行試験(P2-2)は、ダイレクトモードで自由飛行を実施すべく計画した。若干重いヘビネス状態で、プロペラを45° 上向きにチルトして離陸後、船体



図 4.1-2 離着陸試験 (P2-1)



図 4.1-3 場周試験 (P2-2)

の揚力が得られるようにプロペラを 0° に戻し加速した。高度150 mでレベルオフした後に、水平飛行、旋回、上昇、降下、上昇旋回、降下旋回のケースを実施した。また、着陸進入、着陸復行を模擬し、もう一周の飛行を実施し、着陸した。尚、低い運動性と風に弱い飛行特性のため、他の有人飛行船同様、通常の矩形の場周飛行は実施していない。総飛行時間は1時間8分、到達高度は約250 m、最大速度は約10 m/sであった。図4.1-3に写真を示す。

基本特性試験(P2-3)は、高度、速度について飛行領域を拡大すると共に、性能、飛行制御モード等の基本飛行特性を確認すべく実施した。上昇、降下性能、旋回能力、加速、減速のケースを実施後、CASモードへの切替え、ダイレクトモードへの切替えを実施して、CASモード、ダイレクトモードからCASモード及びCASモードからダイレクトモードへの遷移特性を確認した。総飛行時間は1時間10分、到達高度は約560 m、最大速度は12 m/sであった。図4.1-4に写真を示す。



図 4.1-4 基本特性試験 (P2-3)

飛行特性データ取得試験(P2-4)は、CASモードに於いて飛行領域を拡大すると共に、飛行特性及び性能データを追加取得し、自律モード、CASモードから自律モード、及び自律モードからCASモードへの遷移特性を確認すべく計画、実施した。CASモードに於ける水平飛行、上昇、降下、 90° 旋回のケースを実施後、自律モードに切替えて、事前にプログラムされたウェイポイントに沿って飛行した。総飛行時間は1時間37分、到達高度は約600 m、最大速度は12 m/sであった。図4.1-5に写真を示す。



図 4.1-5 飛行特性データ取得試験 (P2-4)

c. 第3段階飛行

中高度到達試験(P3-1)は、地球観測ミッションを実施すると共に、2 kmの高度に到達すべく計画した。試験機は約900 mと2 kmの高度で定点滞空飛行を実施し、広画角熱赤外線マルチバンドセンサによる地表面温度観測、広画角可視・近赤外線マルチバンドセンサによる植生及び大気観測に成功した。また、実験場近傍の道路上空に於いて減速試験を実施し、並行して実施した高分解能センサによる交通観測にも成功した。更に、方向舵、昇降舵に対するパルス及びステップ操舵のケースも実施した。総飛行時間は2時間49分、到達高度は約2,000 m、最大速度は約13 m/sであった。図4.1-6に写真を示す。



図 4.1-6 中高度到達試験 (P3-1)

高高度到達試験(P3-2)は、通信放送ミッションを実施すると共に、最終目標高度の4 kmに到達すべく

計画した。定点滞空ウェイポイントを書換えることにより、最初は、定点滞空耐風性能を超える風が吹いている高度より低い 3,600 m の高度で定点滞空に成功し、デジタル放送、無線局位置推定試験にも成功した。光リンク機能試験にもトライしたが、機体側から発せられる細いビーコン光線（ビーム幅約 0.5°）の捕捉には至らなかった。爾後、CAS モードで上昇し、風下に吹き戻されつつ 4 km の高度に到達した。総飛行時間は 3 時間 15 分、到達高度は上述の通り約 4,000 m、最大速度は約 13 m/s であった。図 4.1-7 に写真を示す。



図 4.1-7 高高度到達試験 (P3-2)

定点滞空試験 (P3-3) は、デジタル放送、無線局位置推定試験、及び光リンク機能試験の再トライのために実施した。4 km に於ける定点滞空飛行に成功した後、地上無線操縦者が、CAS モードで、追跡アンテナを設置した管制棟屋上の直上での精密定点滞空を実施し、両定点滞空に於いて、ビーコン光線の捕捉に成功した。総飛行時間は 3 時間 49 分、到達高度は上述の通り約 4,000 m、最大速度は約 13 m/s であった。図 4.1-8 に写真を示す。表 4.1-1 に定点滞空飛行試験のサマリーを示す。



図 4.1-8 定点滞空試験 (P3-3)

表 4.1-1 定点滞空飛行試験サマリー

地上確認試験		基本特性確認試験(第2段階)				定点滞空・ミッション試験(第3段階)		
テザー状態で、浮力制御機能や地上操作を評価。		試験機を左右2機のプロペラつき電動モータによりフリーフライトさせ、基本特性の確認。併せてミッション機器の機能を確認。				中高度及び高高度(4km)の定点滞空を行い、地球観測及び通信・放送ミッションを実施。		
地上取扱い総合試験	離着陸試験 (P2-1)	場周飛行試験 (P2-2)	基本特性試験 (P2-3)	飛行特性データ取得試験 (P2-4)	中高度到達試験 (P3-1)	高高度到達試験 (P3-2)	定点滞空試験 (P3-3)	
8月7日(土) 最高到達高度 8m ・浮力制御システムの機能を確認。 ・関連する操作の慣熟・評価を実施。	8月29日(日) 3m ・上向き推力の調節による離着陸ジャンプ飛行を実施。	9月12日(日) 250m ・場周経路飛行により、低空での飛行特性・操縦性を確認。	9月24日(金) 560m ・旋回、上昇、加速性能等の基本特性データを取得。 ・CAS(操縦性最適化)モードへの切り替えを実施。	10月5日(火) 600m ・自律モード等による飛行能力及び特性を取得。	11月5日(金) 2000m ・高度2000mの定点滞空に成功。 ・地球観測ミッション(植生観測等)を実施。	11月19日(金) 4000m ・高度3600mの定点滞空に成功。 ・通信・放送ミッション(デジタル放送等)を実施。	11月22日(月) 4000m ・高度4,000mの定点滞空に成功。 ・通信・放送ミッション(光リンク等)を実施。	

(2) 飛行試験結果

以下の結果が得られた。各項目毎の結果サマリーを表 4.1-1 に示す。

- (a) Direct モード(遠隔操縦)による基本特性、操縦性を増大した CAS(操縦性増大)モード(半自動操縦)による機体制御特性及び自律モード(自動操縦)による機体誘導制御特性を確認した。
- (b) 高高度到達試験に於いて高度 3.6 km の定点滞空後高度 4 km に到達、定点滞空試験に於いては最終目標である高度 4 km の定点滞空を実施することができた。
- (c) 大型飛行船の運用技術について、遠隔操縦システム、操縦法、自律飛行、地上ハンドリング等、離着陸を含む運用法を確立することができた。また、わが国では初めての大型無人飛行船の追跡管制システム(風観測・予測システム、飛行・運用シミュレータ及び追跡管制設備を一つに統合し、連携して運用)について、その機能・性能が実証され、多くの貴重なデータが得られた。
- (d) 地球観測ミッションは、中高度到達試験に於いて、高度 1 km と 2 km に於ける定点滞空及び低空に於ける道路上の飛行によって、植生観測、地表面温度観測、交通観測と、計画された試験が成功し、必要なデータが取得できた。
- (e) 通信放送ミッションは、高高度到達試験及び定点滞空試験に於いて、高度 4 km に於ける定点滞空を含む高高度での実験場直上飛行により、デジタル放送実験、無線局位置推定実験、光リンク機能実験と計画されたすべてのミッション試験が成功し、必要なデータが取得できた。

表 4.1-2 試験結果サマリー

項目	目標	結果
全体	60m級の試験機を開発し、高度4000mまでの空域で繰り返し飛行試験を行なう。	試験機の開発・製作・運用を実施した。 高度4000m付近で定点滞空する飛行試験を実施した。
構造	4000mまで到達し、差圧・姿勢制御が可能な60m級船体の開発	高度4000mまでの飛行試験を通じて、構造の健全性が実証され、差圧・姿勢制御等に問題を生じなかった。
熱・浮力制御	機体内部ガス状態、浮力等の予測・制御	高度変化に伴う内部ガスの状態等の予測は良好であり、浮力についても概ね予測される範囲で制御できた。
差圧制御	全ての高度域にわたる内外差圧の維持	目標高度4000mまでの全ての高度域において差圧制御は有効に機能した。
飛行誘導制御	CAS機能による遠隔操縦の支援	操舵面、パロネットにより有効な姿勢制御が実現できた。
	自律モードによる高度誘導・コース誘導	試験全体を通じて概ね良好に機能し、飛行規程に定められた運用範囲や指定の試験空域を逸脱することはなかった。
	自律モードによる定点滞空	一定値以上の風速に対し、所定の範囲に定点滞空させることが出来た。風が弱い場合の旋回を伴う定点滞空範囲は若干大きめの結果である。
空力性能	試験機の基本的な空力特性の把握	実フライトにて試験機の抵抗係数、速度性能、操舵応答などの特性を取得した。またシミュレーションモデルとの良好な相似性を確認した。
地上運用	60m級船体によるハンドリング技術の確立	事前の訓練、運用経験者の確保などにより、安全に地上運用を実施することができた。
運用体制の確立	航空機に準じる運航体制を確立し、要員に必要な訓練を施すこと	風観測・予測システム(MEWS)、飛行・運用シミュレータ(FLOPS)及び追跡管制設備(TTRAC)を統合した追跡管制システム(ITACS)の機能・性能が、飛行船の運用に有効であることが実証された。FLOPSIによる操縦者の訓練は有効であり、特にMEWS予測風による事前シミュレーションは飛行のリハーサルとして有効であることが確認された。 また、運航基準、飛行規程等を制定し、運航体制を確立した。

4.2 浮上機能確認試験(P1-1)

4.2.1 試験目的

大樹実験場格納庫とハンドリングエリア間での試験機の離着陸運用の確認(機体引き回し試験と試験シーケンスの確認)結果に基づき、実際に試験機をクルーが保持しながら浮上させて機能確認を行った。なお、浮上機能確認試験は試験機納入前にメーカーの領収試験の一環として実施された。

4.2.2 試験内容

試験機を EQ～heavy の状態にして、マストカーから試験機を外し、ヨーラインマンとカーパーティ、クォーターラインマンで船体を保持する。機体からショットバラストを取り出し、機体を EQ～Light (50kg 程度)にし、ヨーラインとクォータラインを持った状態で、船体を最大高度 20mまで浮上(内圧状態確認)させる。(脚と地面の間)。船体が浮上した状態で、約3秒保持(船体の動きが安定したとクルーチーフが判断した時点)し、地上にひきおろす。その後、ショットバラストを搭載し、機体を EQ～Heavy の状態とし、マストに取り付ける。浮上機能確認試験は、上記のマストオフ～浮上、降下～マストオンの運用に支障が無いことを確認するため、高度保持時間・運用時間測定、上昇時間測定等を行い、試験機搭載の電源は投入せずに実施した。

上記試験に関する特記事項

浮上試験エリアが使用不可の場合又は気象変化で移動が無理な場合は、格納庫内で浮上(浮上高度は最大3mとする)及びマストオン・オフ試験を行い、引き回し確認は別途、日を設定して行う。判断は前日の15時及び当日のハンガーアウト前に行う計画とした。

4.2.3 試験結果

試験実施の GO-NOGO 判断の結果、平成 16 年 3 月 25 日 2:00～10:00 に試験が実施された。図 4.2.3-1 に試験の状況を示す。また、試験前日及び当日の判断結果を表 4.2.3-1 に示す。試験の結果、運用手順の確認と今後の飛行試験に有益な試験機の圧力変動データ等が取得できた。試験結果を表 4.2.3-2 に示す。



図 4.2.3-1 試験状況

試験日 ;平成 16 年 3 月 25 日
試験時間;9 分間(8:46-8:55)
最大高度;11.6m
高度保持時間;1 分間

表 4.2.3-1 試験実施の GO-NOGO 判断の結果

番号	項目	基準	該当項目:結果		
			前日 15:00	当日	当日測定値
1	天候	雨天でないこと(小雨、霧、雷雨)	○ 予想:曇り	○	曇天
2		試験開始時間から 3 時間後まで天候状況が安定していること。	○	○	—
3		日射がないこと。	○	○	—
4	風速	ハンガーアウト/ハンガーインの時には、ガストを含み 1m/s以下であること。	—	○	アウト 0.2m/s イン 1.8m.s(*)
5		試験開始時間から 3 時間後まで風速が安定していること。(1m/s以下)	○ 予想: 1~2m/s	○	最大 1.8m/s
6	温度	格納庫外温度は 0℃以上とする。(ハンガーアウト時)	—	○	0.1℃
7		Heガス温度は-2℃以上とする。(ハンガーアウト時)	—	○	1.3℃
8	地面	ハンドリングエリア、滑走路には行き、水溜り、泥等が無いこと。	○	○	—
9		マストカーの移動経路に障害物が無いこと。	○	○	—
10		移動経路の半径 100m以内に障害物の無いこと。	○	○	—

(*)クルーチーフ判断で、微風時にハンガーインを実施。

測定値は 10 分間の平均値である。

表 4.2.3-2 試験結果と取得データ

試験項目	試験目的	結果
浮上機能確認試験	マストオフ後～浮上、降下～マストオン前までの運用に支障が無いことを確認する。船体が浮上した状態で、約3秒保持。	<p>人数: ノーズライン1人、【1】 カーパーティ5人(左2人右3人)、【5】 クォーターライン6人(左右舷各3人)、【6】 ヨーラインマン6人(左右舷各3人) 【6】 (補助:ノーズ1人、スタンライン1人)</p> <p>マストオフ後～マストオン前までの時間: 8:38～9:03(25分間)</p> <p>高度及び保持時間: 高度11.6m 高度保持時間:1分間</p> <p>浮上試験時間: 8:46～8:55(9分間)</p> <p>EQ～Light状態: 240Kg(ショットハラスト)</p>

注:【 】内は、手順書計画人数

浮上試験 圧力変動 (速報)

イベント	時間	He温度	He圧力	ハラスト量			状況	場所	ハロネット調整	ハロネット量		
		℃	mmAq	右舷[個]	左舷[個]	kg				FWD:MID:AFT		
EQ調整	7:30	2.1	268	11	11	220	マストオン EQ	ハンガー内	-	96%:72%:83%		
ハラスト追加				18	18	360	マストオン Heavy	同上	-	-		
シャッターオープン	7:37	2.1	267	18	18	360	ハンガーアウト待機	ハンガー内	-	-		
	7:42	1.7	273						-	-		
	7:52	1.4	260						-	-		
	7:57	1.3	248						-	-		
	8:02	1.2	273						後方加圧	-		
	8:07	1.3	260						-	-		
	8:10	1.3	350	↓	↓	↓	ハンガーアウト準備		前方・後方加圧	-		
ハンガーアウト	8:14	1.3	336	18	18	360	船首アウト	ハンガー外	-	-		
鉗シング	8:14	1.4	333	↓	↓	↓	推進器アウト		-	-		
↓	8:15	1.4	332	↓	↓	↓	尾翼アウト		-	-		
	8:20	1.7	343	↓	↓	↓			-	-		
EQ調整	8:25	2	325	12	12	240	マストオン	移動路	-	-		
ハラスト追加				16	16	320	マストオン Heavy	同上	-	-		
移動						2						
移動完了				16	16	320	マストオン	ハンドリングエリア	-	-		
浮上試験準備		2.1	345	↓	↓	↓			後方Air抜き	-		
↓		2.1	301	↓	↓	↓			-	-		
↓		2.2	343	↓	↓	↓			前方Air抜き	-		
マストオフ	8:38	2.3	273	↓	↓	↓	マストオフ		-	-		
EQ調整		2.4	286	12	12	240	マストオフ EQ	ハンドリングエリア	-	96%:72%:85%		
↑				?	?							
浮上試験	8:46	2.5	295	12	12	240	高度2m	ハンドリングエリア	-	-		
上昇		2.5	307				高度3m		-	-		
		2.5	318				高度5m		-	-		
		2.5	337				高度8m		-	-		
↓		2.6	300				高度10m		後方Air抜き	-		
滞空		2.5	313				高度11.6m		-	-		
降下		2.6	311				高度10m		-	-		
		2.6	303				高度8m		-	-		
		2.7	297				高度6m		-	-		
		3.1	294				高度5m		-	-		
		2.7	298				高度0m		-	-		
マストオン	9:03	2.7	312	↓	↓	↓	マストオン EQ		-	-		
ハラスト追加		2.8	290	16	16	320	マストオン Heavy		前方Air抜き	-		
移動												
ハンガーイン	9:20						マストオン	ハンガー内	-	-		
マストカー逆転	9:22	2.9	288	16	16	320	マストオフ	↓	-	92%:72%:82%		
マストオン							マストオン		-	-		

4.3 地上取扱総合試験 (P1-2)

4.3.1 試験目的および概要

本試験の目的は以下のとおりである。

- (1) 浮力制御システムの機能確認及び関連する操作の慣熟・評価
- (2) 地上ハンドリングの慣熟(マストオン/オフを含む)
- (3) 船体熱特性データの取得
- (4) 格納庫外における接続確認

上記目的のため、次項に示す試験を計画した。

4.3.2 試験内容及び結果

- ・ 試験実施日時 : 2004年8月7日、13時00分～21時30分
主要なイベントの実施時刻を、予定時刻とともに表 4.3.2-1 に示す。

表 4.3.2-1 主要イベント一覧

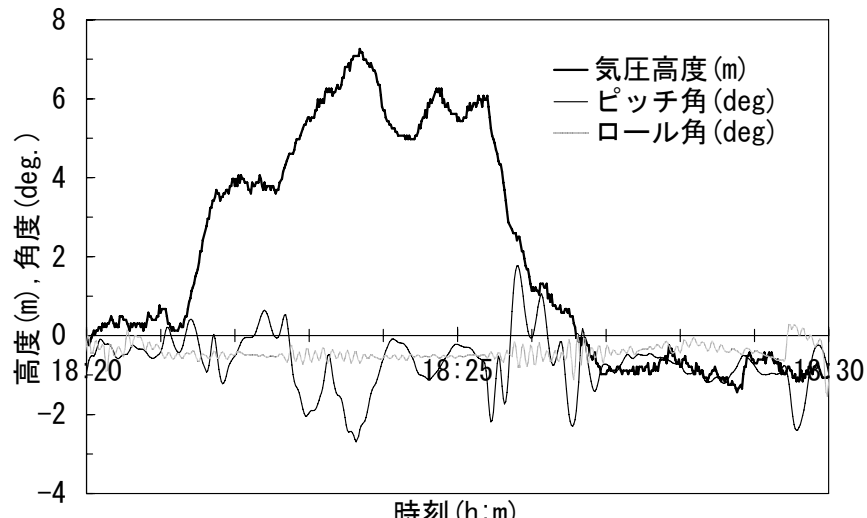
イベント	実施時刻	備考
ブリーフィング	13:00	
試験前 GO/NOGO 判断	14:45	
エンジン始動	15:33	
ハンガーアウト GO/NOGO 判断	16:40	
ハンガーアウト	17:08	
マストオフ	17:33	
離着陸試験開始	17:41	
上昇降下試験 A 開始	18:12	
マストオン	18:38	
上昇降下試験 B 開始	18:38	
ハンガーイン	20:10	
エンジン停止	20:49	

- ・ 試験の概略

各試験項目について、その時間、内容および飛行経路を表 4.3.2-2 に示す。

表 4.3.2-2 試験結果

1	離着陸試験	手順書工程 15
17:47~18:12, 25 分		曇り, 風向 ESE, 風速 1m/s
<p>グランドクルーのゴンドラ操作により、離着陸を 10 回実施した。浮力は最大 20kgf、高度は最大 1m(地上から脚まで)であった。</p> 		

2	上昇降下試験 A	手順書工程 16
18:12~18:27, 15 分		曇り, 風向 ENE, 風速 1m/s
<p>テザー状態で浮力(20kgf ライト)により機体を浮上させた。浮上時間(離陸から着陸まで)は約 6 分、最大高度は約 8m(計測用ロープによる地上から脚までの高度)、浮上中の機体ピッチ角は-2.7~+1.8 度、ロール角は-1.1~+0.1 度であった。高度および姿勢角の時間履歴を下図に示す。</p> 		

3	上昇降下試験 B	手順書工程 18									
18:43～19:09, 26 分		霧雨,風向 NNE～ENE,風速 1m/s									
<p>マストオン状態で浮力(150kgf ライト)により船尾を浮上させて、ピッチ角約-8 度の状態で機体姿勢を保持し、無線操縦者からのコマンドによる浮力調整(バラスト投下およびヘリウム放出)を行った。浮上時間(離陸から着陸まで)は約 11 分、うち機体姿勢を保持して浮力調整を行った時間は約 3 分、この間のピッチ角は-9.9～-7.7 度、ロール角は-0.6 度であった。また、浮力調整の結果は下表のとおり。</p> <p>浮力調整結果</p> <table border="1"> <thead> <tr> <th>浮力調整操作</th> <th>操作時間</th> <th>浮力調整量</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>バラスト投下</td> <td>3.3 秒</td> <td>+20.0kgf</td> </tr> <tr> <td>ヘリウム放出</td> <td>14.5 秒</td> <td>-5.2kgf</td> </tr> </tbody> </table>			浮力調整操作	操作時間	浮力調整量	バラスト投下	3.3 秒	+20.0kgf	ヘリウム放出	14.5 秒	-5.2kgf
浮力調整操作	操作時間	浮力調整量									
バラスト投下	3.3 秒	+20.0kgf									
ヘリウム放出	14.5 秒	-5.2kgf									

4.3.3 試験体制、装置、操作等の運用評価

試験体制、装置、操作等の運用評価を以下にまとめる。

- 飛行試験と同等の体制により実施し、問題は無かった。
- 機体の浮力制御システムは概ね正常に作動し、その機能を確認することができた。
- 地上操縦装置(TTRAC,FLOPS)による飛行監視及び無線操縦者の操作に問題は無かった。
- 地上ハンドリングに問題は無く、機体特性の把握及び離着陸操作の習熟ができた。
- 機体との通信および計測データ取得に問題は無かった。
- 気象予測および監視を実施し、安全な気象条件の下で試験を実施できた。
- 安全管理に問題は無かった。

4.3.4 まとめ

以上のとおり、本試験で目的とする「浮力制御システムの機能確認及び関連する操作の慣熟・評価」を予定どおり実施することができた。これらの結果、定点滞空試験機は今後の飛行試験に対して機体、装置、運用、試験体制等全ての面で問題なく供し得ることが確認された。

4.4 離着陸試験 (P2-1)

本試験はマストオフ状態で推進器を使い機体を浮上させる最初の試験であり、下記の作業・操作を初めて実施する予定であった。

- (1) 定点滞空試験機が搭載推進器で浮上・飛行する。
- (2) ランドクルーがマストオフ、自力飛行する飛行船をハンドリングする。
- (3) 上無線操縦者が遠隔操縦にて飛行船を浮上・飛行させる。

必要な確認事項が確実に終了してから次の実験に移るように、飛行方案を下記3本立てにして順次実施した。

- (1) 推力特性確認試験(P2-G1)
- (2) 離着陸試験(その1)(P2-1(1))
- (3) 離着陸試験(その2)(P2-1(2))

試験は1,2と終了して3の段階で風向が試験に不都合な向きであったために3には移行せずに試験を終了した。

4.4.1 実施日時、実施場所

- (1) 実施日:2004年8月29日(日)5時51分～6時18分

時刻	イベント
5:51	マストオフ
5:56	第1回離陸
6:10	第5回着陸
6:18	マストオン

- (2) 実施場所:大樹実験場・ハンドリングエリア(P2-G1)

定点滞空飛行試験A空域(P2-1(1)および(2))

(大樹実験場を中心とした半径5km以内、高度2000ft以下)

4.4.2 各試験の実施状況

- (1) 推力特性確認試験(P2-G1)

a. 試験概要・目的

ハンガー外に於いて、マストオン状態で遠隔操縦により推進装置の推力特性および推力制御方式の特性確認を行う。併せて総合機能の確認を行う。遠隔操縦装置から推進器推力を最小～最大推力(目標)に変化させ、推進装置の負荷特性、推力変化による機体応答特性、制御方式の違いによる操縦特性評価、グラウンド・クルー慣熟、を目的とする。

b 試験結果

実施結果を表4.4.2-1に示す。

表 4.4.2-1 推力特性確認試験実施結果

項目	内容	推進装置					回転数 (rpm)	ティルト (deg)	実施 回数	備考
		プロペラピッチ								
		FMP	F	C	ゼロ	REV				
R方式 (右舷) 推力特性 操縦特性 確認評価	右舷推進器(No.2)のプロペラピッチ角を4段階の各ピッチに順次 固定 にしてプロペラ回転数を変更する。	→	●				800 ~ 2000	10	3	回転数変化を順次早くした左舷推進器(No.1)はゼロスラスト/800rpmとする
R方式 (左舷) 推力特性 操縦特性 確認評価	左舷推進器(No.1)のプロペラピッチ角を4段階の各ピッチに順次 固定 にしてプロペラ回転数を変更する。	→	●				800 ~ 2000	↓	2	回転数変化を順次早くした右舷推進器(No.2)はゼロスラスト/800rpmとする
P方式 (右舷) 推力特性 操縦特性 確認評価	右舷推進器(No.2)のプロペラ回転数を2000rpm固定にしてプロペラピッチ角を任意(ゼロスラストピッチ(-6度)~Max)操作する。					●	2000	↓	1	左舷推進器(No.1)はゼロスラスト/800rpmとする
P方式 (左舷) 推力特性 操縦特性 確認評価	左舷推進器(No.1)のプロペラ回転数を2000rpm固定にしてプロペラピッチ角を任意(ゼロスラストピッチ(-6度)~Max)に操作する。					●	2000	↓	1	右舷推進器(No.2)はゼロスラスト/800rpmとする
P方式 (左舷) 推力特性 操縦特性 確認評価	左舷推進器(No.1)のプロペラ回転数を2000rpm固定にしてプロペラピッチ角を任意(ゼロスラストピッチ(-6度)~REV)に操作する。					●	2000	↓	1	右舷推進器(No.2)はゼロスラスト/800rpmとする
P方式 (右舷) 推力特性 操縦特性 確認評価	右舷推進器(No.2)のプロペラ回転数を2000rpm固定にしてプロペラピッチ角を任意(ゼロスラストピッチ(-6度)~REV)操作する。					●	2000	↓	1	左舷推進器(No.1)はゼロスラスト/800rpmとする
R方式 (両舷) 推力特性 操縦特性 確認評価	両舷推進器のプロペラピッチ角を4段階の各ピッチに順次 固定 にしてプロペラ回転数を変更する。	→	●				800 ~ 2000	↓	2	回転数変化を順次早くした

(2) 離着陸特性確認試験(P2-1(1))

a. 試験概要・目的

離着陸場で、推力ティルトによる上向き推力を用いて離陸、その後上向き推力を低下させることにより着陸するジャンプ飛行を行う。離着陸時の特性、操作性を確認する。ヘビネスは最大 150kg~EQ(約 0kg) 付近について実施する。

b. 試験結果

実施結果を表 4.4.2-2 に示す。

表 4.4.2-2 離着陸特性確認試験実施結果

項目	内容	EQ ヘビネス (Kg)	推進装置						回転数 (rpm)	ティルト (deg)	備考
			プロペラピッチ			REV	無段階				
			FMP	FC	ゼロ						
ヘビネス調整	ヘビネスを20kgに設定する	20			●			800	90	EQ+20kgに設定	
ジャンプ 1	ティルトを90° 推進器回転数を800rpmとし、プロペラピッチ(P方式)を増減させ、離着陸する	↓						●	800	↓	
ヘビネス調整	ヘビネスを60kgに設定する	60			●			800	↓	EQ+60kgに設定	
ジャンプ 2	ティルトを90° 推進器回転数を800rpmとし、プロペラピッチ(P方式)を増減させ、離着陸する	↓						●	800	↓	
ヘビネス調整	ヘビネスを100kgに設定する	100			●			800	↓	EQ+100kgに設定	
ジャンプ 3	ティルトを90° FMPピッチとし推進器回転数(R方式)を増減させ、離着陸する	↓	●					800 ~ 2000	↓		
ヘビネス調整	ヘビネスを150kgに設定する	150			●			800	↓	EQ+150kgに設定	
ジャンプ 4	ティルトを90° FMPピッチとし推進器回転数(R方式)を増減させ、離着陸する	↓	●					800 ~ 2000	↓		
ジャンプ 5	ティルトを90° 推進器回転数を2000rpmとし、プロペラピッチ(P方式)を増減させ、離着陸する	↓						●	2000	↓	

(3) 離着陸特性確認試験(P2-1(2))

a. 試験概要・目的

大樹実験場離着陸場より離陸し、短縮場周経路を飛行して低空での飛行特性、操縦性を確認する。推力ティルトによる上向き推力を用いて離陸、安全高度(約 100ft)をとってから上昇経路に移り、標準場周経路より短縮した経路飛行を行い、降下進入、高度約 100ft より推力を低下させ着陸する。

b. 試験結果

風向きが実験に適さなかったため実施せず。

4.4.3 データレビュー

データレビューの結果を表 4.4.3-1 にまとめる。

表 4.4.3-1 データレビュー結果概要

区分	判定	記事
構造系	良	・脚の沈み込み量は設計・製作時の通り。しかしヘビネス350kgでほぼ底付きする。運用で注意する。
推進系	良	
電気系	良	
浮力制御系	一部不良	・ジャンプ飛行中、中央バロネットの差圧表示が乱れる。
飛行制御系	一部不良	・プロペラピッチ指令(4段階)でプロペラピッチがチャタリングする。→不感帯の確認
飛行制御系(2)	良	
非常系	良	
エンジン系	良	・今回の試験中の操作では特に問題はない。
操縦系	一部不良	・遠隔操縦装置から信号が出なくなる。 →アプリケーションソフト再立ち上げで復帰。 ・何回か操縦装置の画面フリーズあり。
機体全般	良	
地上無線操縦者	一部不良	・プロペラピッチ指令スイッチを良好なものと交換希望 ・パイロット・レーティングがレベルⅢ
追管設備系	一部不良	・従系アンテナの位置取りにより移動が必要であったり、近くを機体が通過したりしてアップリンク切れ発生。 →設置位置を地上運用と調整
気象系	一部不良	・試験機がハンガーアウトするとドップラーソーダーが観測不能になる
地球観測ミッション		未搭載
飛行試験技術班		未搭載

4.4.4 まとめ

離着陸試験(その 2)は実施できなかったが、推力特性確認試験及び離着陸試験(その 1)により遠隔操縦装置からの操縦感覚、グラウンドクルーの作業感覚がつかめた。

結果として推進器の操作方法として P 法でも R 法でも操縦可能であるとの感触を得た。今回発生した細かい不具合を解消すれば飛行できると結論された。ただし、R 法での推進器回転数指令の作動速度をできればより早く行いたく、その場合でもエンジンがハンチングをおこさない事を場周飛行前に地上で確認する事とした。

4.5 場周飛行試験 (P2-2)

4.5.1 目的

大樹実験場離着陸場より離陸し、短縮場周経路を飛行して低空での飛行特性、操縦性を確認する。推力ティルトによる上向き推力を用いて離陸、安全高度(約 100ft)をとってから上昇経路に移り、標準場周経路より短縮した経路飛行を行い、高度 100~200ft を目標に降下進入、着陸を模擬する。

途中右旋回上昇、左旋回降下を実施する。

その後再度上昇、短縮場周経路を飛行して降下進入し、100ft より推力を低下させ着陸する。

4.5.2 試験内容

P2-2 場周飛行試験のフライトは、2004 年 9 月 12 日に行われた。5 時 15 分に 1 回のジャンプ飛行(約 40 秒)を行ったのち、離陸に好適な風向が得られるまで待機し、6 時 15 分に離陸した。離陸直後に計器表示のバロネット充填率に異常が見られたため、直ちに着陸を決断し、6 時 25 分に総員に周知した。

その後着陸進入に入ったが、所定のエリアへの着陸が困難であったため 6 時 53 分には着陸復行に入り、再度降下進入を行って 7 時 22 分に着陸した。飛行時間は 1 時間 08 分 02 秒(ジャンプ飛行 40 秒を含む)、最大到達高度は海拔 199.1m、最大機軸方向速度は 10.9m/s であった。図 4.5.2-1 に飛行経路の概略を示す。

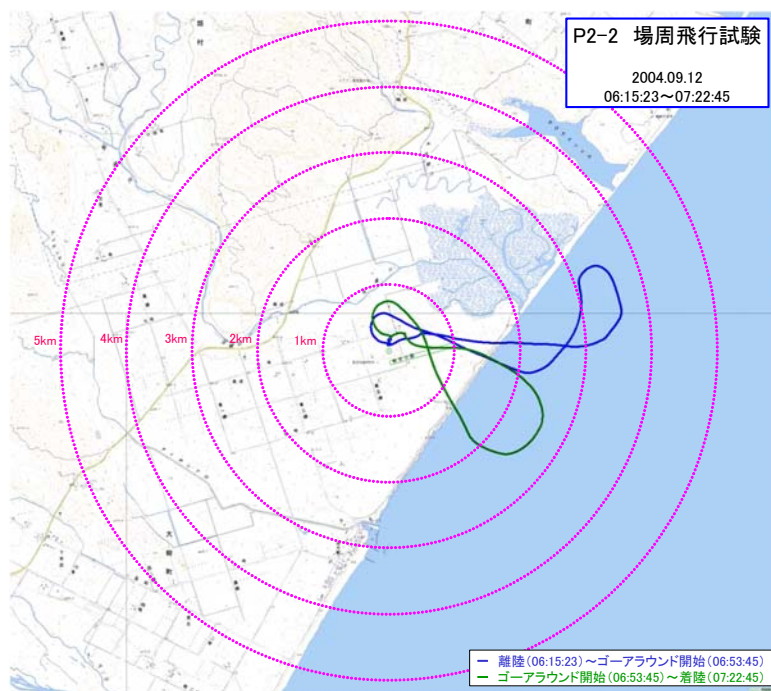


図 4.5.2-1 P2-2 場周飛行試験における飛行経路

4.5.3 試験結果

表 4.5.3-1 に飛行試験結果の概略を示す。また、図 4.5.3-1、-2 に離着陸時の時暦を示す。また、TAS と相関があるとみられたバロネット充填率の異常表示の様相を図 4.5.3-3 に示す。また、データレビュー結果の概要を表 4.5.3-2 に示す。

表 4.5.3-1 基本特性試験結果概要

○時間経過		○飛行領域等	
ハンガーアウト	04 時 51 分 46 秒	使用空域	A
マストオフ*1)	06 時 03 分 35 秒	最大到達高度	199.1m
離陸*1)	06 時 15 分 23 秒	最大速度	10.9m/s (alt.138m)
着陸	07 時 22 分 45 秒	最大進出距離	3.6km
マストオン	07 時 31 分 30 秒	総飛行時間	1 時間 08 分 02 秒*2)
ハンガーイン	08 時 00 分 00 秒	ミッション	未搭載
○試験結果概要			
飛行モード	試験項目	結果概要	備考
Direct	離陸	ティルト 45° での離陸を実施。	
	上昇・降下	短縮場周経路にて実施。	
	左右旋回	短縮場周経路にて実施。	
	旋回上昇・降下	未実施。	
	降下・進入模擬	着陸復行を実施したことにより、結果的に実施。	
	着陸模擬	着陸復行を実施したことにより、結果的に実施。	
	降下・進入	実施。	
	着陸	実施。	

*1) 一回目のジャンプ飛行を考慮しない。

*2) 一回目のジャンプ飛行(40 秒間)を含む。

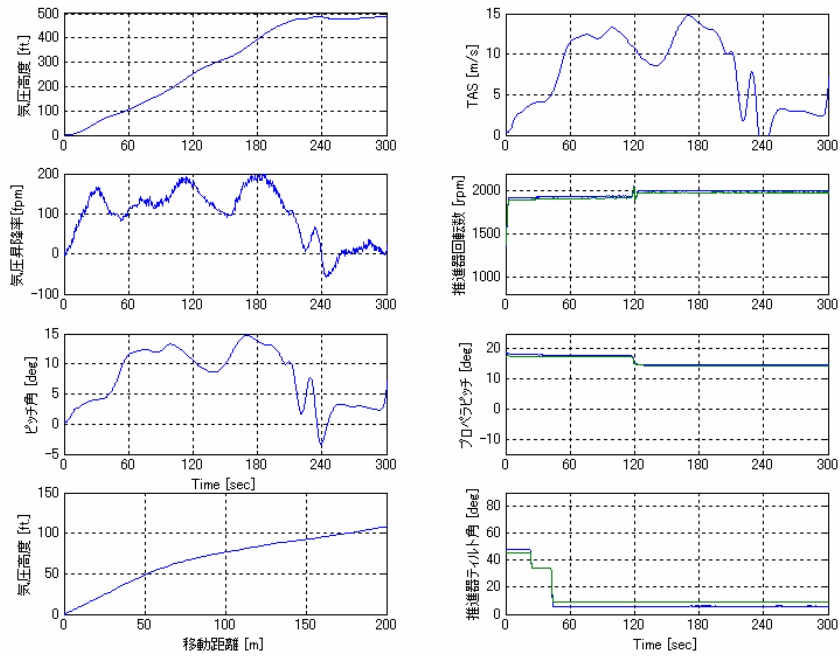


図 4.5.3-1 離陸時の時暦、及び移動距離と高度の対比

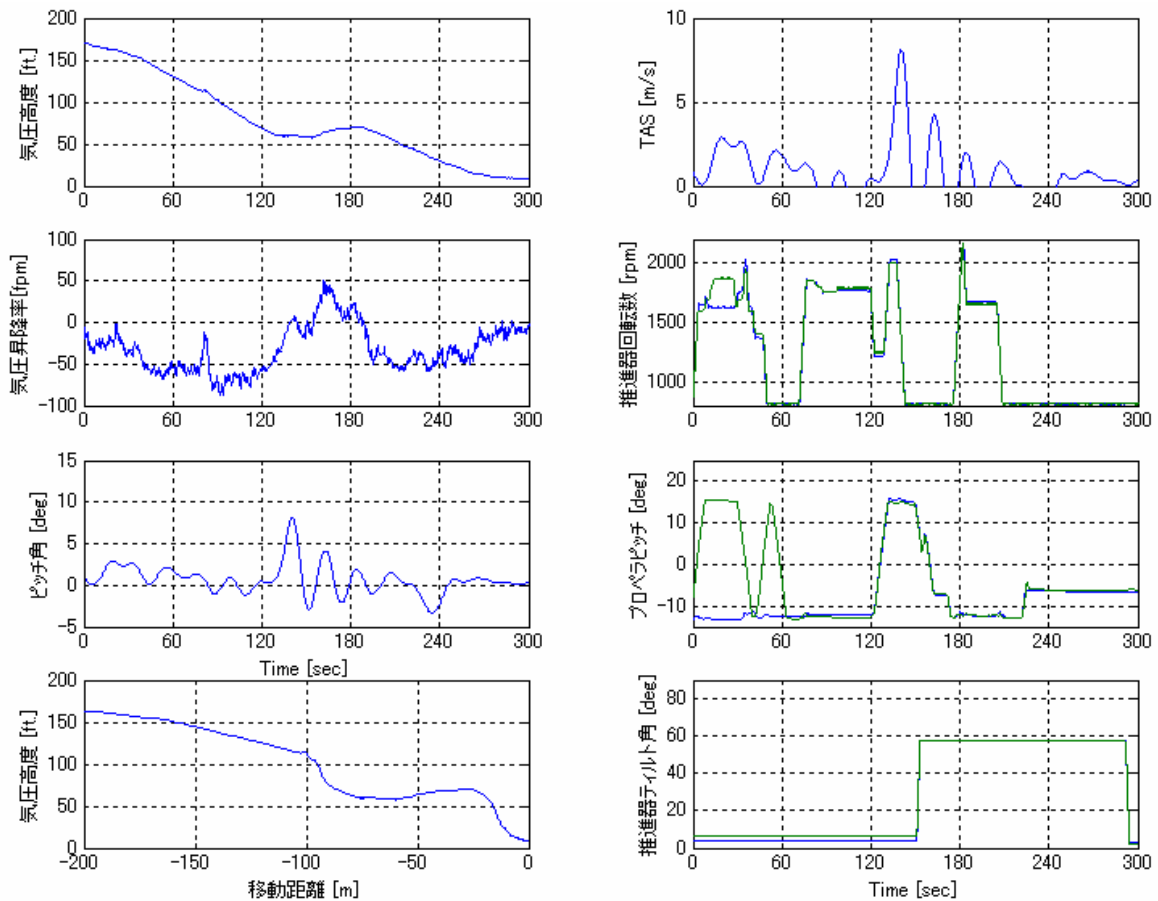


図 4.5.3-2 着陸時の時暦、及び移動距離と高度の対比

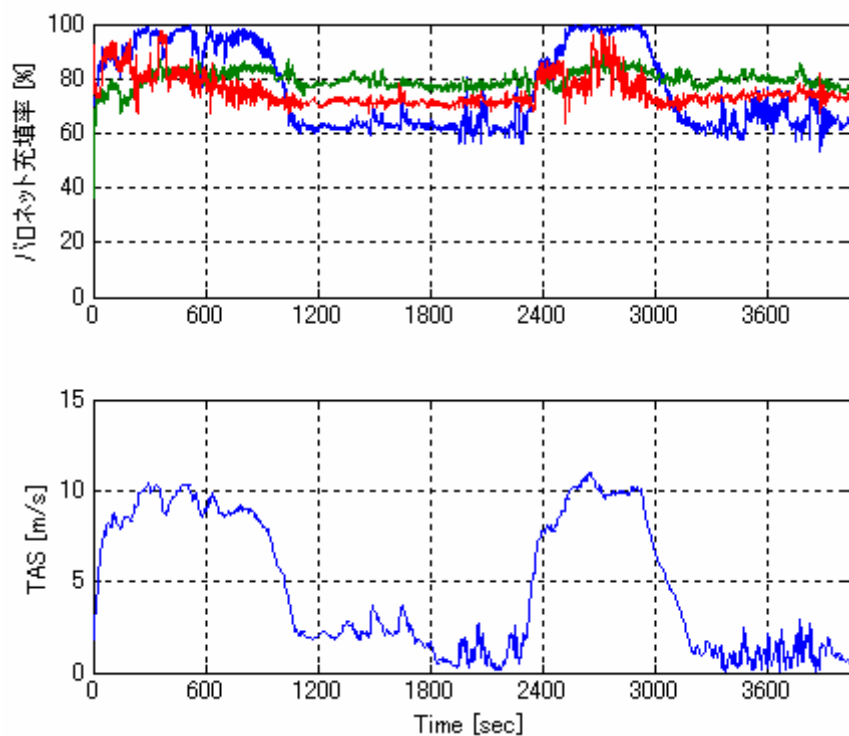


図 4.5.3-3 バロネット充填率表示異常と TAS の比較

表 4.5.3-2 データレビュー結果概要

区分	判定	記事
構造系	良好	問題なし
推進系	一部不良	回転数表示不良、ピッチ角チャタリングが発生
電源系	良好	問題なし
浮力制御系	一部不良	対気速度上昇に伴うバロネット容量表示の急増が発生。
飛行監視	良好	姿勢表示正常、GPS-INS、気圧の高度表示同等
エンジン系	良好	1 回目上昇時にプロア作動が頻繁に起こり不安定になった。
操縦系	良好	コマンド BIT 正常動作
機体全般	—	スケジュール、管制棟内の指揮、情報等についての提言
地上無線操縦者	一部不良	バロネット充填率の表示異常
追管設備系	一部不良	地上 TTC を従系から主系に切り替えた際に追尾が外れる事象が発生。
FLOPS	—	離陸前の大気圧入力後も高度表示が零点に戻らなかった。
気象系	—	ドップラーソーダ一部観測不能等

4.6 基本特性試験 (P2-3)

4.6.1 目的

大樹実験場離着陸場より離陸し、場周経路、および A 空域内において低空での飛行特性、操縦性の確認、CAS モード、自律モードにおける動作確認を実施する。推力テイルトによる上向き推力を用いて離陸、安全高度(約 100ft)をとってから上昇経路に移り、標準場周経路より短縮した経路飛行を行い、洋上に進出して操縦性の確認、モード切替を行なう。また、上空において通信・放送ミッション機器を動作させ、動作確認を行なう。

ウェイオフを実施後降下進入し、100ft で着陸復行を行なう。その後再度上昇、短縮場周経路を飛行して降下進入し、100ft より推力を低下させ着陸する。

4.6.2 試験内容

P2-3 基本特性試験のフライトは、2004 年 9 月 24 日に行われた。5 時 30 分に離陸した後に約 1000ft. まで上昇し、その後約 450~600m の高度域で上昇、降下性能、左右旋回性能、最大速度等の基本特性、操縦性の確認を実施した。

5 時 53 分に CAS モードに移行し、減速、加速指令への追従を確認したが、5 時 58 分に右舷アクチュエータ過電流エラーにより右舷昇降舵が動作不能になり、試験中止を決断した。直ちに direct モードに切り替えて着陸に入り、遠隔操縦により 6 時 40 分に着陸した。飛行時間は 1 時間 09 分 28 秒、最大到達高度は海拔 550.2m、最大機軸方向速度は 12.3m/s(高度 409m)であった。図 4.6-1 に飛行経路の概略を示す。

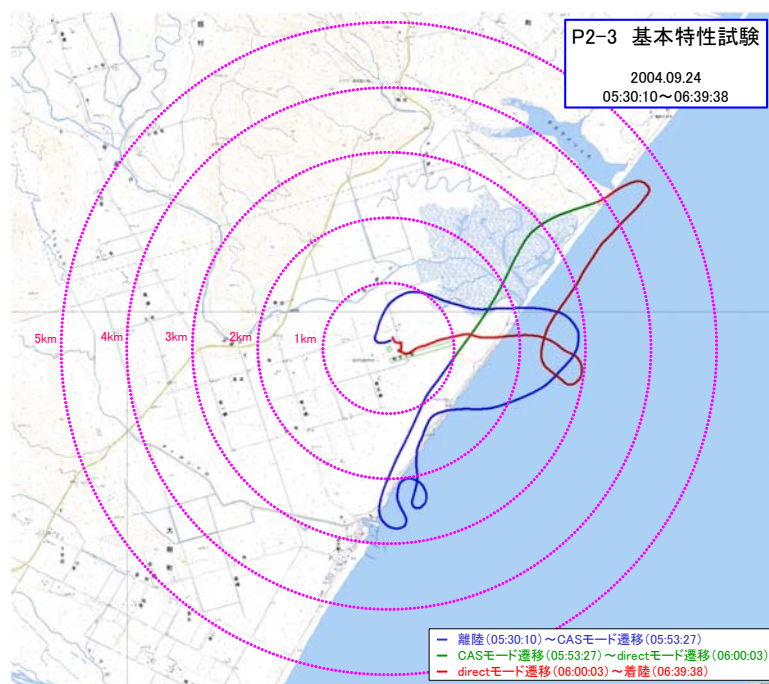


図 4.6-1 P2-3 基本特性試験における飛行経路

4.6.3 試験結果

基本特性試験結果の概要を表 4.6-1 に示す。また、実施した試験項目の時暦を図 4.6-2～5 に示す。また、データレビュー結果の概要を表 4.6-2 に示す。

表 4.6-1 基本特性試験結果概要

○時間経過		○飛行領域等	
ハンガーアウト	04 時 14 分 40 秒	使用空域	A
マストオフ	05 時 21 分 45 秒	最大到達高度	550.2m
離陸	05 時 38 分 10 秒	最大速度	12.3m/s (alt.409m)
着陸	06 時 39 分 38 秒	最大進出距離	4.7km
マストオン	06 時 49 分 30 秒	総飛行時間	1 時間 09 分 28 秒
ハンガーイン	07 時 28 分 35 秒	ミッション	未搭載
○試験結果概要			
飛行モード	試験項目	結果概要	備考
Direct	上昇性能確認	高度約 300m から約 600m までの上昇を実施。	
	降下性能確認	高度約 600m から約 450m までの降下を実施。	
	最大旋回確認	方向舵最大舵角操舵による左右旋回を実施。	
	最大速度確認	高度 409m で最高速度 12.3m/s を記録。	
	推進器差動特性確認	試験中断により未実施	P2-4 にて実施
CAS	水平直進飛行	CAS による一定ピッチ角、一定方位角飛行を実施。	この時からピッチレートフィードバックによる昇降舵制御の振動が発生。右舷アクチュエータ過電流エラーによる不動作が発生した。
	直進減速	対気速度指令を 20kt. から 10kt. に変更し、CAS による追従を確認した。	
	直進加速	対気速度指令を 10kt. から 20kt. に変更し、CAS による追従を確認した。	
	定ピッチ角上昇・降下	試験中断により未実施	P2-4 にて実施
	左右 90° 旋回	試験中断により未実施	P2-4 にて実施
自律	2 点間コース誘導	試験中断により未実施	P2-4 にて実施

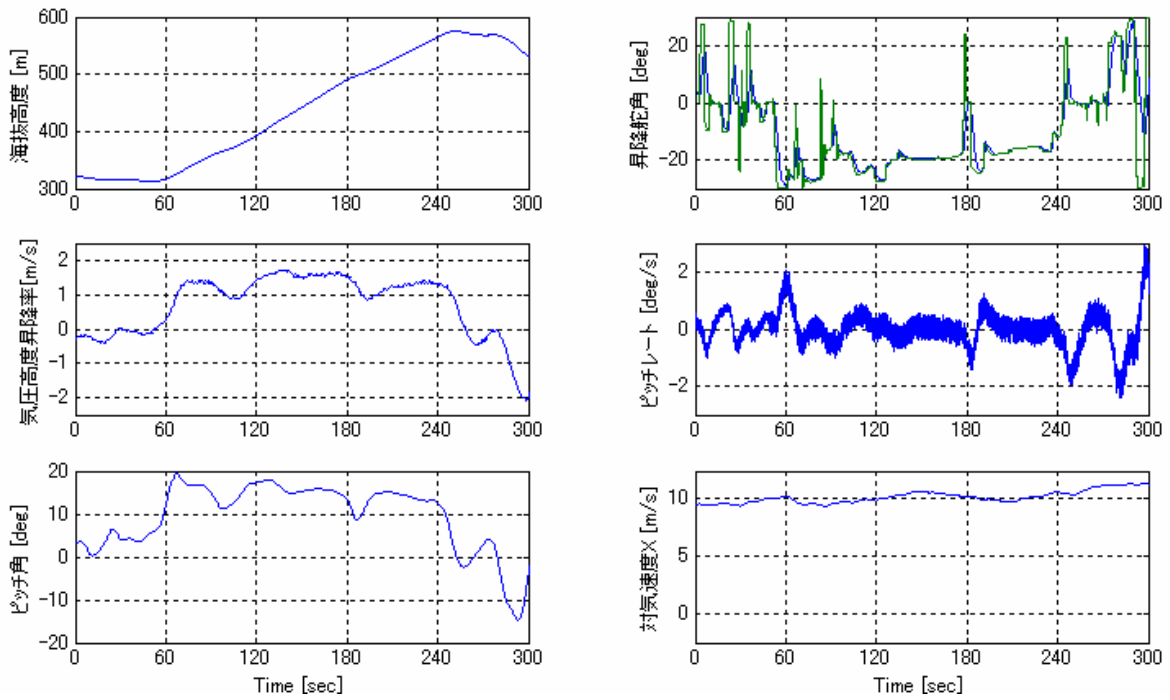


図 4.6-2 上昇性能確認時曆 (05:39:00~05:44:00)

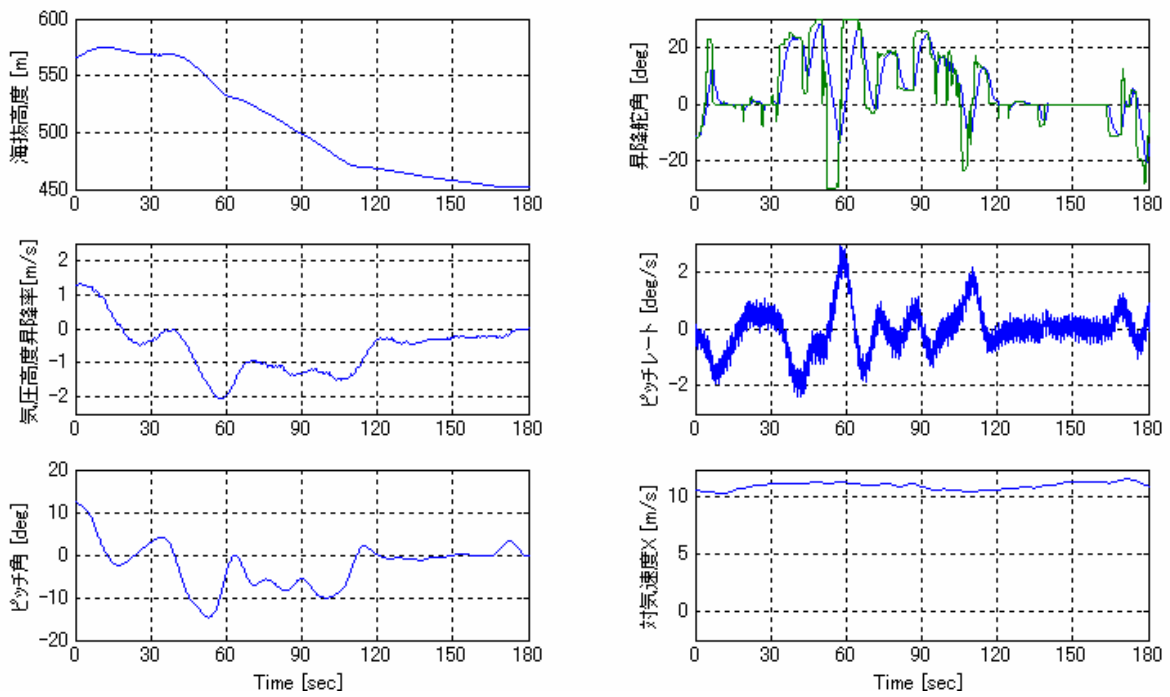


図 4.6-3 降下性能確認時曆 (05:43:00~05:46:00)

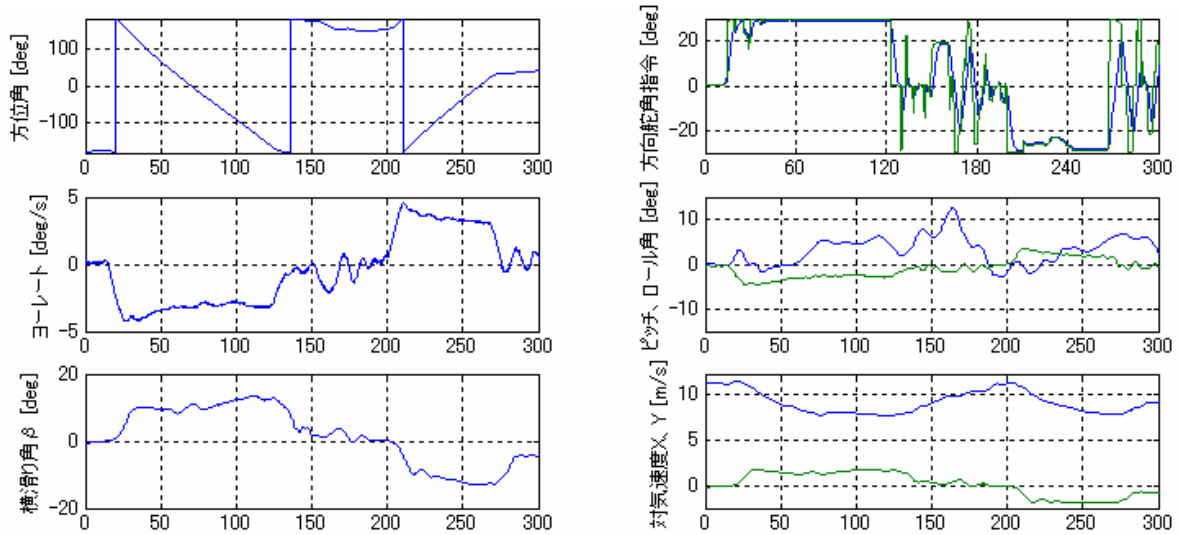


図 4.6-4 左右最大旋回確認時曆 (05:45:30~05:50:30)

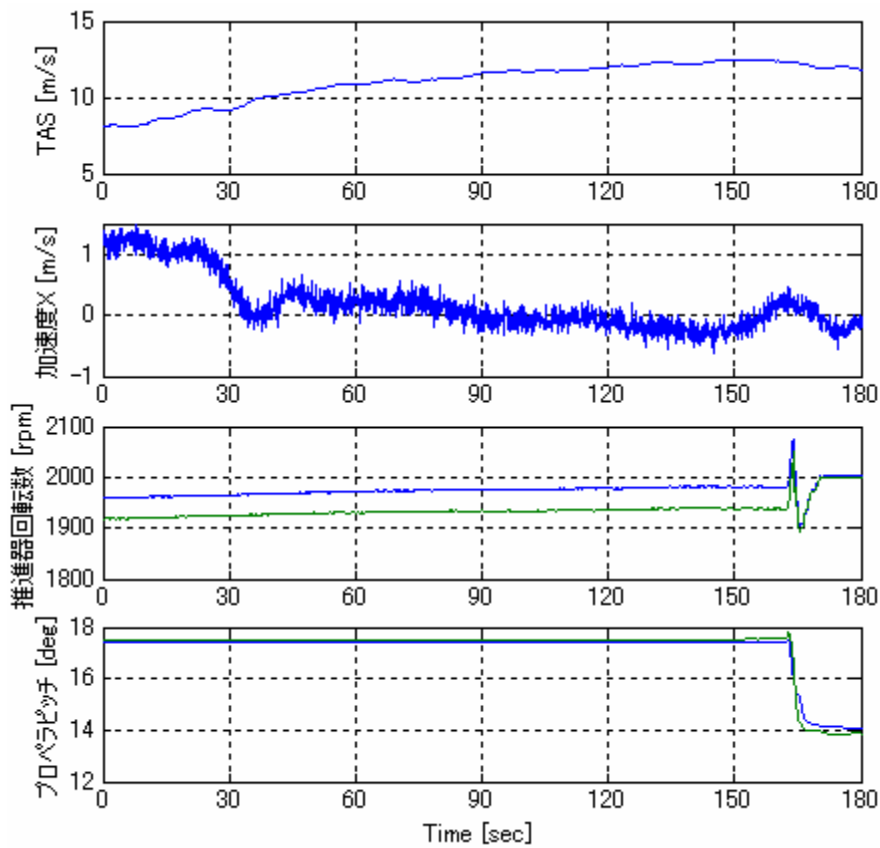


図 4.6-5 最大速度確認時曆 (05:50:00~05:53:00)

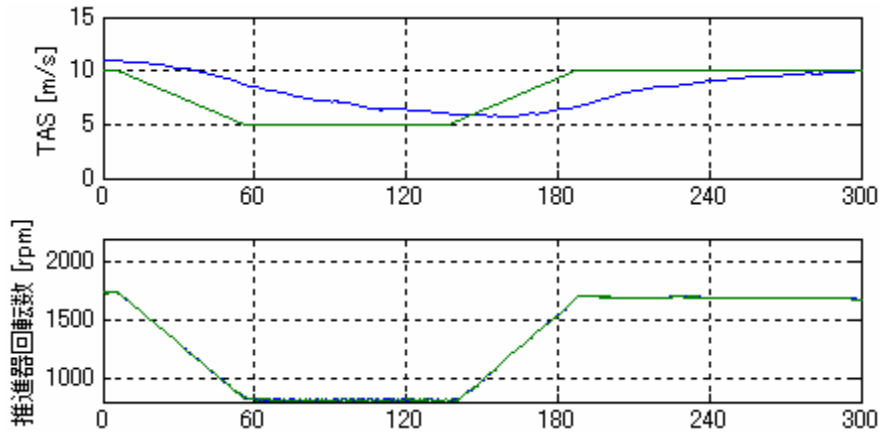


図 4.6-6 直線減速、加速時暦

表 4.6-2 データレビュー結果概要

区分	判定	記事
構造系	一部不良	飛行後点検において、エンベロープと外部コンパートメント間のスカートを止めるタイラップが取れていた。
推進系	良好	回転数表示不良、ピッチ角チャタリング等は発生していない。
電源系	良好	問題なし
浮力制御系	良好	バロネット体積表示不具合の対策が有効であることを確認。
飛行制御系	良好	ハンガー内で4秒毎にINSモードステータスが切り替わる現象が発生。
飛行制御系(2)	一部不良	CASモードにおいて昇降舵角指令の異常振動があった。
非常系	良好	CMD1系統に数回のロックオフ発生、CMD2は正常。
エンジン系	良好	浮力制御系ブロー作動の影響で不安定な部分があったが、発散傾向に移行せず問題なし。
操縦系	不良	CASモード飛行時に右舷昇降舵/モータ過電流チェックのBITが立ち、右舵面コマンドが作動不良となった。
機体全般	—	SOEの改善要望
地上無線操縦者	一部不良	右舷昇降舵の動作不能
追管設備系	一部不良	地上TTCを従系から主系に切り替えた際に追尾が外れる事象が発生。 操縦表示画面で昇降舵角の表示が左右入れ替わっていたことが発覚
気象系	一部不良	MEWS端末のデータ表示不一致
通信・放送ミッション	良好	光通信サブミッション(未搭載)を除く機能確認を実施。

4.7 飛行特性データ取得試験 (P2-4)

4.7.1 試験目的と飛行予定

定点滞空試験機の CAS 及び自律モードによる飛行性能確認範囲の拡大、並びに Direct モードにおいて飛行能力及び特性を取得する。

大樹実験場離着陸場より離陸し場周経路を経て、高度 1,500ft(450m)の海上へ進出する。CAS モードに切替え定ピッチ角降下・上昇、及び左右 90° 旋回を実施する。続いて、自律モードに切替え 2 点ウェイポイントを定め、自律飛行を行う。さらに、Direct モードにおいて、左右推力の差動特性確認、直進水平飛行、エレベータ及びラダーの操舵応答、並びに水平直進減速のケースを実施する。その後、場周経路を経て降下進入し、100ft(30m)より推力を低下させ着陸する。

4.7.2 試験内容と結果概要

飛行特性データ取得試験の飛行は、2004 年 10 月 5 日の 5 時 53 分離陸から 7 時 30 分着陸まで行われた。天気は快晴で、離陸時頃の地上気温は約 6 度、西の風約 2m/s であり、上空は地上付近に約 3° の逆転層があった。

試験結果の概要を表 4.7-1 に示す。試験項目として、定姿勢ピッチ角降下・上昇、左右 90° 旋回、ウェイポイント(WP)2 点飛行、推力差動特性、及び直進水平飛行を実施した後、6 時 15 分頃エンジンのチップ検出器が反応したため、試験が中止された。

表 4.7-1 試験結果概要

飛行モード	試験項目	結果概要	備考	
CAS モード	定姿勢ピッチ角降下・上昇	(ピッチレート指令により、)安定して降下・水平飛行及び上昇・水平飛行ができた。	CASモードに移行後、エレベータ±3°、15秒程度周期の振動が重畳し、自律モードからDIRECTモードに切替えるまで生じていた。	
	左右 90° 旋回	(ヨーレート指令により、)安定して右及び左90° 旋回飛行ができた。		
自律 モード	ウェイポイント(WP)2 点飛行	設定速度と高度で設定位置のWP1をクリアし、次のWP2 へ向かう誘導飛行ができた。		
DIRECT モード	推力差動特性	プロペラピッチ角片側FMPで片側ゼロスラスト状態の左右推力差動によりヨーレートを発生できた。	FLOPSのシミュレーションでヨーレートはほとんど生じなかった。	
	直進水平飛行	2つの速度で往復のデータが取得できた。	速度計の補正データとして使用。	
	操 舵 応 答 エレ ベ ー タ	パルス	未実施 (ダンピング特性)	エンジンでチップが検出されたため、以下の項目はキャンセルされた。
		ステップ	未実施 (釣り合い状態)	
	操 舵 応 答 ラ ダ ー	パルス	未実施 (旋回性能)	
		ステップ	未実施 (旋回性能)	
	水平直進減速	未実施 (船体抵抗係数)		

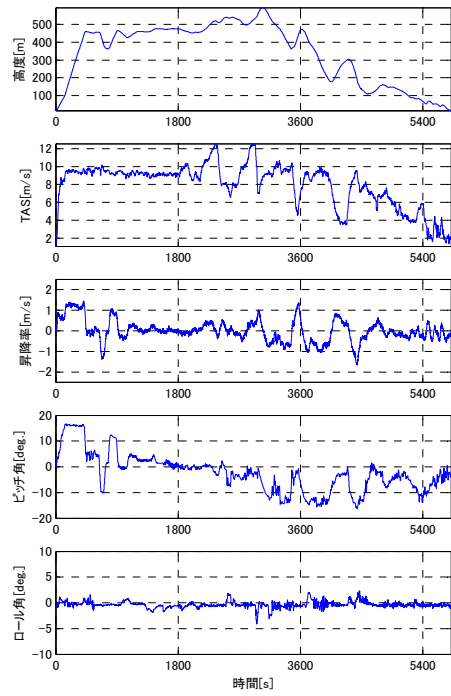
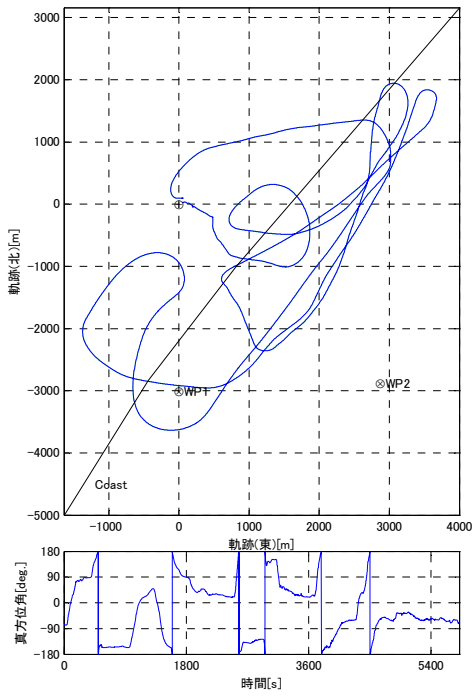
飛行中、地球観測ミッションの試験が平行して実施され、地球観測ミッション班から TTRAC のコマンド送信要請が適宜あった。

4.7.3 試験結果データ

図 4.7-1 には飛行全域データでのグラフを示し、図 4.7-2 から図 4.7-6 までには、各試験項目データのグラフを示した。グラフで示した特性は、これらの試験で主に必要と思われる量を取り上げている。なお、迎角、横滑り角、TAS、及び風向風速のデータには、ポジションエラーの推算補正を施している。また、高度は現在高度にハンドリングエリアの高度 17m を加えた試験機脚タイヤ位置の想定標高の値を示す。

4.7.4 まとめ

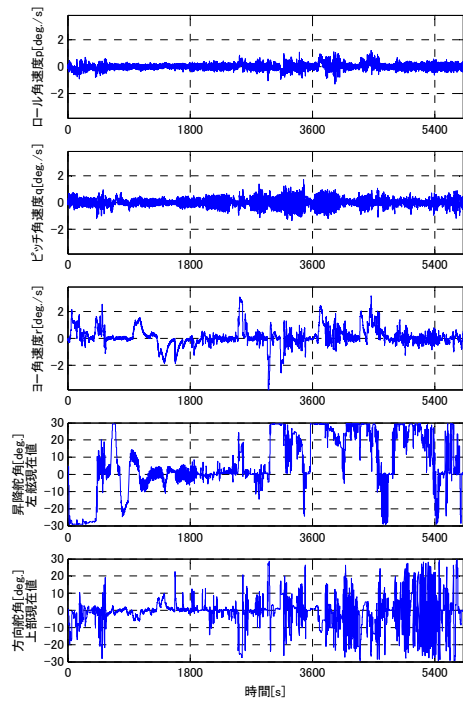
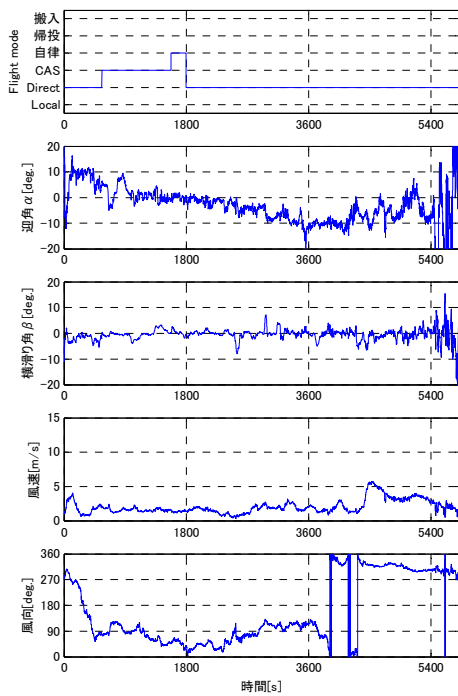
予定された試験項目の中で5つが実施でき、CAS 及び自律モードによる飛行性能確認範囲の拡大、並びに Direct モードにおいて飛行能力を取得することができた。残った飛行特性を取得する試験項目は、後日の飛行試験で行われた。また、地球観測ミッションの試験が実施できた。



P2-4 基本特性データ取得試験 2004/10/05

1/3 (05:53:00.00-07:29:59.94)

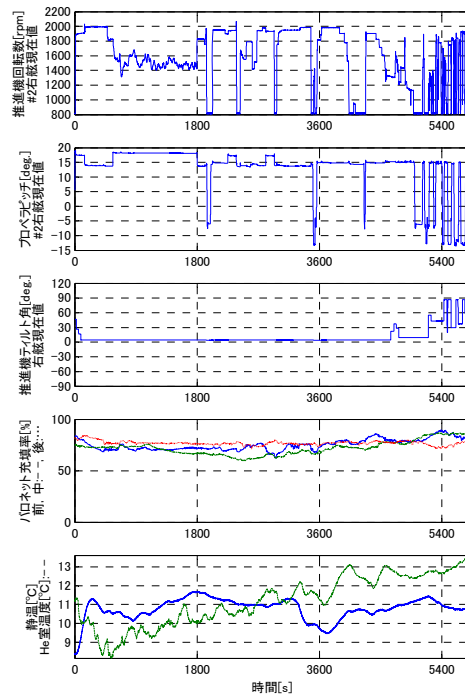
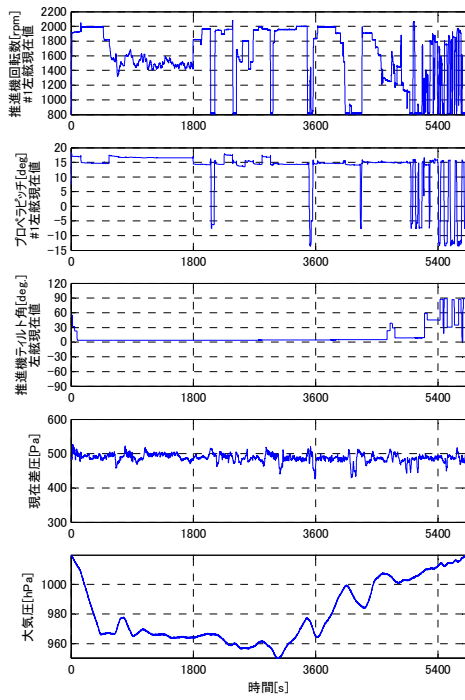
図 4.7-1(1/3) 飛行全域データ



P2-4 基本特性データ取得試験 2004/10/05

2/3 (05:53:00.00-07:29:59.94)

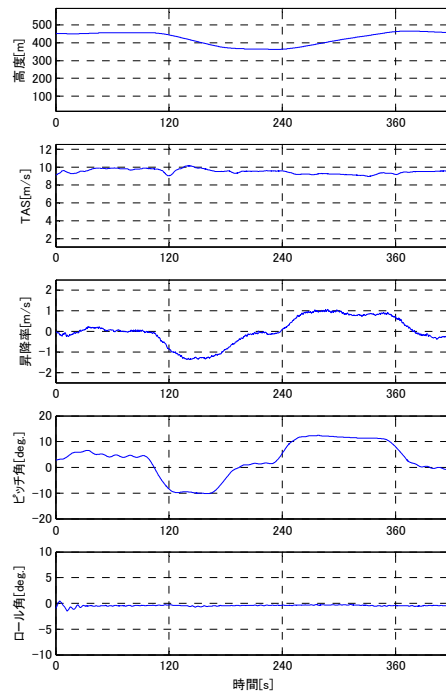
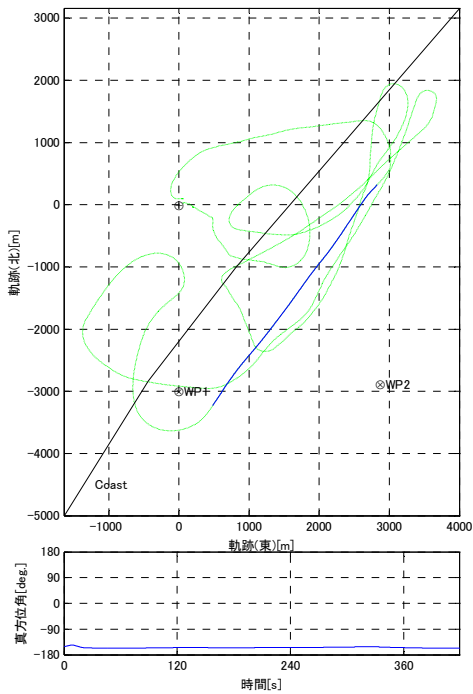
図 4.7-1(2/3) 飛行全域データ



P2-4 基本特性データ取得試験 2004/10/05

3/3 (05:53:00.00-07:29:59.94)

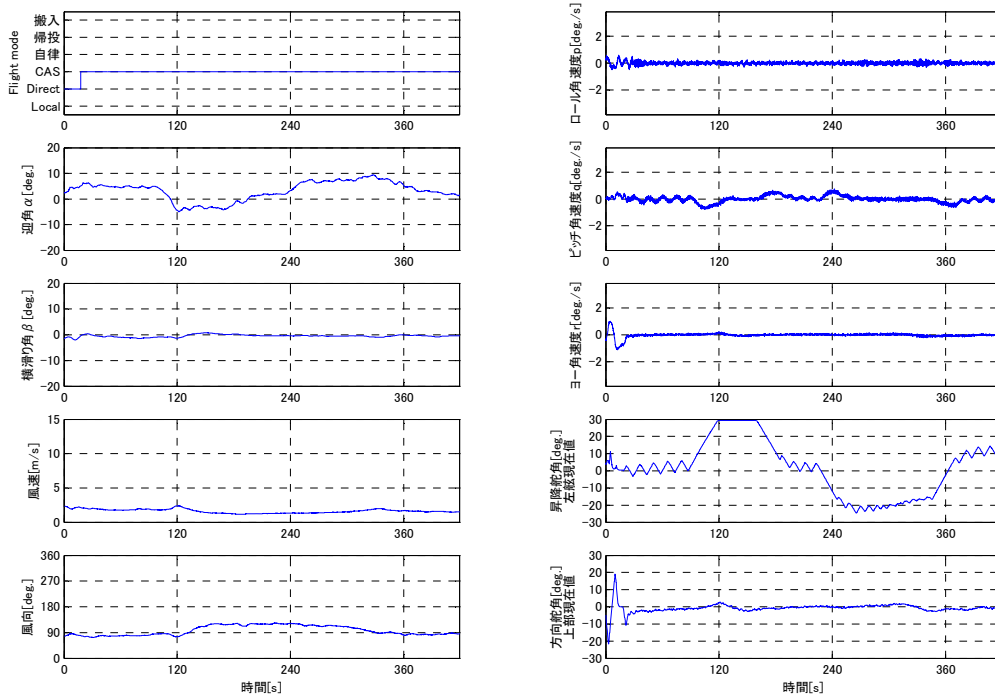
図 4.7-1(3/3) 飛行全域データ



P2-4 基本特性データ取得試験 2004/10/05

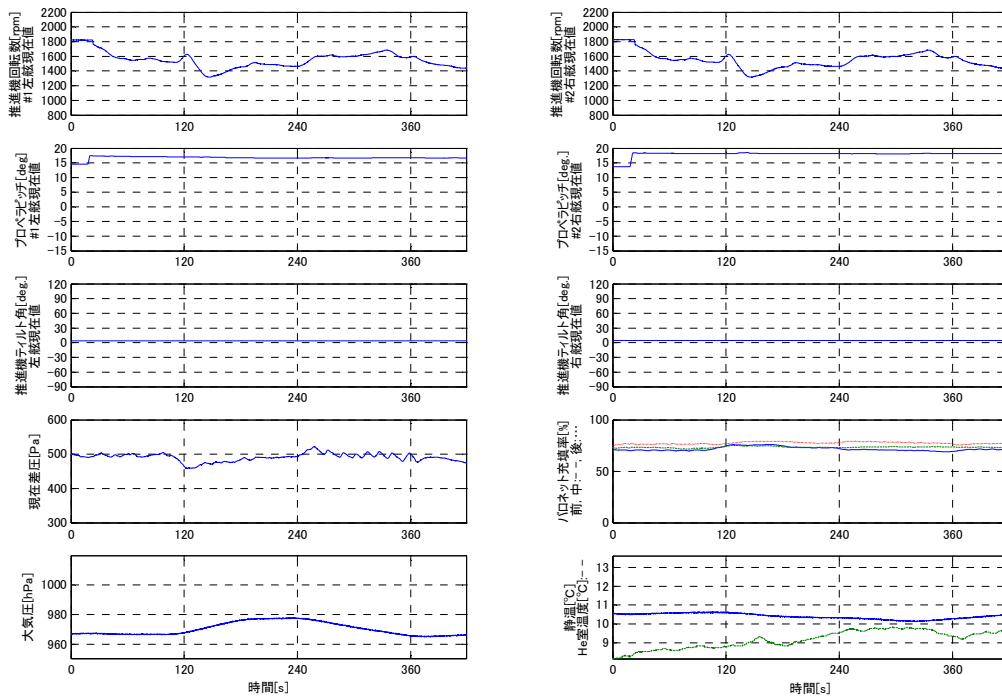
降下上昇1/3 (06:01:59.99-06:08:58.98)

図 4.7-2(1/3) 定ピッチ角降下・上昇データ



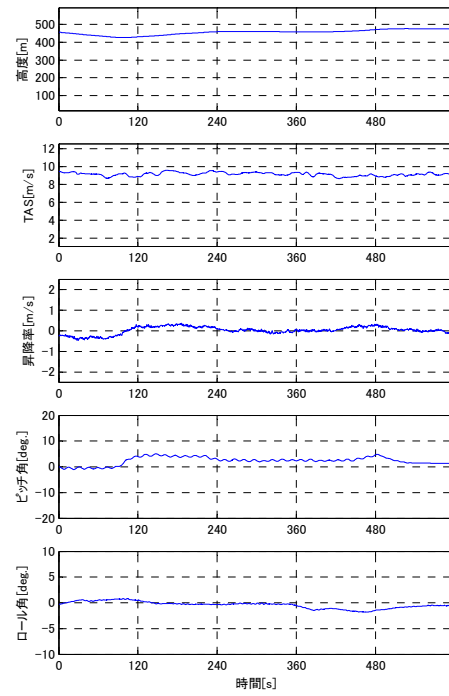
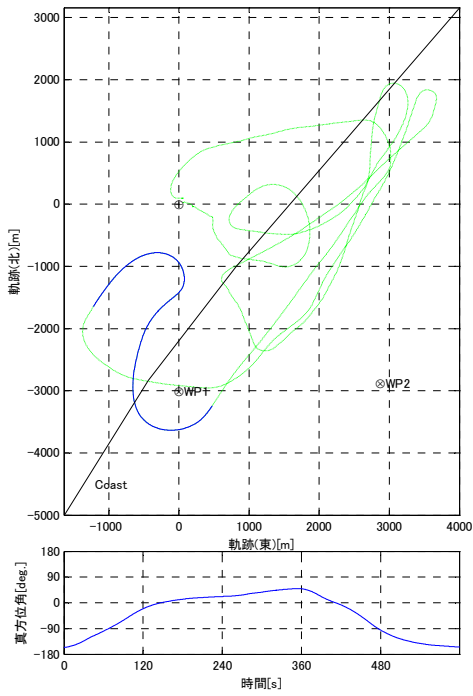
P2-4 基本特性データ取得試験 2004/10/05 降下上昇2/3 (06:01:59.99-06:08:58.98)

図 4.7-2(2/3) 定ピッチ角降下・上昇データ



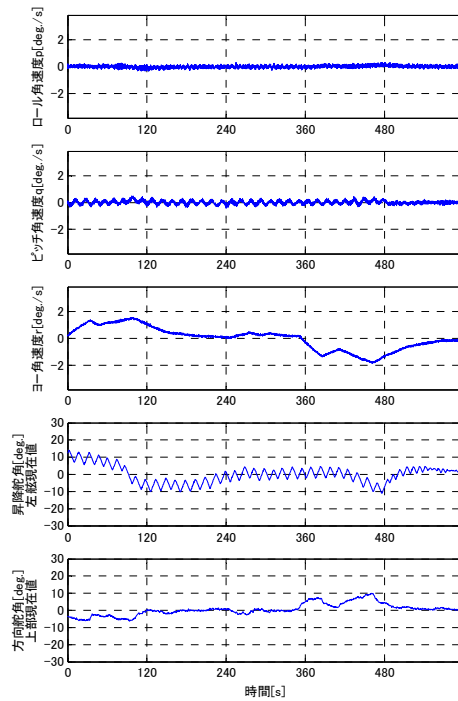
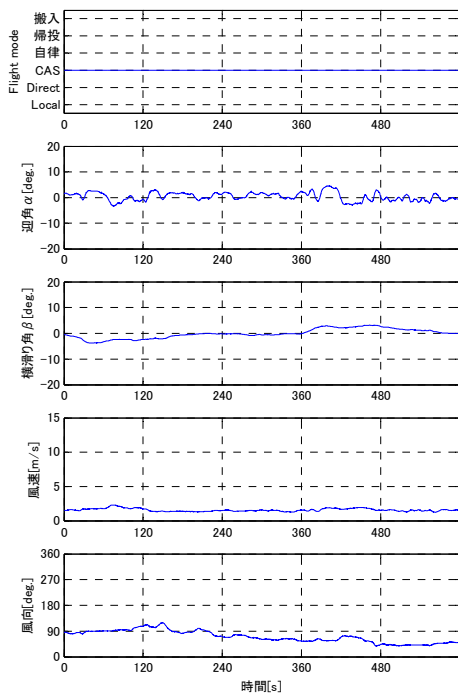
P2-4 基本特性データ取得試験 2004/10/05 降下上昇3/3 (06:01:59.99-06:08:58.98)

図 4.7-2(3/3) 定ピッチ角降下・上昇データ



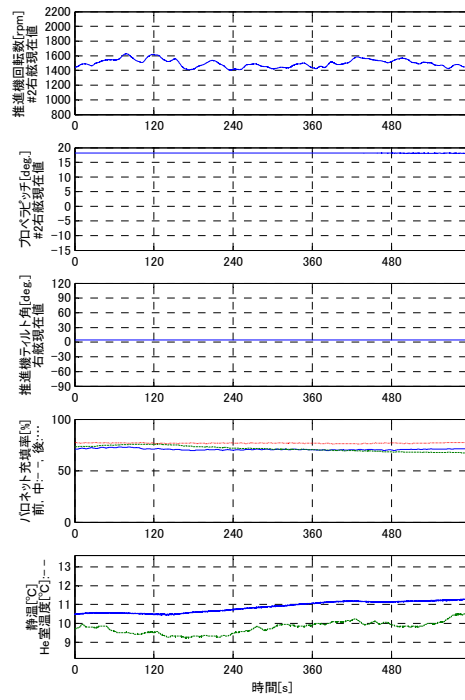
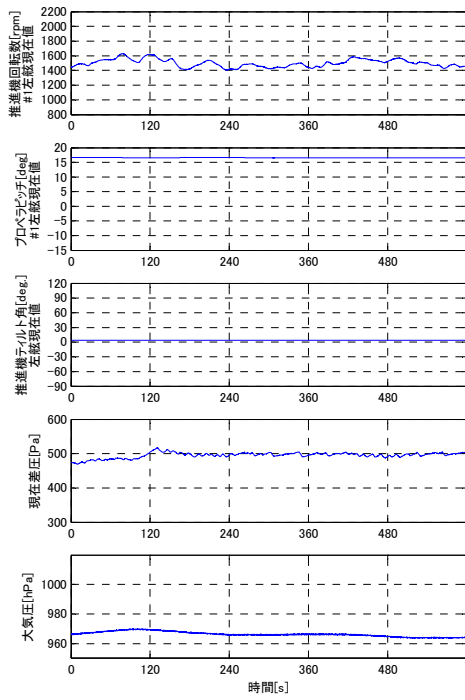
P2-4 基本特性データ取得試験 2004/10/05 90° 旋回1/3 (06:08:59.96-06:18:58.96)

図 4.7-3(1/3) 左右 90° 旋回データ



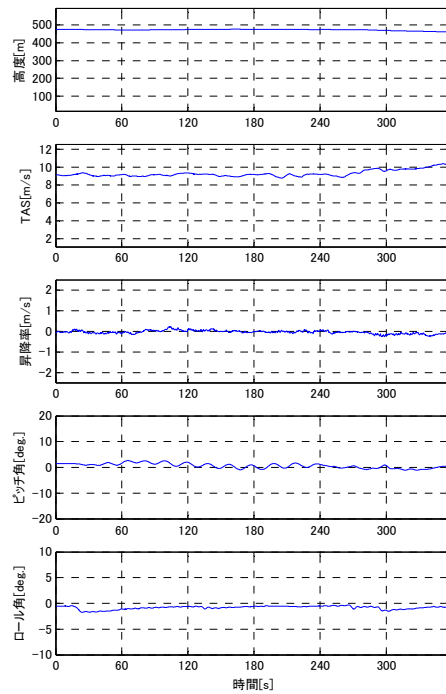
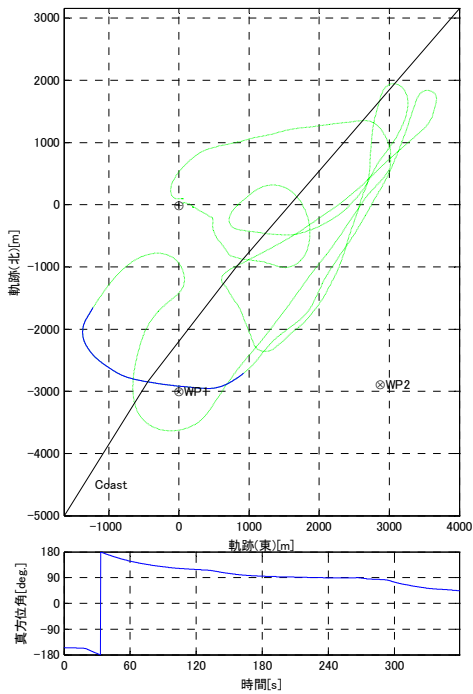
P2-4 基本特性データ取得試験 2004/10/05 90° 旋回2/3 (06:08:59.96-06:18:58.96)

図 4.7-3(2/3) 左右 90° 旋回データ



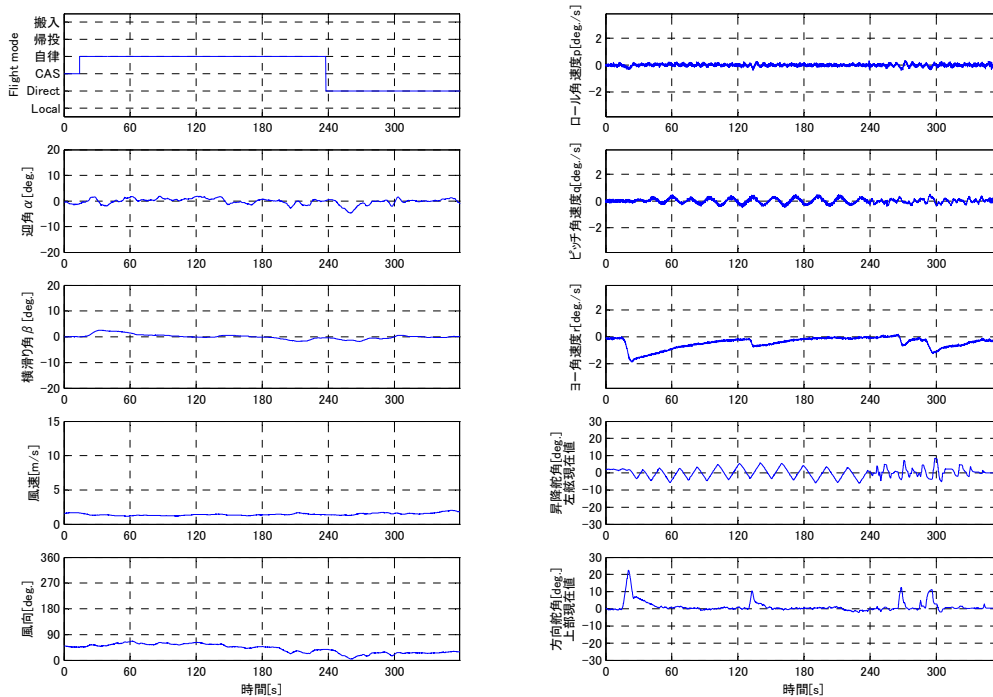
P2-4 基本特性データ取得試験 2004/10/05 90° 旋回3/3 (06:08:59.96-06:18:58.96)

図 4.7-3(3/3) 左右 90° 旋回データ



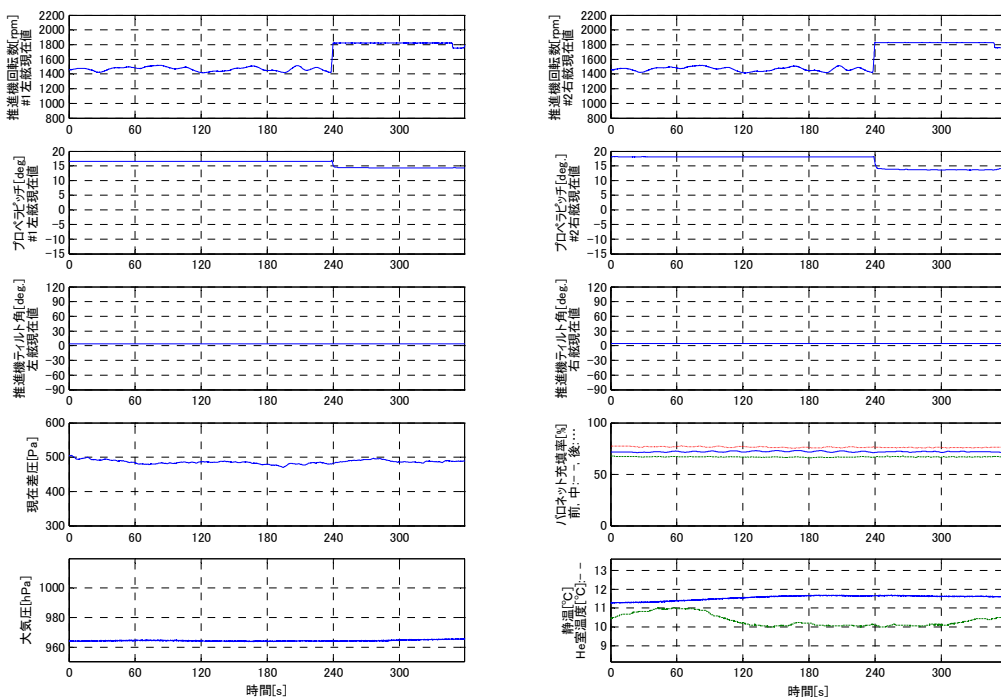
P2-4 基本特性データ取得試験 2004/10/05 自律飛行1/3 (06:18:59.96-06:24:59.05)

図 4.7-4(1/3) 自律飛行データ



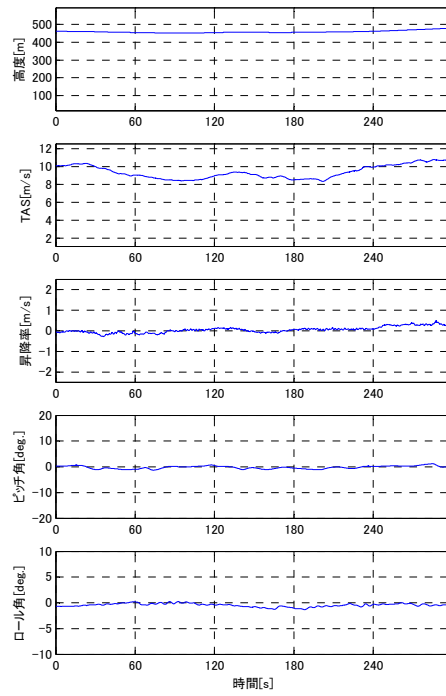
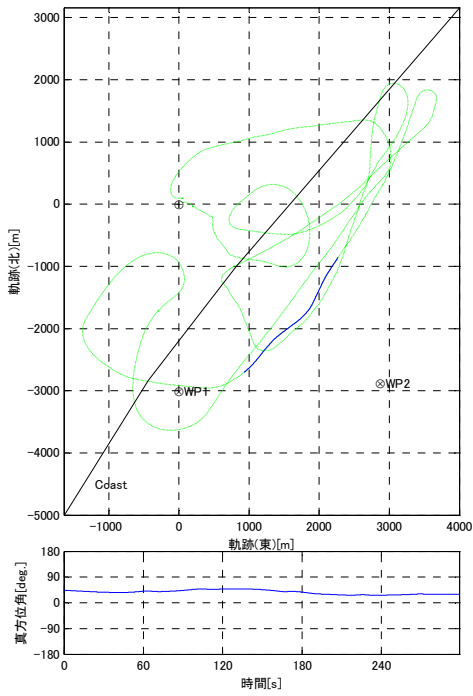
P2-4 基本特性データ取得試験 2004/10/05 自律飛行2/3 (06:18:59.96-06:24:59.05)

図 4.7-4(2/3) 自律飛行データ



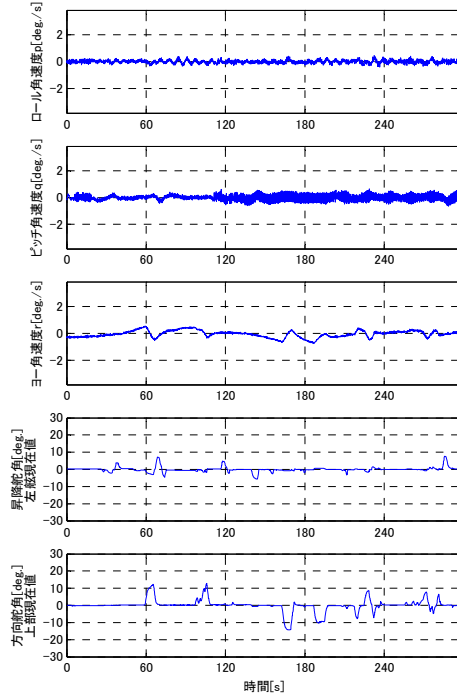
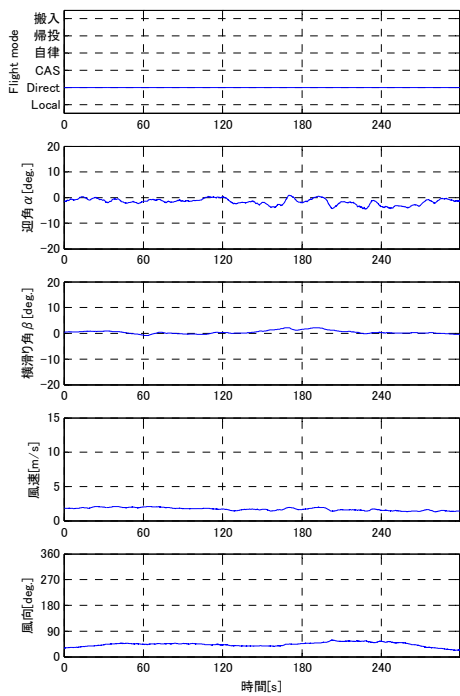
P2-4 基本特性データ取得試験 2004/10/05 自律飛行3/3 (06:18:59.96-06:24:59.05)

図 4.7-4(3/3) 自律飛行データ



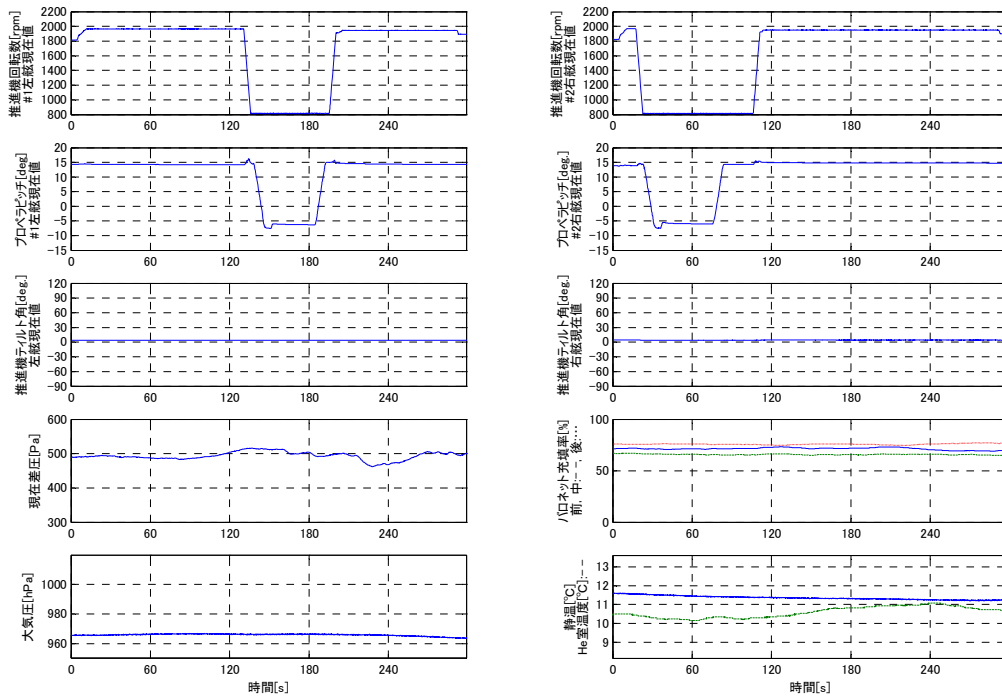
P2-4 基本特性データ取得試験 2004/10/05 差動特性1/3 (06:25:00.04-06:29:58.99)

図 4.7-5(1/3) 差動特性データ



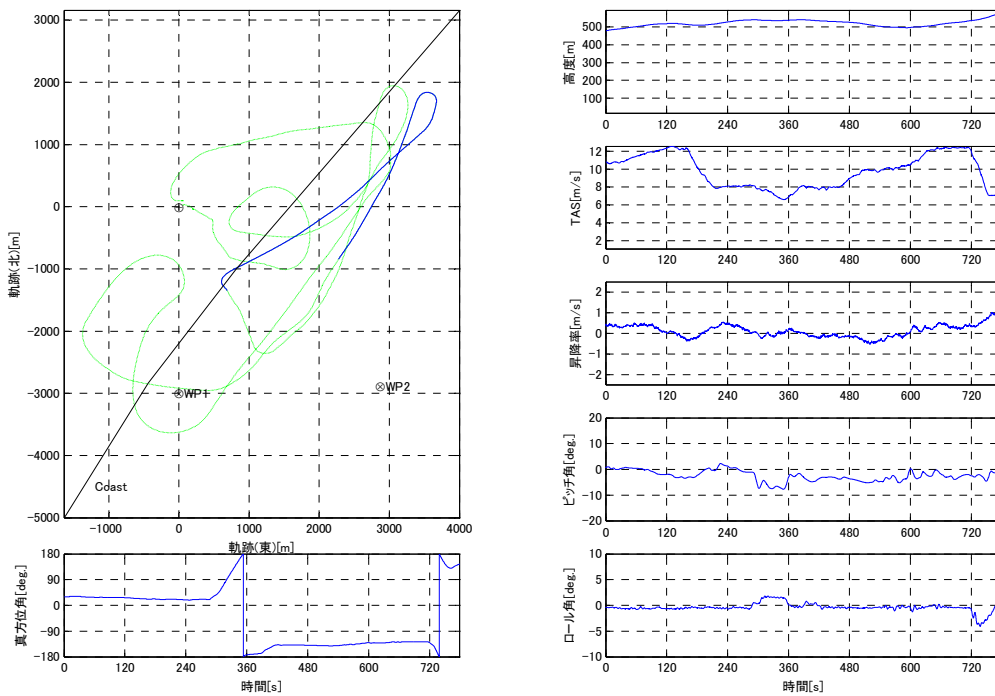
P2-4 基本特性データ取得試験 2004/10/05 差動特性2/3 (06:25:00.04-06:29:58.99)

図 4.7-5(2/3) 差動特性データ



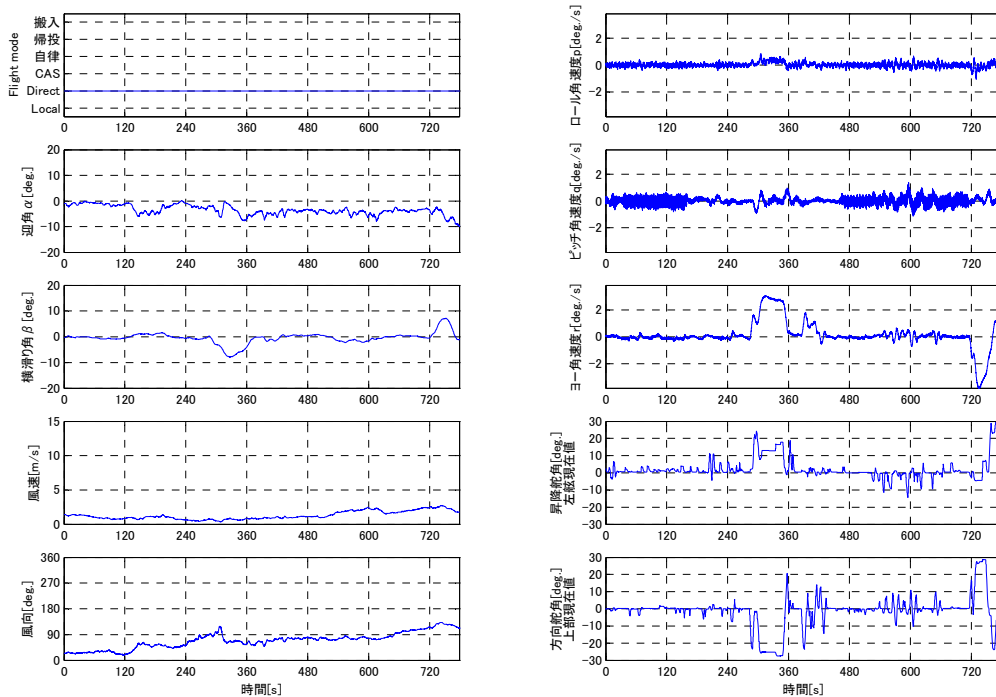
P2-4 基本特性データ取得試験 2004/10/05 差動特性3/3 (06:25:00.04-06:29:58.99)

図 4.7-5(3/3) 差動特性データ



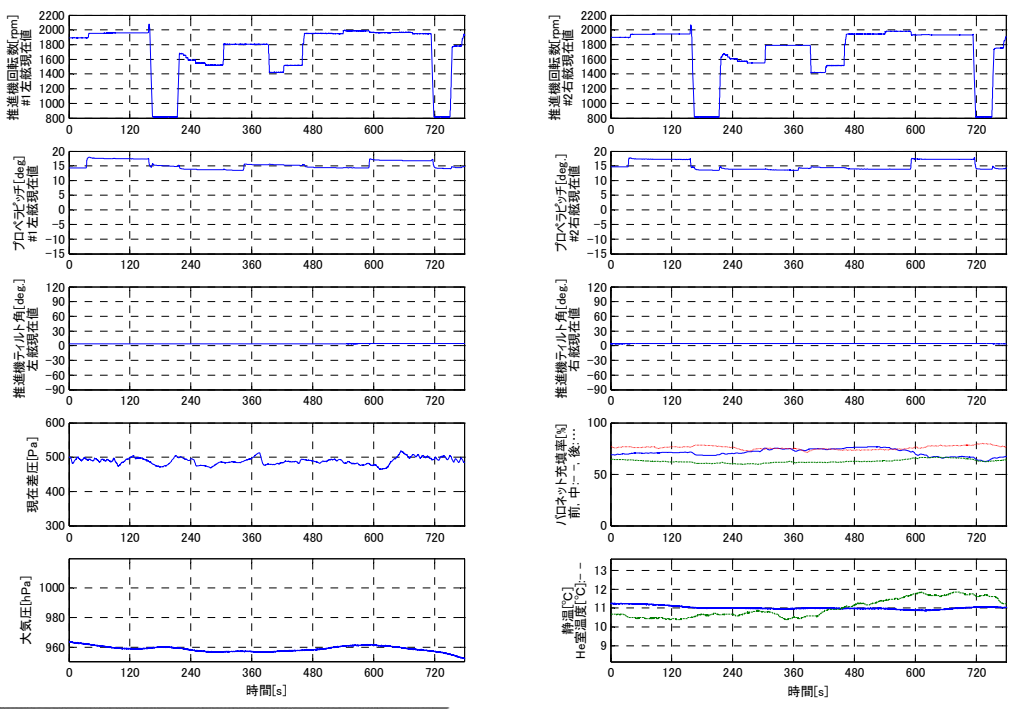
P2-4 基本特性データ取得試験 2004/10/05 直進水平1/3 (06:29:59.99-06:42:58.97)

図 4.7-6(1/3) 直進水平飛行データ



P2-4 基本特性データ取得試験 2004/10/05 直進水平2/3 (06:29:59.99-06:42:58.97)

図 4.7-6(2/3) 直進水平飛行データ



P2-4 基本特性データ取得試験 2004/10/05 直進水平3/3 (06:29:59.99-06:42:58.97)

図 4.7-6(3/3) 直進水平飛行データ

4.8 中高度到達試験 (P3-1)

4.8.1 試験目的および概要

本試験の目的は以下のとおりである。

- (1) 中高度(約 2000m)までの上昇能力の確認
- (2) 低高度/中高度での定点滞空能力の確認
- (3) 飛行特性データの取得
- (4) 地球観測ミッション

上記目的のため、次のような飛行を計画した。まず、遠隔操縦により大樹実験場離着陸場から離陸、場周経路を経て高度約 900m の遷移ポイントまで上昇し、自律飛行に切り替えて低高度定点滞空ポイント(WP1,2)で定点滞空及び地球観測ミッション試験を行う。次に、自律飛行により所定の8の字コース(WP3～8)上を高度約 2000m まで上昇して中高度定点滞空ポイント(WP9)での定点滞空を行い、上昇飛行時と同じコース(WP10～14)を高度約 900m まで降下する。その後、遠隔操縦に切り替えて、A+B空域を含む 900m 以下の高度で飛行特性データ取得(操舵応答及び減速試験)および地球観測ミッション試験を行い、場周経路を経て実験場離着陸場に着陸する。予定した飛行経路及び高度プロファイルを図 4.8.1-1 に示す。定点滞空ポイントを含むウェイポイント(WP)の詳細については次項(4.8.2 試験内容及び結果)の表 4.8.2-2 を参照されたい。

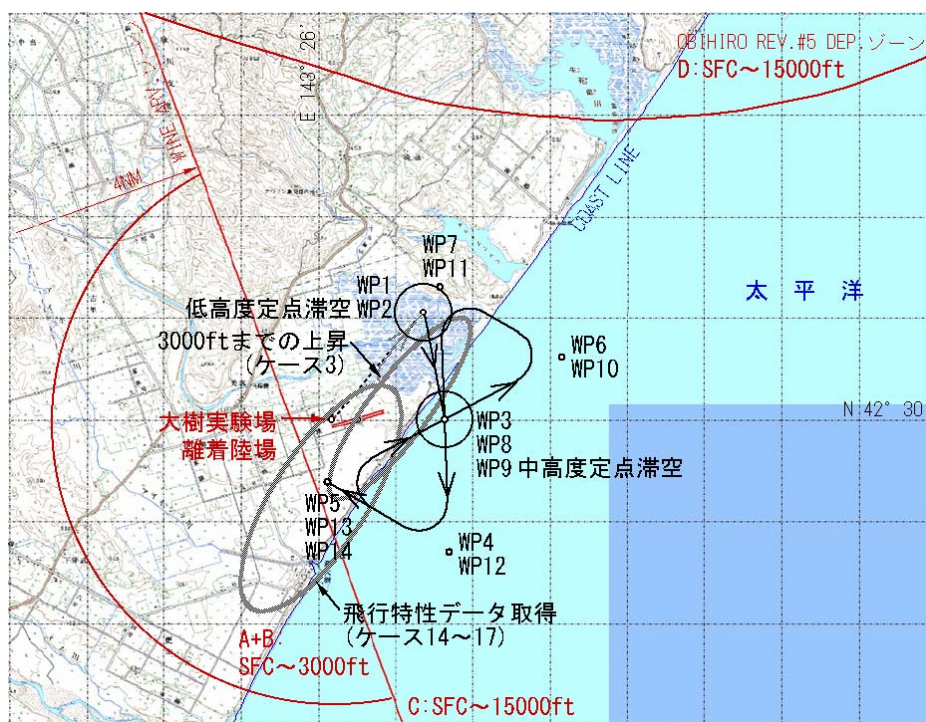


図 4.8.1-1 飛行経路

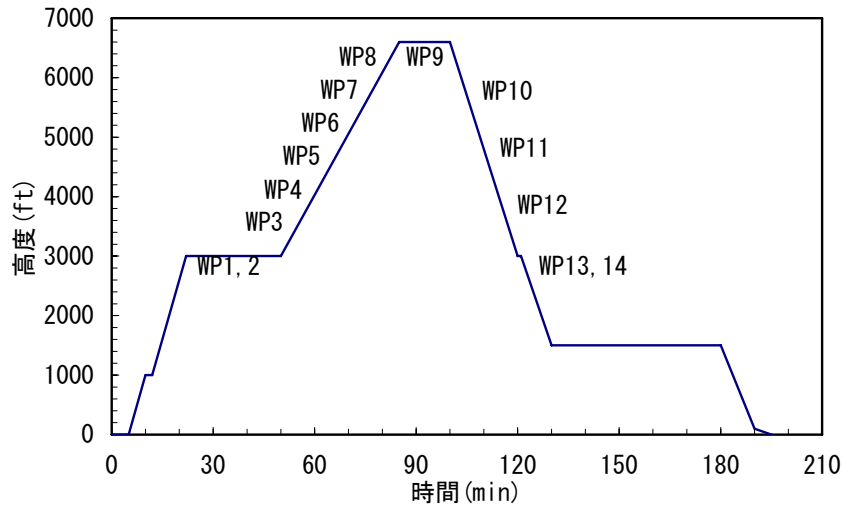


図 4.8.1-2 高度プロファイル

4.8.2 試験内容及び結果

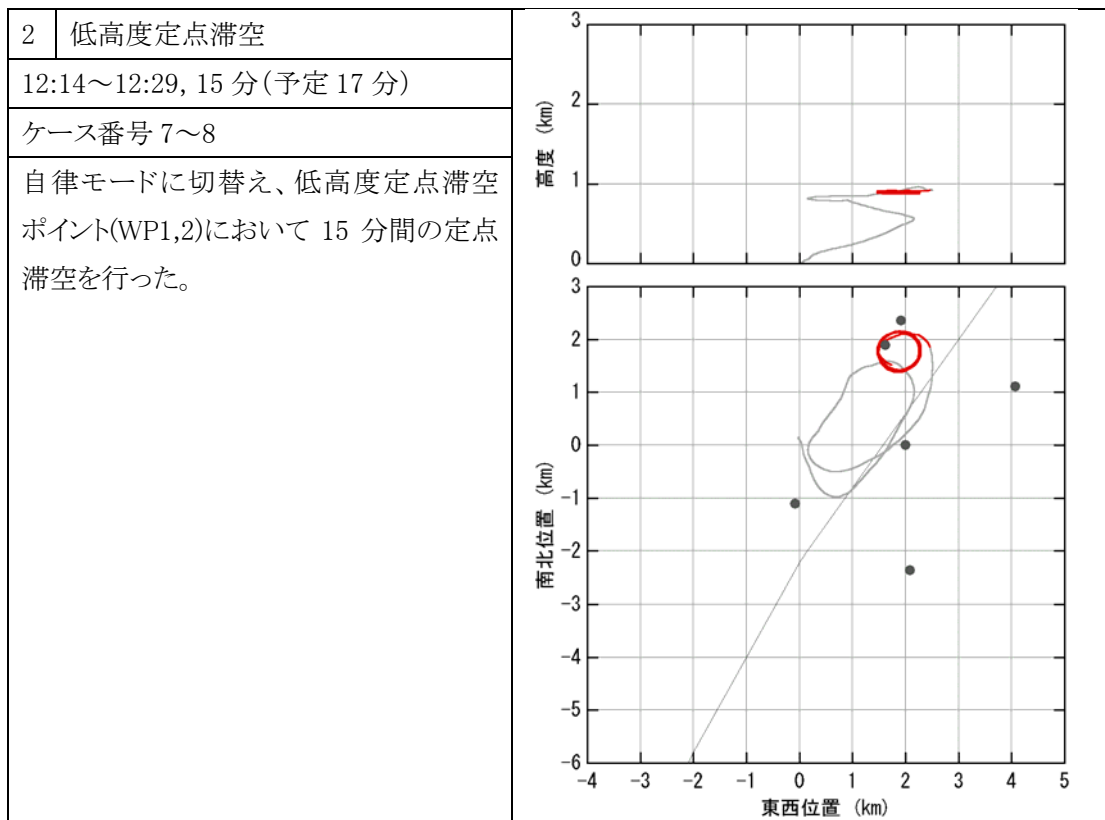
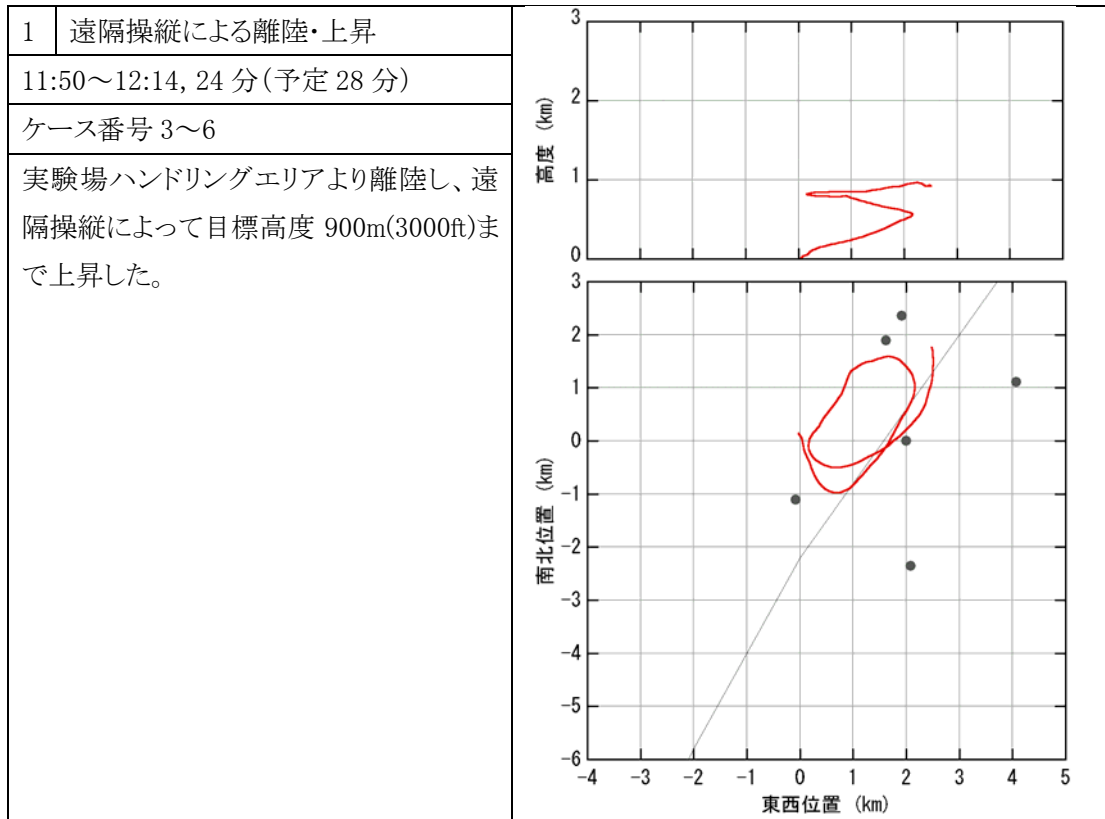
- 試験実施日時 : 2004年11月5日、7時00分～
 主要なイベントの実施時刻を、予定時刻とともに表 4.8.2-1 に示す。

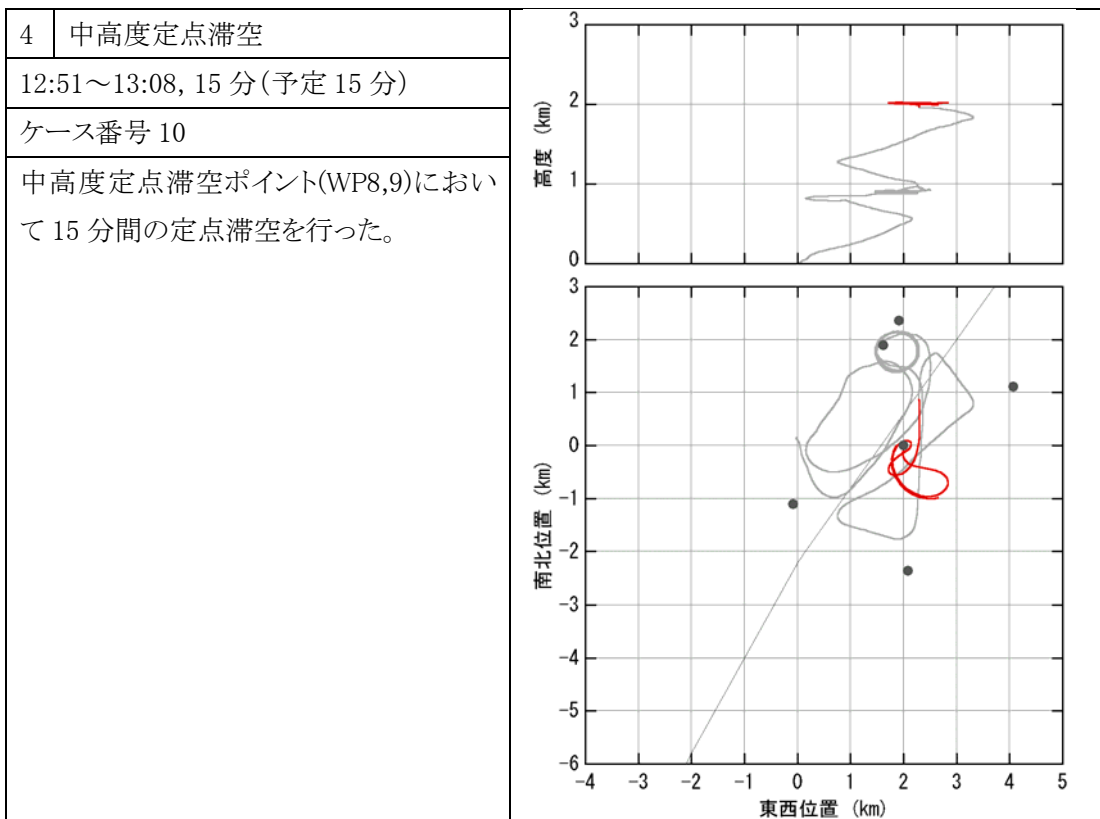
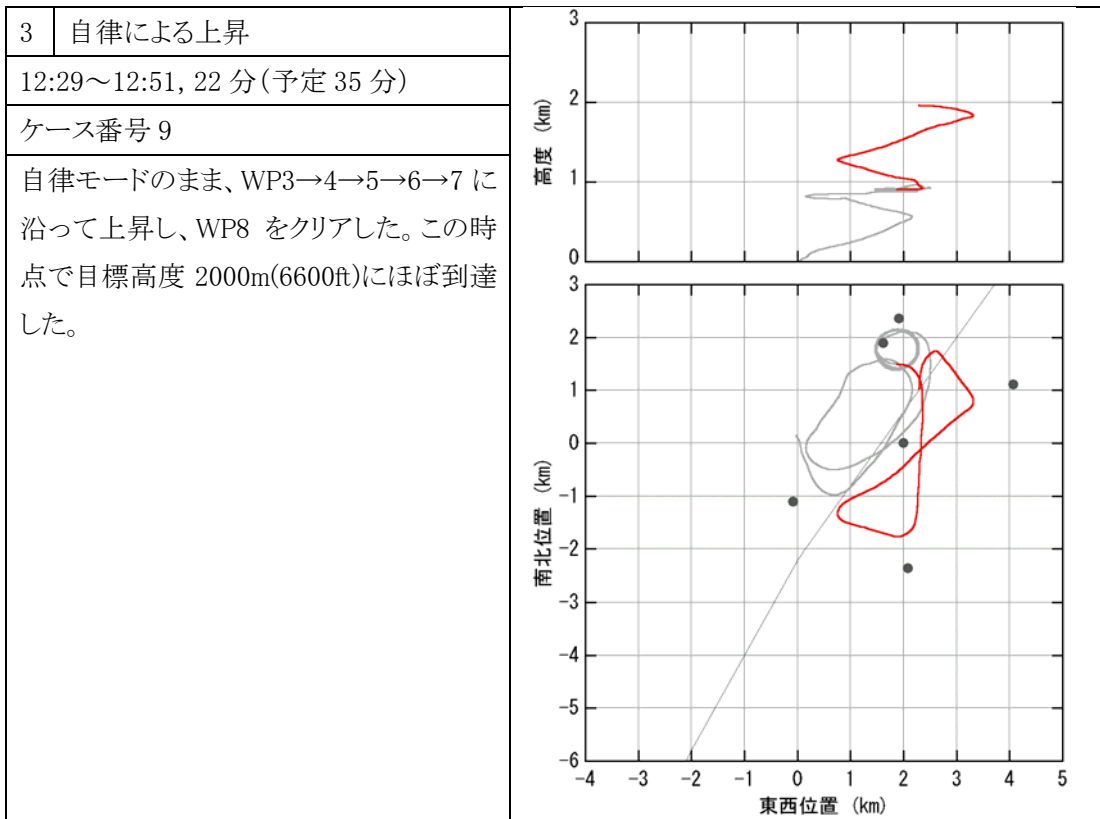
表 4.8.2-1 主要イベント一覧

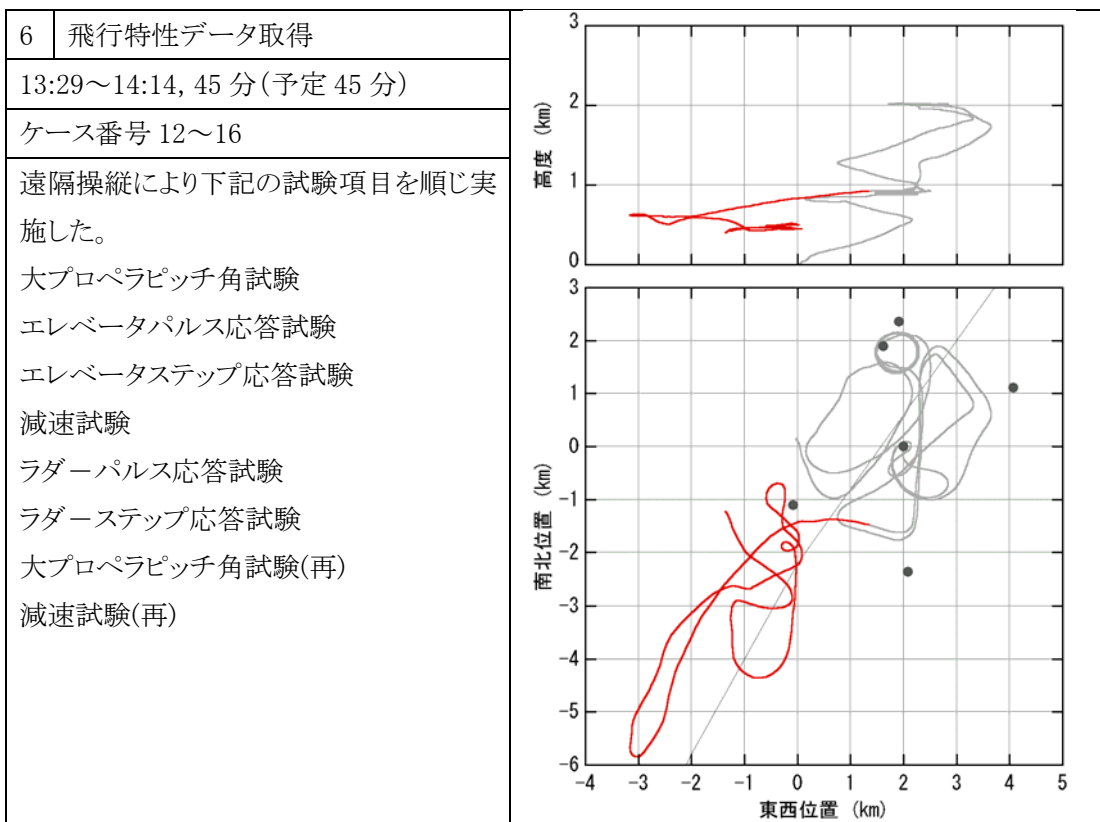
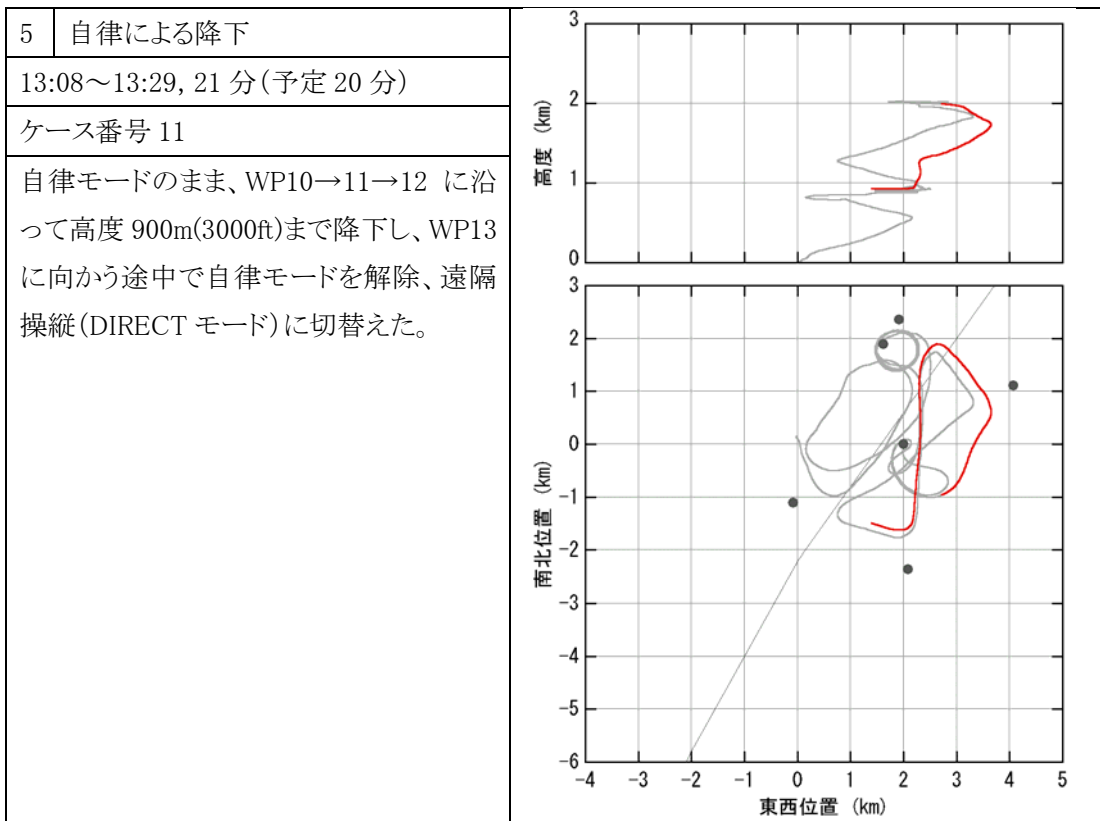
イベント	予定時刻	実施時刻	備考
プリフライトブリーフィング	7:00	7:00	
試験工程開始	8:00	7:20	
試験前 GO/NOGO 判断	8:30	8:17	
エンジン始動	9:35	9:25	
ハンガーアウト GO/NOGO 判断	10:05	9:55	
ハンガーアウト	10:55	11:00	
マストオフ	11:25	11:41	
離陸	12:05	11:50	
着陸	15:20	14:39	
マストオン	15:30	14:45	
ハンガーイン	16:00	15:06	
エンジン停止	16:20	15:26	
試験工程終了	17:25	16:18	

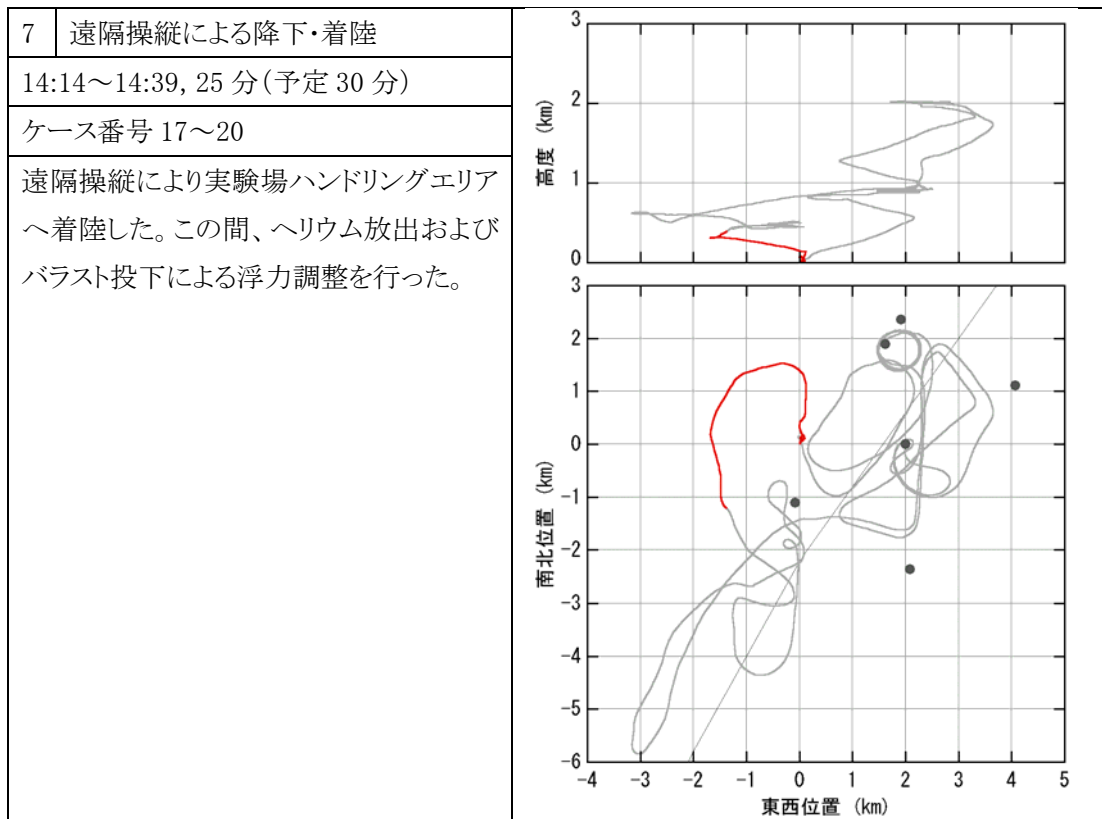
- 飛行の概略
 飛行中の各過程について、その時間、内容および飛行経路を表 4.8.2-2 に示す。

表 4.8.2-2 試験結果









・ ウェイポイント

自律飛行時のウェイポイントについて、飛行計画時の設定値と飛行試験における実績(修正記録、クリア時刻・高度またはインクリメント等の記録)を表 4.8.2-3 に示す。

表 4.8.2-3 ウェイポイント

WP	飛行計画									試験実績		
	滞空モード	北緯		東経		目標高度	目標速度	滞空時間	修正記録	結果		
		deg.	min.	sec.	deg.	min.	sec.	m	m/s	s		
1	1	42	31	2.5	143	27	21.1	914	10	0		
2	0	42	31	2.5	143	27	21.1	914	10	900		
3	1	42	30	1.1	143	27	37.8	2000	10	0		12:31 クリア
4	1	42	28	44.7	143	27	41.4	2000	10	0		12:34 クリア
5	1	42	29	25.2	143	26	6.6	2000	10	0		
6	1	42	30	36.9	143	29	9.0	2000	10	0		12:46 クリア
7	1	42	31	17.5	143	27	34.2	2000	10	0		12:51 クリア
8	1	42	30	1.1	143	27	37.8	2000	10	0		12:52 クリア
9	0	42	30	1.1	143	27	37.8	2000	10	900		
10	1	42	30	36.9	143	29	9.0	914	10	0		13:13 クリア

11	1	42	31	17.5	143	27	34.2	914	10	0		13:20 クリア
12	1	42	28	44.7	143	27	41.4	914	10	0		13:26 クリア, DIRECT 切替
13	1	42	29	25.2	143	26	6.6	914	10	0		-
14	0	42	29	25.2	143	26	6.6	914	10	3600		-

注)クリア時刻および高度は時間記録(SOE 記録)による

・データレビュー結果

各系ごとのデータレビュー結果を以下に示す。

構造系	良好	
操縦系	一部不良	
・コマンド BIT 不動作		→再 BIT で対処して継続観察
地上無線操縦者	良好	
飛行制御系	良好	
浮力制御系	一部不良	
・バロネット体積表示変動(非常系アンテナ切替時)		→EMI 確認を実施(11/?)
・前方バロネット体積表示誤差(上昇時)		→前方バルブ閉塞と推定. 処置不要
・後方バロネット体積表示誤差		→モデル修正(rev.E)により対応
推進系	一部不良	
・ピッチステータス不良発生		
エンジン系	良好	
電源系	良好	
追跡管制設備系	一部不良	
・地上主系の追尾受信機がロックしない現象の発生(地上従系→主系切替時)		→操作ミス. 再発防止を徹底.
・フレームロックオフ発生(系/アンテナ切替時以外)		
非常系	良好	
FLOPS	一部不良	
・画面表示のフリーズ		→PC 負荷増大による. 試験中画面印刷禁止.
・高度の負表示(着陸時)		→差圧センサドリフトによる.
気象系	良好	

ミッション系	良好
--------	----

4.8.3 まとめ

中高度到達試験(P3-1)では、概ね計画どおりの飛行を行い、所定の目的、すなわち

- (1) 中高度(約 2000m)までの上昇能力の確認
- (2) 低高度／中高度での定点滞空能力の確認
- (3) 飛行特性データの取得
- (4) 地球観測ミッション

を全て達成することができた。

4.9 高高度到達試験 (P3-2)

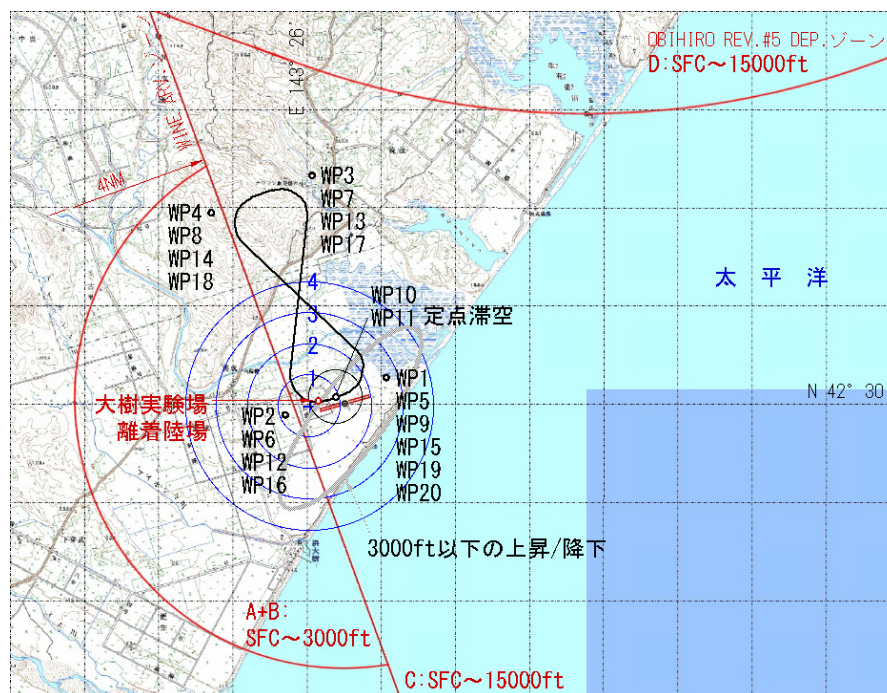
4.9.1 試験目的および概要

本試験の目的は以下のとおりである。

- (1) 高高度(4000m)までの上昇能力の確認
- (2) 高高度での定点滞空能力の確認
- (3) 通信放送ミッション

上記目的のため、次のような飛行を計画した。まず、遠隔操縦により大樹実験場離着陸場から離陸し、場周経路を経て高度約 900m の遷移ポイントまで移動する。次に、自律飛行に切り替えて所定の8の字コース上を高度 4000m まで上昇し、同高度で定点滞空を行って通信放送ミッション試験を実施する。その後、上昇飛行時と同じコースを高度約 900m まで降下し、遠隔操縦に切り替えて実験場離着陸場に着陸する。予定した飛行経路及び高度プロファイルを図 4.9.1-1 に示す。

なお、定点滞空ポイントは、管制棟位置から WINE ARV. 空域境界に立てた垂線上の、WINE ARV. からの距離が 1km になる位置に設定した。これは、試験空域境界から定点滞空範囲(半径 1km)の余裕があり、かつ管制塔直上にできるだけ近い(通信放送ミッション試験上の要求)位置として選ばれた。ただし、以上の計算を経緯度平面でおこなったため、実際の地図上では管制棟と定点滞空ポイントを結ぶ線が WINE ARV. 境界線と直交しない。また、コース誘導の4点のWPが矩形でなく並行四辺形になっているのも同じ理由による。ウェイポイント設定の詳細は次項(試験内容及び結果)の表 4.9.2-3 を参照されたい。



注) 図中の青い同心円は、各高度(図中の数値)における通信放送ミッションの試験可能領域を表す。
(管制塔から天頂に向かう半頂角 30 度のコーン内)

図 4.9.1-1 飛行経路

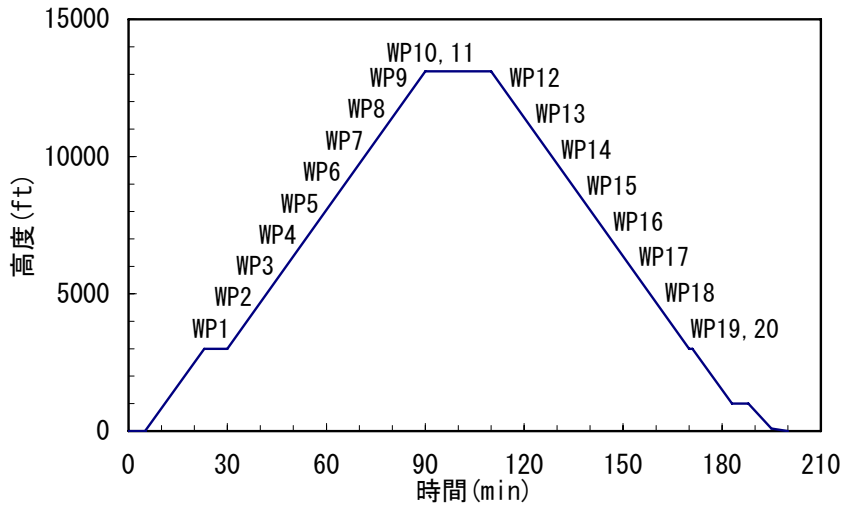


図 4.9.1-2 高度プロファイル

4.9.2 試験内容及び結果

- 試験実施日時 : 2004年11月19日、7時00分～
 主要なイベントの実施時刻を、予定時刻とともに表 4.9.2-1 に示す。

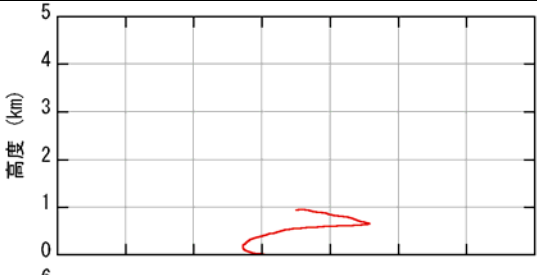
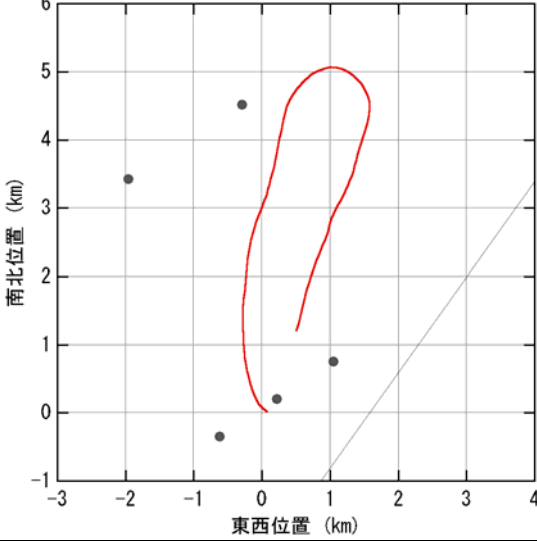
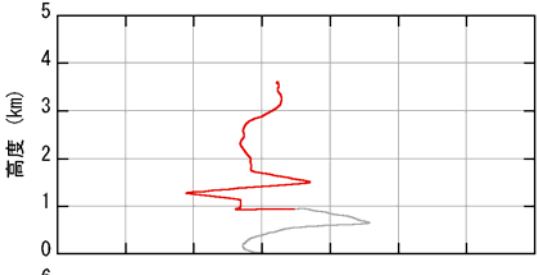
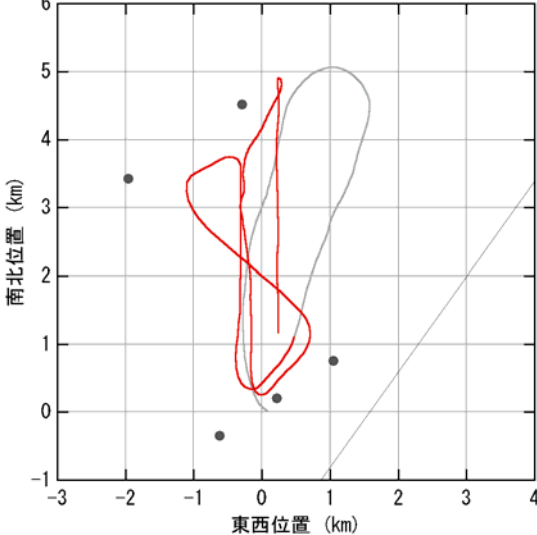
表 4.9.2-1 主要なイベント一覧

イベント	予定時刻	実施時刻	備考
プリフライトブリーフィング	8:00	8:20	
試験工程開始	9:00	9:07	
試験前 GO/NOGO 判断	9:20	9:17	
エンジン始動	10:05	10:04	
ハンガーアウト GO/NOGO 判断	10:25	10:47	
ハンガーアウト	11:25	11:08	
マストオフ	11:55	12:02	
離陸	12:15	12:15	
着陸	15:35	15:29	
マストオン	15:40	15:37	
ハンガーイン	16:00	15:53	
エンジン停止	16:35	16:16	
試験工程終了	17:25	16:49	

- 飛行の概略

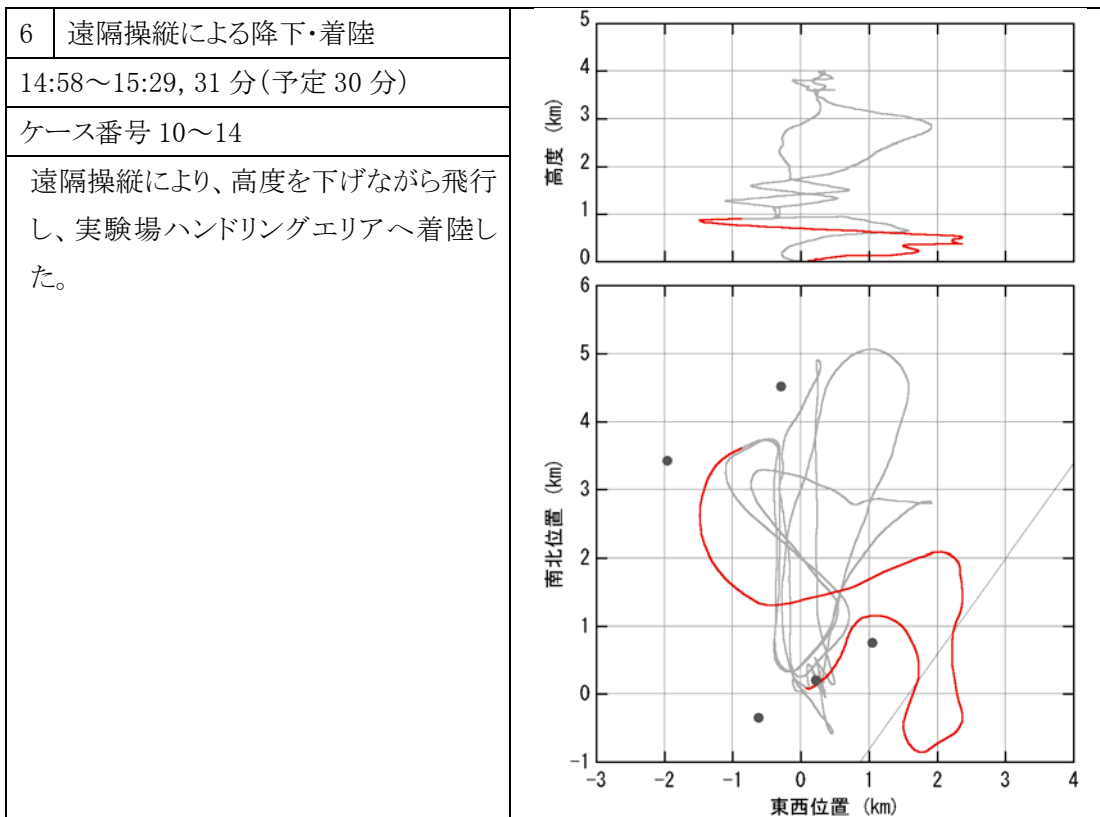
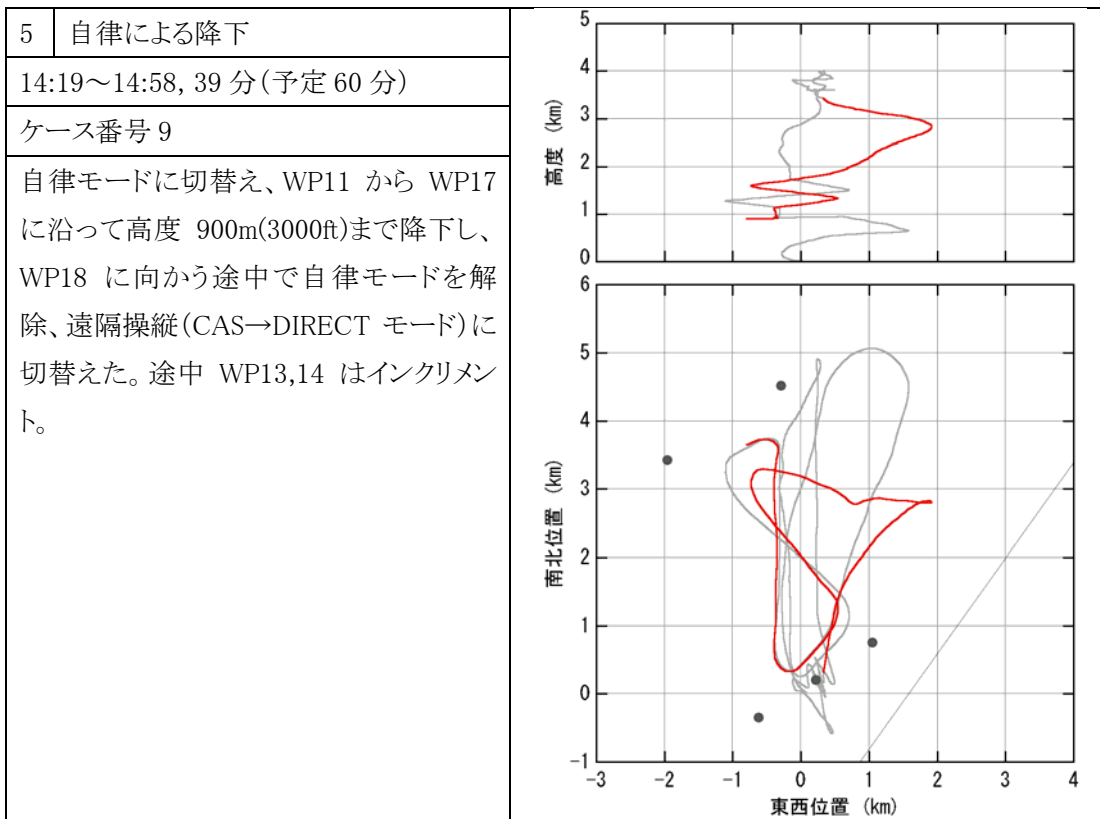
飛行中の各過程について、その時間、内容および飛行経路を表 4.9.2-2 に示す。

表 4.9.2-2 試験結果

1	遠隔操縦による離陸・上昇	
12:15~12:34, 19分(予定 25分)		
ケース番号 3~6		
<p>実験場ハンドリングエリアより離陸し、遠隔操縦によって目標高度 900m(3000ft)まで上昇した。</p>		
2	自律による上昇	
12:34~13:23, 49分(予定 60分)		
ケース番号 7		
<p>目標高度を3600mに変更。自律モードに切替えてWP1から7に沿って上昇、WP8およびWP9をインクリメントして定点滞空ポイントWP10に向かう。</p>		

3	高高度定点滞空(高度 3600m)	
13:23~13:43, 20 分(予定 20 分)		
ケース番号 8		
<p>高高度定点滞空ポイント(WP10,11)において 20 分間の定点滞空を行った。</p>		

4	遠隔操縦(CAS)による上昇	
13:43~14:19, 37 分(予定 - 分)		
ケース番号 -		
<p>CAS モードに切替え、浮力約 200kgf 相当のヘリウムを放出してバルネット充填率およびトリムを調整し、遠隔操縦により高度 4000m まで上昇した。</p>		



・ ウェイポイント

自律飛行時のウェイポイントについて、飛行計画時の設定値と飛行試験における実績(修正記録、クリア時刻・高度またはインクリメント等の記録)を表 4.9.2-3 に示す。

表 4.9.2-3 ウェイポイント

WP	飛行計画									試験実績		
	滞空 モード	北緯			東経			目標 高度	目標 速度	滞空 時間	修正記録	結果
		deg. min. sec			deg. min. sec.			m	m/s	s		
1	1	42	30	25	143	26	56	4000	10	0		
2	1	42	29	49	143	25	42	4000	10	0		12:35 クリア
3	1	42	32	27	143	25	57	4000	10	0	高度 3600m に修正	12:41 クリア
4	1	42	31	52	143	24	43	4000	10	0	高度 3600m に修正	12:43 クリア
5	1	42	30	25	143	26	56	4000	10	0	高度 3600m に修正	12:46 クリア
6	1	42	29	49	143	25	42	4000	10	0	高度 3600m に修正	12:49 クリア
7	1	42	32	27	143	25	57	4000	10	0	高度 3600m に修正	
8	1	42	31	52	143	24	43	4000	10	0	高度 3600m に修正	12:08 インクリメント
9	1	42	30	25	143	26	56	4000	10	0	高度 3600m に修正	12:08 インクリメント
10	1	42	30	7	143	26	19	4000	10	0	高度 3600m, 目標速度 12m/s に修正	
11	0	42	30	7	143	26	19	4000	10	1200	高度 3600m に修正	
12	1	42	29	49	143	25	42	914	10	0		
13	1	42	32	27	143	25	57	914	10	0		14:27 インクリメント
14	1	42	31	52	143	24	43	914	10	0		14:43 インクリメント
15	1	42	30	25	143	26	56	914	10	0		11:47 クリア
16	1	42	29	49	143	25	42	914	10	0		
17	1	42	32	27	143	25	57	914	10	0		
18	1	42	31	52	143	24	43	914	10	0		
19	1	42	30	25	143	26	56	914	10	0		
20	0	42	30	25	143	26	56	914	10	3600		

注) クリア時刻および高度は時間記録(SOE 記録)による

・ データレビュー結果

各系ごとのデータレビュー結果を以下に示す。

構造系	良好	
操縦系	良好	
地上無線操縦者	良好	
飛行制御系	良好	
浮力制御系	一部不良	
	<ul style="list-style-type: none"> ・中央バロネットフロア(#5)不具合 (高高度飛行中、その後復旧) ・差圧制御範囲逸脱(ヘリウム放出時) 	→モニタの異常(作動は正常)と推定
推進系	良好	
エンジン系	良好	
電源系	良好	
追跡管制設備系	一部不良	
	<ul style="list-style-type: none"> ・INS モードステータスが GPS-NAV から純慣性に一瞬変化する事象が発生 	
非常系	良好	
FLOPS	良好	
気象系	良好	
ミッション系	一部不良	
	<ul style="list-style-type: none"> ・光リンク機器に不具合発生 	

4.9.3 まとめ

高高度到達試験(P3-2)では、上空における強風のために自律モードによる上昇目標/定点滞空高度を3600m(4000m 予定)に変更して実施した。しかし、遠隔操縦(CASモード)により高度4000mまで上昇し、同高度から自律モードによる降下を行った。したがって、所定の目的、すなわち

- (1) 高高度(4000m)までの上昇能力の確認
- (2) 高高度での定点滞空能力の確認
- (3) 通信放送ミッション

を達成することができた。

4.10 定点滞空試験 (P3-3)

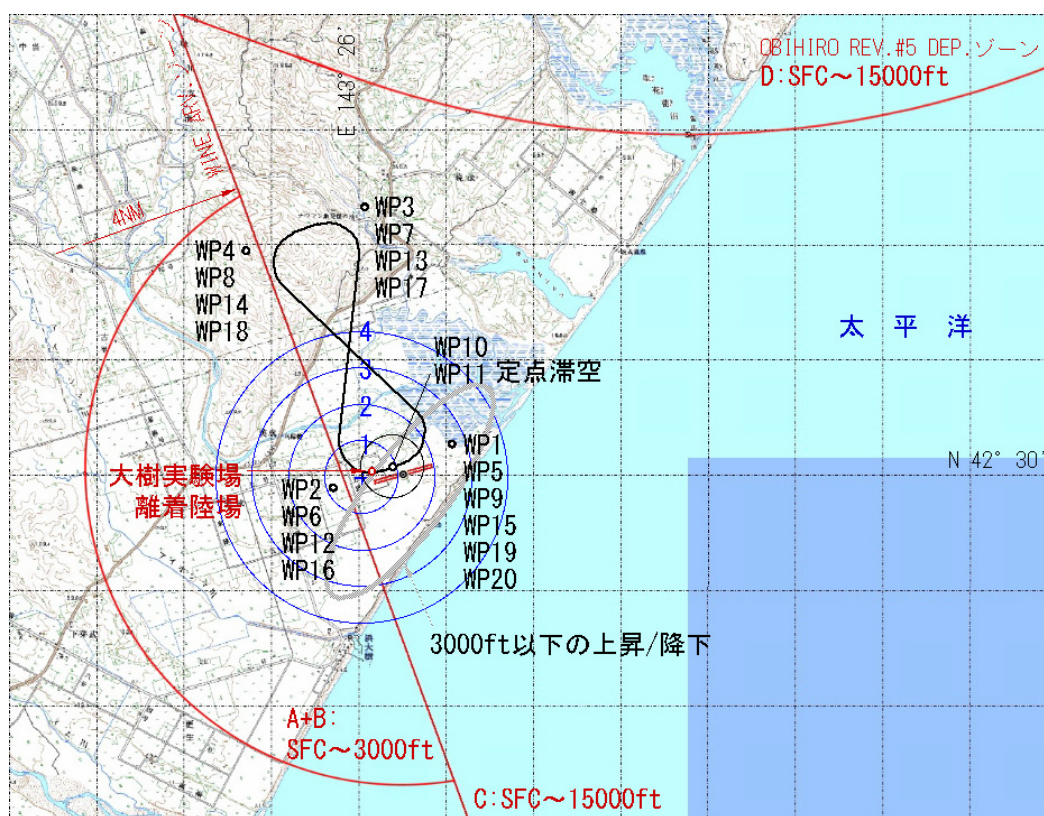
4.10.1 試験目的および概要

本試験の目的は以下のとおりである。

- (1) 高高度(4000m)での定点滞空能力の確認
- (2) 通信放送ミッション

上記目的のため、次のような飛行を計画した。まず、遠隔操縦により大樹実験場離着陸場から離陸し、場周経路を経て高度約 900m の遷移ポイントまで移動する。次に、自律飛行に切り替えて所定の8の字コース上を高度 4000m まで上昇し、同高度で定点滞空を行って通信放送ミッション試験を実施する。その後、上昇飛行時と同じコースを高度約 900m まで降下し、遠隔操縦に切り替えて実験場離着陸場に着陸する。予定した飛行経路及び高度プロファイルを図 4.10.1-1 および図 4.10.1-2 に示す。

定点滞空ポイントを含む全てのウェイポイントの設定は高高度到達試験(P3-2)と同じである。これらの詳細は次項(4.10.2 試験内容及び結果)の表 4.10.2-3 を参照されたい。



注) 図中の青い同心円は、各高度(図中の数値)における通信放送ミッションの試験可能領域を表す。(管制塔から天頂に向かう半頂角 30 度のコーン内)

図 4.10.1-1 飛行経路

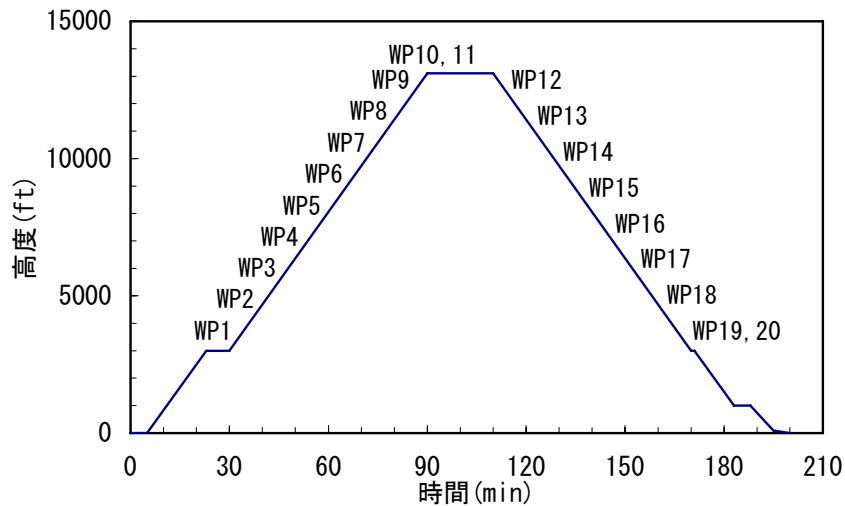


図 4.10.1-2 高度プロファイル

4.10.2 試験内容及び結果

- 試験実施日時 : 2004年11月22日、5時00分～
 主要なイベントの実施時刻を、予定時刻とともに表 4.10.2-1 に示す。

表 4.10.2-1 主要なイベント一覧

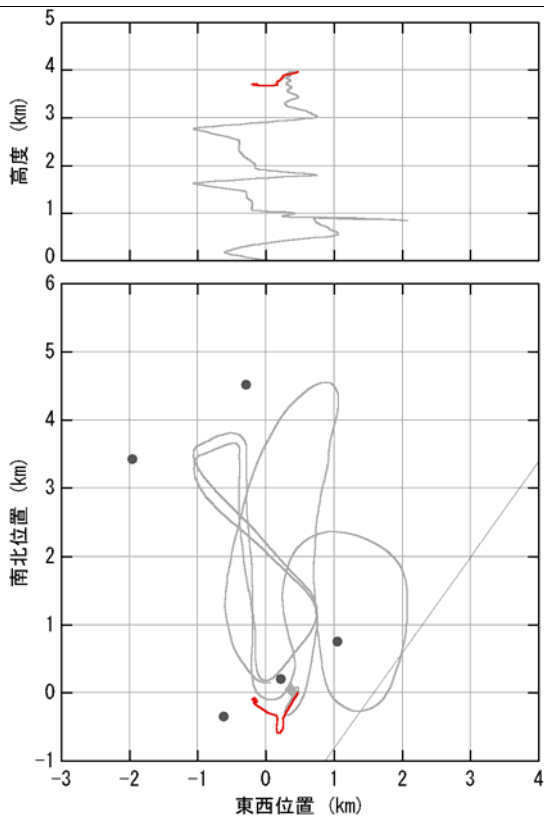
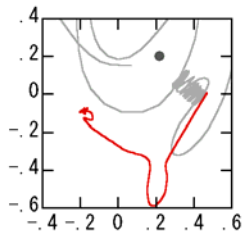
イベント	予定時刻	実施時刻	備考
プリフライトブリーフィング	5:00	5:13	
試験工程開始	6:00	6:02	
試験前 GO/NOGO 判断	6:20	6:10	
エンジン始動	7:05	7:05	
ハンガーアウト GO/NOGO 判断	7:25	7:51	
ハンガーアウト	7:25	8:18	
マストオフ	8:55	9:00	
離陸	9:15	9:08	
着陸	12:35	12:46	
マストオン	12:40	12:54	
ハンガーイン	13:00	13:12	
エンジン停止	13:35	13:33	
試験工程終了	14:25	14:01	

- 飛行の概略
 飛行中の各過程について、その時間、内容および飛行経路を表 4.10.2-2 に示す。

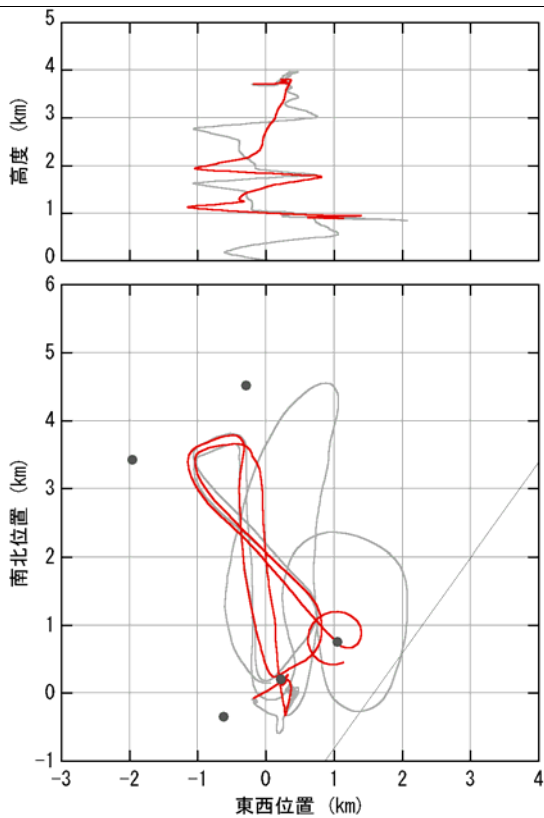
表 4.10.2-2 試験結果

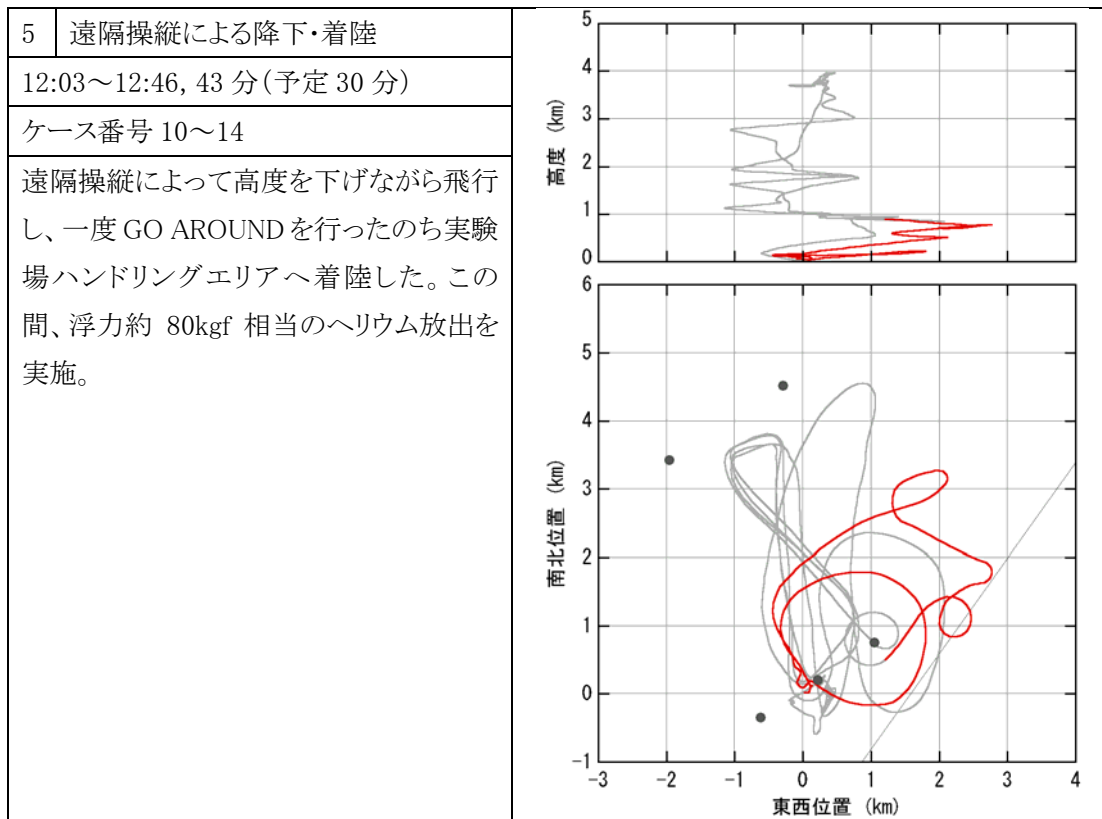
<p>1 遠隔操縦による離陸・上昇</p>	<p>The top plot shows altitude (km) on the y-axis (0 to 5) and east-west position (km) on the x-axis (-1 to 2). A red line indicates the flight path, starting near 0 km altitude and 0 km position, rising to about 1 km, and then moving east. The bottom plot shows north-south position (km) on the y-axis (-1 to 6) and east-west position (km) on the x-axis (-3 to 4). A red line shows a loop-like path between approximately x=0 and x=2, with y-values ranging from -0.5 to 4.5. Several black dots are scattered in the background.</p>
<p>9:08～9:34, 26分(予定 25分)</p>	
<p>ケース番号 3～6</p>	
<p>実験場ハンドリングエリアより離陸し、遠隔操縦によって目標高度 900m(3000ft)まで上昇した。</p>	
<p>2 自律による上昇 ～ 高高度定点滞空(高度 4000m)</p>	<p>The top plot shows altitude (km) on the y-axis (0 to 5) and east-west position (km) on the x-axis (-1 to 2). A red line shows a complex path with multiple oscillations between 1.5 km and 3.5 km altitude. The bottom plot shows north-south position (km) on the y-axis (-1 to 6) and east-west position (km) on the x-axis (-3 to 4). A red line shows a complex loop-like path between approximately x=0 and x=2, with y-values ranging from -0.5 to 4.5. Several black dots are scattered in the background.</p>
<p>9:34～10:35:, 61分(予定 80分)</p>	
<p>ケース番号 6～7</p>	
<p>自律モードに切替えてWP1 から 10 に沿って高度約 3000m まで上昇、定点滞空ポイント(WP11)にて高度を 3950m まで上げながら約 25 分間の定点滞空を行った(うち高度保持モードでの定点滞空は 14 分間)。この間、浮力約 80kgf 相当のヘリウム放出を実施。</p> <p>The inset plot shows a zoomed-in view of the flight path in the bottom-right quadrant of the Case 2 plot. The y-axis ranges from -0.4 to 0.6 and the x-axis from -0.2 to 0.8. It shows a red line forming a loop around a black dot at approximately (0.3, 0.2).</p>	

3	遠隔操縦(CAS)による降下 ～ 高精度定点滞空(高度 3700m)
10:35～10:59, 24分(予定 - 分)	
ケース番号 -	
自律モードを解除して、遠隔操縦(DIRECAT→CAS)により管制塔上空まで高度を下げながら移動。管制塔直上の高度 3700m で高精度定点滞空を実施し、光通信ミッションに成功した(10:55 にリンク確立との報告あり)。	



4	自律による上昇 ～ 降下
10:59～12:03, 37分(予定 60分)	
ケース番号 9	
自律モードに切替え、WP11(目標高度 3950m)、12(同 3800m)にむけて一旦上昇。途中、これらのWPをインクリメントし、以降 WP13 から 18 に沿って高度 900m(3000ft)まで降下した。WP18 クリア後に浮力約 120kgf相当のヘリウム放出を実施。	





注) 定点滞空に対する補足説明

補足燃料に余裕を持たせることを考え、P3-2 では 20min として設定し、その通り実施した。P3-3 でも定点滞空時間は基本的に同等と考えていたが、燃料の消費状況、ミッション試験の進行状況などを見て延長できるように、飛行計画データの設定上は 60min として地上からの指令で適宜打ち切ることにした。(定点滞空を始めてからではその WP のデータを変更することはできない。)

T/O 後、上空の風条件が微妙であったため、本来降下の 1 番目のコース誘導ポイントであった WP12 を地上からのオーバーライドにより位置は WP11 と同じ自律定点滞空ポイント、高度 3800m の定点滞空 WP(滞空モード:0)に書き換えた。試験機は 10 時 10 分 59 秒に WP11 を目標として定点滞空に入った。この時まで高度は 3028.4m であった。その後 10 時 17 分 17 秒に高度 3650.01m を記録し、目標高度から $\pm 300m$ 圏に入った。10 時 21 分 06.57 秒に目標高度から $\pm 50m$ 圏に入り、高度保持モードに移行した。管制棟では水平面のみで定点滞空時間を考えていたため、10 時 35 分 25 秒の時点で約 25 分の定点滞空を行ったと判断して CAS 滞空に移行した。(自律では補足できなさそうとのミッション側の判断もあったと記憶する。) CAS 定点滞空は 10 時 59 分 47 秒までの約 25 分であった。(この時間は管制棟上空までの移動時間、direct モードでの浮力制御機器チェック時間を含んでいる。)この間、高度は風況、バロネットの状態を見ながら適宜降下させた。光通信ミッションを補足できたことがわかった(10 時 55 分頃ミッション側よりアナウンス)ため、自律状態でも補足が継続できるかの確認のため、先に予備として設定してあった WP12 を活用することにした。管制棟上空位置のまま、10 時 59 分 47 秒に自律に切り替えた。(この時点でオーバーライドにより WP12 の目標高度を 4000m に変更することは設定上できなかった。またこの時点で高度は既に 3700m まで下がっており、浮力担当からは浮力制御機器の状況等を鑑み再度上昇することへの懸念の声もあった。) ミッション側の補足継続が確認できたこと、燃料の心配などから約 10 分で 2 回目の定点滞空を地上からの指令で打ち切り、降下に移った。

当初の発表では定点滞空時間は 1 回目 25 分、CAS で 25 分、2 回目 10 分で計約 1 時間としていた。その後、1 回目の定点滞空時間のうち、上昇中であった部分は計上すべきではないとの意見があり、1 回目の定点滞空時間を高度誘導モードが“高度保持”であった 14 分に限定した。CAS の 25 分も管制棟上空までの移動時間、direct モードでの浮力制御機器チェック時間を含んでおり、実態は約 20 分と考えられる。従って、P3-3 の定点滞空時間総計は約 45 分とするのが正確と思われる。因みに定点滞空の定義を高度 $\pm 300m$ 圏内に拡張すれば、1 回目の定点滞空時間が約 4 分延長される。

・ ウェイポイント

自律飛行時のウェイポイントについて、飛行計画時の設定値と飛行試験における実績（修正記録、クリア時刻・高度またはインクリメント等の記録）を表 4.10.2-3 に示す。

表 4.10.2-3 ウェイポイント

WP	飛行計画										試験実績	
	滞空 モード	北緯			東経			目標 高度	目標 速度	滞空 時間	修正記録	結果
		deg.	min.	sec.	deg.	min.	sec.	m	m/s	s		
1	1	42	30	25	143	26	56	4000	10	0		
2	1	42	29	49	143	25	42	4000	10	0		9:38 クリア
3	1	42	32	27	143	25	57	4000	10	0	高度 3950m に修正	クリア
4	1	42	31	52	143	24	43	4000	10	0	高度 3950m に修正	9:47 クリア, 高度 1600m
5	1	42	30	25	143	26	56	4000	10	0	高度 3950m に修正	9:50 クリア, 高度 1800m
6	1	42	29	49	143	25	42	4000	10	0	高度 3950m に修正	9:53 クリア, 高度 1900m
7	1	42	32	27	143	25	57	4000	10	0	高度 3950m に修正	10:04 クリア, 高度 2500m
8	1	42	31	52	143	24	43	4000	10	0	高度 3950m に修正	10:10 クリア, 高度 3000m
9	1	42	30	25	143	26	56	4000	10	0	高度 3950m に修正	
10	1	42	30	7	143	26	19	4000	12	0	高度 3950m に修正	
11	0	42	30	7	143	26	19	4000	10	3600	高度 3950m に修正	11:00 インクリメント
12	1	42	29	49	143	25	42	914	10	0	WP11 と同位置, 目標高度 3800m, 滞空モード 0, 滞空時間 1200s に修正	11:10 インクリメント
13	1	42	32	27	143	25	57	914	10	0		11:33 クリア
14	1	42	31	52	143	24	43	914	10	0		11:36 クリア, 高度 2200m
15	1	42	30	25	143	26	56	914	10	0		11:39 クリア, 高度 1660m
16	1	42	29	49	143	25	42	914	10	0		11:43 クリア, 高度 1800m
17	1	42	32	27	143	25	57	914	10	0		
18	1	42	31	52	143	24	43	914	10	0		11:53 クリア, 高度 1150m
19	1	42	30	25	143	26	56	914	10	0		
20	0	42	30	25	143	26	56	914	10	3600		

注) クリア時刻および高度は時間記録 (SOE 記録) による

・ データレビュー結果

各系ごとのデータレビュー結果を以下に示す。

構造系	良好
操縦系	良好
地上無線操縦者	良好
飛行制御系	良好
浮力制御系	一部不良
<ul style="list-style-type: none"> ・中央バロネットフロア(#5)不具合 (高高度飛行中、その後復旧) ・差圧制御範囲逸脱(ヘリウム放出時) 	→モニタの異常(作動は正常)と推定
推進系	良好
エンジン系	良好
電源系	良好
追跡管制設備系	一部不良
<ul style="list-style-type: none"> ・INS モードステータスが GPS-NAV から純慣性に一瞬変化する事象が発生 	
非常系	良好
FLOPS	良好
気象系	良好
ミッション系	一部不良
<ul style="list-style-type: none"> ・光リンク機器に不具合発生 	

4.10.3 まとめ

定点滞空試験(P3-3)では、概ね計画どおりの飛行を行い、所定の目的、すなわち

- (1) 高高度(4000m)での定点滞空能力の確認
- (2) 通信放送ミッション

を達成することができた。また、通信放送ミッションの光リンク試験のために、遠隔操縦による高精度定点滞空を行った。

4.11 構造評価

4.11.1 荷重と強度評価

(1) 運動荷重の評価

a. 運動荷重計算結果

運動荷重は、Airship Design Criteria に基づき全 16 ケースの飛行荷重検討ケースについて解析を実施し、荷重倍数を算出した。

計算結果を、表 4.11.1-1 に示す。荷重ケース番号の詳細を図 4.11.1-1 に示す。

標定となる荷重倍数は以下の通りである。

- ◎前後方向(N_x): -0.50 G (ノーズダウン:0304000)
+0.50 G (ノーズアップ:0404000)
- ◎左右方向(N_y): ± 0.12 G (旋回&降下:1104000)
- ◎上下方向(N_z): +0.87 G (ノーズダウン:0304000、ノーズアップ:0404000)
+1.14 G (降下&引き起こし:0504000)

CASE NO. 0104000、0204000 は、他の荷重ケースの定常状態の諸元を適用し、荷重の釣り合いから荷重倍数を算出した。

CASE NO. 0304000、0404000 は、 30° ノーズアップ及びノーズダウン時の荷重の釣り合いから荷重倍数を算出した。

旋回時のラダー操舵及び各荷重倍数の符号を下図に示す。

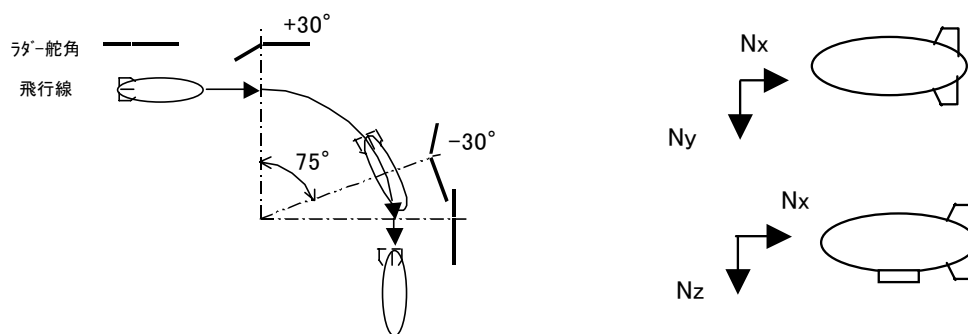


表 4.11.1-1 飛行荷重計算結果

*1 CASE No.	コンディション	速度 (m/sec)	重量 (kg)	姿勢	推力	舵面位置		ピークG			ピーク回転角加速度			備考	
						ラダー	エレベーター	Nx (G)	Ny (G)	Nz *4 (G)	$\dot{\beta}$ (rad/sec ²)	$\dot{\alpha}$ (rad/sec ²)	$\dot{\gamma}$ (rad/sec ²)		
0104000	水平飛行	15	6550	+3.7°	前方	ニュートラル	ニュートラル	-	0.06	0.00	1.00	0.00	0.00	0.00	$\alpha=3.7^\circ$
0204000	水平飛行(逆推力)	10.65	6550	-8.0°	後方	ニュートラル	ニュートラル	-	-0.14	0.00	0.99	0.00	0.00	0.00	$\alpha=-8.0^\circ$
0304000	ノーズダウン	15	6400	+30°	前方	ニュートラル	-	-	-0.50	0.00	0.87	0.00	0.00	0.00	外部懸吊装置設計用
0404000	ノーズアップ	15	6400	-30°	-	ニュートラル	-	-	0.50	0.00	0.87	0.00	0.00	0.00	
0504000	降下&引き起こし	15	6550	-41° +9°	前方	ニュートラル	フルダウン フルアップ	最小	-0.01	±0.00	0.89	0.00	0.02	0.00	
								最大	0.05						
0604000	旋回進入 *2	15	6400	水平	前方	フル舵角	ニュートラル	最小	-0.01	±0.12	1.00	0.00	0.00	0.00	
								最大	0.05						
0704000	旋回(S字飛行)	15	6400	水平	前方	*3	ニュートラル	最小	-0.01	±0.12	0.99	0.00	0.00	0.01	
								最大	0.04						
0804000	降下開始	15	6400	-37° +1°	前方	ニュートラル	フルダウン	最小	-0.01	±0.00	0.90	0.00	0.01	0.00	
								最大	0.01						
0904000	上昇開始	15	6400	水平	前方	ニュートラル	フルアップ	最小	-0.01	±0.00	0.95	0.00	0.03	0.00	
								最大	0.02						
1004000	旋回&上昇	15	6400	水平	前方	フル舵角	フルアップ	最小	-0.01	±0.12	0.95	0.00	0.03	0.02	
								最大	0.04						
1104000	旋回&降下	15	6400	水平	前方	フル舵角	フルダウン	最小	-0.01	±0.12	0.95	0.00	0.02	0.00	
								最大	0.04						
1204000	旋回	15	6400	水平	前方	フル舵角	ニュートラル	最小	-0.01	±0.12	1.00	0.00	0.00	0.00	
								最大	0.05						
1304000	旋回リカバリー	15	6400	水平	前方	*3	ニュートラル	最小	-0.01	±0.12	0.97	0.00	0.00	0.00	
								最大	0.04						
1404000	旋回リカバリー&上昇	15	6400	水平	前方	*3	フルアップ	最小	-0.01	±0.12	0.99	-0.01	0.01	0.02	
								最大	0.04						
1504000	旋回リカバリー&降下	15	6400	水平	前方	*3	フルダウン	最小	-0.01	±0.12	0.97	0.00	0.01	0.00	
								最大	0.04						
1604000	LIGHT飛行 (CASE 5の条件を選択)	15	6250	-40° +53°	前方	ニュートラル	フルダウン フルアップ	最小	-0.01	±0.00	0.92	0.00	0.01	0.00	
								最大	0.05						

- * 1 荷重ケース番号の詳細は、図 4.11.1-1 による。
- * 2 1204000(CASE12)と同ケースとして解析
- * 3 75° 旋回後フルバースラダ-操舵したのち、フルラダ-操舵される。
- * 4 Nz は、1g に運動による ΔNz を加えた値。(運動による ΔNz は上方: +)

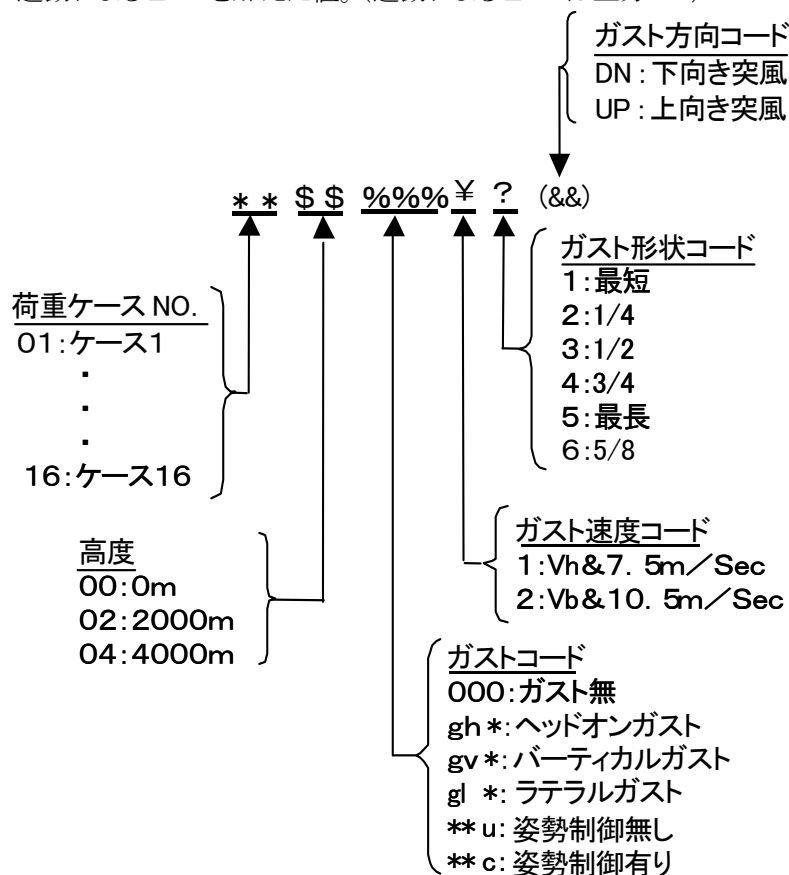


図 4.11.1-1 飛行荷重ケース番号の詳細

b. 飛行試験結果

GPS-INS で計測したP 3-3 の加速度データ及び機体の運動データを、図 4.11.1-2(1/2)～(2/2)に示す。

又、 N_z , N_x が大きく出る部分のタイムヒストリーの拡大図を図 4.11.1-3(1/6)～(6/6)に示す。

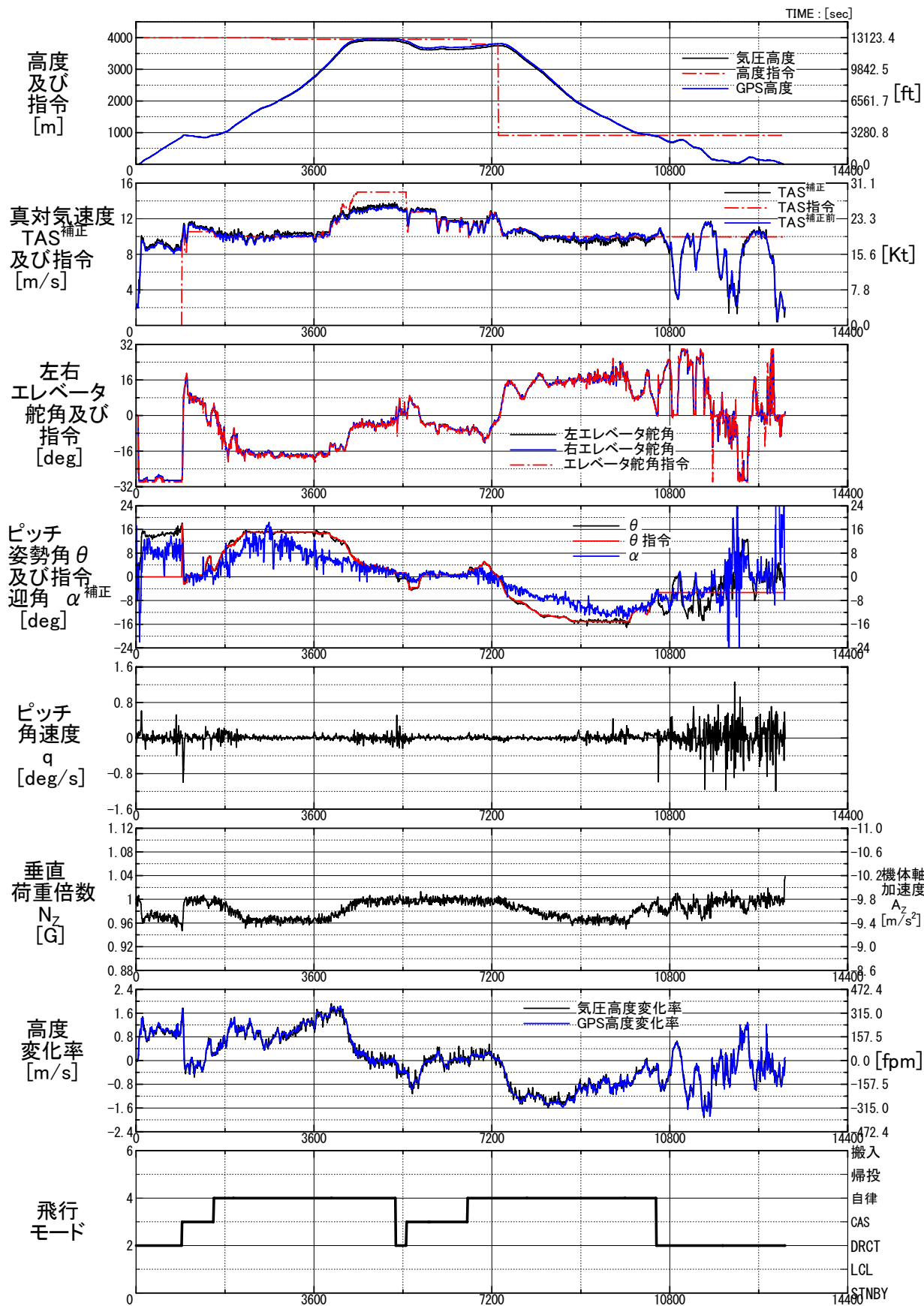


図 4.11.1-2 (1/2) 飛行試験データ(P3-3)

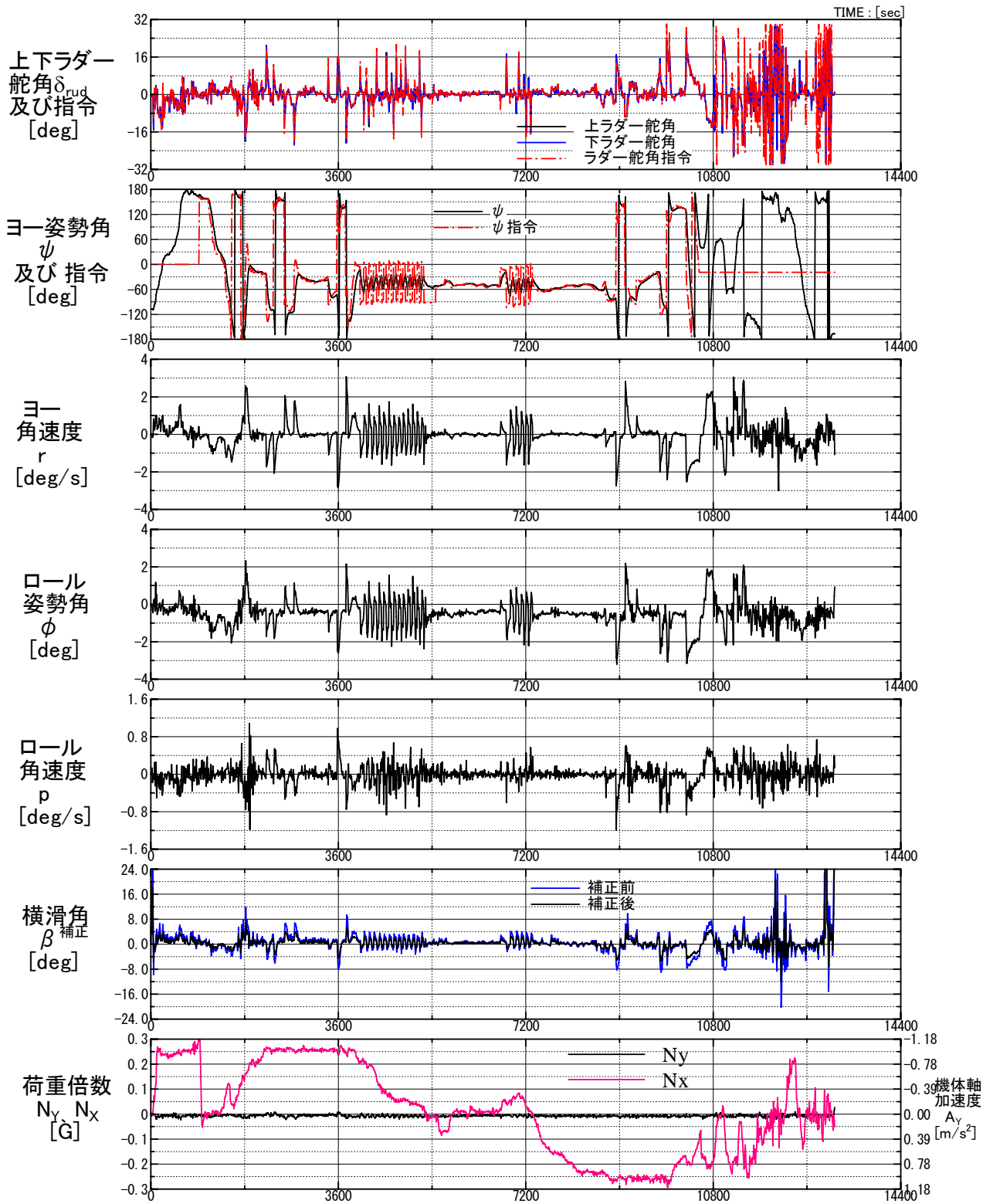


図 4.11.1-2 (2/2) 飛行試験データ(P3-3)

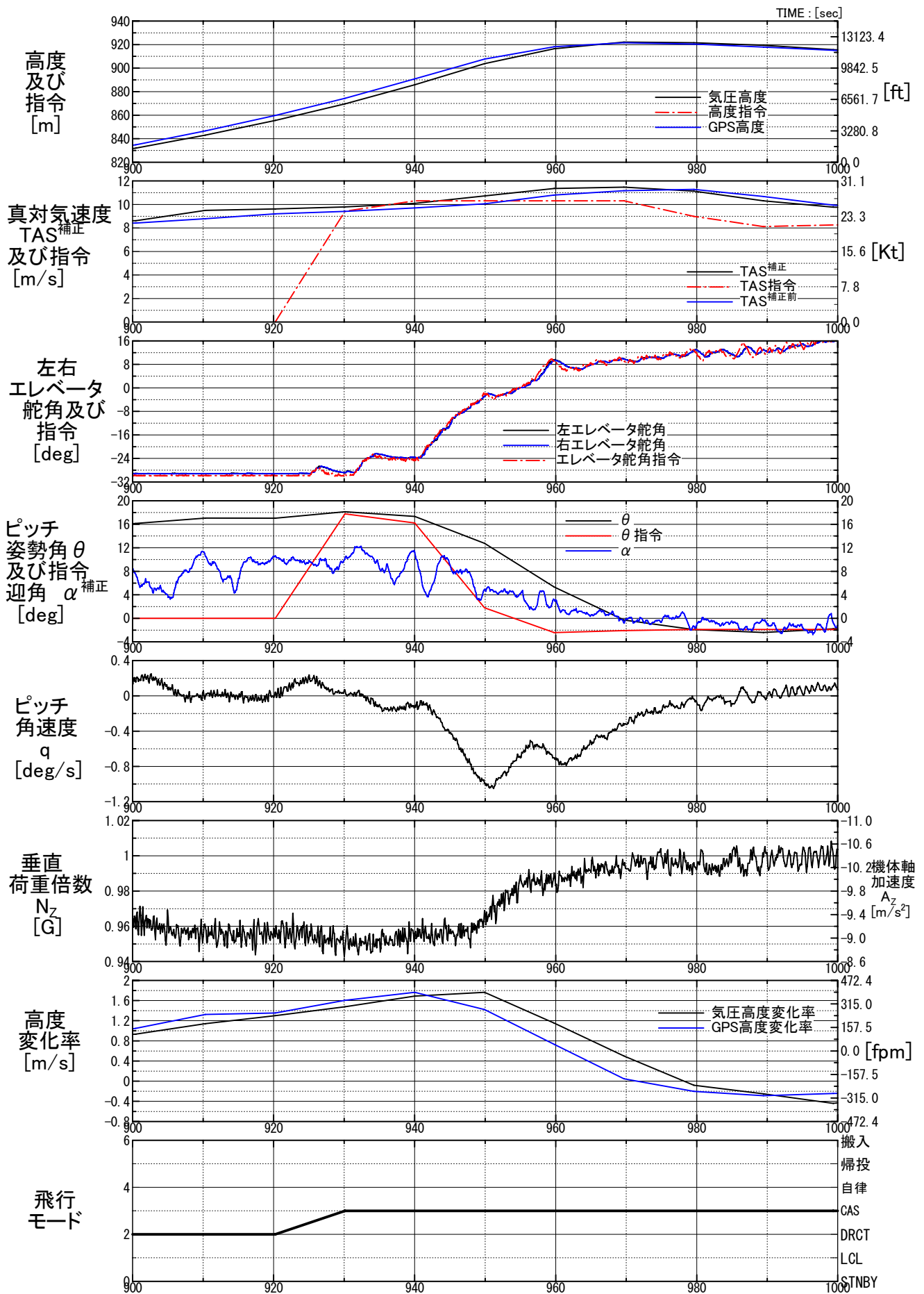


図 4.11.1-3(1/6) タイムヒストリー拡大図1(P3-3)

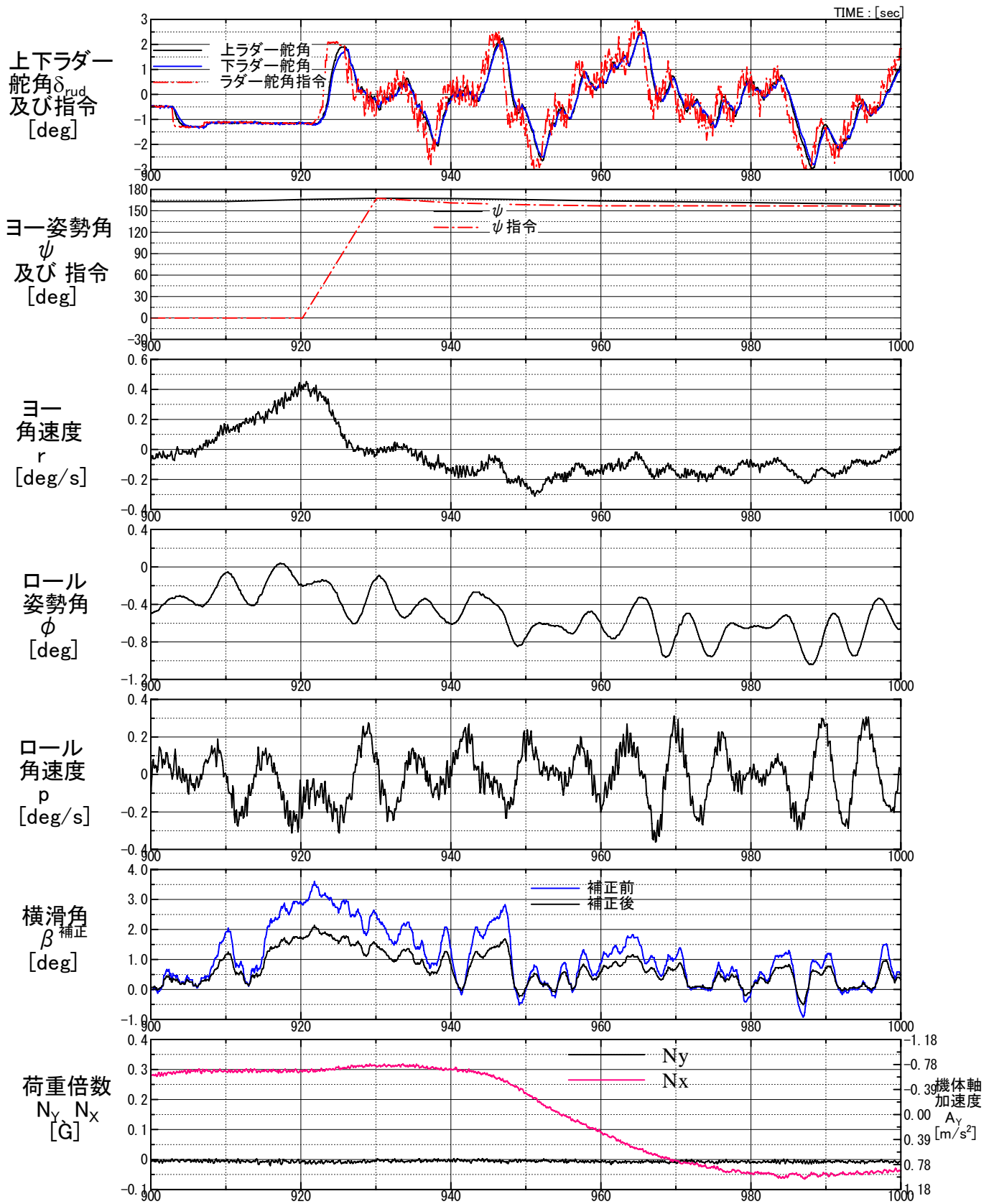


図 4.11.1-3 (2/6) タイムヒストリー拡大図2 (P3-3)

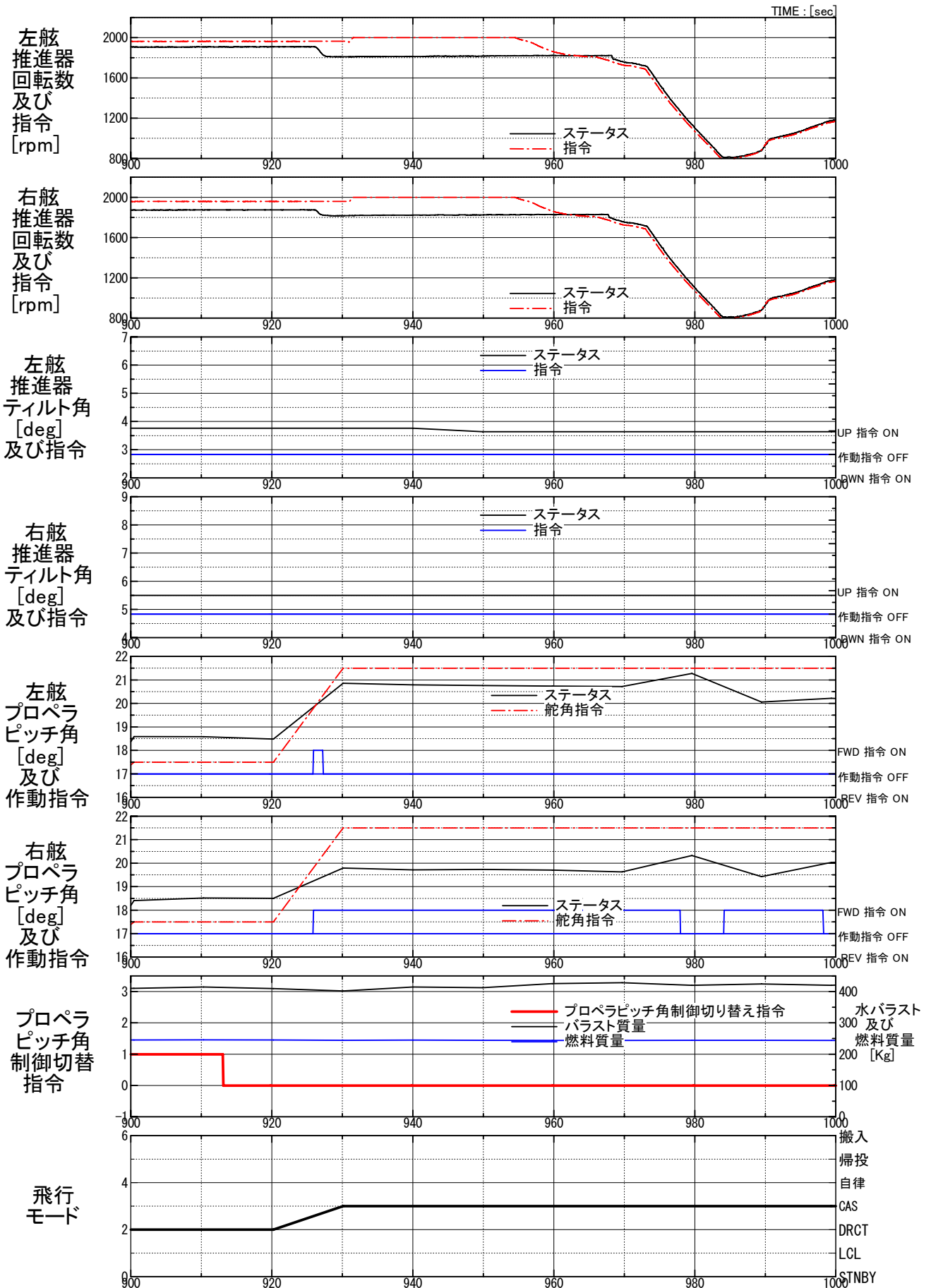


図 4.11.1-3(3/6) タイムヒストリー拡大図3(P3-3)

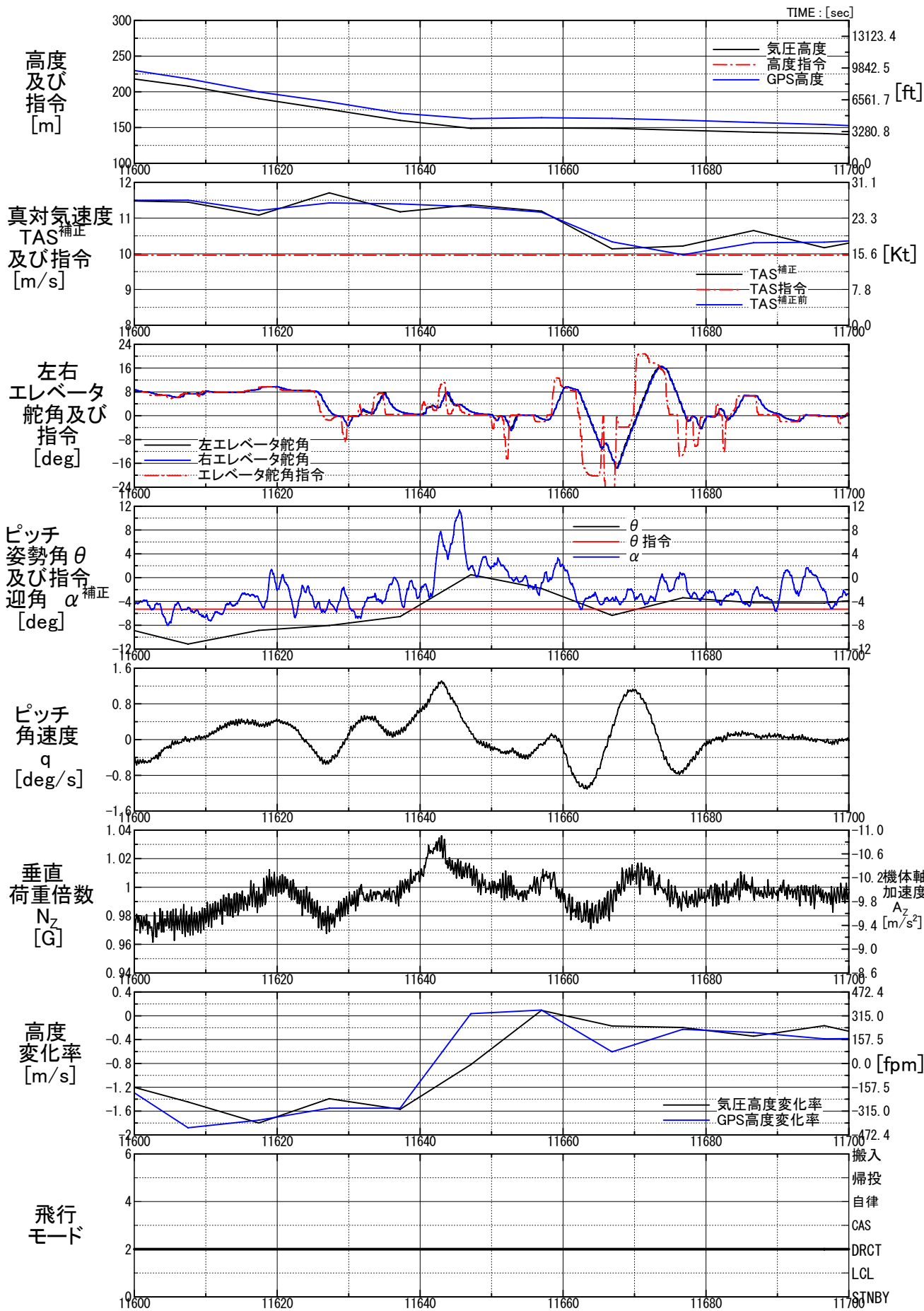


図 4.11.1-3 (4/6) タイムヒストリー拡大図1 (P3-3)

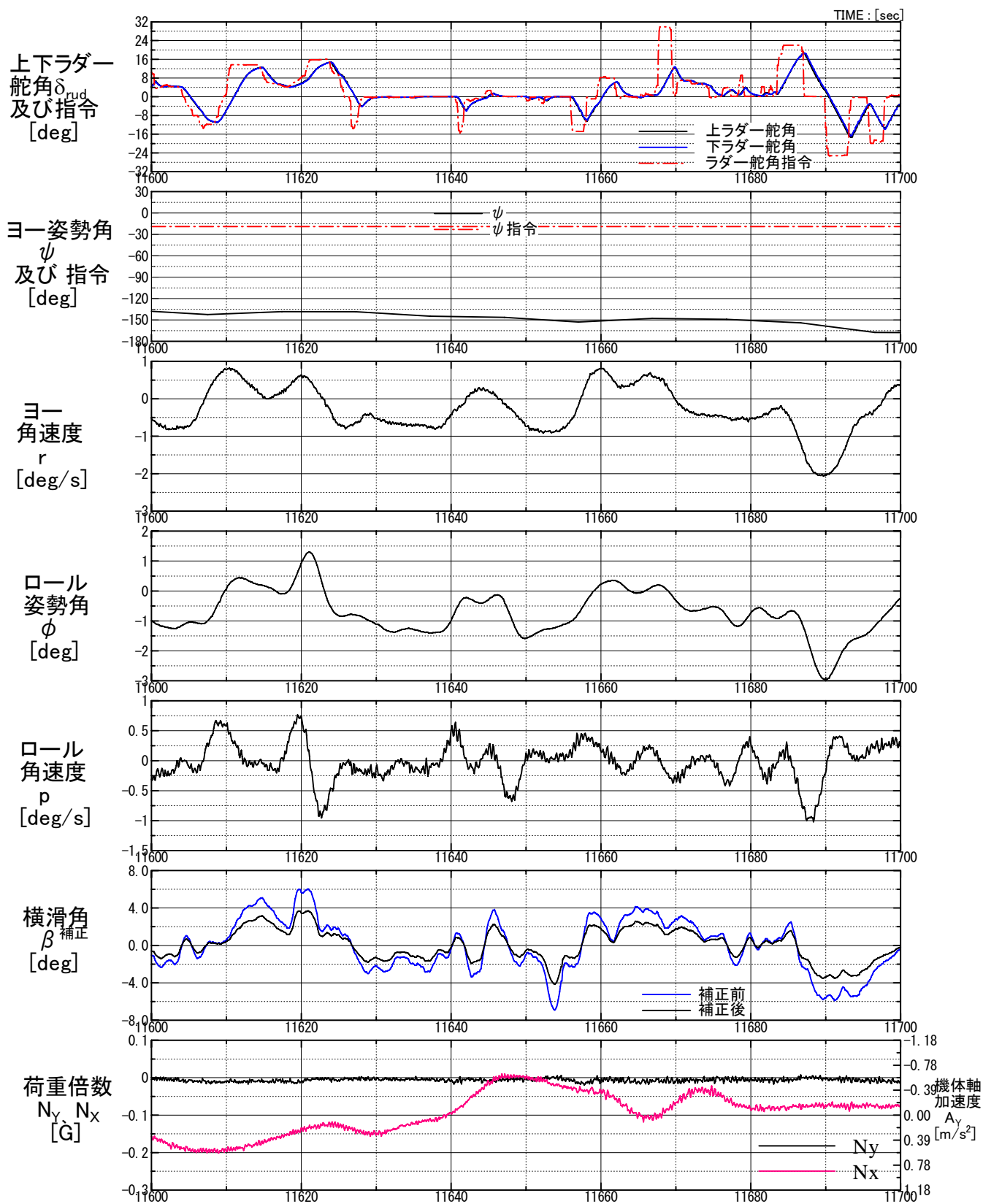


図 4.11.1-3 (5/6) タイムヒストリー拡大図2 (P3-3)

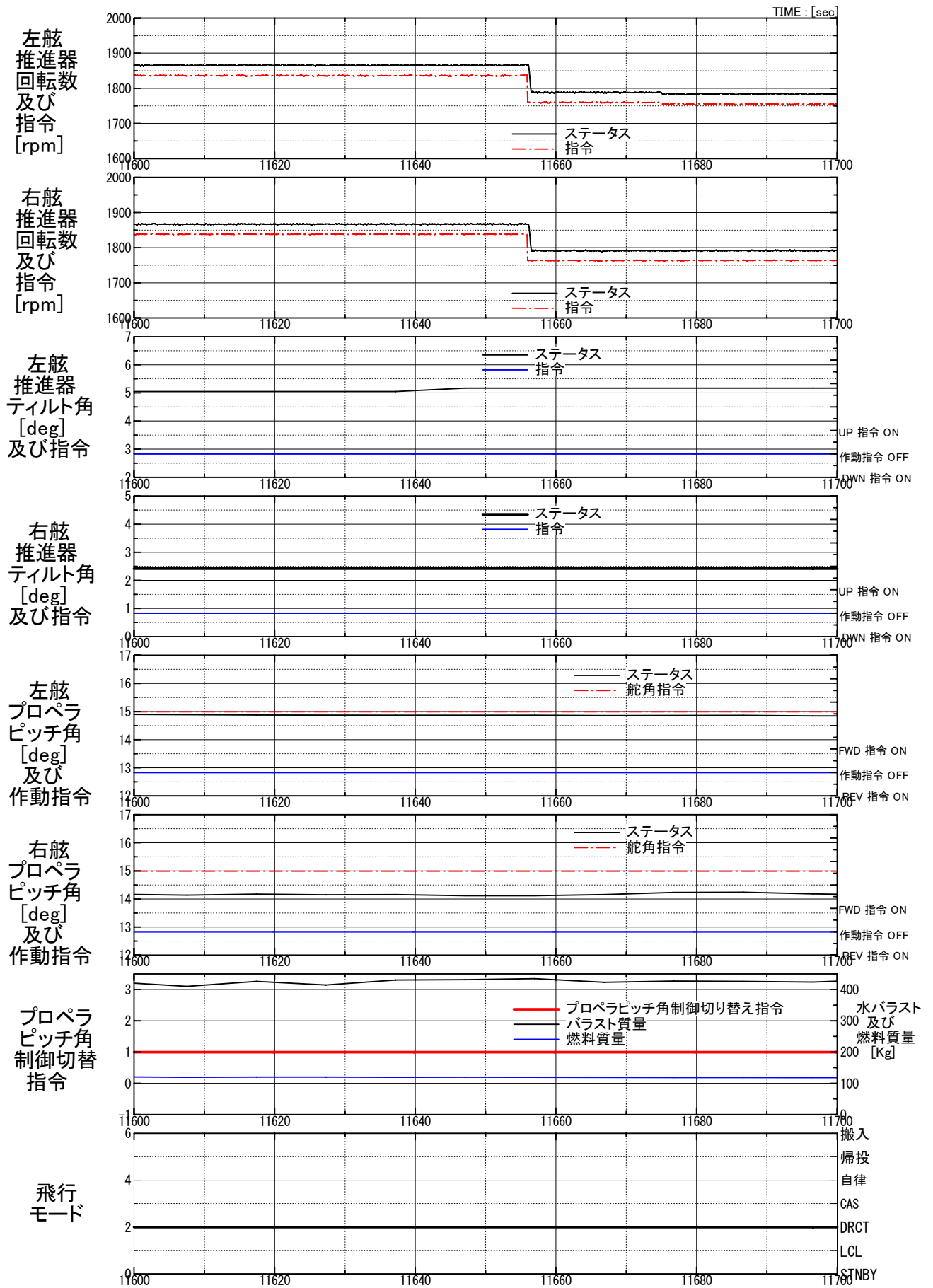


図 4.11.1-3 (6/6) タイムヒストリー拡大図3 (P3-3)

c. 飛行試験結果と解析の比較

飛行試験で発生した荷重倍数の最大値及び最小値を表 4.11.1-2 に示す。
比較のため、設計荷重倍数もあわせて示す。

表 4.11.1-2 飛行試験結果と解析結果の比較

試験名称 (方案番号)	方向	飛行試験結果[G]		設計荷重倍数[G]	
		最大値	最小値	最大値	最小値
中高度到達試験 (P3-1)	前後(X)	0.37	-0.26	0.5	-0.5
	左右(Y)	0.03	-0.02	0.12	-0.12
	上下(Z)	1.03	0.92	1.14	0.87
高高度到達試験 (P3-2)	前後(X)	0.32	-0.25	0.5	-0.5
	左右(Y)	0.03	-0.02	0.12	-0.12
	上下(Z)	1.02	0.94	1.14	0.87
定点滞空試験 (P3-3)	前後(X)	0.32	-0.31	0.5	-0.5
	左右(Y)	0.03	-0.02	0.12	-0.12
	上下(Z)	1.04	0.94	1.14	0.87
飛行試験 結果全体	前後(X)	0.37	-0.31	0.5	-0.5
	左右(Y)	0.03	-0.02	0.12	-0.12
	上下(Z)	1.04	0.92	1.14	0.87

比較の結果、飛行試験結果は全て設計荷重の範囲内であり問題ないことがわかった。

(2) .突風荷重の評価

a. 突風荷重計算結果

Airship Design Criteria に基づき算出した突風荷重倍数を、表 4.11.1-3 に示す。
荷重ケース番号の詳細は、(1)項運動荷重の図 4.11.1-1 を参照のこと。

標定となる荷重倍数は以下の通りである。

- ◎前後方向(N_x): -0.05G (荷重ケース番号:0104ghc21)
+0.12G (荷重ケース番号:1604gvu21(DN))
- ◎左右方向(N_y): ± 0.78 G (荷重ケース番号:1604glu21)
- ◎上下方向(N_z): +0.24G (荷重ケース番号:1604gvu21(DN))
+1.71G (荷重ケース番号:1604gvu21(UP))

b. 飛行試験結果

飛行試験結果のタイムヒストリーは、(1)項運動荷重の図 4.11.1-2(1/2)～(2/2)を参照のこと。

c. 飛行試験結果と解析の比較

飛行試験の実施条件として、風の穏やかな日を選んでいることもあり、設計で考慮したレベルの突風は受けていないと思われる。

又、パイロットに確認したところ、大きな空気の乱れはなかったが、小さな空気の乱れは存在していたと思われる。

表 4.11.1-3 突風荷重計算結果

*1 CASE No.	機体条件(重量)		速度条件		ガスト方向 (カブコ内は方向)	ガスト遭遇時の飛行制御条件			ガスト形状 ガスト長さ	ピークG			ピーク回転角加速度		
	コンディション	速度 (m/sec)	ガスト速度 (m/sec)	ガスト時制御		舵面位置		Nx (G)		Ny (G)	Nz *3 (G)	$\dot{\rho}$ (rad/sec ²)	\dot{q} (rad/sec ²)	\dot{r} (rad/sec ²)	
				ラダー	エレベーター	最小	最大								
0104ghu14	水平飛行(最大ヘビネス)	15	7.5	ヘッドオン	制御なし	ニュートラル	ニュートラル	3/4	最小 最大	-0.03 0.03	±0.00	0.77 1.15	0.00 0.00	0.01 0.00	0.00 0.00
0104ghc11	↑	15	7.5	ヘッドオン	制御あり	*2	*2	最小ガスト長さ 最大	最小 最大	-0.04 0.00	±0.00	0.96 1.04	0.00 0.00	0.01 0.02	0.00 0.00
0104ghu24	↑	9.75	10.5	ヘッドオン	制御なし	ニュートラル	ニュートラル	3/4	最小 最大	-0.02 0.02	±0.00	0.91 1.05	0.00 0.00	0.01 0.00	0.00 0.00
0104ghc21	↑	9.75	10.5	ヘッドオン	制御あり	*2	*2	最小ガスト長さ 最大	最小 最大	-0.05 0.00	±0.00	0.96 1.09	0.00 0.00	0.01 0.03	0.00 0.00
1604ghu14	水平飛行(最大ライトネス)	15	7.5	ヘッドオン	制御なし	ニュートラル	ニュートラル	3/4	最小 最大	-0.03 0.06	±0.00	0.79 1.26	0.00 0.00	0.00 -0.02	0.00 0.00
1604ghc11	↑	15	7.5	ヘッドオン	制御あり	*2	*2	最小ガスト長さ 最大	最小 最大	-0.04 0.00	±0.00	0.97 1.03	0.00 0.00	0.00 -0.01	0.00 0.00
1604gvu11(DN)	↑	15	7.5	バーテカル(DOWN)	制御なし	ニュートラル	ニュートラル	最小ガスト長さ 最大	最小 最大	0.00 0.02	±0.00	0.45 1.13	0.00 0.00	0.01 -0.01	0.00 0.00
1604gvc11(DN)	↑	15	7.5	バーテカル(DOWN)	制御あり	*2	*2	最小ガスト長さ 最大	最小 最大	-0.01 0.01	±0.00	0.45 1.15	0.00 0.00	0.01 -0.01	0.00 0.00
1604gvu11(UP)	↑	15	7.5	バーテカル(UPR)	制御なし	ニュートラル	ニュートラル	最小ガスト長さ 最大	最小 最大	-0.01 0.02	±0.00	0.88 1.49	0.00 0.00	0.01 0.01	0.00 0.00
1604gvc11(UP)	↑	15	7.5	バーテカル(UPR)	制御あり	*2	*2	最小ガスト長さ 最大	最小 最大	-0.01 0.00	±0.00	0.83 1.51	0.00 0.00	0.02 0.00	0.00 0.00
1604glu11	↑	15	7.5	ラテラル	制御なし	ニュートラル	ニュートラル	最小ガスト長さ 最大	最小 最大	-0.02 0.02	±0.52	0.96 1.07	0.00 -0.01	0.01 0.00	0.00 0.05
1604glc11	↑	15	7.5	ラテラル	制御あり	*2	*2	最小ガスト長さ 最大	最小 最大	-0.02 0.01	±0.51	0.95 1.04	0.13 -0.09	0.01 0.00	0.00 0.01
1604ghu24	↑	9.75	10.5	ヘッドオン	制御なし	ニュートラル	ニュートラル	3/4	最小 最大	-0.02 0.02	±0.00	0.94 1.12	0.00 0.00	0.00 -0.01	0.00 0.00
1604ghc21	↑	9.75	10.5	ヘッドオン	制御あり	*2	*2	最小ガスト長さ 最大	最小 最大	-0.04 0.03	±0.08	0.88 1.13	0.00 0.00	0.00 -0.01	0.00 0.00
1604gvu21(UP)	↑	9.75	10.5	バーテカル(UPR)	制御なし	ニュートラル	ニュートラル	最小ガスト長さ 最大	最小 最大	-0.01 0.04	±0.00	0.81 1.71	0.00 0.00	0.00 -0.01	0.00 0.00
1604gvc21(UP)	↑	9.75	10.5	バーテカル(UPR)	制御あり	*2	*2	最小ガスト長さ 最大	最小 最大	-0.01 0.04	±0.00	0.81 1.70	0.00 0.00	0.00 0.00	0.00 0.00
1604gvu21(DN)	↑	9.75	10.5	バーテカル(DOWN)	制御なし	ニュートラル	ニュートラル	最小ガスト長さ 最大	最小 最大	0.00 0.12	±0.00	0.24 1.15	0.00 0.00	0.02 0.01	0.00 0.00
1604gvc21(DN)	↑	9.75	10.5	バーテカル(DOWN)	制御あり	*2	*2	最小ガスト長さ 最大	最小 最大	-0.01 0.11	±0.00	0.25 1.16	0.00 0.00	0.02 0.00	0.00 0.00
1604glu21	↑	9.75	10.5	ラテラル	制御なし	ニュートラル	ニュートラル	最小ガスト長さ 最大	最小 最大	-0.01 0.06	±0.78	0.88 1.02	-0.28 -0.05	-0.02 0.00	0.02 0.00
1604glc21	↑	9.75	10.5	ラテラル	制御あり	*2	*2	最小ガスト長さ 最大	最小 最大	-0.01 0.01	±0.49	0.94 1.08	-0.09 -0.14	0.00 0.00	0.01 0.01

- *1 荷重ケース番号の詳細は、図 4.11.1-1 による。
- *2 ガスト遭遇時に位置制御に必要な制御をした状態
- *3 Nz は、1gに運動による ΔNz を加えた値。(運動による ΔNz は上方: +)

(3)地上荷重の評価

a. 地上荷重計算結果

Airship Design Criteria に基づき算出した地上荷重は、以下の通りである。

◎離着陸荷重:表 4.11.1-4

◎係留及びハンドリング荷重:表 4.11.1-5

表 4.11.1-4 離陸及び着陸条件

条件	姿勢	重量 (kgf)	衝撃吸収装置	着陸装置の荷重 ⁽³⁾		
				垂直	横 ⁽²⁾	縦 ⁽²⁾
離陸	水平	6,550	スタティック	$1.5W_{sh}$	0	$.275W_{sh}$
水平着陸	水平	6,550	最大	nW_l	0	$\pm .25nW_l$
水平着陸	水平	6,550	最大	nW_l	0	(1)
サイドドリフト着陸	水平	6,550	最大	nW_l	$.55nW_l$	0

表 4.11.1-5 係留及びハンドリング特性

条件(6)	重量[kg]	風速(ノット)	風向(度)
対称係留	6550	40	0
非対称係留	6550	40	10
マストハンドリング-ヘビー(3)	6550	10	10
マストハンドリング-EQ(3)	6400	10	10
マストハンドリング-オーバーライド(4)	6550	0	0
ラインハンドリング(3),(5)	6550	10	10
ラインハンドリング(3),(5)	6400	10	10

離着陸荷重の計算チャートは、(4)項 応力の評価の図 4.11.1-9 を参照のこと。表 4.11.1-4 中の荷重倍数 (n) の設計値及び脚のエネルギー吸収試験結果は以下の通りである。

設計荷重倍数:n=0.69

エネルギー吸収試験の結果得られた荷重倍数:n=0.56

脚荷重に関する検討は、(4)項で実施する。

係留及びハンドリングの荷重のうち、飛行試験結果で比較評価できるのは、“マストハンドリング-オーバーライド”である。この時、マストに作用する荷重は、以下の通りである。

マスト反力:P=5702kgf

荷重計算チャートを図 4.11.1-4 に示す。

係留荷重 ケース: マストハンドリング-オーバーライド

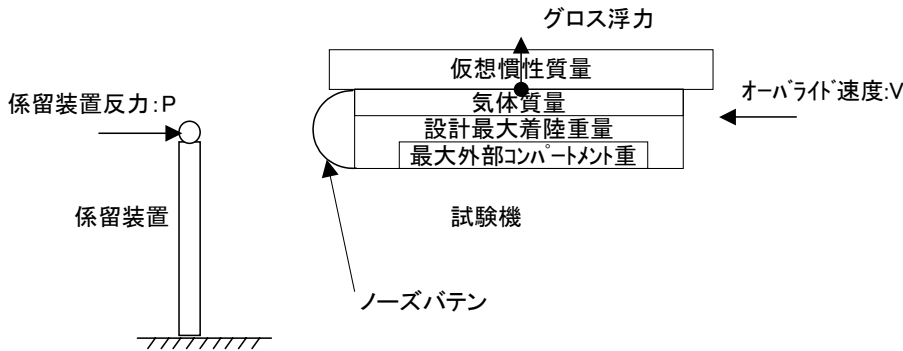
参考文献:
 計算式: Airship Technology(Pg.204-206)

オーバーライド速度	v=	1.54 m/sec	<u>3 knots</u>
(Airship Design Criteria 規定のオーバーライド速度)			
設計最大着陸重量	Mh=WL=Wtotal=	6550 kgf	
船体ガス質量	Mgas	6448 kgf	
仮想慣性質量	Mi=Map*g=	1093 kgf	
係留時の運動エネルギー	M=(Mh+Mg+Mi)/g=	1436.4 kgf-sec ² /m	
	E=(M*v ²)/2=	1710.7 kgf-m	
船体の変形量(見積)	z=	0.3 m	

ここで、係留装置反力をPとすると

$$(P*z)/2 = PE = (Mv^2)/2$$

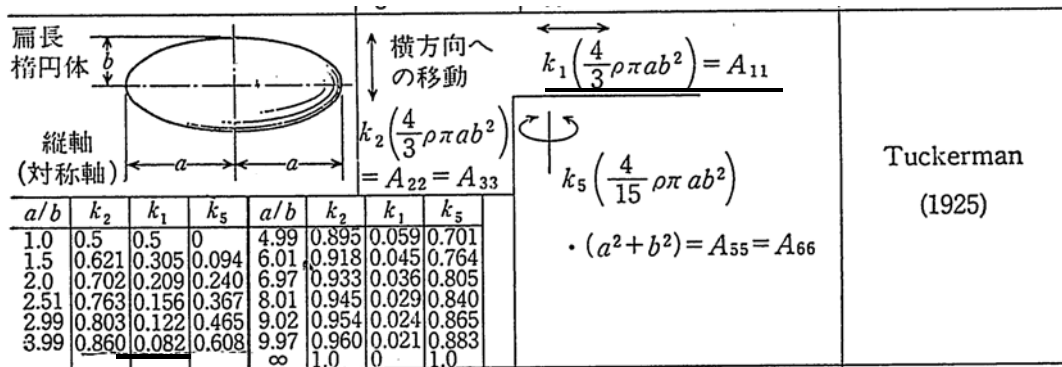
$$P = (M*v^2)/z = \underline{\underline{5702.3 \text{ kgf}}}$$



付加質量(仮想慣性質量)の推算
 楕円体の縦方向への移動時の付加質量を想定する。

大気密度	$\rho =$	0.125 kg/sec ² /m ⁴
楕円体(長径)	a=全長/2=	33.9 m
楕円体(短径)	b=直径/2=	8.75 m
楕円体形状比	a/b=	3.87
形状係数	k1=	0.082 (a/b=3.99とした)
付加質量	Map=k1(4/3 ρ π ab ²)=	<u>111.4 kg/sec²/m</u>

171.9838 kg/sec



(航空工学(I)-航空流体力学- 東 昭著 より抜粋)

図 4.11.1-4 マストハンドリング-オーバーライド荷重計算チャート

b. 飛行試験結果

マストオン時に発生する機体の前後方向の荷重倍数から、マストハンドリングオーバーライド荷重を推定する。

飛行試験結果の P3-3 タイムヒストリーを図 4.11.1-5 に示す。

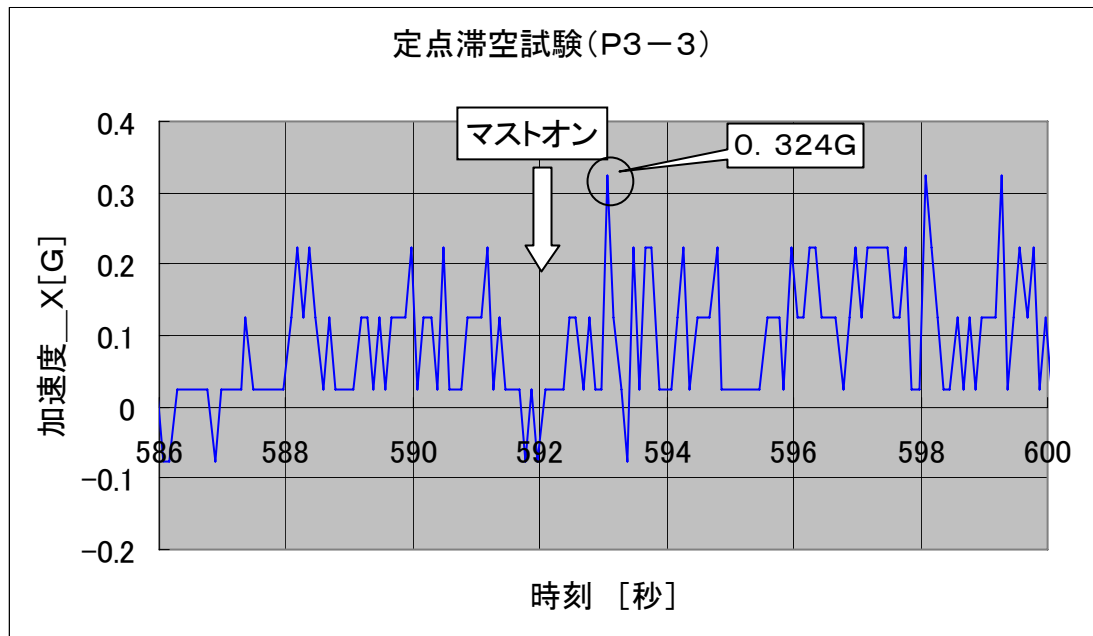


図 4.11.1-5 飛行試験結果(定点滞空試験)

c. 飛行試験結果と解析の比較

飛行試験結果より、前後方向荷重倍数 (N_x) は以下の通りである。

中高度到達試験 (P3-1) : 0.324G

高高度到達試験 (P3-2) : 0.224G

定点滞空試験 (P3-3) : 0.324G

最大荷重倍数は、0.324G である。

図 4.11.1-4 に示されるように付加質量を考慮した船体の質量は、 $1436.4\text{kgf}\cdot\text{sec}^2/\text{m}$ である。

マスト反力: $P = 1436.4 \times 0.324 \times 9.807 = 4564\text{kgf}$

設計荷重 = 5702kgf

飛行試験で得られた荷重が、設計荷重の 80% 程度になっている原因は下記の要因が考えられる。

◎ オーバーライド速度が設計の 3 kt (1.54m/s) より小さいと推定される。

◎ 設計荷重のパラメータのうち、船体の変形量 (0.3 m) が推定値である。

この推定値は、飛行試験データから得られないので、推定値のまま評価した。

(4)応力の評価

a. 脚荷重較正

ア. 脚強度確認試験(静強度試験)

脚強度確認試験において、最大許容脚反力(制限荷重)に耐荷することを確認した。

歪ゲージの貼付位置を図 4.11.1-6 に示す。

脚強度確認試験の結果、最大許容脚反力 : 44.1 k N(9915 lbs)まで耐荷することが確認できた。

静強度試験の状況を図 4.11.1-7 に示す。

表 4.11.1-6 貼付歪ゲージ一覧

Description	Strain Gauge No
Frame - Port Forward Lower Tube	1
Frame - Port Forward Upper Tube	2
Frame - Stbd Forward Lower Tube	3
Frame - Stbd Forward Upper Tube	4
Frame - Stbd Aft Lower Tube	5
Frame - Stbd Aft Upper Tube	6
Frame - Port Aft Lower Tube	7
Frame - Port Aft Upper Tube	8
Frame tube - Centre Aft CL	9
Shock Absorber - Pivot arm Lug	10
Leg - Port side - Half way up	11
Pivot Arm - Port Underside	12
Pivot Arm - Port Topside	13
Pivot Arm - Stbd Underside	14
Pivot Arm - Stbd Topside	15
Fork - Centre Forward face	16
Fork - Stbd Forward face	17
Fork- Port Forward face	18

12 } ← 飛行試験で使用する歪ゲージ
13 }
14 }
15 }

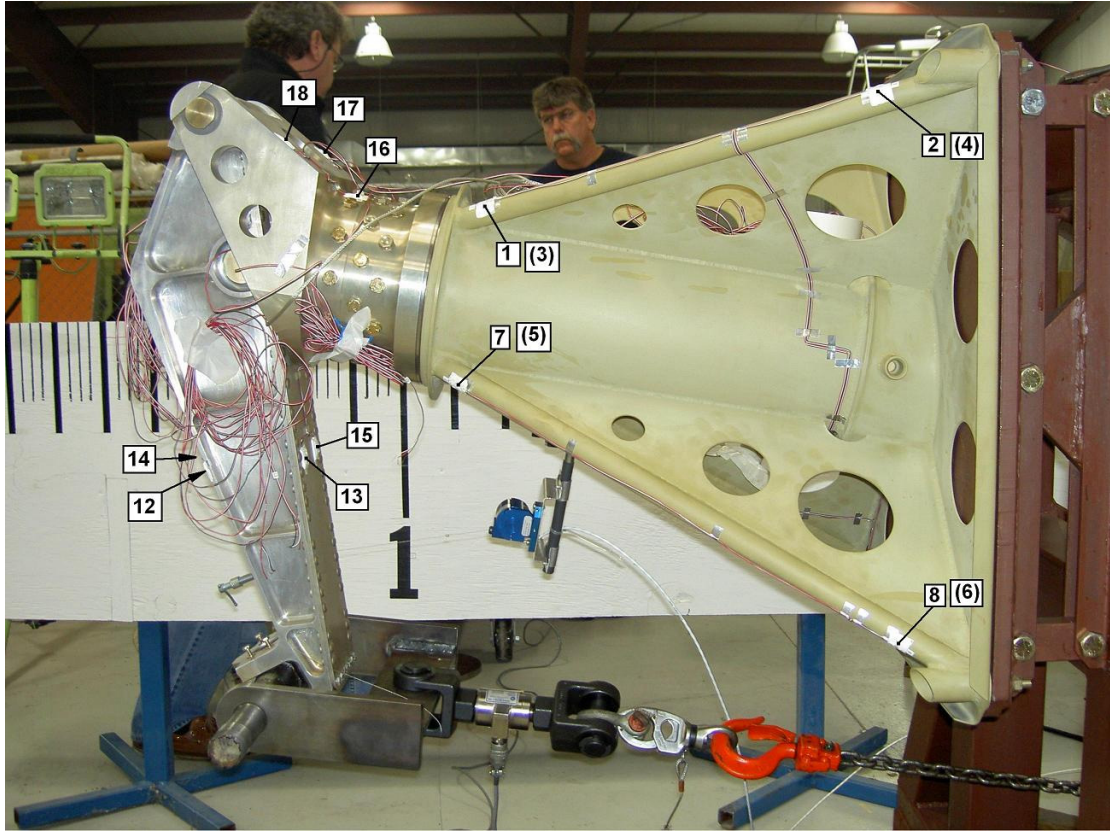


図 4.11.1-6 歪ゲージの貼付位置



図 4.11.1-7 静強度試験の状況

イ. 較正式

脚強度確認試験は、ショック・アブソーバ長さを変えて実施している。荷重の較正式は、ショック・アブソーバ長さが最大時の試験(ケース①:長さ=29.33インチ)の結果を用いて作成した。試験結果を図 4.11.1-8 に示す。

試験結果より設定した荷重較正式を表 4.11.1-7 に示す。

表 4.11.1-7 荷重較正式

	歪出力	荷重	荷重較正係数
	[V]	[lbs]	
#1	4.320	9892	1038.7
#2	4.177	9892	1074.2
#3	-4.364	9892	-1028.2
#4	-4.213	9892	-1065.0

$$\text{荷重[kgf]} = \text{歪出力[V]} \times \text{荷重較正係数}$$

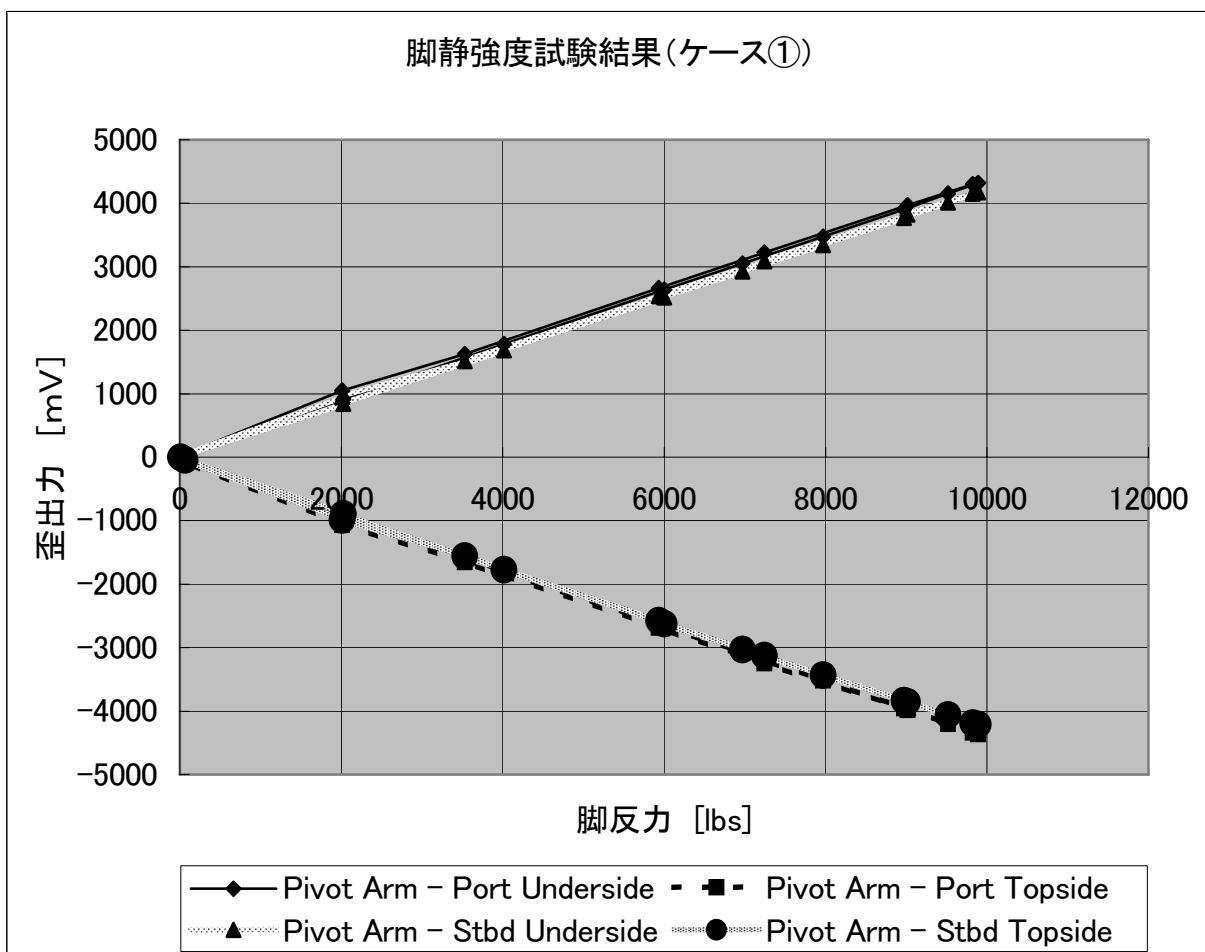


図 4.11.1-8 脚静強度試験結果(ピボット・アーム:ケース①)

b. データ解析

着陸時に発生した最大脚反力を表 4.11.1-8 に示す。
最大荷重が発生時の最大昇降率もあわせて示す。

表 4.11.1-8 最大脚反力一覧

方案番号	脚荷重	荷重発生時最大昇降率	
	[kgf]	[m/s]	[feet/s]
P3-1	1133	0.220	0.721
P3-2	1467	0.262	0.861
P3-3	1662	0.299	0.981

設計時の脚反力の解析条件を以下に示す。

- ◎設計最大降下速度 : 3[feet/sec]
- ◎設計最大着陸重量 : 6,600[kgf]
- ◎船体ガス質量 : 6,448[kgf]
- ◎仮想慣性質量 : 11,465[kgf]
- ◎最大スタティック・ヘビネス : 200[kgf]
- ◎脚ストローク : 0.424[m]
- ◎脚緩衝効率 : 0.70

脚の着地時の反力 : 3805kgf<LMT> → 4500kgf<LMT>とした。

飛行試験結果より脚反力を推定する。脚反力計算チャートを図 4.11.1-9 に示す。
解析条件は、下記の条件を見直した。

- 最大スタティック・ヘビネス : 200kgf→150kgf(設計進捗反映)
- 設計最大着陸重量 : 6600kgf→6550kgf(設計進捗反映)

飛行試験着陸時のスタティック・ヘビネスは、100kgf 以下で実施していた。

脚ストロークは、スタティック・ヘビネスに応じて脚の縮み量が変わるため、脚の動的特性確認試験結果を使用した。

他の条件は、設計時と同じとした。

飛行試験結果と解析を比較した結果を表 4.11.1-9 に示す。

飛行試験結果は、ヘビネスを 60kgf としても、解析結果より 100kgf~300kgf 大きい値である。
この原因は、飛行試験の荷重較正式が安全側に設定しているためと考えられる。

脚設計時の静強度確認試験の結果より荷重較正式を設定している。この静強度試験では、ショック・アブソーバの長さを変えて試験をしているが、脚の荷重較正式は、安全側に荷重の値が大きくなるように、ショック・アブソーバが最大長さ場合を適用している。

荷重較正係数の比較を表 4.11.1-10 に示す。

荷重較正式を、ショック・アブソーバ長さを変えた各静強度試験結果(ケース①～③)に変えて見直した脚反力結果と解析結果の比較を表 4.11.1-11 に示す。

パラメータの影響はあるが、下記の場合、解析結果は試験結果と一致するといえる。

	飛行試験	解析
P3-1	ケース③較正式	ヘビネス: 20kg
P3-2	ケース②較正式	ヘビネス: 20kg
P3-3	ケース③較正式	ヘビネス: 100kg

表 4.11.1-9 飛行試験結果と解析の比較(最大脚反力)

方案番号	脚荷重	荷重発生時最大昇降率		脚荷重:解析結果		
	[kgf]	[m/s]	[feet/s]	[kgf]	[kgf]	[kgf]
P3-1	1133	0.220	0.721	680	868	810
P3-2	1467	0.262	0.861	910	1201	1144
P3-3	1662	0.299	0.981	1139	1534	1477

	↑	↑	↑
へびねス[kgf]	100	60	20
ストローク[m]	0.160	0.110	0.110

表 4.11.1-10 荷重較正係数の比較

	ケース①	ケース②	ケース③
#1	1038.7	763.8	654.3
#2	1074.2	768.6	707.8
#3	-1028.2	-839.0	-789.7
#4	-1065.0	-851.4	-806.4
ショック・アップ ソーバ長さ [inch]	29.33	27.66	26.00

表 4.11.1-11 荷重較正式の影響の比較(最大脚反力)

方案番号	飛行試験データ:脚荷重[kgf]			脚荷重:解析結果		
	ケース①	ケース②	ケース③	[kgf]	[kgf]	[kgf]
P3-1	1133	869	799	680	868	810
P3-2	1467	1121	1029	910	1201	1144
P3-3	1662	1271	1167	1139	1534	1477

	↑	↑	↑
へびねス[kgf]	100	60	20
ストローク[m]	0.160	0.110	0.110

着地荷重

参考文献:
 計算式: 飛行機の構造設計 日本航空技術協会 鳥飼、久世著

設計最大降下速度	$v=VD=$	0.299072 m/sec	<u>0.981207 feet/Sec</u> (Airship Design Criteria規定の最小沈下率)
設計最大着陸重量	$Mh=WL=Wtotal=$	6550 kgf	
船体ガス質量	$Mgas$	6448 kgf	
仮想慣性質量	$Mi=Map*g=$	11465 kgf	
	$M=(Mh+Mg+Mi)/g=$	2493.7 kgf-Sec2/m	
着地時の運動エネルギー	$E=(M*v^2)/2=$	111.5 kgf-m	

最大スタティックヘビネス	$Wsh=w=$	100 kgf	← 浮力で打ち消されない重量
主脚ストローク	z	0.16 m	← SKS600と同じとした

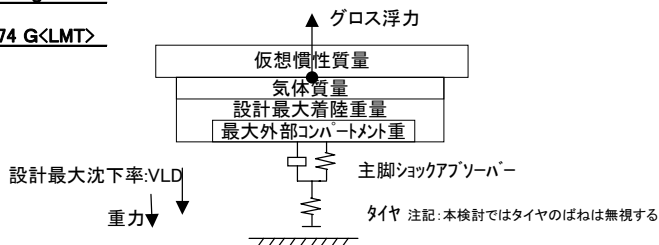
位置エネルギー	$PE=(w*z)=$	16 kgf-m
---------	-------------	----------

ここで、主脚着地反力をP、緩衝効率を η (=0.7)とすると (緩衝効率は安全側にオレオ式の一般的な最小値を用いた)

$$(P*z)*\eta = E+PE=(Mv^2)/2+(w*z)= 127.5$$

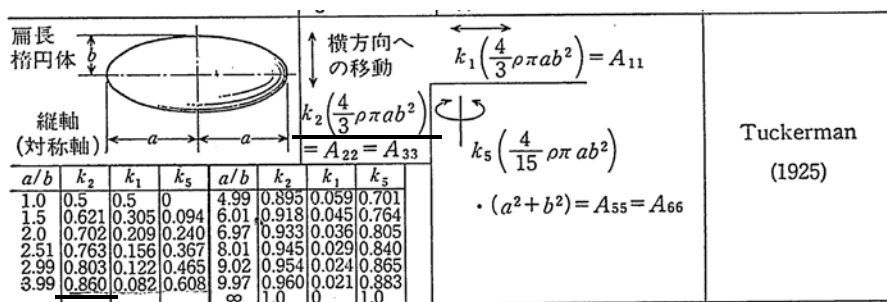
$$P=(w+(M*v^2)/2/z)/\eta = \underline{1138.6 \text{ kgf<LMT>}}$$

主脚設計荷重倍数	$n=P/WL=$	<u>0.174 G<LMT></u>
----------	-----------	---------------------------



付加質量(仮想慣性質量)の推算
 楕円体の横方向への移動時の付加質量を想定する。

大気密度	$\rho =$	0.125 kg/sec2/m4	
楕円体(長径)	$a=全長/2=$	33.9 m	
楕円体(短径)	$b=直径/2=$	8.75 m	
楕円体形状比	$a/b=$	3.87 → 3.99とする	
形状係数	$k2=$	0.860 (a/b=3.99とした)	
付加質量	$Map=k2(4/3 \rho \pi ab^2)=$	<u>1168.7 kg/sec2/m</u>	349.5334 kg/sec



(航空工学(I)-航空流体力学- 東 昭著 より抜粋)

図 4.11.1-9 着陸荷重計算チャート

d. 応力の評価

脚取付部の歪データは、前項の a.~c.で脚荷重として評価している。

各フライトにおける最大歪(ゼロ点補正済)を表 4.11.1-12 に示す。

表 4.11.1-12 最大歪一覧

[単位: μ]

歪ゲージ番号		方案番号			最大歪
アナログ	ゲージ番号	P3-1	P3-2	P3-3	
#1	12	560	490	640	640
#2	14	630	530	620	630
#3	13	-510	-440	-450	-510
#4	15	-460	-410	-440	-460

歪ゲージは、ピボット・アームに貼付されている。ピボット・アームの材料は、アルミ材料(7075-T6511)である。

ヤング率: $E = 71700 \text{ N/mm}^2$ (MIL-HDBK-5H)

最大応力 = 最大歪 \times ヤング率 = $46 [\text{N/mm}^2]$

脚強度確認試験時の歪出力が、歪の許容値となる。

ケース①: 歪出力 = 1607μ

飛行試験:P3-1~P3-3 における最大歪は、 640μ であり、許容歪: 1607μ に対して十分余裕がある。

(5) 振動加速度の評価

機体の加速度以外でも加速度を計測している。計測ポイントは下記の通りである。

- ◎ 左右推進器(X,Z)
- ◎ 左右エンジン・ギア・ボックス(X,Y,Z)
- ◎ 左右エンジン駆動部振動(Z)
- ◎ ADS先端(X,Y,Z)
- ◎ 後方パロネット[前方側&後方側](X,Y)

データは、サンプリング・レートが高く、より真値に近いと考えられるアナログデータを使う。

振動加速度の最大値を表 4.11.1-13 に示す。

表 4.11.1-13 振動加速度の最大値一覧

		単位: G				
		P3-1	P3-2	P3-3	最大値	詳細図
推進器振動(R/H)	X方向	0.70	0.68	0.74	0.74	省略
	Z方向	0.59	0.58	0.53	0.59	
推進器振動(L/H)	X方向	0.98	0.84	0.81	0.98	省略
	Z方向	1.02	0.80	1.59	1.59	
エンジンギアBOX振動(L/H)	X方向	19.20	16.50	20.00	20.00	省略
	Y方向	24.40	23.70	23.70	24.40	
	Z方向	25.90	17.90	18.90	25.90	
エンジンギアBOX振動(R/H)	X方向	0.56	0.52	0.47	0.56	省略
	Y方向	0.62	0.77	0.64	0.77	
	Z方向	0.29	0.26	0.23	0.29	
エンジン駆動部振動(L/H)	Z方向	11.60	14.70	17.80	17.80	省略
エンジン駆動部振動(R/H)	Z方向	0.39	0.34	0.39	0.39	省略
ADS振動	X方向	0.26	0.28	0.27	0.28	省略
	Y方向	1.18	1.13	0.99	1.18	
	Z方向	0.28	0.51	1.75	1.75	
後方パロネット振動(前方)	X方向	0.38	1.18	0.44	1.18	省略
	Y方向	0.14	0.28	0.28	0.28	
後方パロネット振動(後方)	X方向	1.12	1.18	1.13	1.18	省略
	Y方向	0.35	0.34	0.32	0.35	

4.11.2 構造健全性評価

(1) 膜材健全性評価 — 膜材劣化評価

(i) 試験目的

膜材(エンベロープ、バロネット、尾翼)の劣化状況を調査するため、原則3ヶ月毎に船体上部に取付けた試験用供試体を使用して強度試験を実施する。

試験用供試体概要図を図4.11.2-1に示す。

本試験による評価は、定点滞空試験機の耐空性証明の基準として適用される耐空性審査要領第IX部“軟式飛行船”4-2項(気のうち)の設計要求事項への適合性を証明するために実施した。なおSPF-試6-04-014「定点滞空試験機 適合性基準」では、実験機であり、またFAA-P-8110-2には同様の規定が無いことから、本規定は削除されている。

耐空性審査要領 第IX部 4-2-2 項

“気の中での設計及び構造は、運用中の劣化を調査できるものでなければならない”

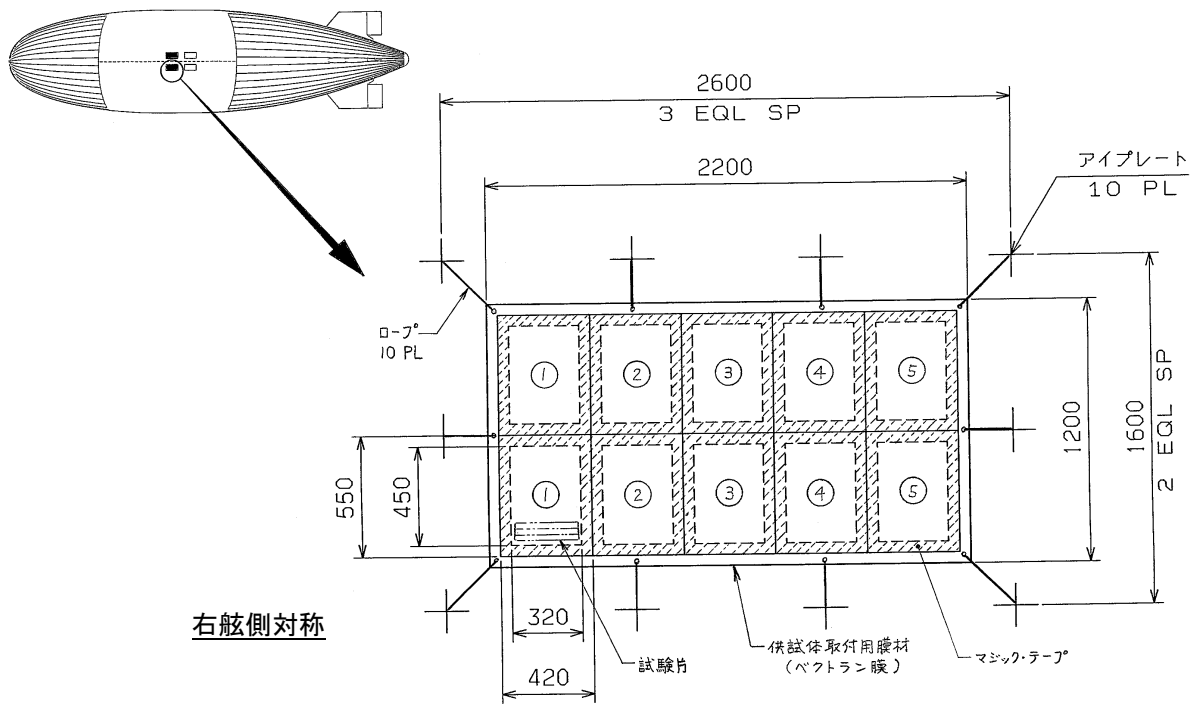
(ii) 試験片

試験片は、下記の膜材について、それぞれ3本ずつ作成する。

- ① エンベロープ膜材(ベクトラン) : MD 方向
- ② エンベロープ膜材(ベクトラン)接合部 : TD 方向
- ③ バロネット膜材(パワーリップ) : TD 方向
- ④ 尾翼膜材(パワーリップ) : TD 方向
- ⑤ 尾翼膜材(ザイロン) : TD 方向

(iii) 引張試験方法

- ① JIS L 1096 に準拠
- ② 供試体サイズ:幅 30 mm×長さ 300 mm
- ③ 試験温度:RT(23℃)
- ④ 試験片:各 3 本
- ⑤ 引張速度:200 mm/分(クロスヘッド速度)
- ⑥ 装置:引張試験機[(株)オリエンテック製 テンシロン UCT-30T 型]
- ⑦ 掴み具間距離:200 mm



- ①エンベロープ膜材(ベクトラン)
- ②エンベロープ膜材(ベクトラン)接合部
- ③バロネット膜材(パワーリップ)
- ④尾翼膜材(パワーリップ)
- ⑤尾翼膜材(ザイロン)

図 4.11.2-1 試験用供試体概要

(iv) 試験結果

試験結果の評価結果を表 4.11.2-1 に示す。

試験実施日 : 2004 年 10 月 6 日

試験の結果、全ての膜材の強度保持率は、要求値以上で強度上の問題はない。

表 4.11.2-1 劣化試験評価結果

	開発試験結果		劣化試験 平均値	強度保持率	要求される 強度保持率
	平均値	許容値			
	N/cm	N/cm	N/cm	%	%
ベクトラン	817	687	722	88	50%以上
ベクトラン接合部	726	608	829	114	50%以上
パロネット用パワーリップ	77	61	70	91	50%以上
尾翼用パワーリップ	114	109	97	85	37%以上
ザイロン	928	617	1038	112	33%以上

(注1) 強度保持率は、「試験平均値／膜材開発試験平均値」で算出した。

(注2) 強度保持率の要求値は、強度劣化しても各部位で設定した安全率が“1.5”以下にならないように設定している。

(注3) 尾翼膜材の強度保持率の要求値は、環境劣化を考慮している。
 パワーリップ: 75%×50% , ザイロン: 75%×45%

各膜材の製造日又は、製造メーカへの入荷日を表 4.11.2-2 に示す。

表 4.11.2-2 膜材製造日一覧

部位	膜材料	年月日	備考
エンベロープ	ベクトラン	'02/12/06	入荷日
カテナリー	ベクトラン	'03/02/05	入荷日
パロネット	パワーリップ	'02/11/30	入荷日
垂直尾翼UPR	ザイロン	'03/03~05	
尾翼膜材	パワーリップ	'03/04~08	

4.12 空力評価

基準となる最新の寸法などを表した機体諸元を、表 4.12.1-1 に示す。

表 4.12.1-1 機体諸元

	項目	記号	機体データ		単位
船体	基準長	l	68.4		m
	幅	d	17.5		m
	船体体積	Vhull	10660		m ³
	基準面積	Sref	480.94		m ²
	船体表面積	Ssur	2929.229		m ²
	体積基準長さ	Lref	21.93		m
	浮心 バロネット万膨張時	Xref	30.267		m
		Yref	0		m
Zref		0		m	
垂直尾翼	尾翼面積 (垂直安定板 + 舵面)	Sf	38.3		m ²
	尾翼空力中心位置 (垂直安定板 + 舵面)	Ifx	(UPR)59.067	(LWR)59.153	m
		Ify	(UPR)-0.001	(LWR)-0.002	m
		Ifz	(UPR)6.195	(LWR)-6.318	m
ラダー	基準面積	Ser	12.528		m ²
	基準長さ	cer	61.832		m
垂直尾翼 面積設定	arm	Ifx-Xref	29.025		
	arm/l		0.428		
	Sf/Sref		0.08		
	枚数		2		
	尾翼容積		0.068		
舵面 面積設定	arm	cer-Xref	31.565		
	arum/l		0.465		
	Ser/Sref		0.026		
	枚数		2		
	舵面容積		0.024		
水平尾翼	尾翼面積 (水平安定板 + 舵面)	Sf	33		m ²
	尾翼空力中心位置 (水平安定板 + 舵面)	Ifx	59.251		m
		Ify	6.094		m
		Ifz	0		m
エレベータ	基準面積	Ser	10.828		m ²
	基準長さ	cer	61.835		m
水平尾翼 面積設定	arm	Ifx-Xref	28.984		
	arm/l		0.427		
	Sf/Sref		0.069		
	枚数		2		
	尾翼容積		0.059		
舵面 面積設定	arm	cer-Xref	31.568		
	arm/l		0.465		
	Ser/Sref		0.023		
	枚数		2		
	舵面容積		0.021		

4.12.1 ADS 評価

エアデータを得るセンサーとして、外部コンパートメントの前面下方から延びたブームの先端に設置された3軸の超音波速度計センサー及び静圧管、並びにブーム付け根の外部コンパートメント前面上部に設置された外気温センサー、また外部コンパートメント内に大気圧計がある。エアデータセンサー(ADS)はこの超音波速度計センサーを狭義に指しており、センサー信号の演算処理を介して3軸の対気速度成分を得ることができる。

超音波速度計の単体精度は、測定値の4%±0.05m/s以下である。超音波速度計は、既存の気象用超音波風速計が使われ、飛行船の航空用に装置の回収が行われた。船体設置での空気抵抗を減らすため、超音波センサー部と信号処理部を分離し信号処理部は外部コンパートメント内に置き、センサーをL字型に支持すると共に接続部のフランジ径を小さくした。また、凍らないように超音波センサーと付加された静圧管にはヒータが設けられている。

なお、エアーデータシステムの1つとして、静圧管から圧力センターを経て気圧高度が取得されている。この圧力センサー(精度 0.2%)は、特に初期ドリフトが大きかったため、ウォームアップして安定した後に、気圧高度の設定が行われたことを記しておく(大気圧計から得られた気圧高度との差も現れていた)。

ここでは、対気速度計の補正試験結果や位置誤差修正を示して、ADS の検討を行う。

(1) 対気速度の補正

定点滞空試験の速度は、ADS の超音波速度計から信号処理後に機体軸 3 成分の真対気速度が得られる。この ADS を補正するため、基本特性データ取得試験(P2-4)で直進水平飛行を行った。飛行は、直線水平飛行で風上に向かい旋回して風下に向かう中、それぞれ対気速度を 2 段階に変えた。

ADS の速度成分からは、真対気速度(TAS)ならびに迎角および横滑り角が生成される。しかし、測定値のままの値では、船体の干渉を受けて位置誤差を生じる。設計では、パネル法(VSAERO)を使い、速度計測に対して ADS の設置位置で位置誤差の影響が小さいことを確認している。

表 4.12.1-2 直進水平飛行(P2-4)から抽出したデータ

日時		対気速度[m/s]			対地速度 [m/s]		
		X軸	Y軸	Z軸	X軸	Y軸	Z軸
2004/10/5 6:32:41.0	風上方向	12.1893	0.4193	-2.0599	11.3608	-0.3356	-0.3077
2004/10/5 6:40:54.7	風下方向	12.1893	0.1392	-1.9592	13.5136	1.2112	-0.6851
	平均	12.1893	0.2792	-2.0096	12.4372	0.4378	-0.4964
		平均対気速度[m/s]: 12.3570			平均対地速度[m/s]: 12.4548		
		影響係数(平均対気速度/平均対地速度): 0.9921					
2004/10/5 6:33:52.6	風上方向	7.8992	-0.0787	-1.1298	7.4558	-0.3775	-0.2845
2004/10/5 6:36:55.7	風下方向	7.8699	-0.3589	-1.3586	8.6884	0.2518	-0.4453
	平均	7.8845	-0.2188	-1.2442	8.0721	-0.0629	-0.3649
		平均対気速度[m/s]: 7.9851			平均対地速度[m/s]: 8.0806		
		影響係数(平均対気速度/平均対地速度): 0.9882					

直進水平飛行から抽出したデータは、真の横滑り角 β 及び迎角 α が 0° 近傍で、速度の影響係数を見積る。影響係数は真値に対する測定値の比として表す。表 4.12.1-2 は、測定値の真対気速度を約 12m/s 及び 8m/s の一定値になるよう、風上側と風下側へ飛行した時の速度データセットである。安定した風および飛行の条件下ならば、風上と風下の値の算術平均値は、複合航法装置(GPS-INS)が示す対地速度から風速の影響が取り除かれて、真値を示す。式(4.12.1-1)は、対地速度 V_G 、添字 $U \cdot D$ を風上・風下、真の対気速度 V_{AT} 、および風速を V_W にして V_{AT} を求める説明式を示す。この V_{AT} は、表 4.12.1-2 で平均対地速度に一致する。

$$\begin{aligned}
 V_{G,U} &= V_{AT} - V_W \\
 V_{G,D} &= V_{AT} + V_W \\
 \therefore V_{AT} &= \frac{V_{G,U} + V_{G,D}}{2}
 \end{aligned}
 \tag{4.12.1-1}$$

そのため、平均対地速度に対する(平均真)対気速度 V_{AM} の比は、(真の β および α が 0° 近傍における)補正のための影響係数を表す。表 4.12.1-2 の 2 つの速度結果の影響係数から平均して、影響係数 k_{AS} を

$$k_{AS} = V_{AM} / V_{AT} = 0.99 \tag{4.12.1-2}$$

と定める。ただ、飛行状態として直進水平飛行中、風向は 30° から 70° 方向へ緩やかに変移し、風速は $2\text{m/s} \pm 1\text{m/s}$ 程度の緩やかな変移があったと推算される。試験条件が許すならば、1つの速度で風上と風下の往復をセットにする飛行が、風の変移の影響を少なくでき最適であり、設定速度はより多く設けた方がよい。

影響係数の 0.99 は良い結果で、位置誤差の影響は小さい(真の β および α が 0° 近傍において)。測

定値のパネル法解析などによるポテンシャル流の計算では、真の β および α が 0° 近傍のADS位置で計算される速度が、一様流(真の真対気速度)より大きくなる($k_{AS} > 1$)。しかし、試験データによる結果は逆の傾向を示しているので、船体境界層や外部コンパートメント前方のせき止めによる影響が現れているようだ。

(2) 速度計の位置誤差修正

真の β および α が 0° 近傍における、真対気速度の影響係数が分かっても、速度計ADSから測定された α 、および β 、ならびに真の β および α が 0° 近傍以外の真対気速度は、船体からのADS位置誤差により影響を受けている。特に迎角 α はADSが船体下面にあるため、真の迎角 α_T が 0° でも測定された速度から計算される迎角 α_M は -8° 以上を示す。

試験結果から α_M と α_T の関係を求めたのが、図4.12.1-1であり、試験結果のデータは、 α が大きくなる降下上昇飛行(P2-4)の結果を使用している。図中のデータは、定常な飛行における機体ピッチ角 θ から対気の飛行経路角 γ を引くことにより真の迎角 α_T を計算している。その際、機体ロールの影響を抑えるため、ロール角 ϕ が $-0.3^\circ < \phi < 0.3^\circ$ 範囲に入るデータだけを抽出している。さらに、ADSが装着されているアームが約 0.33° 垂れ下がっていることを、データに反映させてある。これらデータは、点線で描いた直線近似式で示され、 α_T が 0° の時の α_M で求まるオフセット値は -8.5° を指す。他方、対気速度と対地速度から風ベクトルを推算して得られる垂直方向の風速を、試験飛行に渡って平均して0になるよう α のオフセット値を選ぶと(大気の垂直方向風速成分は時間平均を取ればほぼ0になるという前提による)、先の値と同程度の -8.1° が得られる。大きなオフセット値になるため、飛行試験時、操縦卓の迎角表示はオフセット値(この時は -8.9° にしていた)を引いた値が示された。

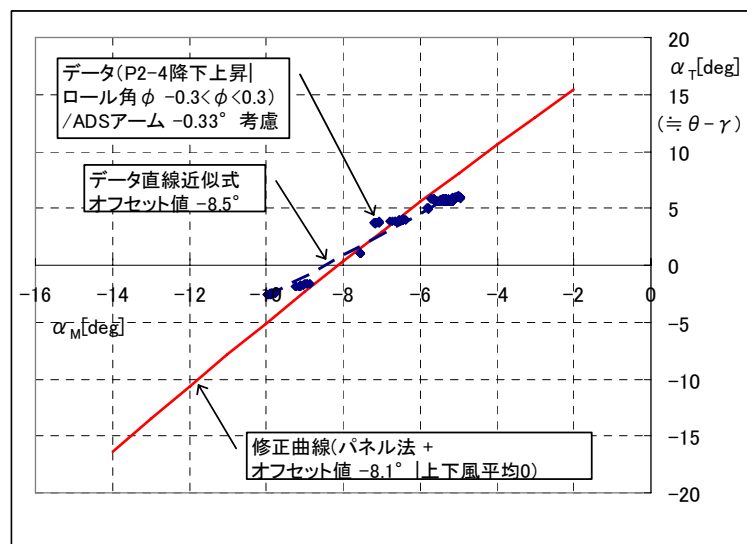


図 4.12.1-1 測定迎角 α_M に対する真迎角 α_T

位置誤差による α の修正は、オフセット値を -8.1° に定め、修正の勾配は迎角を広範囲に計算しているパネル法解析から得られた式を適用し、修正曲線(図 4.12.1-1 に示す)とする。修正曲線式は式(4.12.1-3)になる。

$$\alpha_T = -0.000816088\alpha_M^3 - 0.0412682\alpha_M^2 + 2.17094\alpha_M + 19.9 \quad (4.12.1-3)$$

これから逆に、おおよそ迎角は約 -8° オフセットされ、約半分になって測定されることが分かる。

位置誤差の修正は、1.節の対気速度の補正を含め、パネル法解析の結果を基にして試験結果による

調整を行い、図 4.12.1-2 のように全体の流れで処理する。図中、 V は真対気速度、 C_p は圧力係数、添字で M は測定値、 T は真値、 $X \cdot Y \cdot Z$ は機体軸の成分とする。

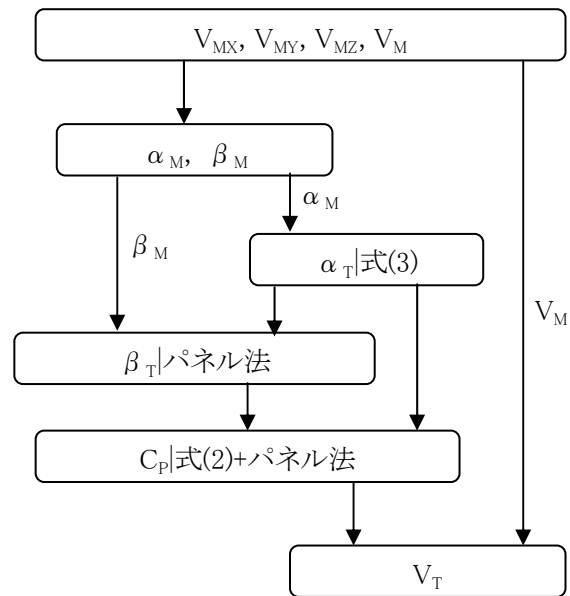


図 4.12.1-2 位置誤差修正の処理流れ

β_T は α_T の範囲をパラメータに、 β_M を独立変数にした 4 次方程式で修正され、 β_M のおよそ半分になる。位置誤差修正を施した真の真対気速度からは、対地速度を使い、風の速度ベクトルを推算している。

4.12.2 抵抗係数評価

(1) 減速試験による船体の抵抗係数見積り

船体の抵抗係数を見積るため、古典的な減速試験が中高度到達試験(P3-1)で行われた。船体の抵抗係数は、揚力発生による誘導抵抗以外の摩擦抵抗と形状抵抗からなる有害抵抗である。試験結果は減速試験だけでなく定常水平飛行状態を抽出して用い、抵抗係数を導出する。試験結果データは、速度の位置誤差修正を施してある。

減速試験結果から船体の抵抗係数 C_{D0}' を求める式は、船体の対地速度を U 、および真対気速度を TAS 、ならびに大気密度を ρ 、船体体積を ∇ 、船体進行方向の付加質量の慣性係数を k_x 、および時間を t として、船体浮力が重量と釣り合い状態にあり定常風下の仮定で、慣性減速する船体の運動方程式 $\rho \nabla (1+k_x)d(U)/dt = -(1/2) \rho (TAS)^2 \nabla^{2/3} C_{D0}'$ から微分変形することにより

$$C_{D0}' = 2(1+k_x) \nabla^{1/3} \frac{d}{dt} \left(\frac{1}{TAS} \right) \quad (4.12.2-1)$$

が導ける。試験では船体が迎角を持つ場合が多いので、純粋な C_{D0} を得るには C_{D0}' から試験時の余分な抵抗係数分 ΔC_D を差し引く必要がある。ここで、 C_{D0}' および C_{D0} の基準面積は $\nabla^{2/3}$ である。式(4.12.2-1)から、真対気速度 TAS の逆数の時系列勾配を得れば、 $\nabla^{1/3}=22.008m$ として k_x を定め C_{D0}' が求まる。

減速試験では、 TAS が $10m/s$ 程度の飛行状態から、プロペラ回転数を MIN の $800rpm$ に落とし、プロペラピッチ角を -6° (静止時に 0 スラストになる角度) まで下げて、水平直進減速させている。試験結果を t に対する $1/TAS$ のグラフとして、図 4.12.2-1 に示す。グラフのデータは減速試験中横滑り角 $\beta \approx 0^\circ$ の 30 秒間を切り取っており、図中には、直線近似式とその式を表す。これより、 $1/TAS$ の勾配が直線近似式から得られ、 $d(1/TAS)/dt=0.00100$ になる。この値を式(4.12.2-1)に代入し、 C_{D0}' を得る。しかし、減速試験の間に迎角 α は 0° ではなく図 4.12.2-2 の値を取るため、 α による抵抗増加分が C_{D0}' に含まれる。

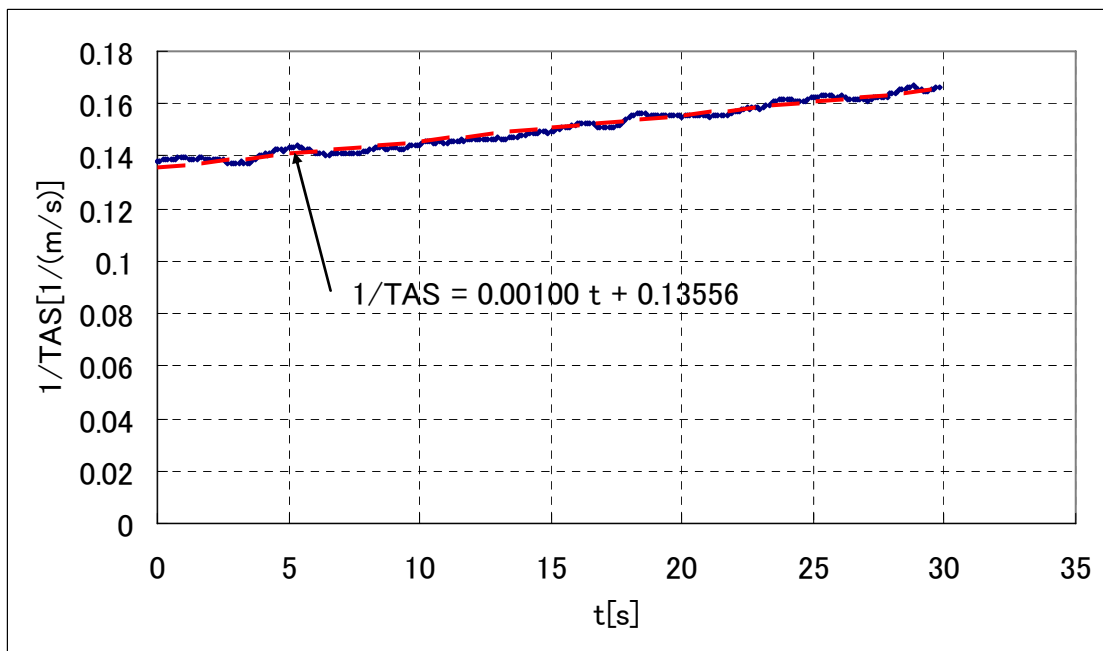


図 4.12.2-1 減速試験における真対気速度逆数 $1/TAS$ の時系列

抵抗増加分を考慮し、さらに幾つかの定常水平飛行状態のデータを利用する。推力の推算にはプロペラの推力係数特性を使う。減速試験結果を含めた幾つかの抵抗係数を α および揚力係数 C_L^2 に対し図 5.12.2-3 のようにプロットして、近時式から得た抵抗係数を式(5.12.2-2)に表す。式には扱った抵抗係数の範囲で、ばらつきを括弧内に示した。最終的に、抵抗係数の値は 0.044 として扱うこととする。

$$C_{D0} = 0.0437 \begin{pmatrix} -0.0052 \\ +0.0017 \end{pmatrix} \quad (4.12.2-2)$$

$$C_{D0} \cong 0.044$$

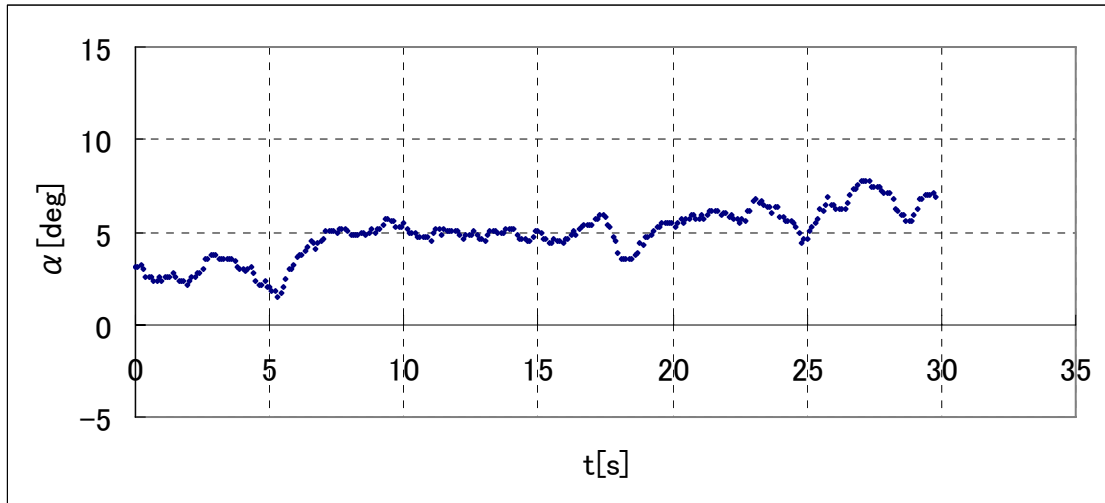


図 4.12.2-2 図 4.12.2-1 における迎角 α

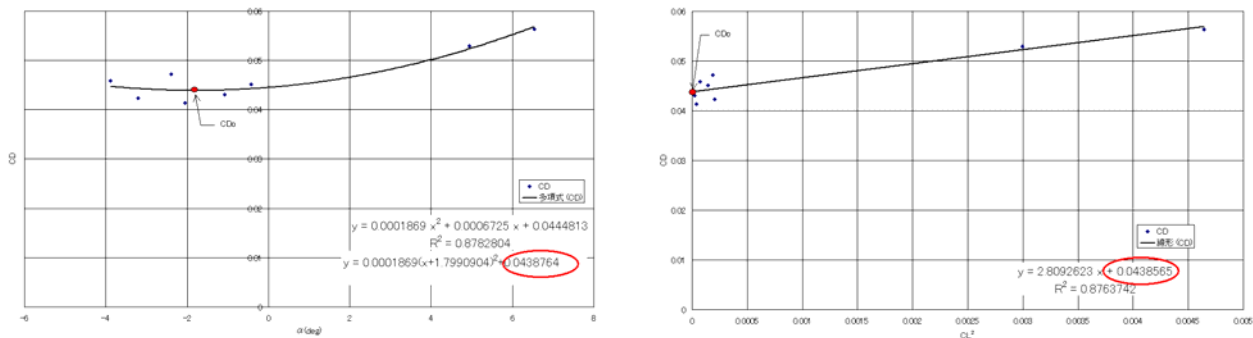


図 4.12.2-3 迎角(左図)および揚力係数の2乗(右図)に対してプロットした抵抗係数

(2) 速度性能解析による検証

P2-3とP3-3の飛行試験において、最高速度を出した瞬間のTTRACデータから速度を算出して船体の抵抗係数が検証された。P2-3の検証結果は、実際のTASより約0.17m/s(抵抗係数に換算して約12カウント)速度が落ちている。また、P3-3の検証結果は、実際のTASより約0.12m/s(抵抗係数に換算して約8カウント)速度が落ちている。検証結果速度は飛行速度より若干少ない結果となるものの、ほぼ一致する。この結果、抵抗係数の推算の妥当性が示された。結果を下記の表4.12.2-1に示す。

表 4.12.2-1 検証の速度性能解析結果

		P2-3	P3-3	備考
検証結果速度(m/s)		12.46	13.68	
飛行速度 TAS(m/s)		12.63	13.80	
抵抗係数		0.04456	0.04566	
抵抗係数 増加量	$\Delta CD_{(\alpha, \beta)}$	0.0000	0.0016	
	$\Delta CD_{(\alpha, \beta, \delta e)}$	0.0001	0.0002	
	$\Delta CD_{(\alpha, \beta, \delta r)}$	0.0003	-0.0002	
高度(m)		414	3964	
α (deg)		1.33	2.22	
β (deg)		-4.08	-0.61	
δe (deg)		-1.99	-3.10	
δr (deg)		5.58	-1.20	
回転数 (rpm)	左舷	1932	1886	
	右舷	1891	1893	
プロペラ ピッチ角(deg)	左舷	17.45	20.52	
	右舷	17.52	21.5 (15.94)	* 1
テイル角 (deg)	左舷	4.10	3.76	
	右舷	3.12	4.43	

* : 表中のデータは、飛行最高速度時の状態量を表記しています。

* 1: P3-3 の推算速度は、プロペラピッチ角の右舷角度を 21.5deg で計算した結果である。

(3) 抵抗係数の積み直し

抵抗係数の積み直し結果を、飛行試験および詳細設計時の比較で表 4.12.2-2 に示す。およそ、詳細設計時よりミスレニアス合計分が 0.003 減少しているため、結果的に船体分が 0.002 増加している。

表 4.12.2-2 飛行試験時と詳細設計時の比較

		飛行試験時	詳細設計時
抵抗係数		0.0440	0.0450
船体		0.0288	0.0265
ミスレニアス合計		0.0152	0.0185
ミス レ ニ ア ス	通信系	0.0005	0.0007
	制御系	0.0007	0.0008
	計装	0.0000	0.0000
	浮力系	0.0049	0.0049
	動力計	0.0002	0.0005
	その他	0.0089	0.0101
	追加マージン	-	0.0015

4.12.3 舵効き

(1) 操舵応答試験の結果

中高度到達試験(P3-1)で行った操舵応答試験の特徴値記録をシミュレーション結果と比較して表 4.12.3-1 に示す。試験結果で示されているグラフや表 4.12.3-1 の実飛行データにおいて、エレベータ+および-30° ステップ応答では、姿勢ピッチ角 θ が-および+12° 程度の定常値を取り、定常な下降および上昇の釣合状態になることが分かる。また、ラダー+および-30° のパルス応答では、横滑り角 β が定常値を取り一定な方向に落ち着き、方向安定である。

表 4.12.3-1

定点滞空試験機操舵応答記録(案)

日 時: FLOPS シミュレーション 2004 年 10 月 03 日 18:30~
P3-1 実飛行試験 2004 年 11 月 05 日 11:50:10~

試験項目	シミュレーション記録					実飛行データ				
	時刻	Peak state		Steady state		開始時刻	Peak state		Steady state	
		q_{peak}	θ_{peak}	q_{steady}	θ_{steady}		q_{peak}	θ_{peak}	q_{steady}	θ_{steady}
1 エレベータ+30° パルス応答	2892	-1.27	-8.27	-0.07	0.33	13:37:35	-1.74	-11.12	-0.16	0.01
2 エレベータ-30° パルス応答	3040	1.50	10.39	-0.02	0.09	13:38:52	1.64	11.97	0.07	-0.47
3 エレベータ+30° ステップ応答	3253	-1.42	-14.38	-0.01	-10.66	13:42:37	-2.03	-14.49	0.24	-11.48
4 エレベータ-30° ステップ応答	3397	1.60	15.03	0.01	11.59	13:45:03	1.57	15.10	-0.07	12.07
	時刻	Peak state		Steady state		時刻	Peak state		Steady state	
		r_{peak}	β_{peak}	r_{steady}	β_{steady}		r_{peak}	β_{peak}	r_{steady}	β_{steady}
5 ラダー+30° パルス応答	3759	-2.28	11.31	-2.01	10.91	13:53:00	-3.08	7.41	-0.25	0.88
6 ラダー-30° パルス応答	3544	2.79	-11.90	1.98	-10.82	13:54:28	2.74	-6.82	0.52	-1.20
7 ラダー+30° ステップ応答	4276	-4.61	23.03	-2.76	19.50	13:56:12	-4.06	12.38	-2.68	9.55

実飛行のエレベータ操舵応答では図 4.12.3-1 のように、1 回のステップ操舵は後縁下げフル(舵角 30°)を 85 秒間持続することで実施した。操舵開始からピッチ角速度の最大値が得られるまでの時間遅れは 7 秒、またピッチ角の最大値が得られるまでは 15 秒である。その後、ピッチ角は新しい定常値に対して 2~3° オーバーシュートする。舵角を戻すときも、ほぼ類似の反応をしている。後縁下げフルで得られたピッチ角は 12~13° の頭下げで、降下率は 1.2~1.3m/s 程度である。試験実施時の対気速度は 10m/s 前後、推力は回転数 1900rpm@プロペラピッチ 17° で一定であった。なお、ステップ操舵中の 85 秒間の高度低下は 110m である。

実飛行のラダー操舵応答では図 4.12.3-2 のように、ラダーのパルス操舵を左そして右と実施している。パルスの持続時間は 8 秒程度で、飛行船ならではの長さであろう。左パルスで右から風を受けるようになり、左旋回に入り、そのときバンク角が左に約 3° 出るのが興味深い。パルス操舵により得られる旋回率は、初動で 2.8deg/s、定常で 0.9deg/s と読み取れる。ラダーのステップ操舵は左フルラダー(舵角 30°)を約 80 秒持続し、この間に 240° ほど変針した。これは 2 分間旋回に相当する。その後旋回を止めるために逆舵を当て、30 秒ほど経過したときタブレット操舵をしている。試験実施の高度は 450~500m、推力は 2000rpm@プロペラピッチ 17° で一定であった。飛行速度は旋回中に 10m/s から 7m/s に低下しており、2 分間旋回時の抵抗増加がかなり大きいことが判る。このときの横滑り角は 4~5° である。

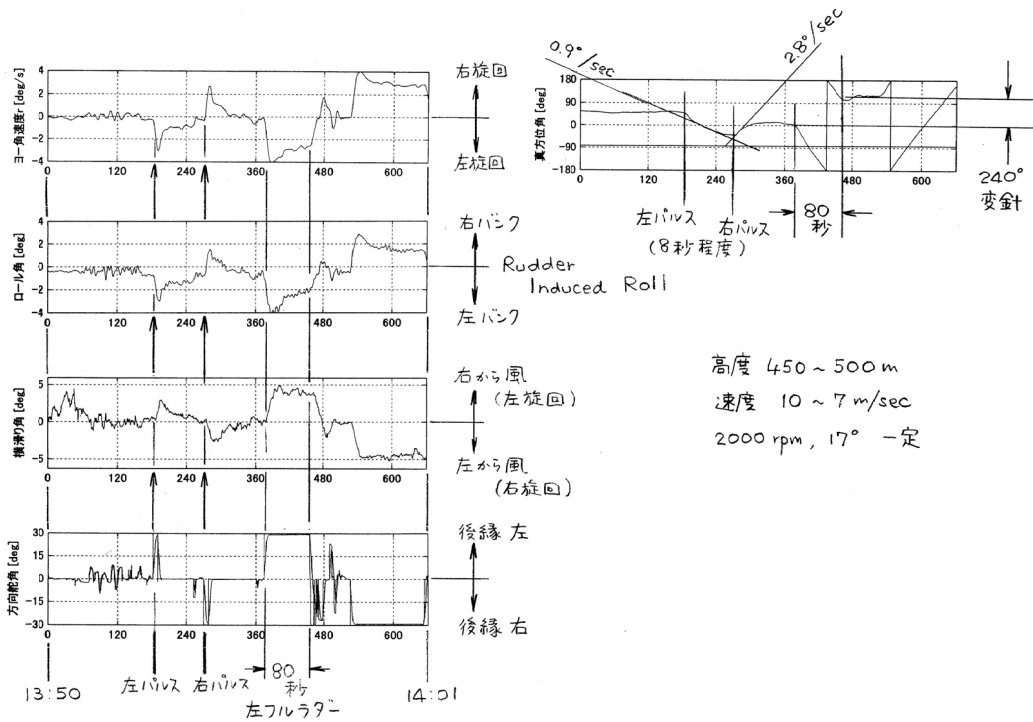


図 4.12.3-1 エレベータ操舵応答

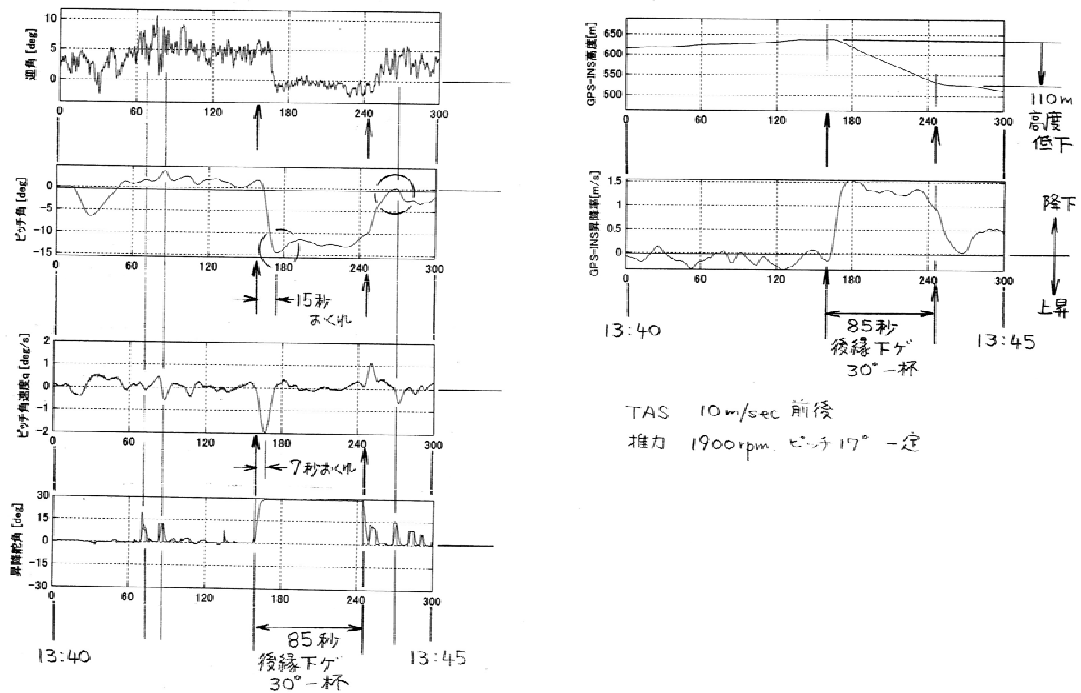


図 4.12.3-2 ラダー操舵応答

(2) 開発シミュレーションモデルの調整結果

舵効きを含め全体的に、試験結果と開発シミュレーションモデル結果の比較からシミュレーションモデルをパラメトリックに調整し、飛行試験での特性とシミュレーションとの定性的な傾向が合わせられた。調整が行われたモデルは、空力特性モデル、バロネット重心モデル、ならびに機体の慣性モーメントモデルである。調整内容を表 4.12.3-2 に示す。

表中の空力特性において、定性的な傾向であることを前提にした倍率は、「倍率＝試験値／風試データ」とみることができる。舵効きでは、倍率が 0.8 倍と 1.1 倍になり総じて低めに出ており、高めの 1.1 倍の特性値はプロペラ後流の影響が現れているようである。

今後、同様の開発を行う際のモデル構築、特に風試等の試験データから動的モデルを構築する際には、横の空気力で横滑り角の影響が大きいことを含めて、これらのパラメータの扱いに留意が必要である。

表 4.12.3-2 シミュレーションモデル調整内容

No.	項目	内容	備考
1	空力特性	(縦) ・基本特性 $C_{L\alpha}$ 0.9 倍 $C_{D\alpha}$ 0.8 倍 $C_{M\alpha}$ 0.8 倍 ・舵効き $C_{D\delta e}$ 0.8 倍 $C_{D\delta r}$ 0.8 倍 $C_{M\delta e}$ 1.1 倍 (横) ・基本特性 $C_{Y\beta}$ 1.35 倍 $C_{N\beta}$ 2.0 倍 ・舵効き $C_{N\delta r}$ 1.1 倍	※1
2	バロネット重心モデル	姿勢角による重心変動のノミナルモデルに加え、 ピッチ姿勢角 1deg につき 前方バロネット 0.08 m 中央バロネット 0.05 m 前方バロネット 0.12 m の前後方向重心変動(ピッチ頭上げ→重心後方)を追加 (ただし、ピッチ角は 30 秒の時定数で遅れて影響)	※2
3	慣性モーメントモデル	内部ガス慣性モーメント I_{YY} , I_{ZZ} : とともに 0.6 倍	※3

※1 空力特性

同じ効果を異なるパラメータによって実現することも可能であり、ここに示した空力モデルの調整値はあくまで一例であり、定性的な傾向を示すものである。

空力特性のうち、総じて舵効き(エレベータによるピッチモーメント、ラダーによるヨーイングモーメント)は風試データよりも大きいと考えられる。これは、プロペラ後流により、舵面にあたる流速は機体

全体の対気速度に比べて大きくなるためと考察される。

また、機体が横滑り角を持っている場合には、ヨーイング運動をしており、尾翼近辺での見かけの横滑り角は機体自体の迎角・横滑り角と異なることになる。横の空気力で横滑り角の影響が大きいのはこの影響と考えられる。通常の航空機では、機体自体の対気速度が十分大きく、これらの影響は無視されるが、対気速度の小さい飛行船では特に注意が必要と考えられる。

※2 バロネット重心特性

ミナルモデルでは、バロネット容量及び機体の姿勢角(ピッチ、ロール)に対するバロネットの変形を、3次元CADデータから算出したテーブルで算出している。これに対し、調整後のモデルでは、姿勢角による重心位置の変動が実際には大きいこと、さらに機体の姿勢角変動に対しある時定数での遅れをもってバロネット重心が変動することを示唆している。

※3 慣性モーメント

ミナルモデルでは、内部気体のピッチング、ヨーイングに関する慣性モーメントは、半径 a、長さ 2L の円柱状の剛体として近似した下記の式により求めている。

$$I_{yy} + I''_{zz} = \left(\frac{a^2}{4} + \frac{L^2}{3} \right) M_{GAS}$$

これに対し、短径 a、長径 L の回転楕円体で近似した場合の慣性モーメントの算出式は以下である。

$$I_{yy} + I''_{zz} = \left(\frac{a^2}{5} + \frac{L^2}{5} \right) M_{GAS}$$

L=7.9(=67.8÷2)、a=8.75(=17.5÷2)を代入し、両者を比較すると、回転楕円体モデルでの慣性モーメントは、円柱モデルの慣性モーメントの約60%となる。

これは、表4.12.3-2に示した調整後の慣性モーメントとよく一致している。

(3) 旋回性

P3-1の操舵応答試験で、表4.12.3-1に記録されているラダー±30°ステップ応答の旋回が行われている。これから、得られる旋回性を表4.12.3-3にまとめる。図4.12.3-3に示すように、舵を取り始めた位置を原点にし、原点から進行方向接線での距離を縦距、その接線から直行して航跡までの距離を横距としている。図4.12.3-3は、風の影響を除去するため航跡を対気の航跡に修正しており、左図がラダー+30°ステップの左旋回、右図がラダー-30°の右旋回の対気航跡を示す。原点からの回頭角に対する横距/縦距を左右旋回共にプロットした図が図4.12.3-4になる。

表4.12.3-1に戻り、回頭角が90°の対気航跡点において、横距/縦距が左旋回で0.55、右旋回で0.59になり、いくらか右旋回の舵効きが良く、回転半径にもそれが現れている。これは右旋回時のラダー角が左の時より0.1°大きいなど、試験条件が若干異なるための差異であると考えられる。

表 4.12.3-3 旋回性能

距離は船体長68.4m比				
δr[°]	@回頭角90°			回転半径[倍]
	縦距[倍]	横距[倍]	横距/縦距	
+29.2	3.50	1.92	0.55	2.27
-29.3	3.16	1.85	0.59	2.21

@P3-1 初期TAS=10m/s 高度約500m

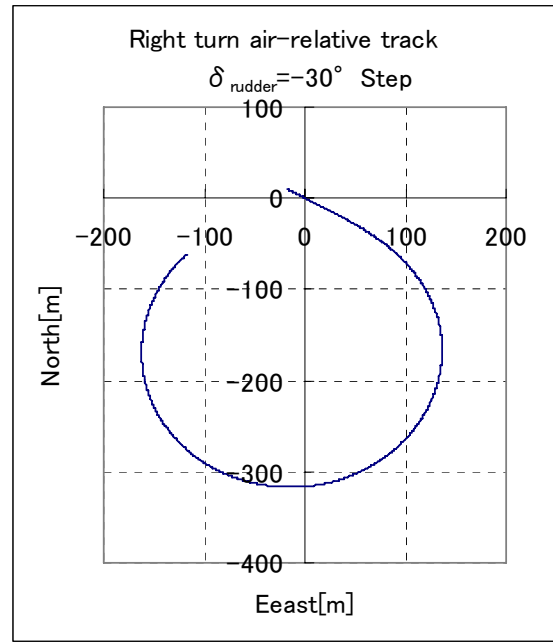
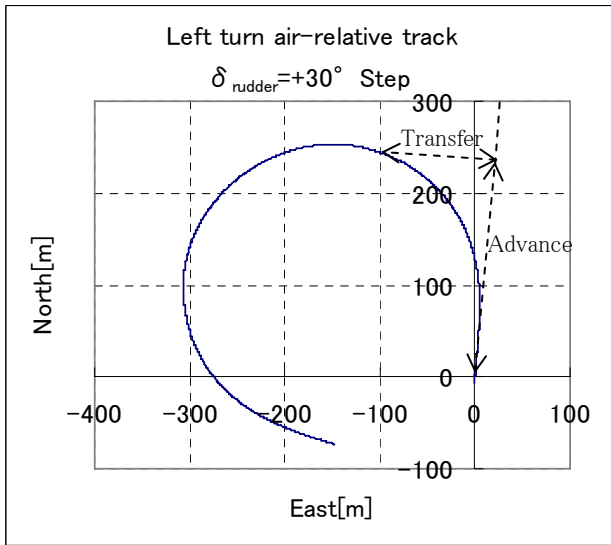


図 4.12.3-3 対気航跡(左は左旋回、右は右旋回)

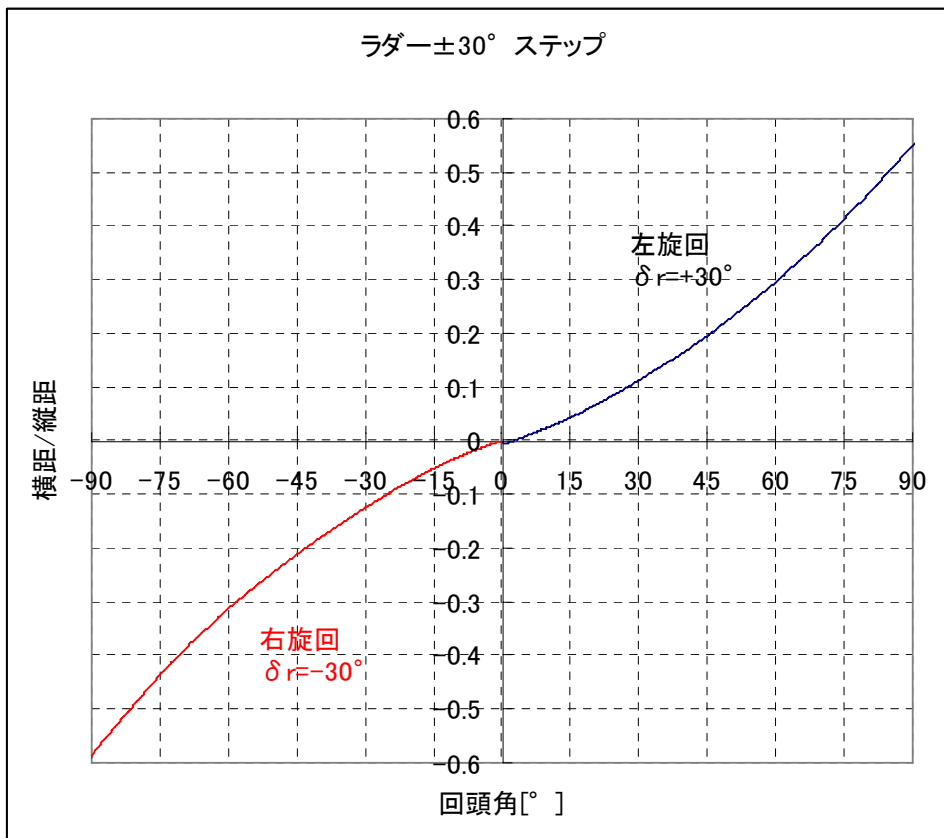


図 4.12.3-4 回頭角に対する横距/縦距

4.13 飛行誘導制御系の評価

定点滞空試験の飛行誘導制御系について、以下の観点から評価を行った。

- 飛行試験のログを整理し、飛行誘導制御が予定した通りに機能していることを確認する。
- シミュレーション結果と突合し、シミュレーションの結果が妥当であったことを確認する。

4.13.1 飛行制御系の評価

(1) 速度制御系

速度制御系については P2-3 において初めて CAS モードへの切替えを行い、予め設定した 10m/s 近辺に速度が制御されることを確認した。また、同フライトにおいて、対気速度指令を当初 10m/s から 5m/s に変更し、また 10m/s に変更して速度制御の追従を確認した。(図 4.13.1-1)

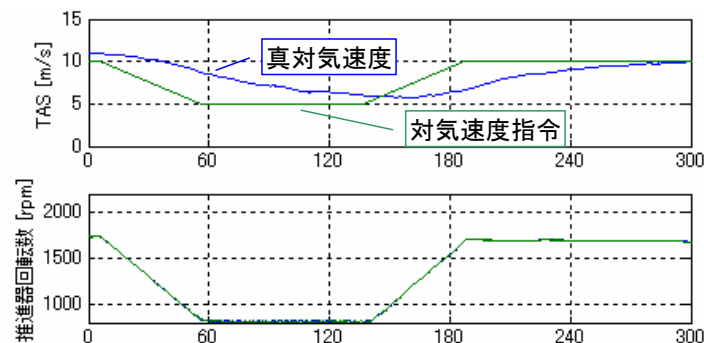


図 4.13.1-1 対気速度指令に対する追従

対気速度指令を 5m/s に変更したのに対し、ほぼ同等の対気速度に追従するまでに約 2~3 分を要した。飛行空域の関係で直進を維持して飛行できる距離が限られていたため、完全に追従していないところで減速を打ち切っている。推進器回転数は 60 秒後には下側リミット値である 800rpm に達しており、プロペラピッチによる制御などを併用しない限り、これ以上追従性を向上させるのは困難と考えられる。一方、加速側についても約 2.5 分でほぼ指令値に追従している。その後パイロットコメント等により、主として追従性を改善するためのゲイン調整を行った(2.2.3 項)が、飛行試験を通じて特に顕著なオーバーシュート等は見られなかった。

対気速度制御の主たる目的である対気速度の維持については、発電機負荷変動を抑える目的で方位角制御においてヨーレートを低めに抑えるようなゲインを取ったこともあり、飛行試験を通じて良好に機能した。方位角制御系確認のための左右 180° 旋回においても顕著な速度の変動は見られず(4.13.1-(3))、また一定時間おきに左右旋回を行うことで最もクリティカルと考えられる耐風ヘディング誘導においても、P3-2 で良好な追従をみせ、試験機の定点滞空ポイントからの距離が風向方向に大きく逸脱することはなかった。P3-3 の 1 回目(目標高度 3,950m)では推進器性能の限界もあり、速度指令に対気速度を追従させることがそもそも出来なかった。

(2) ピッチ角制御系

ピッチ制御系については P2-3 において初めて CAS モードへの切替えを行い、切替え時のピッチ角がそのままピッチ角指令になること、およびその値を維持するように制御が行われることを確認したが、その

後右舷エレベータが不動作になる不具合が発生して実験を中止した。原因はピッチレートの振動に対応してエレベータの制御が振動的になり、過剰動作によりアクチュエータの保護回路が作動したものと推定された。本不具合に関する調整等に付いては 2.2.3-(5) a.項に詳細を示す。上記不具合に対応するゲインの修正等を行って実施した P2-4 フライトにおいて、ピッチ角制御による定ピッチ角上昇・降下を行い、制御系の機能を確認した。いずれの制御においても追従性は良好であり、顕著なオーバーシュート等は発生しなかった。また、事前に行なった FLOPS シミュレーションの結果と良好な一致が見られた。(図 4.13.1-3)

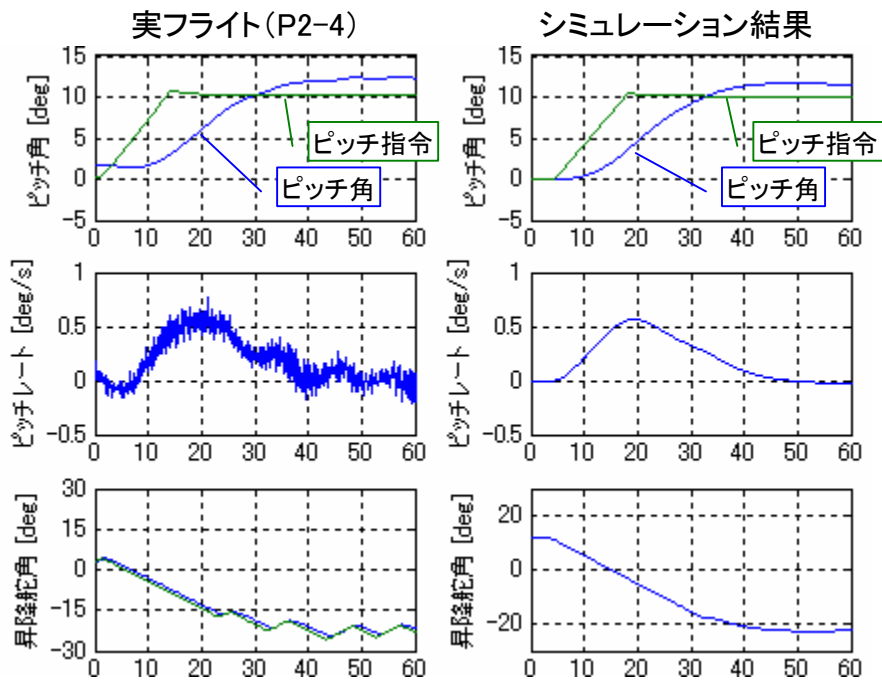


図 4.13.1-3 ピッチ角指令に対する追従

(3) 方位角制御系

方位制御系については P2-3 において初めて CAS モードへの切替えを行い、切替え時の方位角がそのまま方位角指令になること、およびその値を維持するように制御が行われることを確認した。また P2-4 フライトにおいて、方位角制御による左右 180° 旋回を行い、制御系の機能を確認した。いずれの制御においても追従性は良好であり、顕著なオーバーシュート等は見られなかった。対気速度は速度制御系により対気速度指令 9m/s の付近に維持することができ、旋回による顕著な速度の低下等は発生しなかった。また、事前に行なった FLOPS シミュレーションの結果と良好な一致が見られた。(図 4.13.1-4)

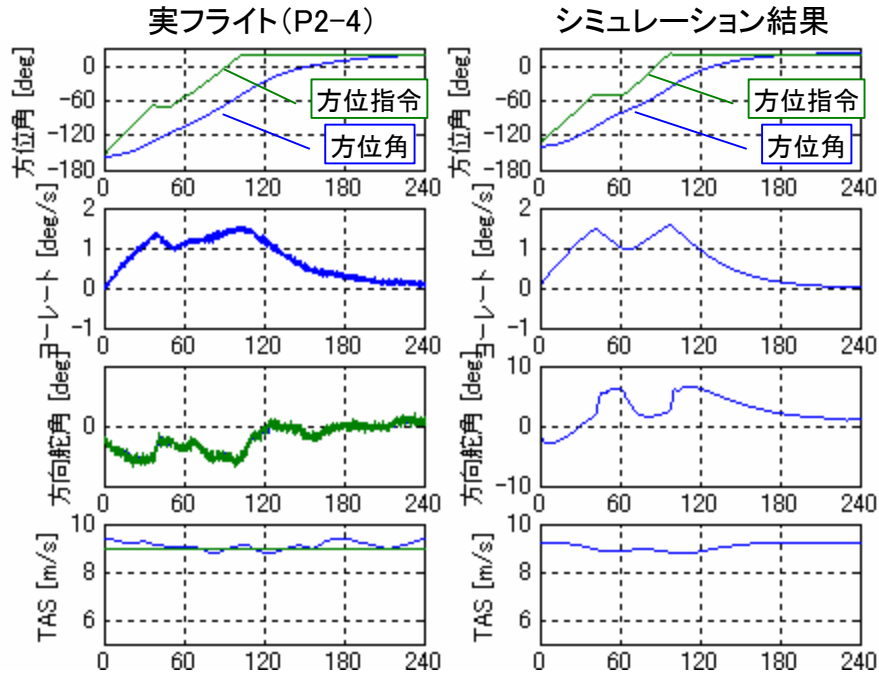


図 4.13.1-4 方位角指令に対する追従

4.13.2 コース誘導、高度誘導系の評価

(1) コース誘導

P2-4において初めて空中での自律モードへの切替を行い、WP1へのコース誘導飛行、WP1のクリア、WP2へのコース誘導の開始までを確認し、directモードに復帰した。

第三段階においては、当初1辺4kmの正方形コースに沿って上昇、降下を実施する予定であった。4kmという値はシミュレーションの結果、試験機が確実に方向を変えてコースに乗れるように設定した。しかし、季節柄上空の風速が大きい日が増加し、特に推進器の故障等発生したときに試験機が実験場に戻れなくなることが懸念されたため、WP配置の再検討を行い、予測風向に対して90°方向に広がる8の字型のコースを取ることにし、周回コースで発生する試験機が風下方向に向かう時間帯が発生しないようにした。WP間の距離は、風向に対して直角方向には従来の4kmを維持し、風向方向では風上に向かうために対気での移動距離は増加することを考えて2.5kmに短縮し、更にP3-2以降では2kmとした。高度2kmまでの上昇を行うP3-1では8の字コースを1周、4kmまで上昇するP3-2、P3-3では2周する間に上昇・降下を行った。

各フライトにおいてコース誘導は順調に機能し、概ね予定のコースを通して試験機を飛行させることが出来た。特にP3-2、P3-3においては実験場上空においてミッション試験を実施する関係で飛行経路が一部飛行制限空域との境界ぎりぎりに来るように設定したが、シミュレーションによる予測と同様に飛行し、問題なくクリアすることが出来た。図 5.13.2-1にP3-3におけるコース誘導時の飛行軌跡を示す。また、図 4.13.2-2は上昇の終わりの部分であるWP8からWP11での定点滞空にいたるまでの部分を抜粋し、試験機のヘディング方向を示したものである。試験機が単純に目標WPのほうを向くのではなく、風上方向に船首を振ることによりクラブ飛行を行い、所定のコースから逸脱しないようにしているのが確認できる。

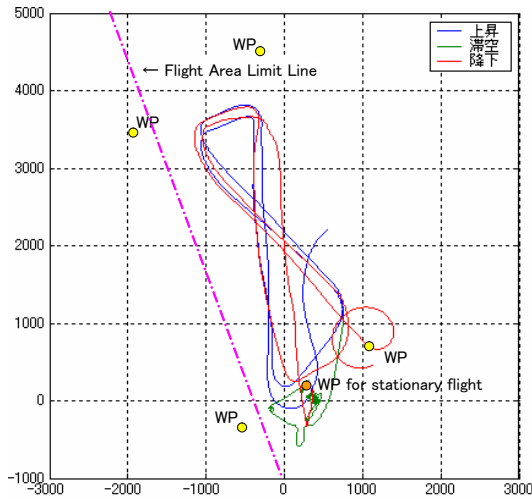


図 4.13.2-1 自律飛行における飛行軌跡 (P3-3)

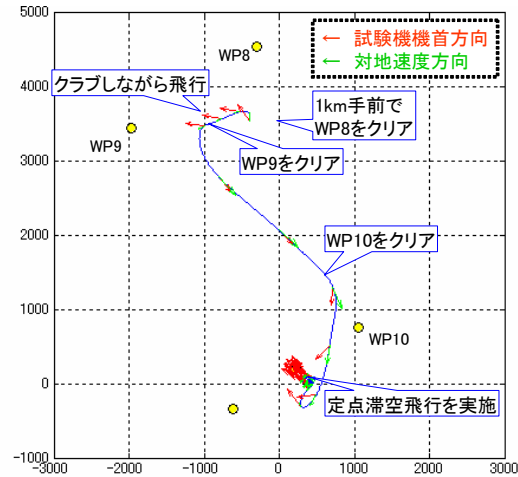


図 4.13.2-2 コース誘導の詳細

但し、P3-2 においては一部の風上に向かうコースで対地速度が不足したために、WP のクリアまでに相当の時間を要することが予測され、一旦 CAS モードに切り替えて対気速度指令を人為的に大きくして対処した。また同じく P3-2 の降下時には、コース誘導時における風速が比較的大きかったため、一部で試験機の予定コースからの誤差が予想外に大きくなる事態が発生した。あくまで目安となる誤差を越えたということで、所定空域からの逸脱、実験場周辺からの逸脱等の心配は無かったが、そのままでは WP のクリアまでに相当の時間を要することが予測されたため、インクリメント機能により目標 WP を切り替えて対処した。図 4.13.2-3 に P3-2 における自律飛行の軌跡を示す。

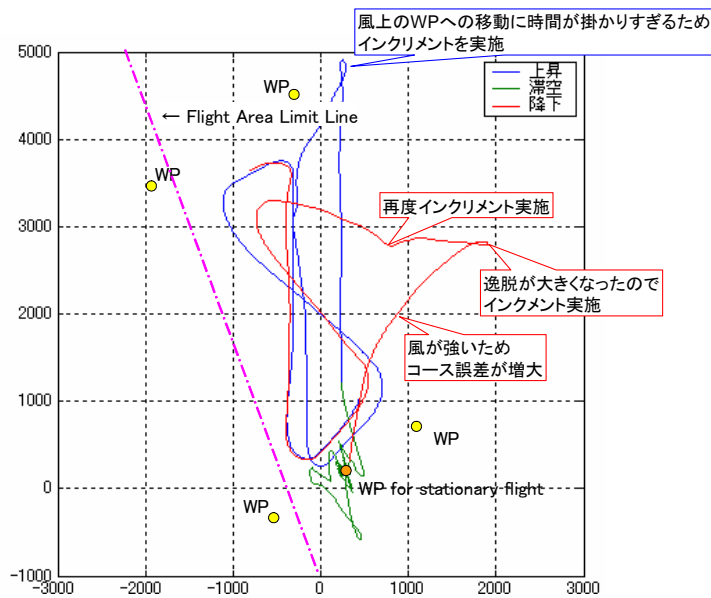


図 4.13.2-3 自律飛行における飛行軌跡 (P3-2)

(2) 高度誘導の評価

P2-4 において初めて空中での自律モードへの切替を行い、目標高度 450m に対する高度保持誘導を確認した。P3-1 においては低高度での定点滞空の確認、地球観測ミッション側との調整結果などにより、最初の WP を高度 914m (3,000ft.) とし、遠隔操縦にてその高度付近まで上昇した後、自律モードに遷移した。高度 914m で定点滞空の確認を行った後、高度 2,000m までの上昇・降下を自律飛行にておこなっ

た。

P3-2 以降も実績に基づいて自律飛行との遷移高度は 914m とした。P3-2 では 3,600m までの上昇・降下を自律飛行で行い、また P3-3 では高度 3,950m までの上昇、2 回の定点滞空の後の 3,800m からの降下を自律飛行で行った。

高度 3,950m までの上昇を行った P3-3 における高度誘導系の結果を図 4.13.2-4 に示す。高度誘導はほぼ意図した通りに機能し、予定通りの高度で誘導モードを切り替えながら滑らかに目標高度に到達し、到達後はほぼ±50m の範囲内に高度保持を行った。但し、上昇中、降下中を通じて昇降率の絶対値が高度変化率指令の絶対値を下回る傾向を示しているが、これはピッチ角指令が飛行規程による制限値である±15° に当たってしまっているため、試験機の性能上やむを得ない現象と考えられる。また、シミュレーションでは、上昇の最後のほうで前方(または後方)パロネットがエンプティになったためにピッチ角がピッチ角指令に追従できなくなる現象が生じたが、実フライトでは目標高度ぎりぎりまでパロネットの充填率が下側しきい値に達しなかったために全フライトを通じてピッチ角は指令値に良好に追従した。

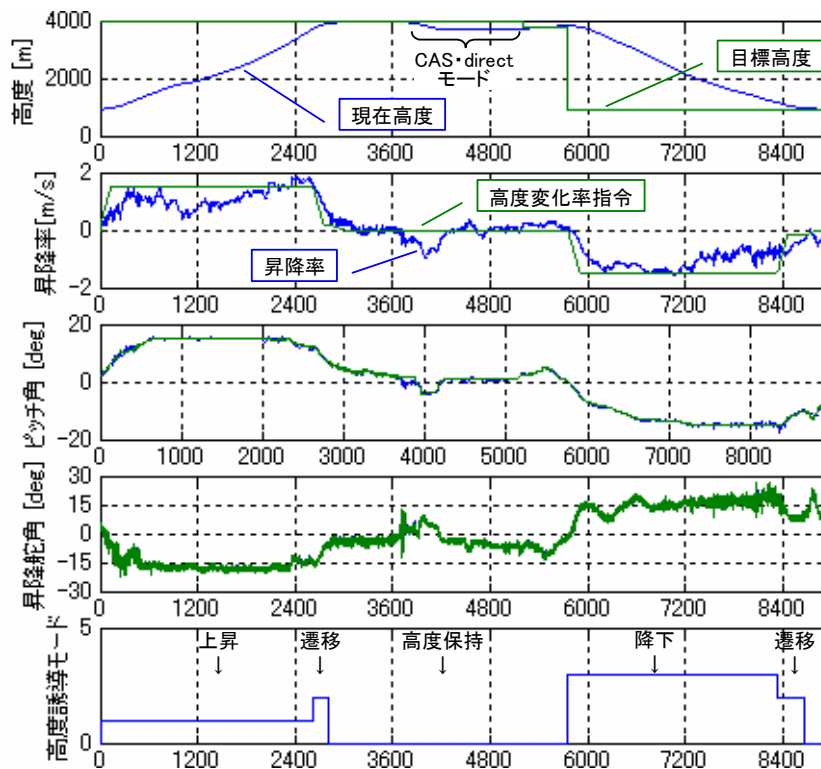


図 4.13.2-4 高度誘導系の時間履歴(P3-3)

また高度誘導系はコース誘導系と独立しており、また WP クリアの判定に高度は関係ないことから、P3-3 では高度が目標高度に到達しないうちに水平面では定点滞空誘導を開始することになった。これは上述の理由により目標高度までの到達に要する時間が若干増大したこと、シミュレーション時の予測風速と実際の風速の誤差により、定点滞空ポイントへの到達が若干早まったことによる。しかし、P3-3 の結果からは水平面で定点滞空誘導を行っていても上昇能力に支障はなく、そのまま高度誘導を継続して目標高度に到達することが出来た。

予測風速の誤差、ガストによる吹き降ろしなどを考えると上昇に要する時間を精密に予測することは困難であり、一方、水平面で定点滞空ポイントに到達するまでのコース設定を長めに取りようにすると、上昇が予定通りにいったときに待ち時間が生じ、航続時間の観点から定点滞空時間を圧迫することになる。従

って現状では P3-3 で実際に行ったように飛行計画データの定点滞空時間を予定よりも相当に長めに登録しておき、定点滞空誘導を行いながら所定高度に到達するのを待ち、到達後所定時間を計ってインクリメント指令により定点滞空を終了するというやり方が実用的ではないかと考えられる。また現状のゲイン設定では最初から水平面では定点滞空誘導を行いながら上昇・降下する方策も検討に値すると考えられる。但し、今後定点滞空性能を強化するためにゲインの調整を行い、その結果水平面で定点滞空誘導中の上昇・降下能力が制限される可能性があるような場合には、事前に十分な検討が必要となる。

4.13.3 定点滞空誘導系の評価

本試験における定点滞空範囲の要求は、水平面で目標点より半径 1km 以内、高度で目標点より±300m 以内であり、これを満たしていることが誘導系の評価基準となる。

P3-1 においては、まず高度約 900m において定点滞空を行ったのち、高度 2km まで上昇して再度定点滞空を行った。定点滞空時間はいずれも 15 分であった。定点滞空モードは両方とも地点ヘディングモードであった。

P3-2 では高度 3,600m を目標に定点滞空誘導を行った。また、P3-3 では 3,950m を目標に定点滞空誘導を行った後、ミッション試験上の要望から CAS モードで地上からの遠隔操縦により定点に滞空するような飛行を実施し、その後高度 3,800m で再度定点滞空を行った。いずれにおいても定点滞空モードは耐風ヘディングモードであった。各フライトにおいて実施した定点滞空飛行の概要を下表に示す。

表 4.13.3-1 試験期間中に実施した定点滞空一覧

フライト	P3-1		P3-2	P3-3		
	目標高度	914m	2,000m	3,600m	3,950m	4,000m 付近 ^{※1)}
滞空時間	15m01s	15m00s	20m01s	14m19s ^{※2)}	約 20m	10m17s
飛行モード	自律	自律	自律	自律	CAS	自律
定点滞空モード	地点 HDG	地点 HDG	耐風 HDG	耐風 HDG	—	耐風 HDG
平均風速 ^{※3)}	2.19m/s	6.48m/s	10.59m/s	12.80m/s	11.85m/s	11.15m/s
平均風向 ^{※3)}	-59.7°	-24.3°	-108.6°	-42.6°	-48.1°	-51.1°
最大偏差 ^{※4)}	685m	1137m	57m	316m	42m	118m

※1) 上空の風が強く、1 回目の定点滞空誘導で風下に若干流されるような状況であったため、地上無線操縦者の判断により風に対抗する高度まで適宜降下しながら滞空を行った。最終的には高度 3,700m 付近まで降下した。

※2) 水平面誘導モードで定点滞空に入った時点で試験機が上昇中であったため、その後 3,900m まで上昇して高度保持モードに入った時刻以降の時間を定点滞空実施時間として計上した。

※3) 平均風速、風向は TTRAC のダウンリンクデータをそのまま平均したものであり、ADS の誤差、フィルタリング等の影響を若干量含んでいる。

※4) 定点滞空ポイントと試験機間の水平面における距離。単純に定点滞空区間中の最大値をとると定点滞空モードに入った瞬間の位置によって決まってしまうため、グラフの目視による判断で一旦目標ポイントに接近した時刻よりも後の区間における最大値を用いた。

(1) 地点ヘディング誘導

P3-1 の 1 回目の定点滞空では、試験機は予定通り目標 WP の周囲に風によってややバイアスされた円を描くような飛行をおこなった(図 4.13.3-1)。誘導制御系はほぼ計画通りに機能し、定点滞空範囲を目標点から 1km 以内に留めた他、機体のピッチ角、ロール角も所定の範囲内に維持した(図 4.13.3-2)。一

方、2 回目の中高度での定点滞空は、風条件が耐風ヘディング誘導との切替しきい値ぎりぎり付近という最悪の条件のもとで、目標 WP の周辺にやや不規則な図形を描く飛行を行った。いずれの場合についても図形のパターンは類似の条件で行った FLOPS シミュレーションで予測されたパターンと基本的に同様のものではあった。定点滞空範囲は目標点から最大 1,137m 以内であった。

その後、制御パラメータを変更したシミュレーションを実施し、同様の条件下で目標点からの誤差を最大でも 1km 以下に出来る能力があることを確認した(図 5.13.3-4)。

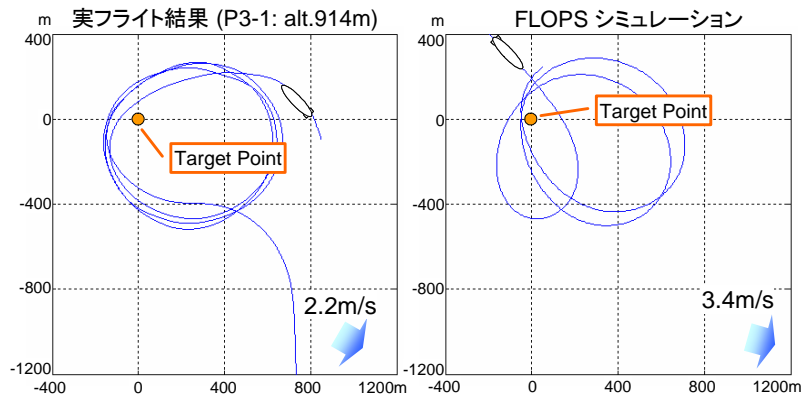


図 4.13.3-1 地点ヘディング誘導による定点滞空(比較的周辺の風速が遅い場合)

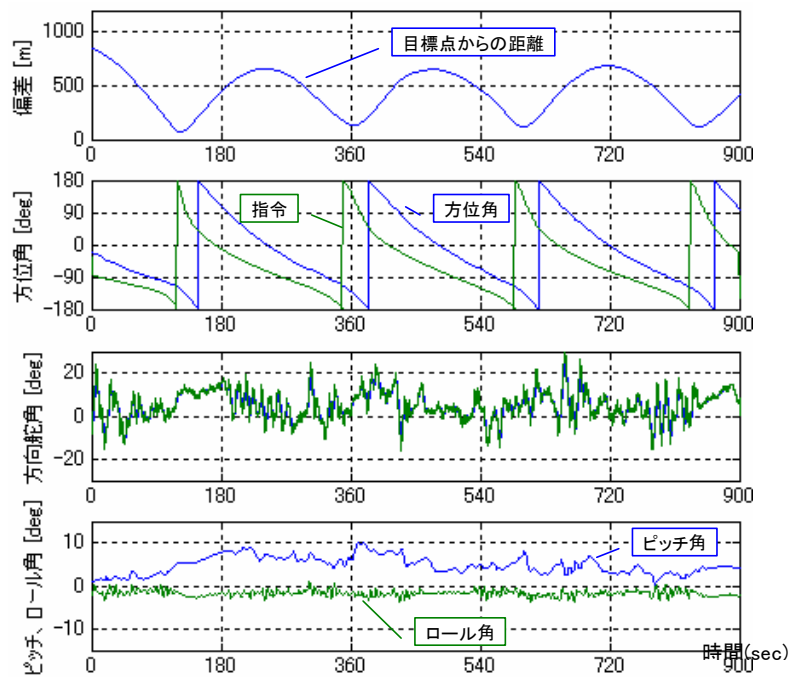


図 4.13.3-2 地点ヘディング誘導中の時間履歴

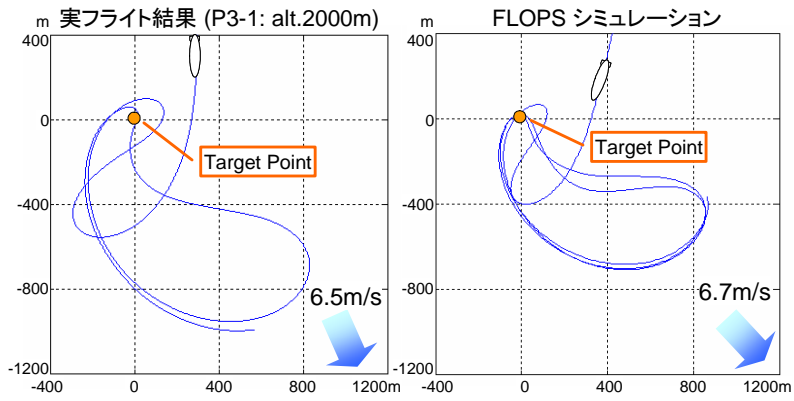


図 4.13.3-3 地点ヘディング誘導による定点滞空 (周辺の風速がしきい値に近い場合)

(2) 耐風ヘディング誘導

P3-2、及びP3-3の2回の定点滞空誘導ではいずれも耐風ヘディング誘導を行った。特にP3-3では定点滞空しながらも耐風能力の限界から試験機がやや風下側にずり下がるほどの風速のもとで行われたが、いずれのケースでも定点滞空範囲は目標点から 300m 程度内に収まっていた。また、風向、風速条件が若干異なることによる違いを除けば FLOPS シミュレーションとも近い結果となった。(図 4.13.3-4、4.13.3-5)

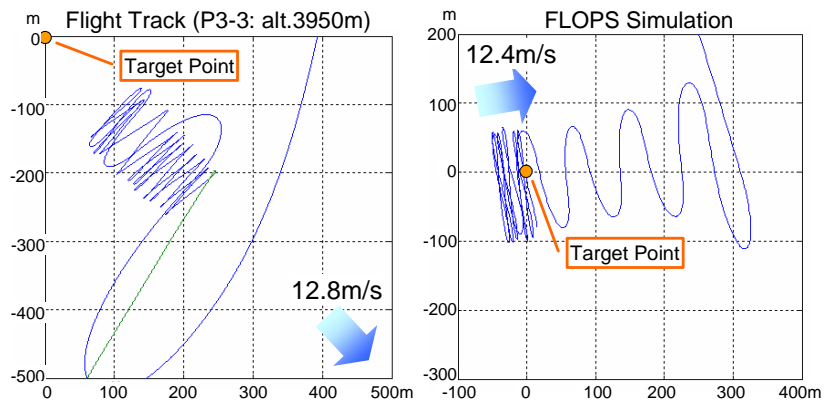


図 4.13.3-4 耐風ヘディング誘導による定点滞空

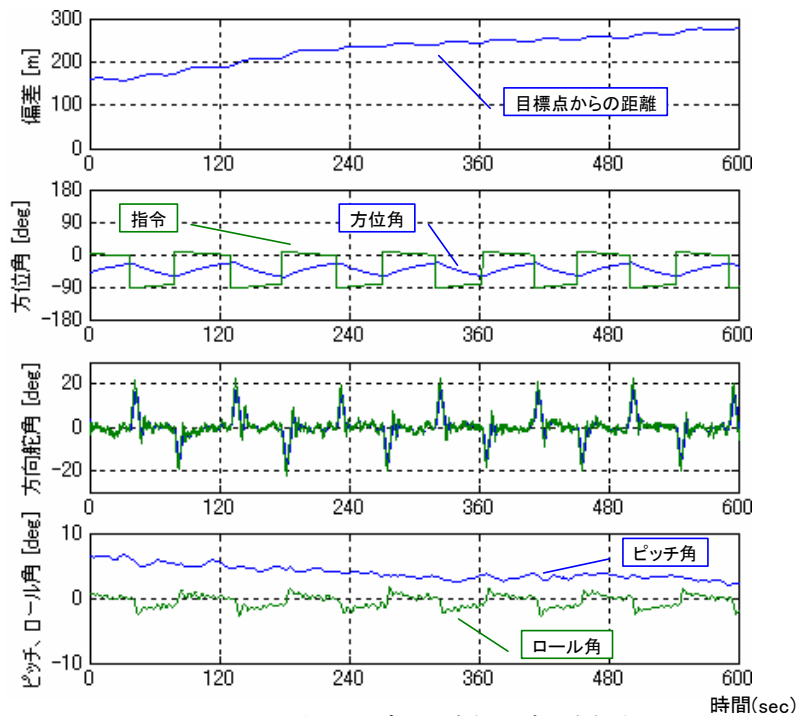


図 4.13.3-5 耐風ヘディング中の時間履歴

4.13.4 飛行試験結果に基づくシミュレーションの検証

(1) 飛行試験結果との比較

定点滞空試験機の開発用シミュレーションでは、誘導制御系の設計に供することに主眼を置いたため、内部気体の慣性モーメントや熱モデルの一部等、必要に応じて簡略化したモデルを用いた。また、風洞試験結果等に基づいて構築した試験機の空力モデルなど、実機とシミュレーションモデルとは異なっている部分が存在する可能性がある。

これらについて検証するため、機体の運動特性を直接比較することのできる DIRECT モードでのステップ操舵応答について、飛行試験結果と開発用シミュレーションとで比較検証を行った。検証ケースを表 5.13.4-1 に示す。シミュレーションは、飛行試験でのステップ操舵開始前の状態を初期条件とした。また、機体の重量・重心条件については、離陸前のショットバラスト搭載量・搭載位置を用いた上で、初期状態でのピッチ姿勢角が等しくなるように前後バロネットの体積を、また昇降率が等しくなるようにヘビネスを微調整した。風向・風速は、飛行試験時に TTRAC で取得したデータを補正した値を定常風として用いた。

表 4.13.4-1 ステップ操舵応答(飛行試験結果・シミュレーション比較)ケース

ケース	内容	備考
1	エレベータUP操舵	機首下げ側
2	エレベータDOWN操舵	機首上げ側
3	ラダーLEFT操舵	
4	ラダーRIGHT操舵	

縦方向のステップ操舵応答については、シミュレーションと飛行試験結果とでは定性的な一致が見られ、またピーク値、定常値、時定数等についても概ね定量的な一致が見られた。(図 4.13.4-1)

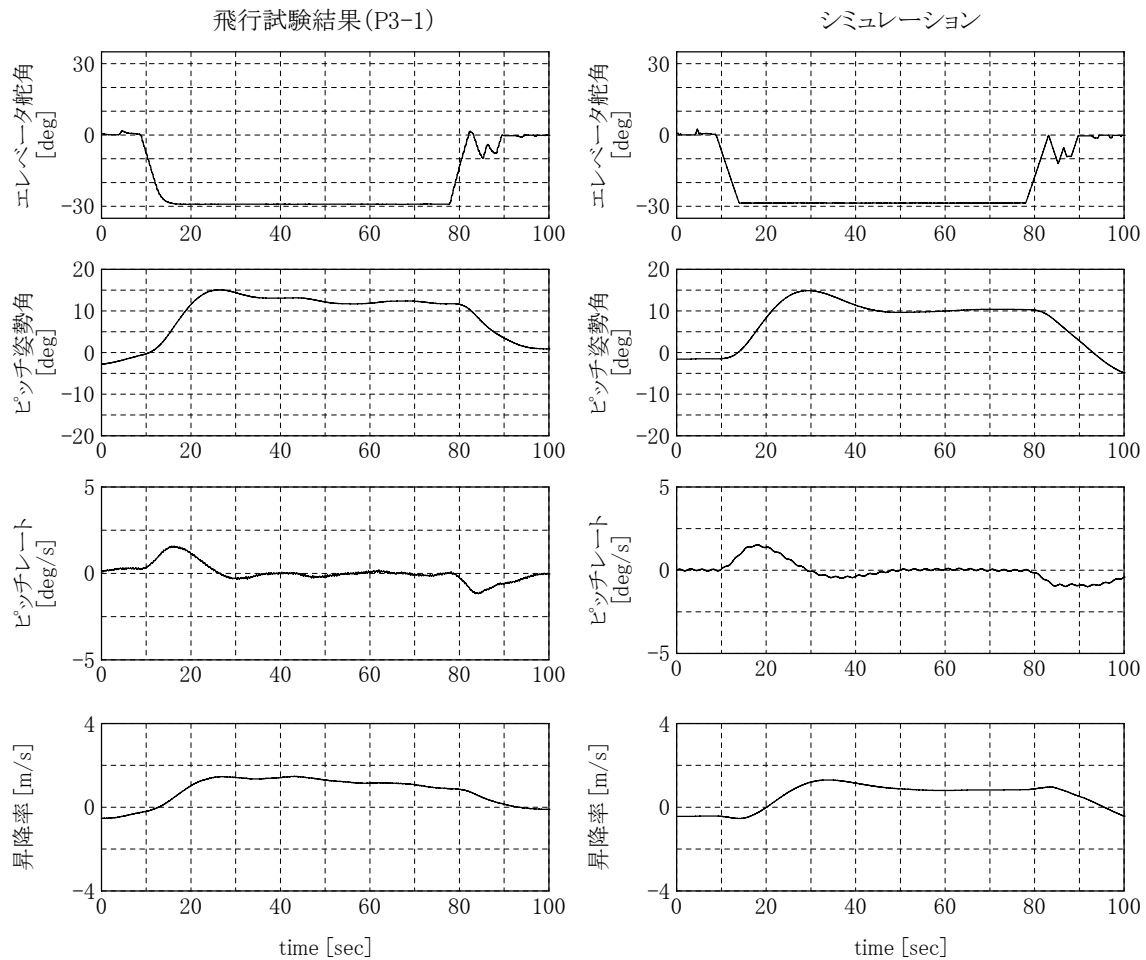


図 4.13.4-1 縦方向操舵応答の比較(昇降舵-30° ステップ応答)

一方、横方向についてはシミュレーションと飛行試験とで特に横滑り角、TAS の値について違いが見られた。これは横滑り角がシミュレーションでは飛行試験に比べて大きく出る結果、抵抗値が増大しTASが低下するものと考えられる。しかし、ヨーレートおよび真方位角については概ね定量的にも一致する結果が得られ、結果定性的な挙動としては相応な一致が得られた(図 5.13.4-2)。水平面軌跡についても速度の低下からシミュレーション結果のほうが若干小回りになるものの、旋回率などは概ね近い結果となった。(図 4.13.4-3)

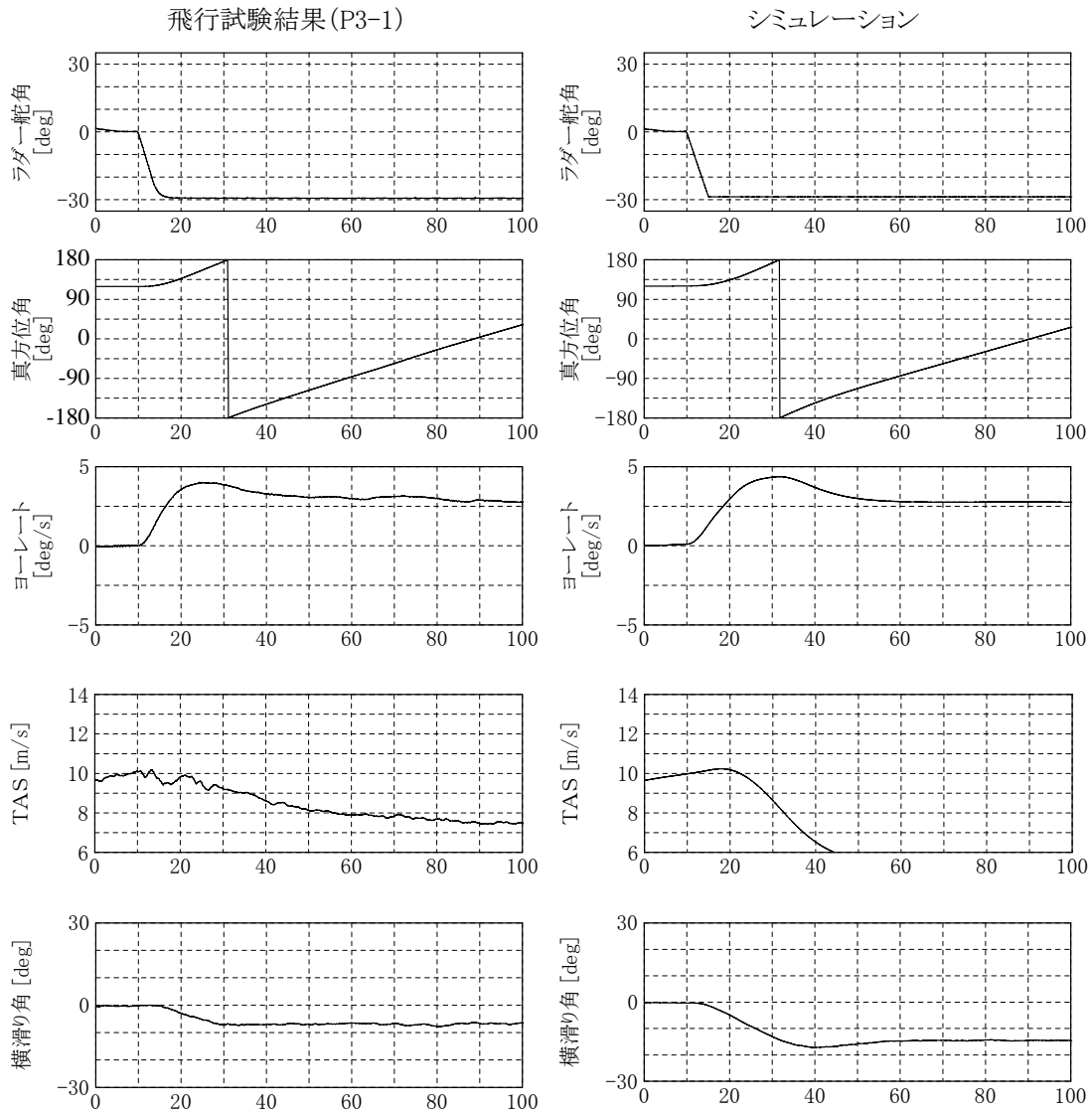


図 4.13.4-2 横方向操舵応答の比較(方向舵-30° ステップ応答)

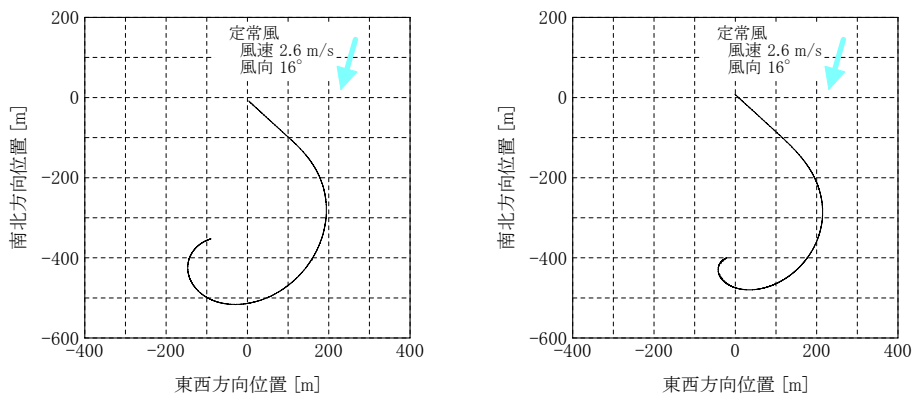


図 4.13.4-3 横方向操舵応答時の水平面軌跡の比較(方向舵-30° ステップ応答)

(2) シミュレーションモデルの調整

さらにシミュレーションモデルをパラメトリックに調整し、5.12.3-(2)項で述べた変更により飛行試験での特性とシミュレーションとの定性的な傾向をほぼ一致させることが出来た。調整を行ったモデルは、空力特性モデル、バロネット重心モデル、ならびに機体の慣性モーメントモデルであり、今後、同様の開発を行う際のモデル構築、特に風試等の試験データから動的モデルを構築する際には、これらのパラメータ

の扱いに留意が必要と考えられる。

(3) FLOPS による自律シミュレーションの検証

P3-1 及び P3-3 では直前の予測風シミュレーションの際に予測風速が若干異なっていたため、厳密な意味で同様の条件下におけるシミュレーション例が無かった。このため、実フライトにおいて試験機が取得した風データを元に実際の風向、風速分布により近い予測風パターンを構築し、再度シミュレーションによる確認を行った。図 4.13.4-4 に P3-1 における自律飛行部分の実フライト及び FLOPS シミュレーションによる平面上の軌跡を示す。FLOPS の予測風データ取り込み形式の関係上、全く風向、風速分布が同一とはならないこと等もあって若干の違いは生じているが、全体としては良好な一致が見られる。

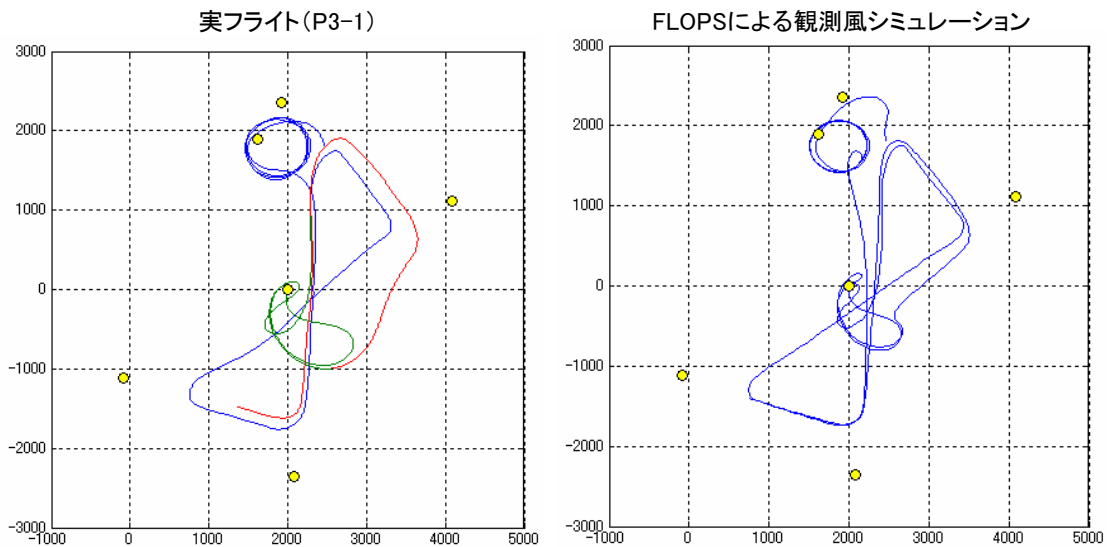


図 4.13.4-4 観測風によるシミュレーションと実フライトの比較 (P3-1 自律飛行部分)

図 4.13.4-5、図 4.13.4-6 には定点滞空時の挙動を拡大したものを示す。試験機の挙動が良好に一致していることがわかる。

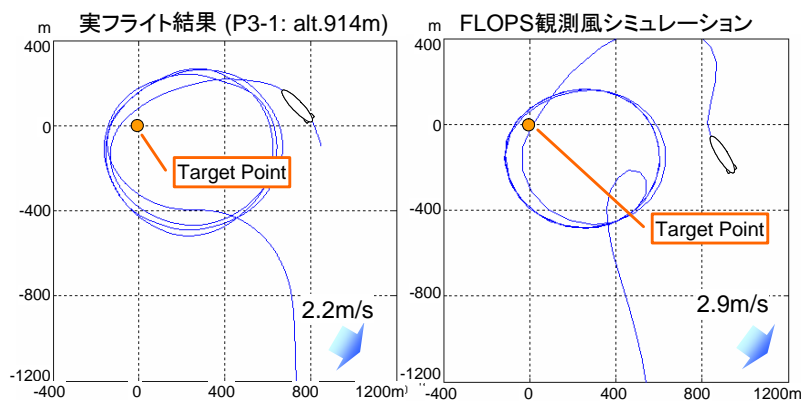


図 4.13.4-5 観測風によるシミュレーションと実フライトの比較 (P3-1 定点滞空 1 回目)

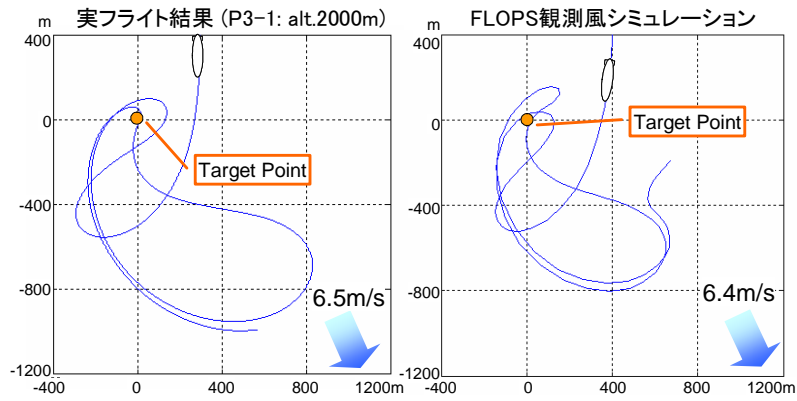


図 4.13.4-6 観測風によるシミュレーションと実フライトの比較(P3-1 定点滞空 2 回目)

また、P3-3 についても同様の検証を行った。図 4.13.4-7 に P3-3 における定点滞空時の挙動と観測風によるシミュレーションを比較したものを示す。

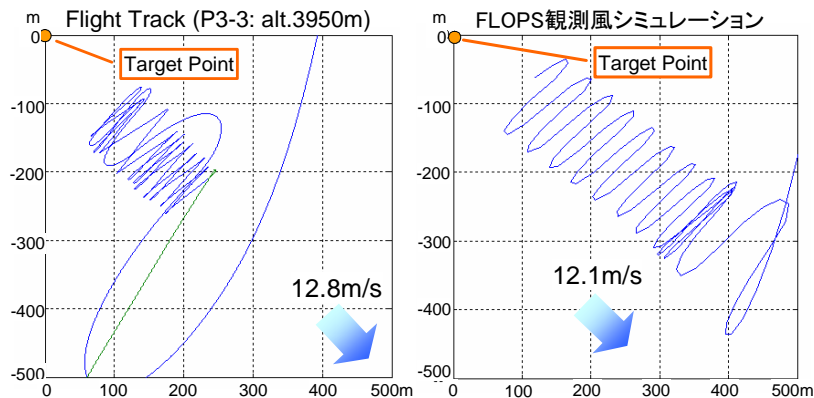


図 4.13.3-7 耐風ヘディング誘導による定点滞空

4.13.5 結論および今後の課題等

- 実フライトにおける飛行誘導制御は飛行試験を通じて概ね有効に機能し、殆どの条件下で所定のコースを辿っての上昇・降下、所定の範囲内での定点滞空を実現した。また、予定以上に強い風速のもとでも、オーバーライド、インクリメント等の機能を駆使することにより、有効な飛行制御を行って試験機を無事に制御することが出来た。
- また実際の飛行結果とシミュレーション結果が良好な一致をみたことから、シミュレーションの方法論等も概ね妥当であったと考えられる。
- パラメータの最適化等についてはフライト数が限られていたことから必ずしも十分とは言えないが、シミュレーション等の技術も相当に検証できたことから今後計算機上で最適化設計等を行うための知見も相当に得られたと考えられる。

本飛行試験の結果を持って、所定の高度までの上昇・降下、目標高度での定点滞空という成層圏飛行船の基本的なフライトについて、飛行誘導制御の基本的な要素が実現し、実証できたと考えられる。個々の誘導系、制御系について性能の向上を図り、またその時ごとの状況判断や個別の誘導系、制御系の相互作用を考慮してよりきめ細かな誘導制御を構築していくなどの余地はまだ存在しており、今後の課題

となると考えられるが、本飛行試験の趣旨である飛行誘導制御系の基礎を確立するという目的は十分に果たされたと考えるし、またそれを基盤として今後上記のようなより高度な誘導制御系を構築していくことが可能であろうと考える。

4.14 推進系評価

(1) 運用における推進器関連のリミッタ設定値記録等

飛行試験の運用において、設定した推進器関連のリミッタ値を表 4.14-1 に示し、記録しておく。

合わせて、運用段階でプロペラピッチ角信号等を伝えるスリップリングの接触不具合の問題が残り、リング面の磨きだけでなく、接触を良くするブラシへの交換や運用時加重でも歪みにくい構造配置に改修する対策が取られたことを記しておく。

表 4.14-1 推進器関連のリミッタ設定値

注記：「H/S」は「ハード/FCPソフト」の意味

項目	設定値	H/S	設定理由	備考
推進器一基あたりの軸出力	連続運転時 30.6kW	H	モータ単体のスペック(ピークはもつと出る)	
推進器回転数	800rpm~2200rpm	H	モータコントローラに対して 10V アナログコマンドであり、その入出力が0-10V で 800~2200rpm である	
推進器回転数	800rpm~2000rpm	S	モータ定格範囲に制限 基本的に FCP 制御されているが、元は耐審の規定によると思われる	初期には CAS、自律の回転数指令にのみ適用 後に direct 入力にも適用
推進器回転数レート	215rpm/sec	S	納入時から 215rpm/sec Powertec モータではサージアブソーバの影響で 215rpm/sec に設定	MPC モータは 300rpm/sec だった
推進器回転数指令レート	100rpm/sec	S	CAS、自律時の推進器回転数指令に適用 異常な指令が出た時の対策	Rev.B CN3 (9/30)より適用 常用のゲイン設定、速度範囲内ではこのリミッタには掛からないはず
プロペラピッチ角	左舷 21.3 deg -14.0 deg 右舷 21.0 deg -11.2 deg 補用品 22.1 deg -11.3 deg	H	MT プロペラから出荷された時点からこの設定になっている 設定値以上は動かさない	MPC モータとのセットで考えられていたが設定変更する時間的余裕がなかった
CAS・自律切替時回転数不変時間	5sec	S	ハンチング対策のため、モード切替時にプロペラピッチと推進器回転数が同時に変わるのを防止	Rev.B CN3 (9/30)より適用

(2) 屋外推進器動作時の騒音計測

推進器が作動し格納庫外のハンドリングエリアにある状態で、騒音計測を行った結果を下記に示す。騒音の主因は発電用のタービンエンジンである。この結果は航空局に報告されている。

定点滞空試験機 地上総合取扱試験における騒音計測結果

2004.08.09
2004.09.02 追記
飛行試験技術班

【目的】

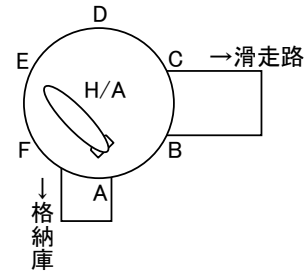
定点滞空試験機推進器動作時の騒音の格納庫外における計測を行う

【実施日時】

平成 16 年 8 月 7 日 19:20～21:00

【使用機材】

騒音計 (B&K Type2236、2238) 6 台
三脚 6 台



【計測方法】

ハンドリングエリア(以下 H/A)外周上の 6 点上に三脚に支持した各騒音計測計を配置し、推進器が 2,000rpm で動作時に計測を実施した。各騒音計について、約 10 秒以内の最小値、最大値を記録した。また、試験機ハンガーイン後に同じ配置で計測を行い、暗騒音を記録した。

【計測時間】

ポイント	計測時刻	計測値 [dBA]		位置関係 ^{※)}		暗騒音 [dBA]	
		最小値	最大値	距離 [m]	方位 [°]	最小値	最大値
A	19:22	82	83	109	-154	58	59
B	19:22	80	82	139	150	55	56
C	19:23	77	78	170	97	54	55
D	19:25	74	75	173	42	52	54
E	19:24	78	78	151	-1	54	55
F	19:22	80	82	114	-63	55	56

※) 試験機位置はハンドリングエリア中心より北方に 7.9m、西方に 36.1m変位

以上

【付録】 格納庫内試験機のエンジン停止時暗騒音

実施日: 9 月 2 日 17:47～17:59 晴れ南の風 2m/s

騒音計位置: 地上取扱総合試験時と同じ

ポイント	計測時刻	エンジン停止暗騒音 [dBA]	
		最小値	最大値
A	17:47	37	41
B	17:50	35	35
C	17:52	35	35
D	17:54	36	38
E	17:57	35	36
F	17:59	32	34

(3) モータ性能

今回の試験で使用した各回転数での最大モータトルクを図 4.14-1 に示す。この結果、今回のモータは汎用モータであるけれども、ほぼカタログスペックに近い性能を発揮していることがわかる。また、1900rpm 以上の回転数でトルクが落ちているのは、供給電圧によるものである。

図 4.14-1 中のモータトルクは直結されたプロペラパワーから得ており、算出方法は次の通り。

$$Td = \frac{P \times 1000}{2 \times \pi \times \left(\frac{rpm}{60}\right)} \quad (4.14-1)$$

Td:トルク[N・m]、P:プロペラパワー[kW]、rpm:TTRAC データのプロペラ回転数[rpm]

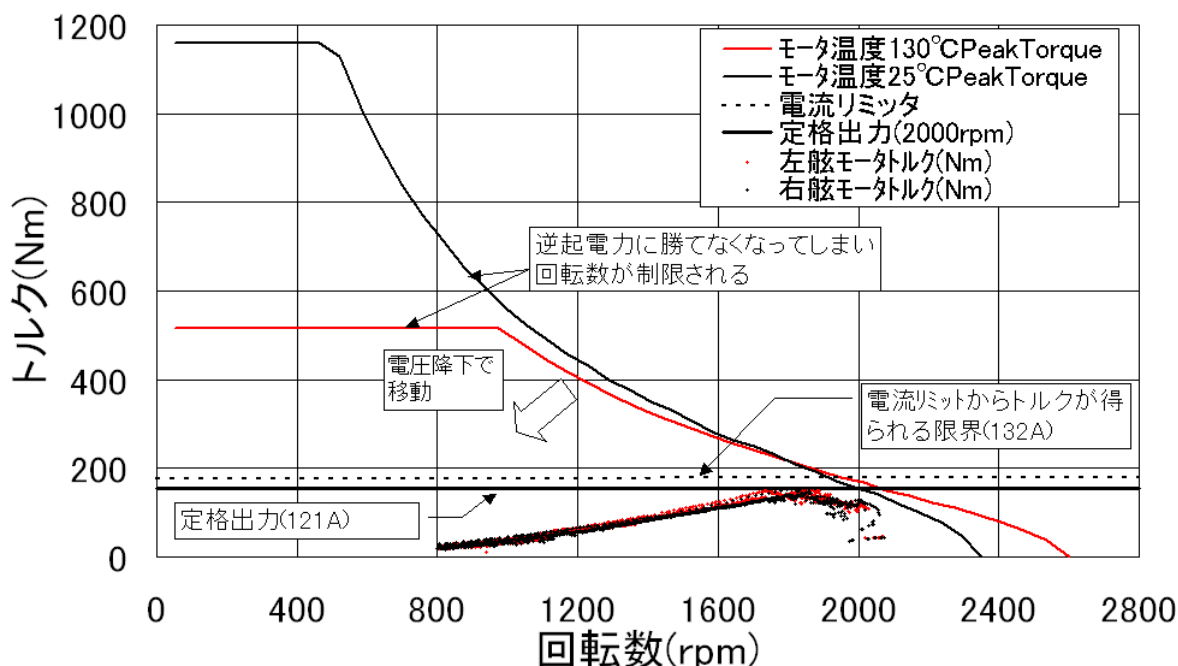


図 4.14-1 モータトルク特性

本モータでは、モータ耐久試験を 1 回目 58 時間 55 分及び 2 回目 51 時間 59 分作動の 2 回実施しており、モータ(補用品)累積作動時間は 110 時間 54 分におよんでいる。試験はダクト付きプロペラを駆動させ、2 回目の試験では、「動力滑空機のための発動機基準」(耐空性審査要領第 VII 部付録 C)を参考に運転状況を変化させたサイクルを定めて実施され、不具合がなかったことが確認されている。

(4) 速度性能

推進器のプロペラ回転数ステータスデータ値は、実際の値より 2.5%多く表されている。そのため、実際の回転数 N を得るにはデータ値 N_s に対して、通常

$$N = 0.975 \times N_s \quad (4.14-2)$$

の修正を施さなければならない。

試験結果の抵抗係数を使った速度性能の水平最大速度は、推算により標準対気状態 4km において 15.1m/s が算出される。以下に速度性能計算結果を図表で示す。

試験結果から導出された抵抗係数は 0.0440、基準体積は 10547.2m³、迎角は -2°、横滑り角は 0°、

エレベータ舵角,ラダー舵角は 0° で推算した。水平性能結果を図 5.14-2 に示す。また、表 4.14-2 に性能計算結果を示し、図 4.24-3 には、試験で得られた最大速度と高度 4km で速度 5.1m/s の値を基にして地上までの推算達成速度線を、性能を示す密度高度で表している。

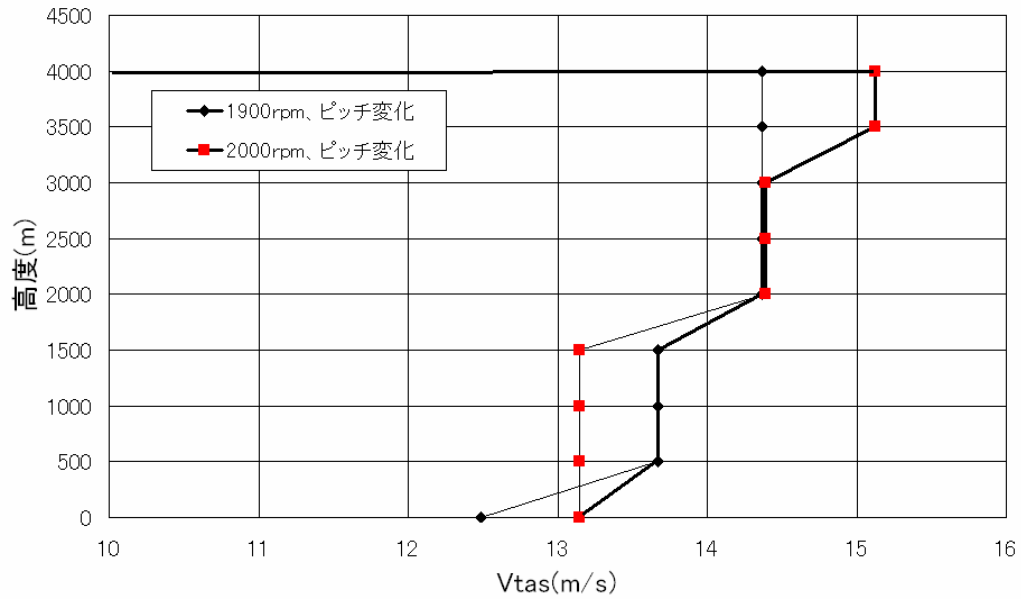


図 4.14-2 速度性能

表 4.12-2 速度性能結果

プロペラピッチ角(°)	回転数 2000rpm			回転数 1900rpm		
	17.5	20	21	17.5	20	21
4000	13.1	14.3	15.1	12.4	13.6	14.3
0	13.1	-	-	12.4	-	-

*表中の単位は、m/s である。表中の-は、供給できるパワーの上限(61kW)を超えていることを示す。

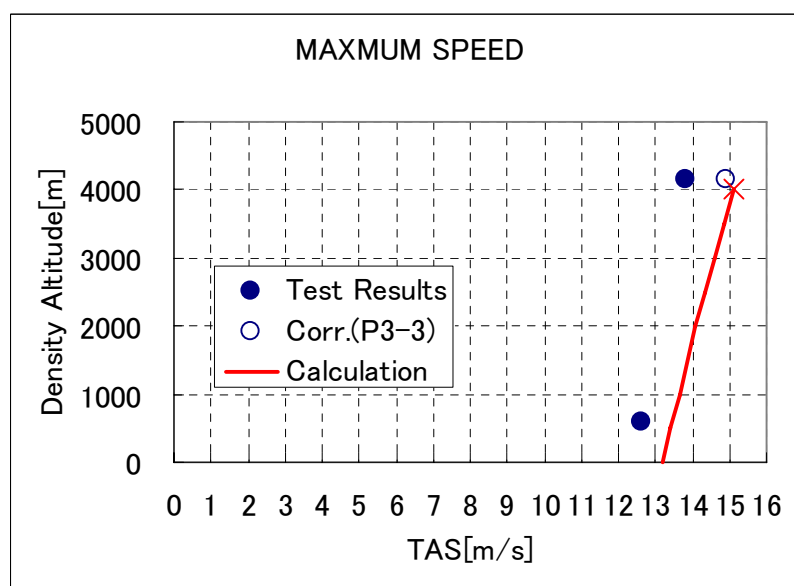


図 4.14-3 最大速度

4.15 浮力制御系評価

本節では、浮力制御系の飛行試験結果に対する解析・評価(→4.15.1)と、格納庫内係留中の圧力維持および浮力管理に関する評価(→4.15.2)について示す。

4.15.1 飛行試験結果の解析評価

(1) 浮力計画

a. 目的

飛行試験にあたって、以下を満たすように確認すること。

[A] バロネット充填率変化が許容範囲にあること

[B] 浮力変化が調整可能範囲にあること

b. 方法

飛行試験計画に対して前項の[A], [B]を満たすように下記の諸量を設定する。

- ・ ヘリウム純度
- ・ ヘリウム量
- ・ 水バラスト搭載量

基本的な設定方法を以下に示す。

- ・ ヘリウム純度

地上および滞空高度におけるバロネット充填率が許容範囲に入るように設定する。ヘリウム純度の調整には時間がかかるので、試験準備期間の初期段階(飛行試験1週間前程度)で暫定目標値を決めて調整を開始する。この場合の目標値は、試験までのヘリウム充填量や漏洩量、純度低下を勘案して設定する必要がある。

- ・ ヘリウム重量

前回試験におけるヘリウム放出量、搭載ミッション機器重量の変更、試験時までのヘリウム漏洩量、予想される試験時の温度環境(特に試験時刻;早朝 or 日中)等に応じて目標値を設定し、不足分を充填する。基本的には、試験準備期間中に、想定される必要最大量まで充填し、試験工程開始前EQ調整の結果から余剰分を試験工程中に放出する。

- ・ 水バラスト搭載量:

最大値を目標として試験準備期間中に補充する。当日の熱環境条件等によりヘリウム量が不足した場合(地上運用および飛行時の推定ショットバラスト量が過小となった場合)には、試験工程のなかで放出する。

これらの設定値は以下によって検討～確認する。

1. 簡易計算(離陸、滞空、着陸時)
2. 方案作成・調整のためのFLOPSシミュレーション
3. 飛行試験前日の予測気象に対するFLOPSシミュレーション
4. 飛行試験当日の予測・観測気象に対する簡易計算(離陸、滞空、着陸時)

c. 結果

P3-3 試験当日の離陸約 3 時間前に、工程開始前 EQ 調整の結果をうけて作成した浮力計画を下図に示す。これによれば、予想される浮力調整量は離陸までに-257kgf、着陸までに-412kgf であり、いずれもヘリウム放出により対応可能。バルネット充填率は、高度 4km 滞空時に最小 17.9%、着陸時に最大 82.5%(4km 滞空時にバラスト投下による浮力調整を行った場合では最大 85.0%)であり、運用範囲内にある。バルネット充填率について試験結果との比較を図 4.15.1-1 に示す。

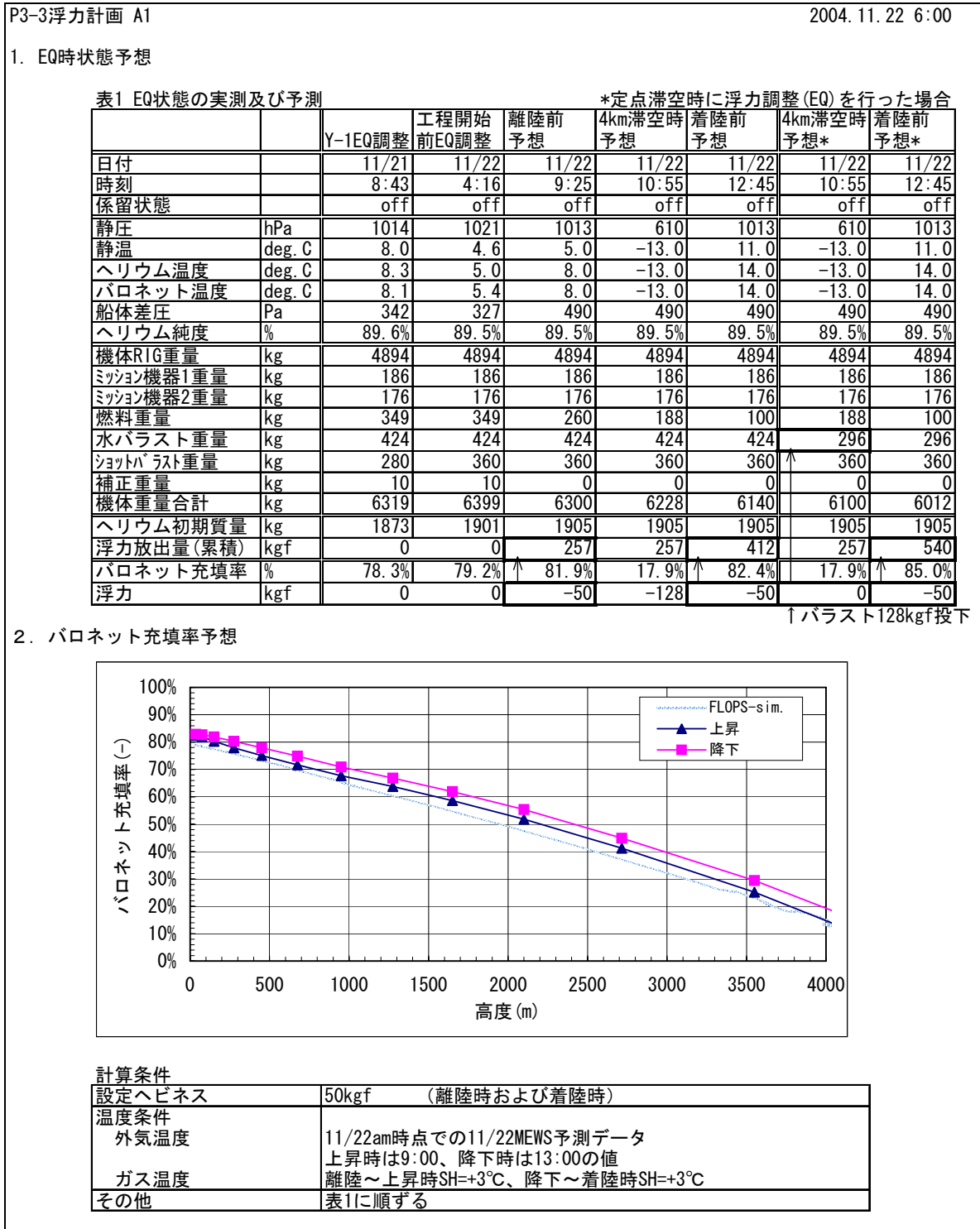


図 4.15.1-1 浮力計画の例(P3-3 試験当日フライト前)

各飛行試験(第3段階)における飛行計画と試験結果とを表 4.15.1-1 に比較する。また、P3-3 試験におけるバルネット充填率の高度プロファイルについて、飛行計画と試験結果を図 4.15.1-2 に示す。

表 4.15.1-1 浮力計画と試験結果の比較

試験		離陸前 浮力調整量	着陸前 浮力調整量	ショットバラスト 搭載量	離陸時 充填率	滞空時 充填率	着陸時 充填率	備考
P3-1	計画	-180kgf	-290kgf	480kgf	62%	33%	65%	計画 C3
	結果	-370kgf	-407kgf	420kgf	64%	30%	66%	
P3-2	計画	-66kgf	-226kgf	480kgf	77%	35%(注1)	81%	計画 C1
	結果	-38kgf	-229kgf	430kgf	75%	20%	79%	
P3-3	計画	-257kgf	-412kgf	360kgf	82%	18%	82%	計画 A1
	結果	-256kgf	-505kgf	370kgf	79%	17%	80%	

(注1) 滞空高度 3km を想定

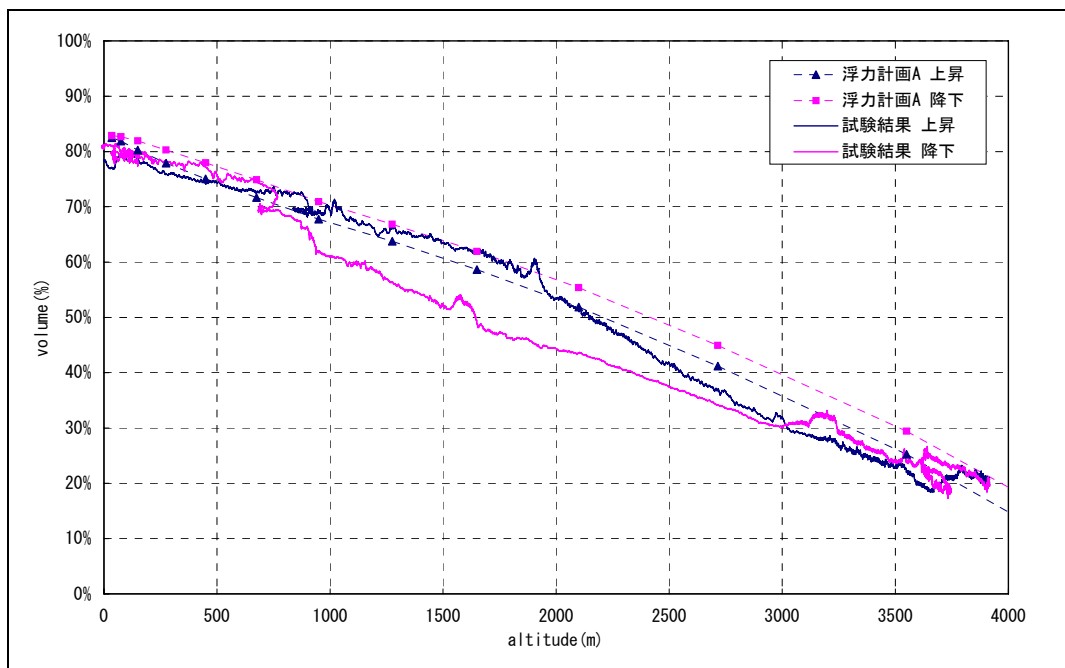


図 4.15.1-2 浮力計画におけるバルネット充填率の推定結果

(2) 差圧制御

定点滞空試験(P3-3)における高度およびバルネット充填率の時間履歴を図 4.15.1-3 に示す。バルネット充填率の運用範囲(10~90%)内において、高度 4kmまでの上昇・降下を支障なく実施できた。

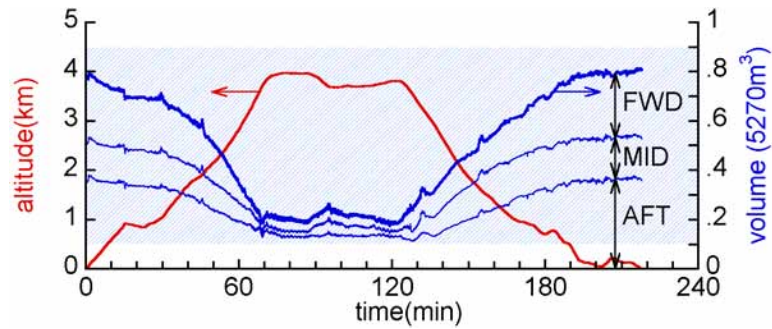


図 4.15.1-3 高度およびバロネット充填率の時間履歴 (P3-3)

ブローア/バルブの作動数(10秒平均値)とエンベロープ差圧の時間履歴を図 4.15.1-4、4.15.1-5 に示す。上昇・降下時の給排気は、ブローア/バルブ能力(各 10 基を装備)に対して十分な余裕をもって行われており、エンベロープ差圧はヘリウム放出時(3)項参照)を除いて制御目標範囲内に収まっている。

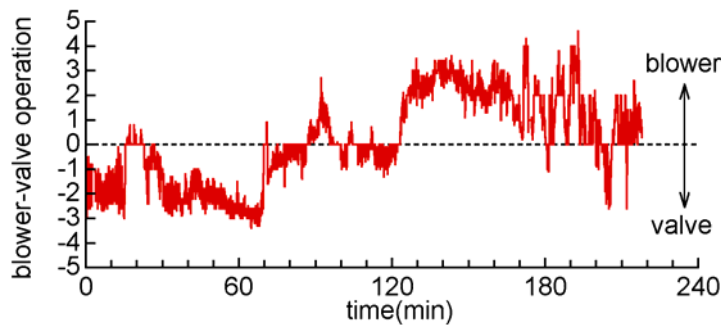


図 4.15.1-4 ブローア/バルブ作動数の時間履歴 (P3-3)

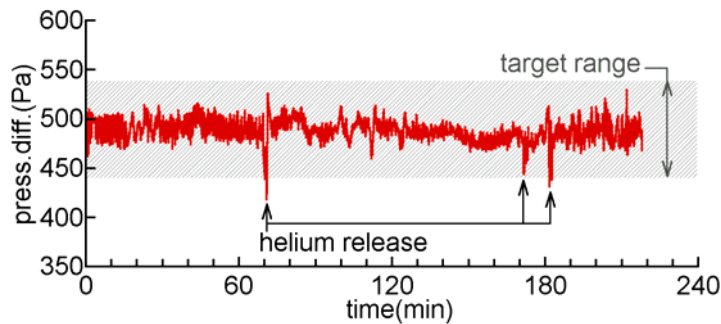


図 4.15.1-5 エンベロープ差圧の時間履歴 (P3-3)

(3) バロネットトリム制御

前項に示したバロネット充填率のほか、船内ガスの状態量(温度、圧力)、燃料やバラスト重量等の変化から機体重心位置(浮心鉛直下方からの角度変位)を推定し、その時間履歴を機体姿勢(ピッチ各)とともに図 4.15.1-6 に示す。バロネットトリム制御は正常に機能し、機体姿勢の変化を有効にサポートした。

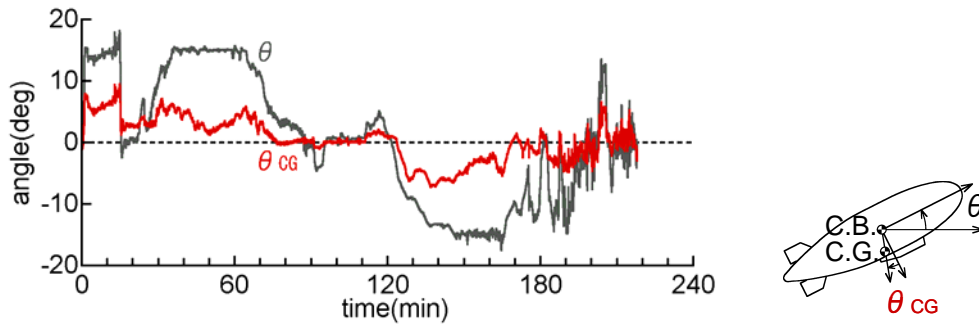


図 4.15.1-6 バロネットトリム姿勢角および機体姿勢角の時間履歴(P3-3)

(4) 浮力調整

(4a) 浮力調整履歴

各飛行試験における浮力調整の結果を表 4.15.1-2 に示す。ヘリウム放出量は、ヘリウムバルブの操作履歴等から下記モデルにしたがって推定した値である。バラスト投下量は、バラストタンク容積(液位から求めたバラスト残量)変化から求めた値である。

表 4.15.1-2 ヘリウム放出記録(全飛行試験)

試験 No.	放出開始時刻(h:m:s)	放出時間(s)	放出量(kg)	ヘリウム純度	浮力減少量(kgf)	備考
P1-2	16:54:48	74	28.3	0.806	64.4	
	18:58:48	15	5.2	↑	11.8	
P2-2	6:51:26	32	13.2	0.780	27.0	
	7:06:45	31	12.4	↑	25.4	
	7:09:56	31	12.2	↑	25.0	
	7:12:29	32	12.7	↑	26.1	
	7:16:48	32	13.3	↑	27.3	
P2-3	6:08:42	44	17.4	0.773	34.7	
	6:14:04	43	17.6	↑	35.1	
	6:17:53	45	18.1	↑	36.1	
	6:21:54	28	10.9	↑	21.9	
	6:30:18	28	11.0	↑	22.0	
	6:32:10	27	10.4	↑	20.7	
	6:33:29	46	18.6	↑	37.1	
	6:35:28	44	18.3	↑	36.5	
P2-4	6:44:10	41	14.2	0.842	37.7	
	6:52:13	40	14.6	↑	38.7	
	7:01:18	42	15.2	↑	40.2	
	7:02:15	40	14.8	↑	39.1	
	7:14:59	24	8.7	↑	23.1	
	7:16:03	21	7.3	↑	19.3	
	7:17:47	20	7.3	↑	19.4	
	7:24:53	19	6.5	↑	17.2	
P3-1	10:38:59	39	14.9	0.809	34.3	T/O 前

	10:39:47	39	15.4	↑	35.6	↑
	10:40:34	39	15.4	↑	35.5	↑
	10:54:57	40	15.4	↑	35.4	↑
	10:55:44	39	15.3	↑	35.3	↑
	10:56:34	19	7.3	↑	16.8	↑
	11:12:37	40	15.3	↑	35.2	↑
	11:13:41	39	15.3	↑	35.3	↑
	11:15:57	40	15.6	↑	36.0	↑
	11:16:45	39	15.3	↑	35.2	↑
	11:32:57	40	15.5	↑	35.8	↑
	14:19:41	40	15.8	↑	36.4	
P3-2	10:59:21	32	11.2	0.894	37.6	T/O 前
	13:44:29	39	11.2	↑	37.6	
	13:45:21	40	11.4	↑	38.4	
	13:53:36	39	11.1	↑	37.3	
	13:54:24	40	11.5	↑	38.5	
	14:05:26	42	11.9	↑	39.9	
P3-3	8:04:25	32	10.9	0.895	36.9	T/O 前
	8:05:07	31	10.6	↑	35.7	↑
	8:05:52	30	10.9	↑	36.7	↑
	8:06:34	32	10.9	↑	36.9	↑
	8:16:16	32	11.2	↑	37.8	↑
	8:39:28	31	10.5	↑	35.5	↑
	8:40:11	32	10.9	↑	36.7	↑
	10:18:12	41	11.6	↑	39.2	
	10:18:58	40	11.1	↑	37.5	
	12:00:08	31	9.7	↑	32.6	
	12:00:45	32	10.2	↑	34.6	
	12:01:22	32	10.3	↑	34.7	
	12:10:03	32	10.2	↑	34.5	
	12:10:53	32	10.7	↑	36.0	

表 4.15.1-3 バラスト放出記録(全飛行試験)

試験 No.	放出開始時刻 (h:m:s)	放出時間 (s)	放出量(=浮力増加量) (kg)	備考
P1-2	18:56:43		20	
P3-1	14:26:30	3	36	

(4b) 浮力推定

飛行中の浮力は、次式によって推定した。

$$B = B_0 + \Sigma \Delta B + (W - W_0) + C (\Delta T - \Delta T_0)$$

ここに、右辺第1項は離陸時の浮力、第2項は浮力調整量 ΔB (前項参照)の総量である。また、第3項は燃料残量 W の変化、第4項はスーパーヒート ΔT (=ヘリウム温度-外気温度)の変化による浮力変化を表しており、それぞれの初期値(添字0)には離陸前浮力調整時の値を用いた。

しかし、スーパーヒートの計算にはエンベロープ近くの1点におけるヘリウム温度を用いており、これが

必ずしもエンベロープ内ガス(ヘリウムおよび空気)の温度を代表するわけではない。実際に、例えば晴天時の飛行試験では計測したエンベロープ内ガス温度に 10℃ 近くの分布が生じた。さらに、これらの温度は何れもエンベロープ近くで計測したものであり、内部の温度は不明である。

そこで、エンベロープ内ガスの代表温度を、エンベロープ温度および圧力等の計測データから熱力学モデル(エンベロープからの対流伝熱と膨張・圧縮による外部仕事とのエネルギー収支)に従って計算し、それに基づいて浮力を推定した。この結果を、空気力および推力から推定した浮力とともに図 4.15.1-7 に示す。両者は良く一致しており、かような浮力推定の妥当性を確認することができる。

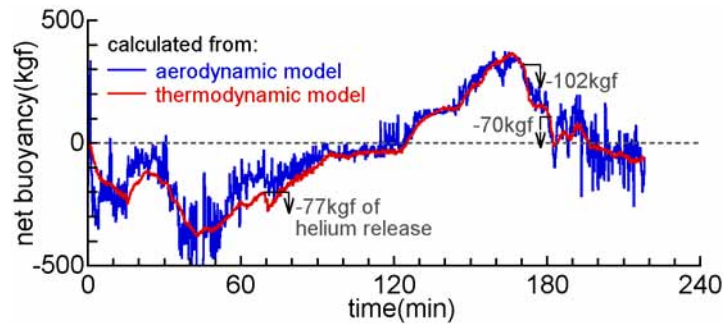


図 4.15.1-7 推定浮力の時間履歴(P3-3)

その値は、上昇時および降下時に±400kgf 程度まで変化している。これは、高度1~2kmにおける温度逆転層によって一時的にスーパークール/スーパーヒートが生じたためである(下図参照)。しかし、定点滞空時および着陸時には適正な値となっており、また全飛行過程を通じて高度制御に問題は生じなかった。

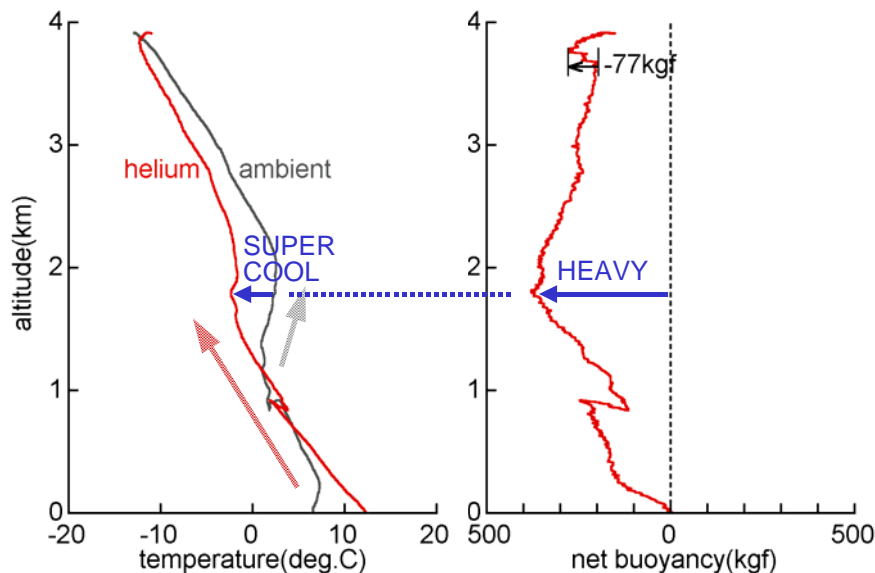


図 4.15.1-8 上昇時における温度および浮力の高度プロファイル(P3-3)

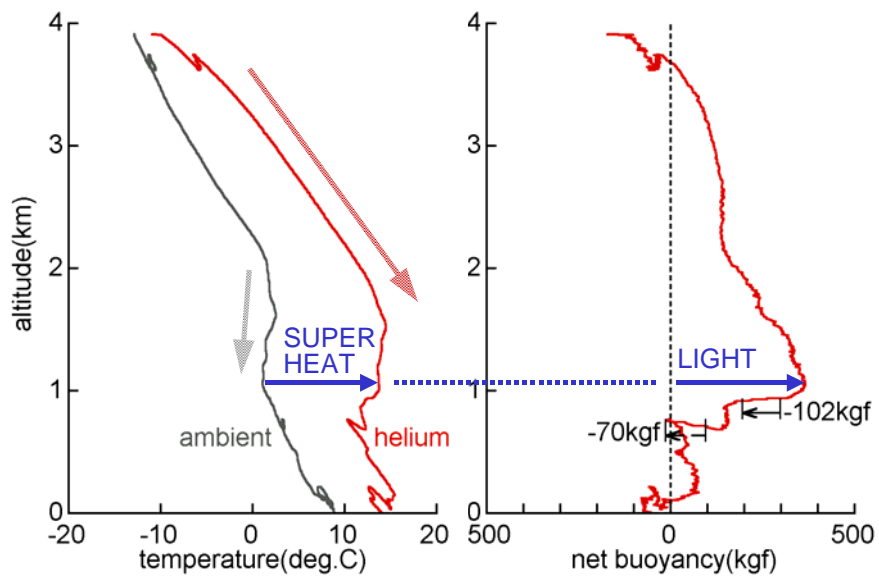


図 4.15.1-9 降下時における温度および浮力の高度プロファイル(P3-3)

4.15.2 圧力維持および浮力管理に対する評価

本節では、App.1 に述べた試験機の圧力維持および浮力管理方法について、その妥当性を評価し、改善点を提案する。本節は下表に示す項目により構成されており、各項目番号は App.1 に対応している。

項目
(1) 適正エンベロープ差圧の維持 (1a) 圧力維持記録装置 (1b) 差圧センサ
(2) 適正バロネット充填率の維持 (2a) 目視観測 (2b) バロネット充填率調整
(3) 水平トリムの維持 (3a) トリム確認 (3b) トリム調整
(4) 適正余剰浮力の維持 及び設定 (飛行試験前) (4a) 脚歪み計測 (4b) EQ調整 (4c) ヘリウム注入
(5) ヘリウム純度の設定 (飛行試験前) (5a) 純度計測 (5b) ヘリウムリフレッシュ
(6) 作業体制、スケジュールなど

(1) 適正エンベロープ差圧の維持

(1a) 圧力維持記録装置

・ 圧力維持記録装置による船体内圧維持

項目	現状評価/問題点	改善点
圧力維持装置	船体ミッションベイに搭載予定であったため大きく移動に不便であった	コンパクト、軽量化は可能である
パソコンソフト	設定圧力を 1 種類しか保存できないため、他の設定に変更するとき不便であった	何種類も設定圧力を保存して呼出せるようにする
	グラフが読みづらく、スケールを変更できない	グラフは大きく表示し、項目変更、スケール変更、印刷、保存ができるようにする。EXCEL と互換性があるようにする

	バルネット容量が不明	バルネット容量計算式を入力し表示できるようにする
パソコン	モニター機能しかない	パソコンで表示、入力、制御機能を持たせる
温度センサ	ケーブルが長く、フライト時の片付けが面倒	途中でコネクタ接続にし取外しを容易にする (但し熱電対を途中で切断すると値に影響するので注意)
	ケーブルがアンビリカルラインと干渉して邪魔であった。	電波式無線温度センサ(おんどとり等)にする。電波式は精度、時定数、サンプリング周波数に注意
	外気温度センサが0°C以下で表示しない。本装置の制限温度であったため。試験場の環境が苛酷であった。	0°C以下表示のスペックとする。試験場の環境把握必要
	補用品がなく不具合対応できない(今回は大きな不具合はなかった)	部品を選定し補用品を購入する
圧力センサ	船体から取り外しが困難。フランジを外シールを外しホルトを外す作業が必要である。	フランジに取付け台を出してそこに固定する。
	ケーブルが長く邪魔であった	船体に圧力維持専用のコネクタパネルを用意する
安全弁	排気するときに手で紐をひいた	船体の電動排気弁を共有し自動化する
	電源ケーブルが邪魔であった。取外しが困難。	ケーブルは船体に艀装する。フロアと船体をワニタッチ接続とする。フロアはできるだけ低温用を選定する。
コントロールパネル	センサの精度の問題で表示桁数が少なかった。圧力低下機能がなかった。バルネット容量が表示できない。	表示桁数を増やす。圧力上昇でバルブを作動する機能を追加する。バルネット表示部も追加する。

※新圧力維持記録装置については後述する

・新圧力維持記録装置(完全自動圧力維持記録装置)

本試験において開発、使用した圧力維持記録装置の各仕様についての評価及び改善点(前述)をもとにした次期圧力維持記録装置の構想検討を以下に示す。

現在の圧力管理システムは、外部装置(圧力維持記録装置)を用いて圧力を低下させないことはできるが、監視員がモニター監視員の判断により手動で行う作業が必要であったため、監視員が常駐することが基本である。そのように監視員が24時間体制で常駐する現在の方法では、昼勤夜勤の人員費を初め環境対策(冷暖房費)、安全対策(教育費)、などの多大なコスト及び労力が必要であるという問題がある。飛行船の内圧管理を全て自動化した新圧力管理システムにより、監視員なしの24時間自動圧力維持を実現するシステムが完全自動圧力維持記録装置である。

無人化が可能な従来の方法(現状)を以下に示す。

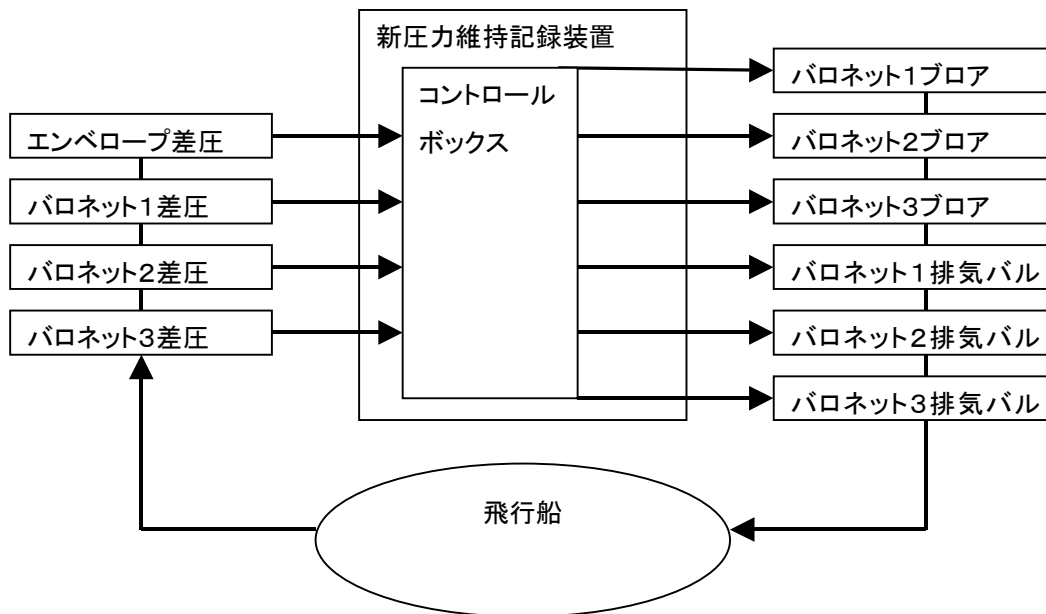
- 圧力時維持は全て自動制御ではなく、監視員の判断によりスイッチで機器を作動させる。
- バロネットの量を監視員が目視で確認し、体積が制限値を超えないように空気を注入するバロネットを手動ボタンで選択する。
- 内圧を監視員が常時モニタし、内圧が上昇した場合は3つのバロネットから順番に手動のばね式空気排気バルブを用いてバロネットの空気を排出する。
- 圧力維持監視中のデータを特定の場所に転送する。
- 監視員が異常を判断し対応、また緊急連絡を行う。

圧力維持装置を全自動化するための要点は以下である。

- ①自動制御化
- ②センサによるバロネット体積の検知化
- ③バロネット空気排出の自動化
- ④データ転送機能
- ⑤通報機能

①自動制御化

圧力管理システムのコントロールボックスに自動制御ロジックを組み込み、センサからの入力に対して圧力維持装置の機器を作動させ船体圧力を一定に保持する。



②センサによるバロネット体積の検知化

バロネット圧力からその体積を算出する計算式を実験により導出し、バロネット底面に取付けた差圧センサの値とエンベロープ(He)内圧との差からバロネット体積を算出する機能を追加する。バロネット体積をフィードバックすることによって、3つのバロネット体積を適正な量に制御する。バロネット体積を制限値内で制御できるため、完全な無人化を実現できる。

③バロネット空気排出の自動化

船体に取り付けた電動排気バルブ使用し、内圧の上昇を検知して自動的に地上電源によって作動しバロネットの空気を排出させる機能を追加する。電動排気バルブは圧力維持用のコネクタを取付け係留中に接続する。また、電動排気バルブの補用品を2個以上準備しておく。

④データ転送機能

船体の圧力、温度、大気圧、湿度、ブロー及びバルブの作動履歴等の記録データを定期的に遠隔地に転送し現地にいなくても飛行船の状態を確認できる機能を追加する。

⑤通報機能

飛行船及び圧力維持装置自体に通常運用とは異なる何らかの異常が検知された場合は、指定の電話に通報される監視システムをコントロールボックスに組み込む。

記録されるデータに通常時と異なる傾向が見られた場合やブローの作動時間過大などの圧力維持班員が行っていた作業を全て機能化し無人化を達成する。

⑥その他

- ブロー

圧力維持用のブローは船体用のブローを共有し、飛行時に取外す作業を削減する。ブローは交換可能な構造とし補用品を2個以上準備しておく。

- 装置

メインの構造はコントロールボックスとPCのみとし軽量化、コンパクト化を図り、幅 50cm の台車に乗せることが可能な大きさにする。

- 温度センサ

温度は圧力維持の制御ロジックには直接関係ないため、参考データとする。無線温度センサで計測し、ハーネスの煩雑さを解消する。

- 船体とのインターフェース

船体に圧力維持記録装置用のIF(コネクタパネル)を用意し接続取外し作業の簡便化を図る。

以上の新圧力維持記録装置による得られる効果を以下に示す。

- 圧力維持装置を完全自動化したことにより無人で船体の圧力管理を行うことができ、装置のメンテナンスを除く人件費等のコスト低減を実現することができる。
- 圧力維持作業の労力が大幅に低減でき同時にヒューマンエラーの発生確率を低下させる効果がある。
- 船体の諸データが転送されるため、遠隔地でも状況を確認でき異常を事前に検知しトラブルを予防するという効果がある。圧力維持装置が故障しても自動で緊急連絡が入るため早急に対策をとることができる。

- 差圧センサや温度センサは無線のものを使用し煩雑なケーブル配線無くすことができる。
- 遠隔操作機能を追加すれば、現地にいなくても手動で圧力維持装置を作動させることができる。

新圧力維持記録装置の主な仕様を次に示す。

新圧力維持記録装置仕様

起動させ初期設定をしたら無人運転を行い、温度気圧による内圧の変化から、船体内各バロネットの容積をブロー、バルブを操作して内外差圧を維持管理する装置。

環境条件

温度範囲 -30℃～+50℃

湿度 5%～95%(結露しないこと)

ブロー／バルブ

船体に艤装したブロー、バルブを仕様する。

冗長システムとしバロネットの個数×2個使用する。

電源は地上電源を使用し船体の電源系統から分岐させてコネクタ接続できる構造とする。

コントロールパネル

以下のボタンを設置する

ブロー 自動/手動切替ボタン

ブロー 作動/停止ボタン

バルブ 自動/手動切替ボタン

バルブ 開閉ボタン

警告ランプを設置する

非常停止ボタンを設置する

ブザーモードボタンを設置する

PC

各種設定ボタンがあること

各種センサ表示部があること

計測値グラフ表示機能があること

PCとコントロールボックスはリンクしていること

PCのウィンドウに以下を表示できること※

※船体仕様により変更

	表示項目	表示桁数	表示範囲
	大気温度	xxx.x℃	-50℃～50℃
	大気圧力	xxxx.xhPa	0～2000hPa

	温度	xxx.x%	0～95%
	船体 He 圧力	xxxPa	0～1000Pa
	バロネット圧力	xxxPa	0～1000Pa
	船体 He 温度	xxx.x℃	-29.5℃～70℃
	バロネット温度	xxx.x℃	0～3000m3
	He 体積	xxxxm3	0～3000m3
	バロネット体積	xxxxxm3	0～20000m3
◎	バルブ開圧力	xxxPa	0～1000Pa
◎	バルブ閉圧力	xxxPa	0～1000Pa
◎	ブロー作動圧力	xxxPa	0～1000Pa
◎	ブロー停止 He 圧力	xxxPa	0～1000Pa
◎	ブロー停止バロネット圧力	xxxPa	0～1000Pa
◎	警告 He 圧力(上限)	xxxPa	0～1000Pa
◎	警告バロネット圧力(上限)	xxxPa	0～1000Pa
◎	警告 He 圧力(下限)	xxxPa	0～1000Pa
◎	警告バロネット圧力(下限)	xxxPa	0～1000Pa
◎	バロネット体積(上限)	xxxm3	0～3000m3
◎	バロネット体積(下限)	xxxxm3	0～3000m3

◎変更可能な設定値

制御

He 圧力が低下しブロー作動圧力に達したらブローが作動すること
 He 圧力が低下しバルブ閉圧力に達したらバルブが閉となること
 作動させるブロー、バルブはバロネットの量により判断し自動で切替えられること
 各バロネットの体積が設定値(上限下限)内入るようにブロー、バルブを作動させること
 He 圧力がブロー停止圧力に達したらブローを全て停止すること
 He 圧力がバルブ作動圧力に達したらバルブ開となること
 ブロー、バルブの複数起動時には delay を設けること

通報機能

異常感知時に指定の連絡先へ連絡する機能があること

(1b) 差圧センサ

デジタルマノメーター

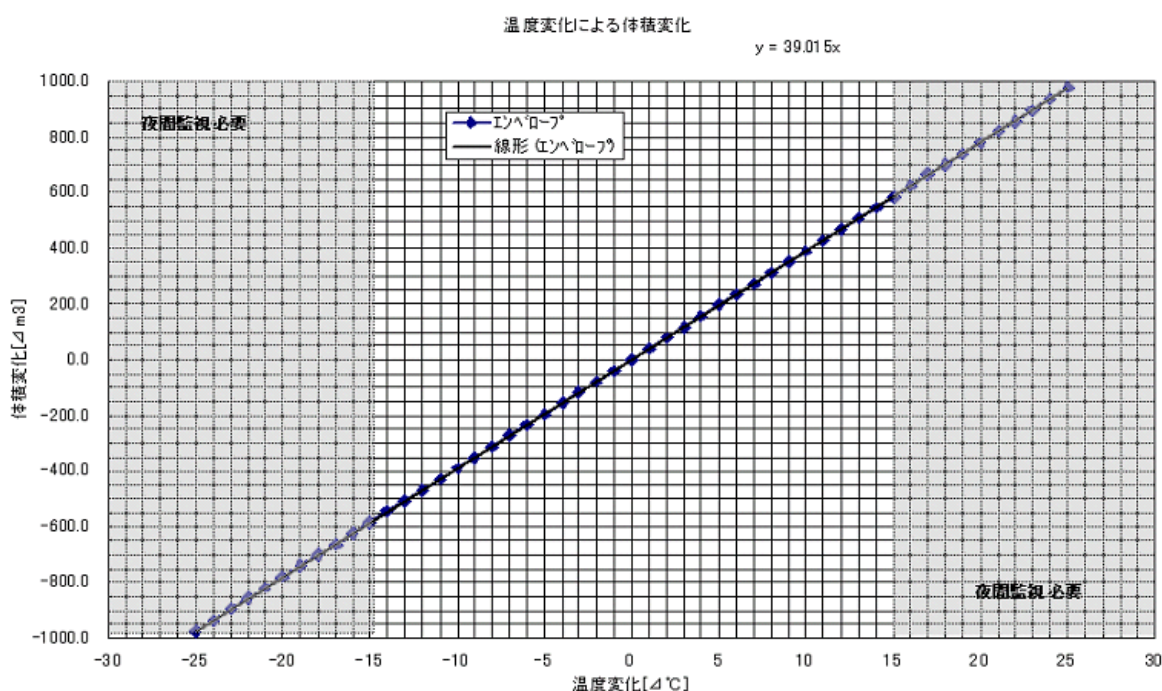
項目	現状評価/問題点	改善点
計測場所	He 差圧計の計測部が船体下部にあり 船体の中央部の圧力を計算で補正した	より正確な差圧を計測するため船体の中央部に差圧計測部を設置する

モニター	表示を常時モニターし圧力維持装置と合わせて比較した	PC にデータを取り込めるようにした方がよい
スペック	高価で大きく重い	圧力維持装置のコンパクト化に伴い、小型でポータブルなものを選定する

(2) 適正バロネット充填率の維持

- ハンガー内とバロネット温度変化の相関と制限値

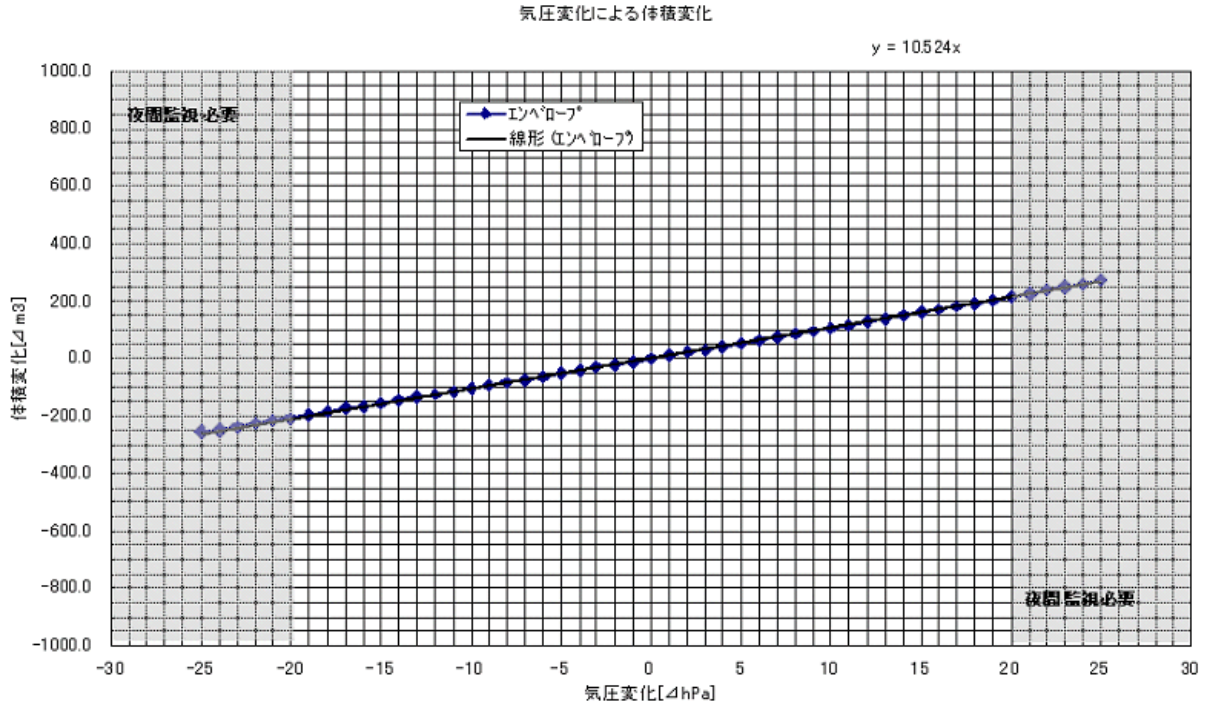
バロネットの温度変化に対する体積変化の割合を以下に示す。



定点滞空試験機エンベロープは 1°C の温度変化に対して約 40m^3 の体積変化を起こす。体積変化率は温度域によらず一定(線形)であるが、急激な温度変化が生じる場合は、船体ガスの急激な収縮により圧力維持作業に大きな負荷をもたらすため、前もってヒーターにより船体ガスを暖める等の処置が必要となる。そのためハンガー内の温度モニターは圧力維持作業にとって重要なものである。また、温度変化が $\Delta 15^{\circ}\text{C}$ 以上ある場合は1個のバロネット容量では吸収できない。従って、各バロネットに空気を振り分ける等の作業が発生するため注意が必要である。

ハンガー内温度とHe室温度の履歴を付録Fに添付する。両者ともに温度及びその変化率は一致している。つまり飛行船は外気温度の影響を受けやすく、また外気温度変化幅以下の温度域で変化することがわかる。制限値としてハンガー内温度またはHe室温度が 0°C 以下になることが予想される場合は、暖房を開始し 0°C 以上を保つようにする。実際にはHe温度が 3°C に達した場合に暖房開始とした。

温度だけではなく大気圧力に対する体積変化も船体維持に重要な要素である。定点滞空試験機エンベロープは 1hPa の気圧変化に対して約 10m^3 の体積変化を起こす。大気圧力変化と体積変化の割合を下図に示す。また係留中のHe体積変化を付録Fに添付する。ハンガー内において、船体の体積はハンガー内温度に反応し変化していることがわかる。



・ ハンガー内湿度とバロネット湿度について

入手した9月のデータについて検討を行う。付録Fにハンガー内とゴンドラ外部、各バロネット内部の湿度のデータを露点に直したグラフを示す。ハンガー内の露点とゴンドラ外部の露点は時間によって大きく変化しているが、どちらもハンガー内雰囲気を計測しているため、非常によく一致している。ハンガー内露点がゴンドラ外部の露点よりも約1℃低いのは、ハンガー中央部で計測しているゴンドラ外部の湿度よりも、湿気が多いハンガー外壁近辺で計測している湿度の方が高いからである。

バロネット内露点は、外気露点に比べると安定し大きな変化は見られないが、外気の湿度に影響されるため変化の仕方は同様の傾向を示している。また、一番変化が小さいのは前方と後方のバロネットで露点は常に安定しその変化はとてよく一致している。次に変化が大きいのは中央バロネットの露点で外気露点に引きずられるように変化している。露点の振幅に違いがあるのは、中央バロネットは圧力維持のために定期的にブローで外気を吸引するため湿気のある空気が内部に入るが、前後のバロネットは殆ど空気の入りが無いためである。

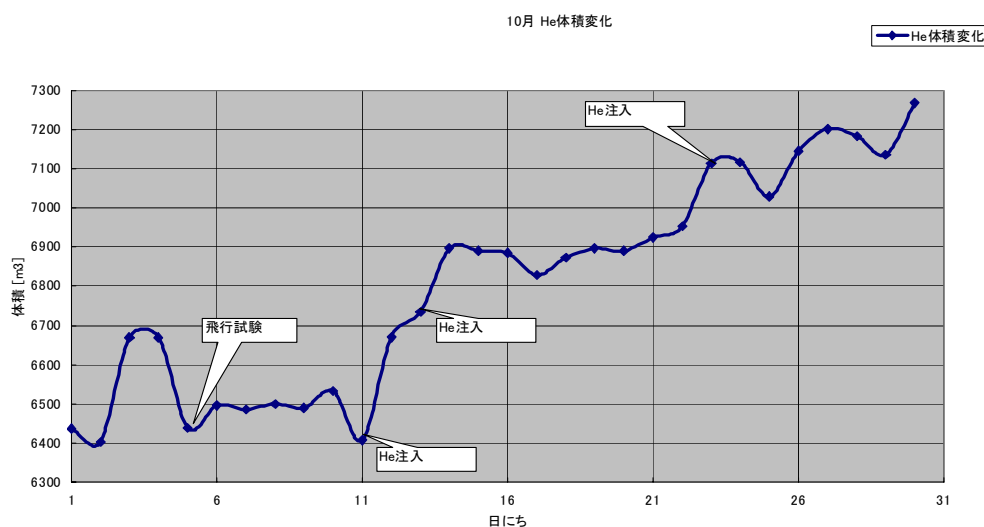
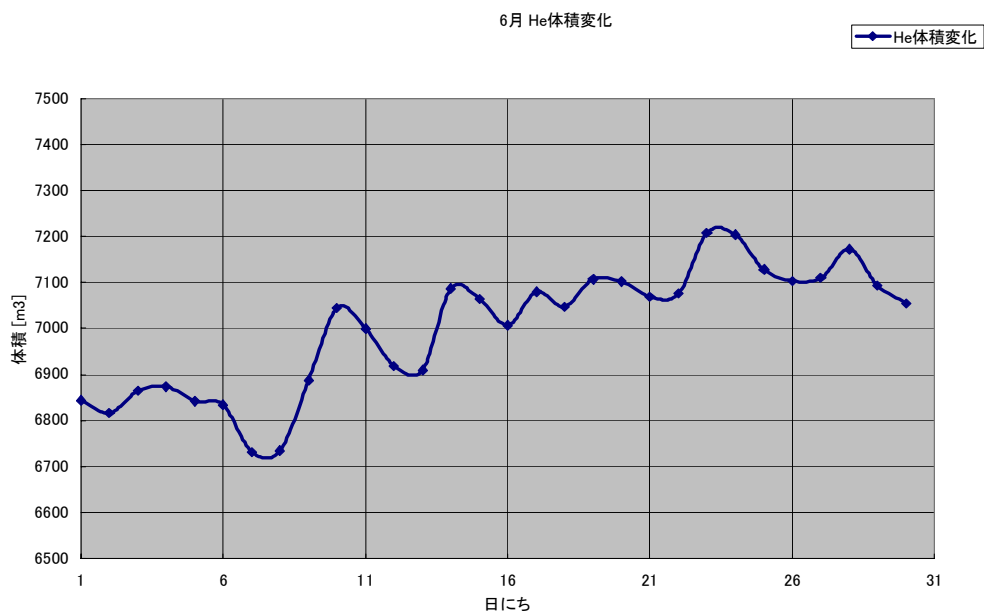
結果的にバロネット空気を完全に密閉しない限りバロネット内部の空気は外気と同じ湿度になろうとするが、その変化は外気よりも小さなものである。

(2a) 目視観測

バロネット量計測はバロネットにあるマーキングとバロネットの折れ目や皺を目視で確認するという有人飛行船と同様の方法を用い、地上係留中に定期的にガス量を算出し状態の把握を行った。バロネット量から算出したHeガス量の推移からみると、概算量や大きな傾向、船体の問題を確認することは可能であるが、精密に定量化することは難しいと考えられる(下図参照)。それには次の様な理由が考えられる。

- バロネットは真ん中が窪んで潰れていき、その潰れ方に普遍性がないこと。
- バロネットが複雑な形状で潰れていくこと。

- 皺と折れ目のどちらで読むかによって量が変わり、また見づらいこと。
- マーキングが1本のみで目盛りが少なく指標が少ないこと。
- マーキングの目盛りが0.5mでは粗いこと。
- 中央バロネットは下部に皺が寄りやすく、目盛りが大きくずれること。
- 作業員により目盛りの読み取り誤差があること。
- 微妙な潰れ方の場合、皺と折れ目の読み取り対象が作業員により違うこと。
- 前後のバロネットは片方の目盛りだけで量を算出していたこと。
- マーキングを体積に変換するときの値に製造誤差が含まれていること。



バロネット量は船体の状態を把握するための重要なパラメーターである。外気温度に対する船体内ガスの膨張及び収縮量計測、膜材からのHeガス漏れ量計測、船体トリムの調整、浮力計算を行う場合にはより正確なバロネット量を用いることが望ましい。従って、バロネット量を正確に把握することは重要である。

正確なバロネット量を算出するには計測方法の改良が必要である。

「バロネット量計測＝バロネット高さ計測」である。そしてその計測した高さを正しいバロネット量に変換することが必要である。正確な高さの計測にはマーキングの改善、バロネット量への変換には変換方法の改善が必要である。そこで以下を目標として改善検討を行った。

- ①精度向上
- ②普遍的計測方法
- ③新自動計測方法

①精度向上

読み取り精度を上げることによって、正確なバロネット量を計測できるようにする。

- マーキングの目盛りを10cm単位にする。
- マーキングの数を増やし60° 刻みでマーキングを記入する。
- バロネットの上面は均一に水平にはなっていないため各計測場所の高さで補正する。
- マーキングの目盛りを水平方向にリング状に記入する。
- CATIAであらゆるバロネットの形状をケースごとに体系的に整理し、計測した高さと体積の相関テーブルを作成する

②普遍的計測方法

いつ誰が計測しても同じ値が得られるような計測方法を検討する。

- 目盛りを見やすい塗料でマーキングする
- バロネットのゴアをリング状にして製作し上から順番に潰れ易いようにする
(有人飛行船実績あり)
- マーキングの読み取り時に強力なライトを用いバロネット内を照射して明るくし読み取り易く誤差が生じないようにする。
- マーキングの読み取り時に双眼鏡を使用し正確な折れ目の位置を確認する。
- レーザー測距計によりバロネット高さを計測する。
 - あらかじめ選定した数箇所の計測ポイントを測距して高さの平均値を求める。

③新自動計測方法

センサによる新たな自動計測方法を考案し、目視と比較して精度を向上させる。係留中だけではなく飛行中のバロネット量の把握は必要なことであるが、無人飛行船は飛行中に目視確認ができないため、バロネット量の自動計測装置が更に重要となってくる。定点滞空試験機では差圧計によりバロネット圧力を計測し、エンベロープ圧力との差からバロネット量を換算したが、更なる自動計測の精度向上案を検討した。

- 差圧計の個数を増やし、バロネット全体に渡り均等に配置する。
- レーザー測距計を数箇所設置して自動化しバロネット高さを計測する。
- 物理的なロープ式の距離計測装置により高さを計測する。
- レーザーでバロネット膜をトレースし3D形状を作成して体積を算出する。

項目	現状評価/問題点	改善点
ハロネット点検孔	今回地上用に開発したお椀状の点検孔は使いやすかった。飛行試験のために交換した平板の点検孔は内部が見ずらかった。 点検孔からハロネット内部に入ったが取外しが困難である	強度が高いお椀状の点検孔を取付け飛行中もそのままとする ハロネット点検孔以外にもハロネットへの出入り口があった方がよい
	MID ハロネットがちょうど推進器と重なってしまったため見づらい。取付位置ミス。	艙装の方法と目的を確認し、人間がどんな作業をするかを検討。それに基づいて取付部はCATIAで干渉を確認する。
マーキング確認	Zリフトを使用し確認していたが、排気ガスや耐久性の問題がある	船体下に移動可能な階段状のタワー(足場)を設置する。
	夜間はハロネット内が暗いため折れ目の確認が困難な場合があった	マーキング確認の際には強力な懐中電灯または投光器によりハロネット内を照射する

(2b) バロネット充填率調整

・気象予測

項目	現状評価/問題点	改善点
気象データ	予測のもとになる気象データの対象が現場から遠く予想が大幅にずれる場合もあった	現地の正確な気象予測が必要である。また経験からマージンを持たせて予測し安全側で調整するようにする
気象予測シート	夜間の人員削減のために実施したものでありハロネット変化量を把握する上で参考になった。	圧力維持作業は気象を予測してハロネット量を調整することが必要となるためハロネット量の変化を前もって算出することは作業員常駐にかかわらず重要である。
	当初ハロネットの変化量をグラフから読み取って記入していたものをExcelの自動計算としたが、気温気圧の変化に伴う船体の変化が感覚的につかめなくなってしまう弊害もあった。	突然の台風による気圧低下やフェーン現象による気温上昇に即応するには、日頃から船体の体積の増減を感覚的に捕らえる訓練も必要である。

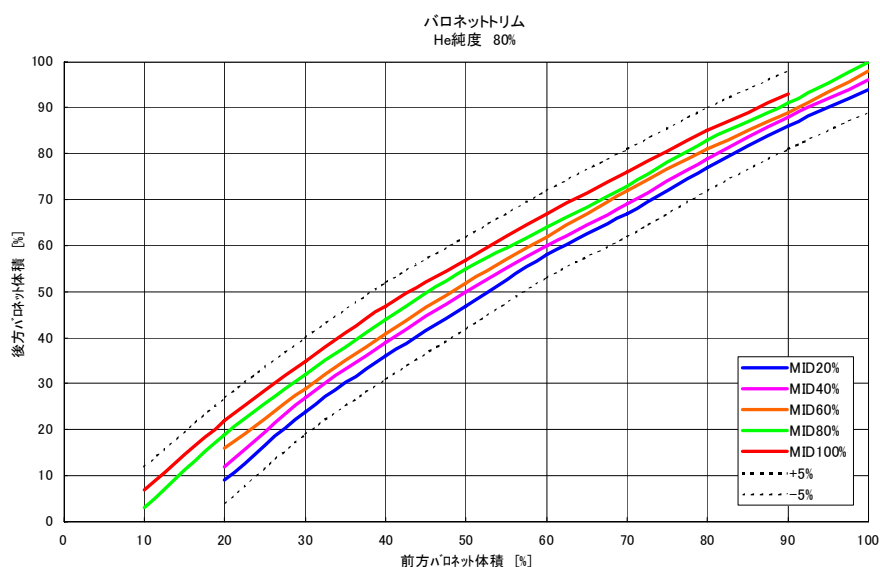
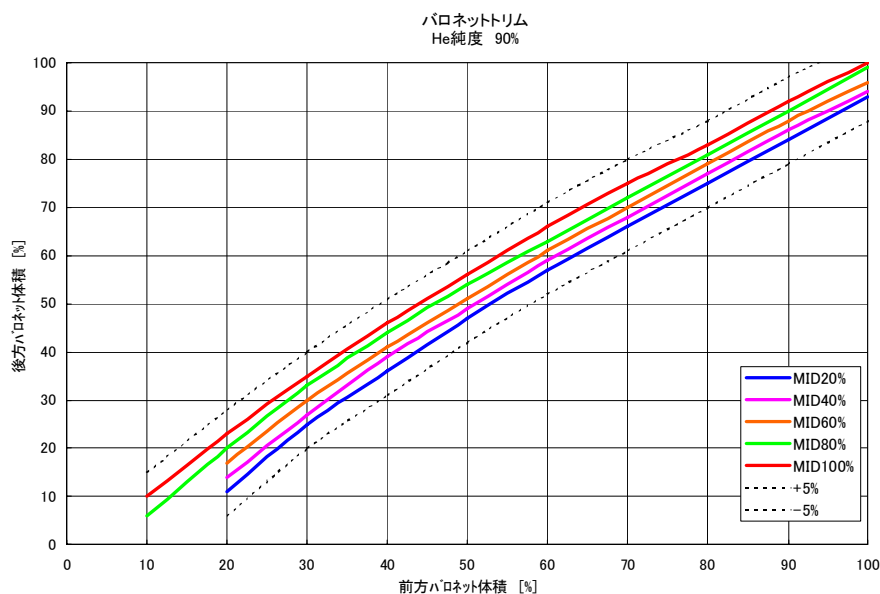
・暖房

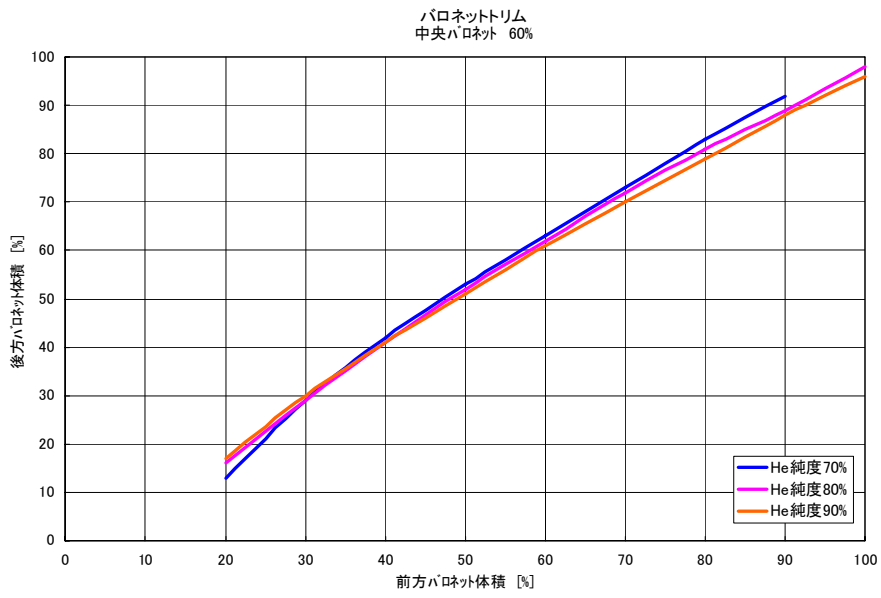
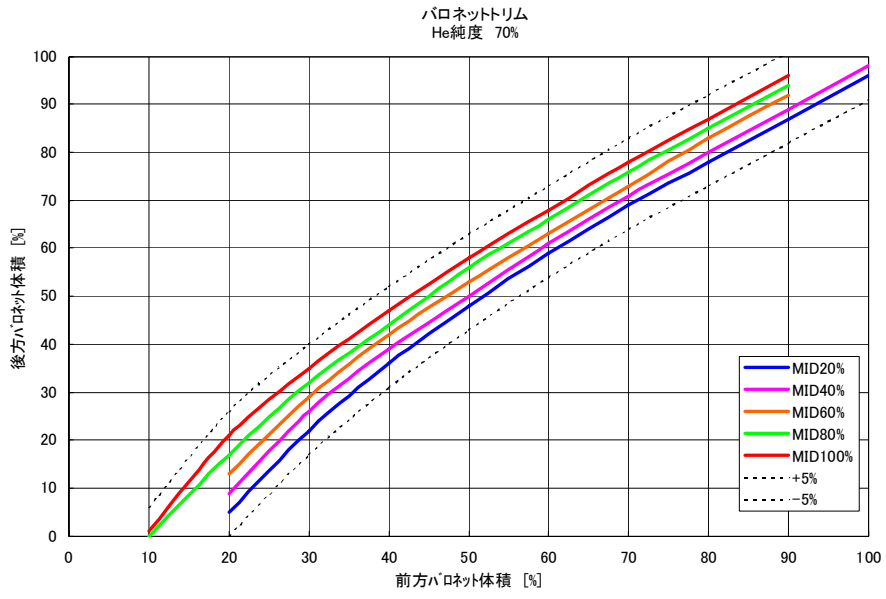
項目	現状評価/問題点	改善点
パネルヒーター	赤外線パネルヒーターを約10台設置し状況に応じて運転した	低価格のフラインヒーターの使用も検討の余地がある

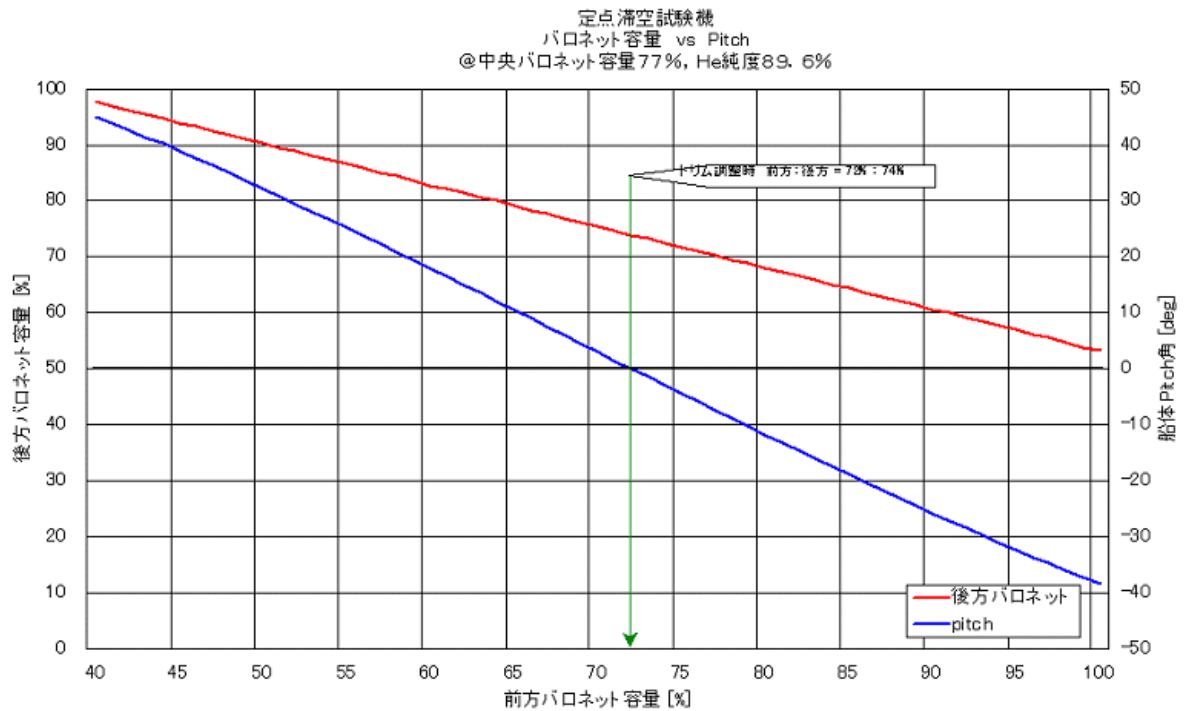
(3) 水平トリムの維持

船体のトリムはHe純度により変化する。定点滞空試験機のバロネットバランス量を以下に示す。圧力維持作業は船体へビネス及びトリム調整作業も含まれるため、以下のようなバロネット量に対する機体の状態を理解して常にトリムが崩れないように維持していくべきである。

以下に中央バロネットまたはHe純度の違いによるトリム調整のための、前後バロネットの設定量を示す。また次頁に前方バロネットに対する後方バロネットの量と船体ピッチ角との関係を示す。前方バロネット体積5% (90m³) の変化でピッチ各が8~9° 変化することがわかる。







(3a) トリム確認

項目	現状評価/問題点	改善点
トリム確認	マストヘッドのガタを確認した。	マストヘッドにロードセルを取付けてノーズコーンからの荷重を計算し、船体のヘビネス確認とトリム調整に使用する

(3b) トリム調整

(4) 適正余剰浮力の維持 及び設定(飛行試験前)

項目	現状評価/問題点	改善点
EQ調整	イベント時に EQ 調整を実施しデータをとった。	毎日定時に EQ 調整をしヘビネスの評価をすることが望ましい。荷重計測ロードセル式の船体架台を製作し常時ヘビネス計測できるようにする


(4a) 脚歪み計測

項目	現状評価/問題点	改善点
ヘビネスチェック	試験中は脚の沈み等を確認してヘビネスチェックをしたが、船体がウマに固定されていたため、結果的にウマを外した場合のみ計測可能であった。	有人飛行船同様船体を脚のみで係留できるようにになれば、毎日の脚の縮み量の計測でヘビネスチェックをすることは有効である。

(4b) EQ調整

EQ調整は有人飛行船の方法を踏襲し、実績に基づいて経験者の地上クルーチーフの指示により実施した。

項目	現状評価/問題点	改善点
調整時期	He 注入の前のヘビネス確認、飛行試験直前、に実施した。必要時期に実施したが毎日定時に実施して履歴データをとれば船体の状態を確認できる資料となる。	できれば毎日実施しデータ解析した方が望ましい。外気温や気圧はもちろん、湿度との相関データを得る。
重量計算	EQ の計算には船体の質量データが必要であり重要であるが、タイラップ、ケーブル、テープ等の質量までは管理できず重心も含めて不確定な部分を残した。	船体の装備品は艀装前にひとつずつ計量し小さなものでもチェックする必要がある。小さな誤差が積み重なると大きな誤差になってしまう。
ロードセル	船体のトリムと重量を計測する場合はマストオフする必要がある、EQ 調整は地上クルーの人員が必要であった。	マストヘッドにロードセル(荷重計)を取付けマストヘッドとノーズプロフのガタをモニターし船体のトリムのモニターし人員を削減する。
	船体のヘビネス計測はショットバラストの個数で把握する EQ 調整のみであった。	船体のウマ及び脚にロードセルを取付け船体のヘビネスのモニターを行い圧力維持作業に組込む。
計測	EQ 調整と同時に船体の諸データ(パロネット温度、He 温度、気圧ハ、ンガー内温度等)を計測しログシートで管理した。	計測項目は現状で妥当なものだと思われるが、飛行試験用のデータに供するには各項目の精度を上げることが必要である。
ショットバラスト	ショットバラストを格納するゴンドラの扉のハッチが開けづらいものであった。飛行試験時には頻繁にバラストの積み下ろしを行うため面倒であった。	扉を開けやすい構造にする。扉を閉めてロックする機構を一箇所にしてワンタッチのタイプにする。

	<p>バラスト室に構造部材のステーがありバラストを取り出すときに邪魔になった。</p> 	<p>構造設計の段階で強度検討をしてバラスト室に邪魔なものがないように考慮する。</p>
--	---	--

(4c) ヘリウム注入

項目	現状評価/問題点	改善点
注入口	船体の注入口の場所が高所にあり、船首灯で塞がれているため、注入/リフレッシュの際に外す必要があった	できるだけ He 室最下部に注入口を設置する。Zリフトでアクセスできるレベルにする。注入口のフランジは注入ホースとワンタッチ式のカップリングが良い。He 注入口はリフレッシュと兼用とし、リフレッシュ装置の in と out を一体のフランジに取付ける。
注入ホース	長く、重く、太く、運びづらい	収入し易いドラムに巻き取る。最適直径を選び軽量化する。
He 供給装置	注入準備に時間がかかる。	ハンガーと一体型にし建物に供給設備を備え付け、地面に配管を這わせて地面からホースが出せるような構造にし、ガストレーラーを屋外に設置して屋外のホースに繋ぐだけで供給できるようにする。(プロパンガスのようなシステム)

・ 妥当性の評価・改善案の提案


項目	現状評価/問題点	改善点
注入	船体へのホース接続に時間がかかる。	船体とのワンタッチ接続(有人飛行船で実績あり)とする。
	6mm チューブの場合は注入に時間がかかる	接続に時間がかかるため 6mm チューブで注入したのであり、接続方法の改善は必要。
発注手配	使用量を見積もり、スケジュールに対してビハインドなく He を手配し供給することができた。	トレーラーサイズの選定と約 1 週間のリードタイムを考慮して業者と調整し先行で手配する。トレーラーのサイズによっては在庫がない場合があるので注意する。
供給装置	移動式の供給装置であったが使用するのはハンガー内のみであるので設置型	供給装置をハンガー設備としてハンガーと一体型で設置し、注入ホースは地下を通

	でもよい。	して船体の注入口近くに接続口を設ける。
注入量の算出	トレーラー残圧と温度で換算し算出した。また船体のパロネット量確認によって He 体積の推移から検証を行った。供給装置付属の流量計は注入時にモニターする参考値であり積算流量計も低流量では作動しないため参考データとして扱った。	注入量の計算はトレーラーの残圧と温度で換算したものを正とする。
能力	ヘリウム供給能力平均 400m ³ /h は通常の追加注入に支障のない能力である。ただしインフレーション時に 6000m ³ 以上注入する際に 15 時間以上かかるため、その点においては多少の能力不足を感じるがその後の運用においては選定は妥当なものであったと考えられる。	流量計とレギュレータの能力の関係で注入能力が決定される。供給装置の規模と予算にもより、順次船体を浮上させるというインフレーションの方法によっても大量供給が必要ない場合もある。インフレーション時のパロネットフロアの能力にもよる。

・ ヘリウム保管・管理について

ヘリウムの保管は業者に依頼し、法規に基づいてハンガー外の北側に保管場所を設け、試験期間中は常時保管を行った。

項目	現状評価/問題点	改善点
トレーラー交換	使用する量と時期とトレーラー残量を計算しトレーラー交換の手配をしたが約 300m ³ の残量があるのに交換したケースや、リードタイムが長いので残量を船体に注入してしまったケースもあり、注入時期の管理がリードタイムに拘束される。ちなみに費用は使用した分のみの出来高払いである。	トレーラー保管場所近くに、ヘリウム一時保管貯蔵タンクを設置する。トレーラー交換時期にトレーラー残量を貯蔵タンクの方に移しておけば、約1週間の交換期間中にもヘリウムを使用することができトレーラーに残量を残さずにフルにヘリウムを使用することができる。

保管場所	保管場所としてトレーラー自体に問題はないが、屋外が極低温環境のため作業者に負担があった。またハンガー内への注入管を通す専用の出入口がないため外のトレーラーへのアクセス性が悪かった。	トレーラーの注入口だけを屋内に入るようにハンガーにインターフェイスを設ける。
	 <p>ハンガー北側の陽が当たらない場所であったため、雪が溜まりアイスバーンとなり危険な作業場所であった。</p>	除雪し易く地面が固まらないような場所を選定する。トレーラー専用に地面はアスファルトにし防雪ネット等で囲う。

(5) ヘリウム純度の設定（飛行試験前）

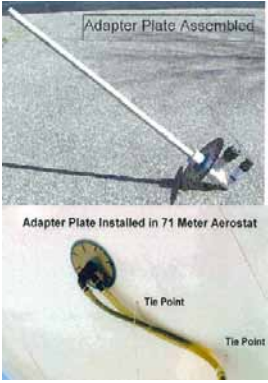
(5a) 純度計測

項目	現状評価/問題点	改善点
計測場所	前方下部、後方下部、中央上部(天頂部)の3点で計測した。	純度の精度を上げるためサンプル数を増やした方がよい。前方中央後方で高中低の計9箇所計測する。また船体内に配管を通しチューブの長さにより船体内部の純度分布を計測する
計測時間	最大20分の計測を実施した	ポンプが壊れやすい構造になっているため計測時間は5分以下が望ましい。計測値が安定したら計測をストップしてもよい。

(5b) ヘリウムリフレッシュ

本試験では有人飛行船用のリフレッシュ装置を海外からレンタルし、オペレーターによる実務トレーニングを1週間受講した作業員により取扱い、操作、運用を実施した。

項目	現状評価/問題点	改善点
注入口	ヘリウムと兼用で船首と船尾の注入口を使用した。場所が高所でアクセスしづらく、長いホースが必要であった。また吸入場所と注入場所が船体上方にあったため、純度の低いヘリウムが船体の下	吸入口と注入口を一箇所にまとめてワンタッチで接続できるタイプにする。接続口は船体下部に取り付ける。(有人飛行船実績)

	方に溜まる傾向があり、精製効率があまり良くなかった。	
装置サイズ	旧式のタイプに比べるとサイズも小さく、人力で移動も可能であったため取扱いは容易であった。	更なる軽量化が望まれる。
操作	装置の操作は訓練を受ければ習得できるものであり、手順通りに実施すれば問題はなかった。最新式のものでマニュアルが整備されていないため口頭で受けた説明が全てで、マニュアルを入手したのは11月の終わりであった。わかり易く直した手順書を作成して実施した。	長期に渡る運用では整備・点検も必要のため手順化することが必要である。
操作性	操作方法では問題はなかったが、作業の一部を体系化していなかったためと装置のプラグが全て共通であったため、ケージを損傷するトラブルがあった。その他は問題なく操作は容易である。	注意、警告のタグを取付け、作業者が間違わないように配慮する必要がある。
能力	純度上昇0.17%/hは物足りない感があるが、現存する機器としてはボリュームに対して妥当なところであると考えられる。	性能向上が望まれる。本装置はエンジン式であったが、電気式の場合92%から96%への作業でエンジン式の22時間に対して41時間と1/2にパワーが落ちることになる。出力パワーのあるもの、エンジン式を選定した方が良いが、電気式はスペア品が必要ない。スペア品の殆どがオイルフィルタ等のエンジン関連部品である。
	必要な純度まで上昇するには時間を掛けてリフレッシュする必要がある。現状約1.3%/dayを約5%/dayまで能力UPが図れれば飛行スケジュールに大きなインパクトがないヘビネス管理ができる。	予算との兼ね合いになるが試験の機動性を上げるために、能力向上型を選定、もしくは2台同時運用、並列接続運用を考慮する。
運用	オペレーターの数により昼間の運用し	オペレーターを教育して作業人員を増やし

	か行うことが出来なかった。	夜間運用を組込んで最短での純度の上昇を行う。
トレーニング	レンタル開始時に受けたトレーニングはマニュアルが整備されていないこともあり有効なものであった。操作そのものは簡単であるが、原理、トラブル対処、整備点検、注意点、細かいノウハウ等の情報を入手できたことが大きい。	海外の新製品であることからトレーニングは有効であった。同製品であればトレーニングの必要はないと考えられる。

(6) 作業体制、スケジュールなど

・圧力維持班

項目	現状評価/問題点	改善点
作業人員	地上クルーとの掛け持ち作業もあり作業員が不足していた	作業人員は常駐人数+2名必要である。例:2名ずつの3交代であれば、8名必要となる
作業シフト	試行錯誤でいろいろなシフトを試行したが作業員不足による作業掛け持ちの負荷が大きい。シフト再編の必要に迫られることが多く一部の人員の作業時間が過大となった	圧力維持作業専門の人員を常駐させる。 2名で3交代がベストであった。熟練すれば昼間は1名でも可能である。 また定期的なシフトの再編成をしてマンリを避ける必要もある。
作業場所	冬場の寒冷地での作業環境が悪い	簡易的な圧力維持ルームを作り防寒対策をする 圧力維持装置を移動しマストカー内で作業する

・計測記録

項目	現状評価/問題点	改善点
計測間隔	1時間毎の計測間隔は妥当なものであったと思われる。ハロネットの確認は安全のために30分毎に確認したいがZリフトの耐久性により断念した。	将来的には全自動でデータを取込むシステムで圧力維持を無人化する。Zリフトに代わる足場を使用する。
計測項目	必要な計測項目を網羅していたと思われる。当初ハンガーに設置した熱電対が使用できなかった。手書きの項目と圧力維持装置の記録のリンクが不十分であった(フロア作動時間等)	外気温度、ハンガー内温度の精度向上が必要。ハンガー内温度は船体周り高さ方向の分布を計測したい。圧力維持装置のデータを日ごとにプリントアウトし検証する ※添付資料:ハンガー内温度、湿度(おんどりデータ)

4.16 操縦評価

定点滞空試験機は、わが国がかつて製造した最大の飛行船であると同時に、最大の無人航空機でもある。機体を領収後、地上取扱総合試験から定点滞空試験にいたる合計 8 回の飛行試験を実施したが、それぞれのフライトの内容や記録、そして操縦評価は 4.3～4.10 節に収録されている。本節ではそれらを通覧し、この大型無人飛行船の飛行試験全体にわたっての操縦評価を総括的にまとめておく。

(1) 準備段階および地上ハンドリング関連

一般に航空機を試作するときは、設計のかなり早い段階から飛行要員を参加させる必要がある。本機の場合も詳細設計段階から、飛行船パイロットが飛行試験時の地上無線操縦者候補として参加し、飛行制御系だけでなく機体の各システム全般に対する理解を深めるよう配慮した。この時点で地上無線操縦者の位置付けは、本無人機における飛行要員すなわち操縦グループの中核と想定していた。また飛行船のマストオフ後の地上扱いおよび離着陸は、操縦グループと地上グループの共同作業となる。そのため領収試験として実施された浮上機能確認試験をはじめ各種の開発試験や全機機能確認試験に、各グループがなるべく幅広く参加し、実験隊全体としてのチームワークが形成されるよう配慮した。

ロード・シート： 飛行試験の初期において、ロード・シートあるいはウェイオフ・シートは未整備であったが、飛行試験の進展とともに整備されていった。飛行試験の第2段階ではほぼ形ができたが、飛行船に限らず航空機にとって重量重心管理は最も重要なものであるもので、たとえばフライト中の heaviness や trim の確認機能の追加など、今後の継続的な改善が望ましい。

浮力計画： 飛行船のフライト・プランを設定するときは、離陸から着陸までの全飛行時間にわたっての浮力変化を予測しておく必要がある。この飛行前の浮力計画は試験経験を積むに従い改善されていったものの、実際に離陸するまでの時間経過による温度変化により、計画を変更する必要が生じることもあった。とりあえず離陸時の heaviness を調整すればよいのではなく、フライト全体からみてヘリウムとバラストの搭載量を定めるという積分的な観点が重要であった。

ハンドリング・アシスト： 飛行船では地上においてエレベータやラダーを操舵し、グラウンド作業をアシストすることがある。効果はある程度の風のあるときに限られ、また舵効きに遅れはあるものの、本機においてもアシスト可能であることが確認できた。これとは逆に地上要員による飛行のアシストとして、離陸時に左右のヨー・ラインを離すタイミングをずらして、機首を望ましい方向に向けるホールディング・テイクオフも実行することができた。

操縦席表示： 実際の機体位置と操縦席に表示される位置とに若干のずれを感じるがあったが、地上要員との交信により実際の状況を確認することで補った。また操縦席に表示される ADS 出力の風向風速と、地上での観測値との間にはある程度の差があるが、直前のゾンデ・データなども参考にしながら、風の全体状況をイメージし離陸操作に入った。

(2) 飛行全般

平成 16 年 5 月 14 日に JAXA が機体を領収してから、飛行関係者の訓練および FLOPS のチューニングが、システム機能確認などの地上試験と並行するかたちで実施されていった。これにはかなり時間がかかったものの、低速度領域のチューニングが済んだ頃には、飛行関係者も試験全般について、それなりの自信および見通しを得ることができた。そしてフライト・エンベロープの拡大については、安全確保を第一に考え、地上確認の第 1 段階、基本特性確認の第 2 段階、定点滞空・ミッション試験の第 3 段階と、3 段階のステップ・アップ手順を設定した。機体や関連システムの改善や関係者の技量向上は、とくに第 2 段階で大きく進展し、その成果は第 3 段階で実を結ぶこととなった。

パイロット・レーティング：パイロット・レーティングによる評価は、その論理性からも、操縦グループ内のコミュニケーション・ツールとして役立つことが判った。本来は有人機を想定して開発された手法かもしれないが、飛行船のように飛行要員による遠隔操縦的な要素を色濃く残す無人機の場合には、機体および飛行管制システム全体の評価手法として、これからも役立ちそうである。

差圧制御：差圧制御の自動化は、操縦上のワーク・ロードを減らすのに効果的であったし、構造的にある範囲内に制御するという目的も果たした。しかしながら中央バロネットに関しては、低空において空気量が増加する傾向がある反面、高空においては空気量が早めに減少していくなど、逆に飛行要員のワーク・ロードを増やしてしまう場合もあり、これからもシステムのきめ細かい改善が望まれる。

バロネット：飛行試験全般にわたって、バロネットに起因すると思われる不安定性は感じられなかった。また試験データを見ても、バロネット空気のスロッシングらしい現象はないようである。縦の操縦においては、スライド・レバーによるバロネット・トリム制御が、頭上げ、頭下げ、レベル・オフ、それぞれの局面で有効であった。

推進装置：電気推進システムを初めて経験することができたが、本機の場合、プロペラ回転数制御の応答はかなり速く、また低推力のわりには機体の加速も意外によいと感じた。離陸の場合を例にとれば、離陸を開始して約 10 秒で最少操縦速度に達している。それに対しプロペラ・ピッチ変更は応答が遅く、着陸時など微妙な推力制御を必要とするときには、使用しにくかった。全般に低出力であることは否定できないが、気象条件を選べば、推力ベクタリングが有効に機能したこともあり、ほぼ所定の位置を基準として離着陸することが可能であった。

着陸について：着陸の最終段階では船体を正しく風の方向に向けておくことが重要であるが、遠隔操縦では体感が得られないので、それに代わりうるレベルで横滑り角 β が操縦席に表示されることが望ましいと思われた。横方向の制御手段がないわけだから、地上要員がカバーしきれない程度の横方向ドリフトが生じると予想されたならば、着陸復航せざるを得なくなる。また実機と操縦席画面表示の誤差は、水平面位置、高度とも、地面がレフェレンスとなる離着陸時に大きく感じられた。

(3) 飛行制御

定点滞空試験機の第一の目的は、飛行船の定点滞空飛行を自律制御することにある。その意味で、今回の飛行試験は完全に目的を達したといえよう。ここでは自律飛行にいたる各飛行モードについて、操縦評価の視点からまとめておく。

ダイレクト・モード： 飛行船本体だけでなく表示装置の誤差や遅れが関連してくることもあり、体感が cue として得られる有人飛行船よりも操縦が難しいことは否定できなかった。ただ飛行特性については、virtual 画面で feel 無しの操縦にもかかわらず、一般の飛行船を計器飛行させている感覚に近く、とくに特異なものではなかったといえる。

CASモード： 若干のチューニングはあったものの、飛行要員のワーク・ロードや機体の不快な動揺が、かなり減少することが確認できた。CAS モードで飛行中に、軽いタービュレンスに遭遇したことがあったが、そのときエレベータの動きを観察すると、かなり細かく操舵していた。このことからレート・フィードバックの SAS を組み込めば、ダイレクト・モードのワーク・ロードを減らせる可能性があると思われた。なお CAS モードは、自律飛行における制御則の部分に相当する。

自律モード： 航法に相当する誘導則を飛行前あるいは飛行中に設定し、それにもとづいて制御則を働かせて自律的に飛行するモードである。誘導則の設定や飛行中の変更に関する工夫は必要であったが、それらを通じて飛行船の自律飛行のノウハウが取得できたといえる。今回の飛行試験では、水平面誘導と高度誘導を分離独立して取扱ったが、より高々度まで上昇する場合には、風の高度分布の問題があるので、両者を統合させる必要が出てこよう。また今後の研究課題として、ワーク・ロードやリスクの低減を目的とした着陸の自動化あるいはアシスト・システムが考えられるが、このときもグライド・パスを飛行させるため、水平面誘導と高度誘導の統合が必要になる。そして飛行船であるがゆえに、飛行制御と浮力制御の融合に進むことになるかもしれない。

各モード間の移行： それぞれの操縦モード間の移行は、円滑に実行でき問題はなかった。モードを移行するとき、おおよそ高度 1000m 付近で 10 分間程度水平飛行することが多かったが、飛行船を外気と熱的に平衡させ、内部ガス温度を大気温度に近づけるのにも役立ったと思う。なお飛行船が熱平衡していく所要時間は、事前に考えていたよりもだいぶ早く、感覚的には数分間程度であった。

ワーク・ロード： 飛行管制棟 3 階の要員は、自律モードで飛行していても、緊張を解くわけには行かなかった。機体の状態、気象条件の変化、そして飛行状況に常に気を配りながら、状況に応じた的確にコマンドを出す必要があった。この作業は各システムに精通し、かつ各自の持ち場に応じた技量を有する人員でなければならない。研究の進展とともに必然的に飛行が長時間化するので、飛行中の要員交代についても、これからの課題として検討していく必要がある。

(4) その他

この飛行試験を実施したことにより、大型の無人飛行船の運用に関するさまざまな経験を積むことができた。また機体はあくまで定点滞空試験機システム全体の一部と考えるべきであって、本機の飛行は NICT が担当した追跡管制システムと組み合わせることにより、初めて可能になるものである。これらに関連した知見を以下にまとめる。

FLOPS の役割： 領収後のシミュレーションは、FLOPS のチューニング、初飛行前の飛行特性の把握などから開始した。初飛行後のフライト・エンベロープの拡大に対応して、シミュレーション内容も次第に高度化させていった。そのとき実機で訓練できない飛行中の不具合に関して、FLOPS はとくに有効であると感じた。また MEWS による最新の気象予測を入力し、フライトごとに最終実時間シミュレーションを実施したが、これは飛行要員だけでなく関係者全体のリハーサルとして必要不可欠のものであった。

FLOPS の精度： チューニング後は、ほぼ実機特性を模擬していると判断できるようになったが、飛行試験を通じて全般的にみても、FLOPS よりも実機のほうが、より操縦が容易であった。シミュレーターは実機特性を完全に模擬しても、操縦者にとって cue や臨場感が弱い分だけ、操縦が難しくなるのが普通であろう。また実機よりも難しい FLOPS で訓練を積んでいたことが、実際のフライトで発生した不具合や気象条件の変化に安全に対応することができた自信となったともいえる。

直前の気象観測： 最終実時間シミュレーション用の気象条件を観測あるいは予測してから、実際に離陸するまで、どうしてもある程度の時間が経過してしまう。したがって風の影響をとくに強く受ける離陸や着陸については、その直前にゾンデを上げることが有効であった。また離陸直前のゾンデによる温度の高度分布は、離陸してから上昇していくときの heaviness など、着陸までの全フライトにおける浮力マネージメントに役立った。

備考： 複雑な無人航空機システムの飛行は、個人では不可能で、組織の力をもってはじめて成立つ。しかしながら組織だけでもだめで、組織を構成する個人それぞれの役割や技量そして努力も、さまざまな局面でさまざまに力を発揮する。ましてや飛行船はアバウトで人間的な航空機であり、自律制御といってもボタンひとつで飛んでくれるわけではない。この飛行試験を通じて、本格的な飛行船の開発や飛行に関する基礎を学ぶことができたので、さらなる次の段階に進むときには、今回のノウハウを継承することが大切であろう。

4.17 実験場の風の解析と評価

(1) 目的

成層圏プラットフォームは風による影響が大きく、風況が運用範囲を制限する。ハンガーの出し入れ、離着陸時および高い確率で遭遇する偏西風に対する耐風能力を検討することが必要である。定点試験機は定点制御および離直陸制御方式を検討するために製作された。そのために風の予測、実測および全般的な風況の把握が必要である。ここではハンガーや地形による局地風の解析、地上および機上の風計測システム、それぞれの風計測システムとの比較検討を行う。

(2) ハンガーや地形による局地風の解析

a. 目的

定点試験機は着陸時の制御能力が小さく着陸点近傍の風速分布に影響される。そのためにハンガーや地形による影響を受けた着陸点近傍における風速分布を LAWEPS (Local Area Wind Energy Prediction System 局所的風況予測システム) を使い解析して、定点機着陸時の操縦の参考データとして提供する。

b. 概要

着陸点近傍における風速分布を解析するために、NEDO プロジェクト「局所的風況予測モデルの開発」¹⁾の成果ソフトウェア LAWEPS (Local Area Wind Energy Prediction System 局所的風況予測システム) は、数値気象データを用いた広領域の気象モデルで計算された時系列計算結果から、(ネスティングされる) それより狭い、10 km 四方程度の領域内でさらに計算を行い、風況予測に地形などの影響をよりの確に反映させ、さらに狭い1 km 四方程度の領域上でネスティング計算を行うことにより着陸点近傍の地形、直製及びハンガー等の建築物の影響を受けた風速分布を10 m メッシュで計算する。この計算を行うためには国土地理院から提供されている50 m メッシュの数値地図よりさらに細かい10 m メッシュの数値地図と植生分布図及びハンガー等の建築物の3次元データが必要である。10 m メッシュの数値地図に関しては北海道地図株式会社²⁾の10 m メッシュの標高データを使用した。しかし、このデータには新たに建設した飛行船用ハンガーや管制塔は反映されていない。また、植生分布図も国土地理院のデータは100 m メッシュなので計算結果に反映されない。建物や植生によって影響される局地風況データを取得するために航空写真撮影³⁾を行い植生分布図及びハンガー等の建築物の3次元データを航空写真解析ソフト「図化名人」⁴⁾を使用して解析した。これらのデータを LAWEPS に適用して、着陸点近傍における風速分布を解析した。その結果、秋季の代表的な風向(W~N)の風の場合、風上にあるハンガーおよび管制塔の後流の影響が着陸点近傍に及ぶことが分かった。

注 1) 日本気象協会、離島用浮力発電システム等技術開発「局所風況予測モデルの開発」、2003/3

2) 北海道地図株式会社、北海道旭川市台場1条2丁目1番6号、<http://www.hcc.co.jp/>

3) 村井俊治：解析写真測量、日本写真測量学会、1983/6

4) アジア航測株式会社、はじめて使う図化名人、チュートリアルマニュアル、2004/2

c. 航空写真解析

植生分布図及びハンガー等の建築物の 3 次元データを解析するための航空写真を府中エアースーサービス株式会社に発注して大樹実験場を中心に 2 コース（コース長 20km、コース 1 進入方位 220 度、コース 2 進入方位 40 度）、30 カットの写真を撮影した。航空機は JA3716(セスナ 172M 型)、カメラは RC-30（ライカ・ジオシステムズ社）、レンズ F=153.26mm、フィルム E. K. エアロカラー(230*230mm)、撮影高度 2345m、縮尺 1/15000、撮影日 2004 年 7 月 16 日離陸 11 時 38 分、直陸 12 : 50 分、快晴でよい写真が撮れた。写真測量用専用スキャナーで 14 カットをデジタル画像(20.2GB)に取り込んだ。

航空写真は 60%オーバーラップさせた 2 枚のフィルムから共通点（パスポイント）を 6 点以上選び姿勢角（ ϕ 、 θ 、 ψ ：写真測量の分野では Ω 、 Φ 、 K ）及び位置（X、Y、Z）を調節して 6 点を各フィルムからレンズを通して地面に投影した場合のそれぞれ 1 点に交わるように誤差を最小にする。これをモデルとよぶ。このモデルを連続的に作ってゆき、最終的には帯状の大きなモデルが出来上がる。

1 つのコースの横幅はカメラの焦点距離と飛行高度から決定される縮尺で決まってくる。このために横幅を増やすために 2 つのコースを接合する。そのために各フィルム上に 2 つのコースに共通なタイポイントを 3 点ずつ設定してゆく。このすべてのタイポイント点とパスポイントが各フィルムからレンズを通して地面に投影した場合のそれぞれ 1 点に交わるように誤差を最小にする。これにより広い範囲の解析が出来る。

次に、このモデルを絶対位置にはめ込むために三角点等から基準点を 4 点以上をモデル全般に配置する。50m メッシュの標高データを水準点としてモデルに配置すると安定した結果が得られる。航空写真解析に使用した図化名人は (a) プロジェクト管理、(b) 評定解析、(c) 自動計測、(d) 数値図化・編集、(e) オルソフォト作成の 5 つのプログラムからなっている。

(a) プロジェクト管理：撮影高度、縮尺等の撮影条件、使用したカメラのデータ、評定図への撮影点の記載等の初期データを設定する。

(b) 評定解析：解析する写真 2 枚を 1 組として立体視できるモデルを作り、各モデルに写真の基準点(四隅のコーナーの基準マーカー)、パスポイント(複数のモデルを接続してゆくための共通に写っている基準点)、タイポイント(2 つ以上のコースを接続するための共通に写っている基準点)、三角点、標高点(地図上の絶対位置を決めるための基準点を写真の中から拾い出す)から各写真の位置、姿勢角パラメータを決定する。評定解析は各モデルに規定された精度に入っていることを確認し、最終的にはバンドル評定で複数のコースを含む全体で規定された精度に入っていることを確認する。後続の自動計測・数値図化を行うためにモデル単体で偏位修正画像を作成する。図 4.17-1 に大樹実験場上空の航空写真を示す。

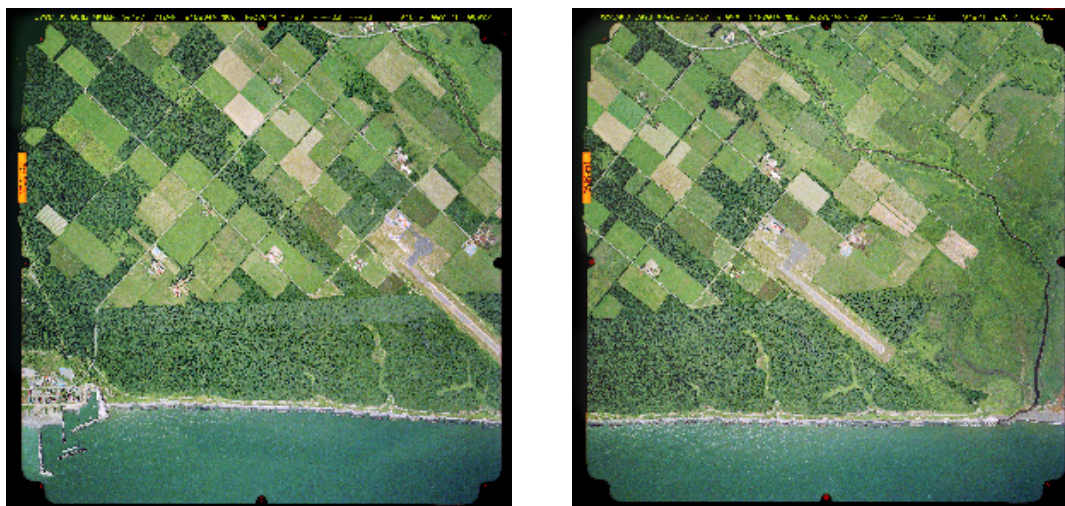
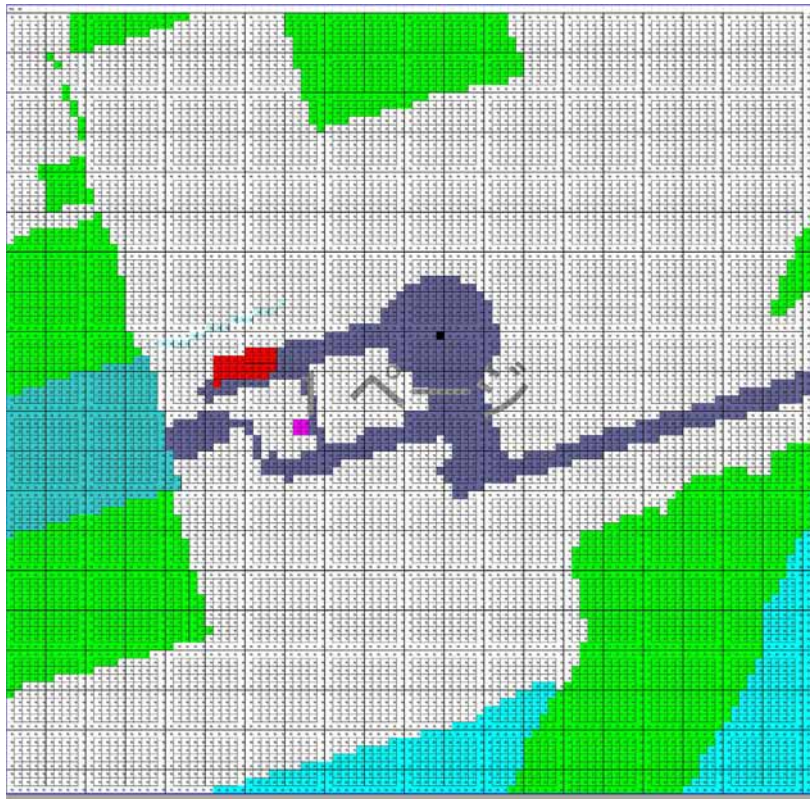


図 4.17-1 大樹実験場周辺の 1 対の航空写真モデル

- (c) 自動計測：1 組のモデルを幾つかの区分に分割し、分割された区分の写真画像から一番相関の高い点を選び出し、自動的に立体視を行い位置 (X、Y、Z) を求める。この自動計測を精度高く行うためには予め分割した各部分が同じ場所を採るように手動で調整しておく必要がある。
- (d) 数値図化・編集：自動計測した結果を元に建物や道路などを図化する。作業はまず、立体視により個別にけいそく点の精度評価を行い、十分な精度で求まっているか確認する。精度が十分でなかった場合は手動で計測点を修正する。今回はこの時点で主要な建物（ハンガーや管制塔）の高さを確認し、植生を分類しその高さ（樹高）を確認した。その結果を図 4.17-2 に示す。植生は 6 種類に分類した。樹木を樹高により 3 種類に分類し、地面は地質により 3 種類に分類した。ハンガーと管制塔は 10m メッシュの標高データを修正して標高の違う台形地として表現した。植生の図では道路と同じ交通用地としたが、位置の区別をするために色を変えて表示してある。



大樹周辺の植生を6段階に分類した

- 森林 樹高12m
 - 林1 樹高10m
 - 林2 樹高10m
 - 樹木 樹高2.5m
 - 交通用地 樹高0.5m
 - 農用地 樹高0.25m
- その他のマーカー
- ハンガー位置 (植生は交通用地) 樹高0.5m
 - 管制塔位置 (植生は交通用地) 樹高0.5m
 - ハンドリングエリア中心位置 (植生は交通用地) 樹高0.5m

図 4.17-2 大樹実験場周辺の植生分布

(e) オルソフォト・オルソモザイク作成：姿勢角によってひずみが生じる航空写真を姿勢角・方位角を修正してひずみのない写真又は数値地形モデルを作成する。また、写真の重なり合った部分を切り取り、切り口を目立たないように修正して1枚の写真として出力するモザイクを行う。図 4.17-3 に大樹実験場周辺のモザイク画像を示す。



図 4.17-3 大樹実験場周辺のモザイク画像

(f) LAWESP による風速分布の解析：風力発電のための風車の最適立地地点を選定するために開発された局所的風況予測モデル LAWEPS(Local Area Wind Energy Prediction System)が NEDO(新エネルギー・産業技術総合開発機構)によって開発された。高精度の風況モデルを得るために地形データ及び気象庁 GPV データ(格子点における気象予報値)を初期値として広域のモデルの出力を狭域モデルの入力として接続(ネスティング)して狭域での地形や建物及び植生の影響を考慮した風分布が計算できる。

定点試験機は着陸時の制御能力が小さく着陸点近傍の風速分布に影響されるので、そのために典型的な風向・風速における着陸点近傍における風速分布を解析するために局所的風況予測モデル LAWEPS を適用した。

d. LAWEPS による局地風況解析の計算手順

写真測量から求めた、地形、建物の標高データと植生のデータから LAWEPS の計算を行う。気象モデルは2000年の1年間のデータが100 km 四方のデータが気象協会から提供されている。任意のデータについては気象協会に発注する必要がある。このデータから風向別にいくつかのデータを選び出す。計算地域を確定して4次領域(10 km 四方)の前処理を行い、10 km 四方計算及び1 km 四方計算を行いハンドリングエリア周辺の局地風況データを得る。

(a) 10 km 四方計算

入力データとしてはGPV データから切り出した気象データ(気象協会提供)、数値地図50 m メッシュ標高データ(国土地理院)及び土地利用データ(国土地理院)を使用する。100 m メッシュの風況予測を行うために、気象データから100 m メッシュの初期値、50 m メッシュ標高データ及び100 m メッシュの土地利用データから10 km 四方で高さ5 km の領域で81*81*31の計算メッシュを作る。土地利用データは植生による風の抵抗要素として取り入れる。高さ方向のメッシュは標高データに沿って、地表面から5000 m まで数十mから数百 m 間隔で指数的に31層を切っている。7つの変数が計算される。エクスナー関数 π 、速度成分(u, v, w)、乱流量 κ 及び ε 、温位 θ が繰り返し計算により $\kappa-\varepsilon$ 乱流モデルを使い計算される。

(b) 1 km 四方計算

10 km の計算結果を初期値にして1 km 四方の計算を行う。このために10 m メッシュの標高データ及び10 m メッシュの植生のデータが必要であり。10 m メッシュの標高データは北海道地図(株)^{b)}に依頼して大樹実験場周辺の地図を購入した。切り出した1 km メッシュの標高データを編集してハンガー及び管制塔の位置のメッシュデータをかき上げてハンガー及び管制塔を表現した。植生データは航空写真測量の結果(図4.17-2参照)を使った。10 km 四方の計算と同様に繰り返し計算により地表面は数mから1000 m まで数 m から数百 m 間隔で指数的に31層を切っている。7つの変数は、エクスナー関数 π 、速度成分(u, v, w)、乱流量 κ 及び ε 、温位 θ が計算される。 $\kappa-\varepsilon$ 乱流モデルを使い、繰り返し計算により標高データ及び植生データの影響が反映され計算される。計算結果をチェックするためにモニター点をハンドリングエリア中心、風向風速計1、風向風速計2、風向風速計3の4箇所置いた。モニター点での31層の各高度の南北風速、東西風速及び風向風速が得られる。計算に必要な時間はPentium4 3.4GHz、2 GB メモリーの計算機で10 km 四方の計算が1時間、1 km 四方の計算が

4 時間、1 ケースを計算するのに計 5 時間必要とした。

e. LAWEPS による計算結果

気象データは 2000 年の 1 年間のデータが 6 日置きに 60 日分がある。1 日のデータは 12 時、18 時、24 時、30 時(翌日の 6 時)と 4 つのデータがある。これらのデータの中から 45 度置きに 8 方向の風向のデータを選び風速分布データベースを作った。飛行試験時に予測される風向を元に、風速分布データベースからより近い風速分布データを選び出し、離着陸操縦の参考にしてもらうこととした。

図 4.17-4 及び図 4.17-5 にハンガーと管制塔を反映した 1 km 四方の X=Z 計算メッシュを示してある。メッシュの大きさが 12.5 m であるのでハンガー及び管制塔は正確には表すことができないが、大きな流れを掴むために 10 m メッシュの標高地図を修正して反映した。

図 4.17-6 に 10 km 四方の地上 6 m の風速分布を示している。風速分布が 1 m/s 置きでコンターが描かれている。この風速分布から陸地と海上の風速分布の違いから海岸線表われており、また地形による風速分布の影響が明瞭に現れている。

4 次の計算結果を反映して 5 次 (1 km 四方) の計算を行う。この時点で航空写真解析によって得た 10 m メッシュの植生データと建物の標高データを反映してから 5 次の計算を行う。通常 500 回で収斂する計算が、建物や植生を反映した結果、安定した結果を得るために 1500 回以上の繰り返し計算が必要であった。

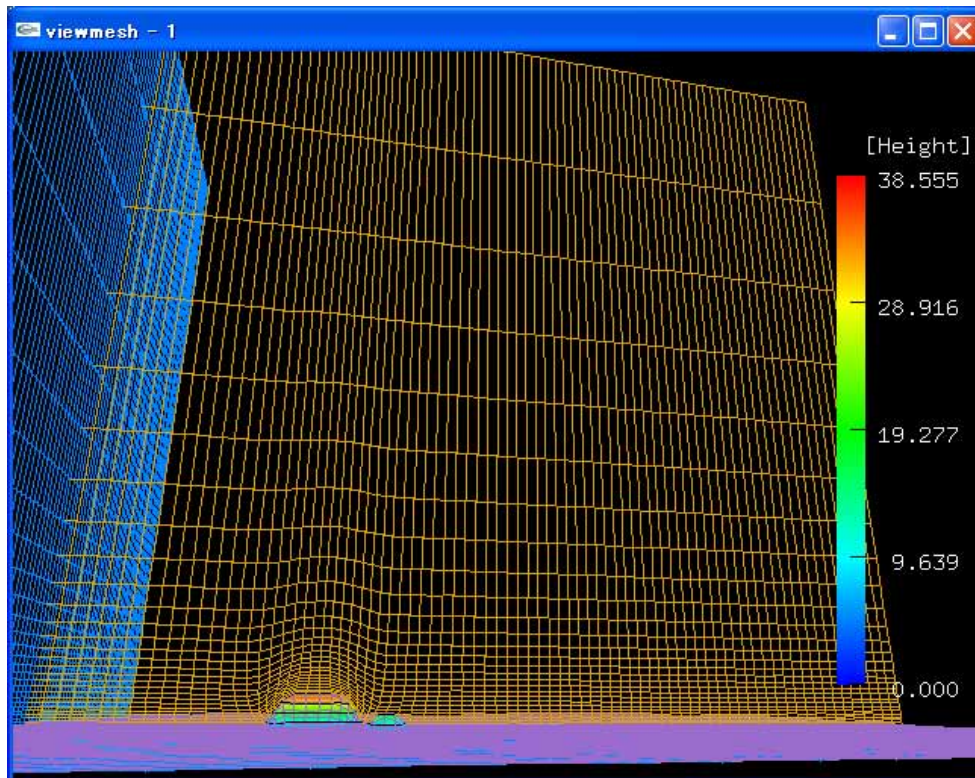


図 4.17-4 ハンガーと管制塔を反映した 1 km 四方の X=Z 計算メッシュ

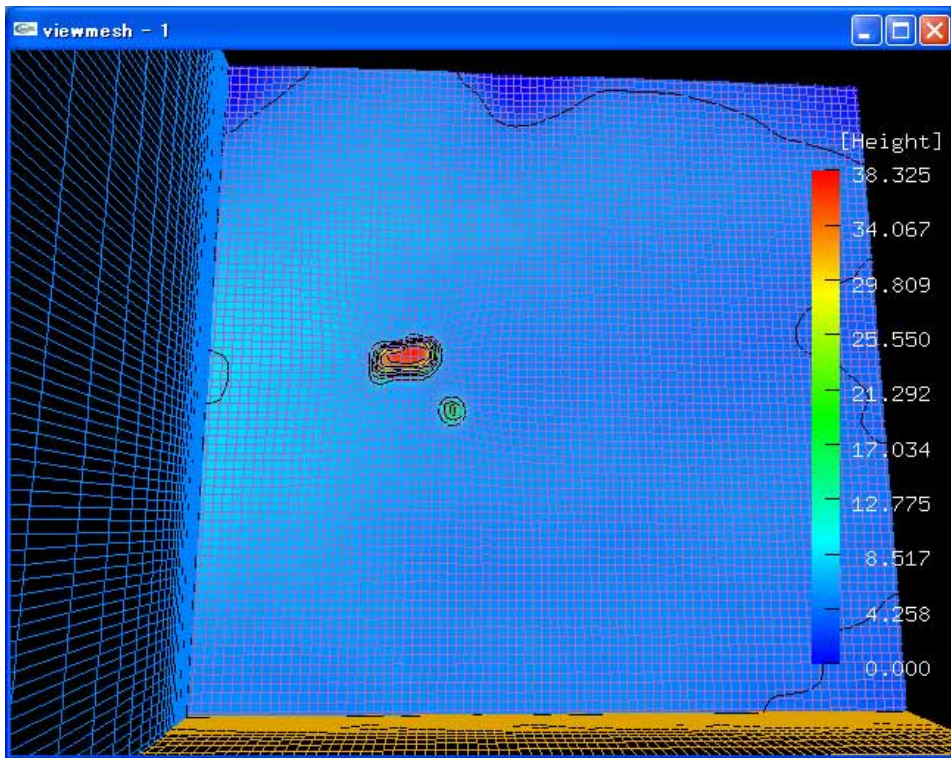


図 4.17-5 ハンガーと管制塔を反映した 1 km 四方の X=Y 計算メッシュ

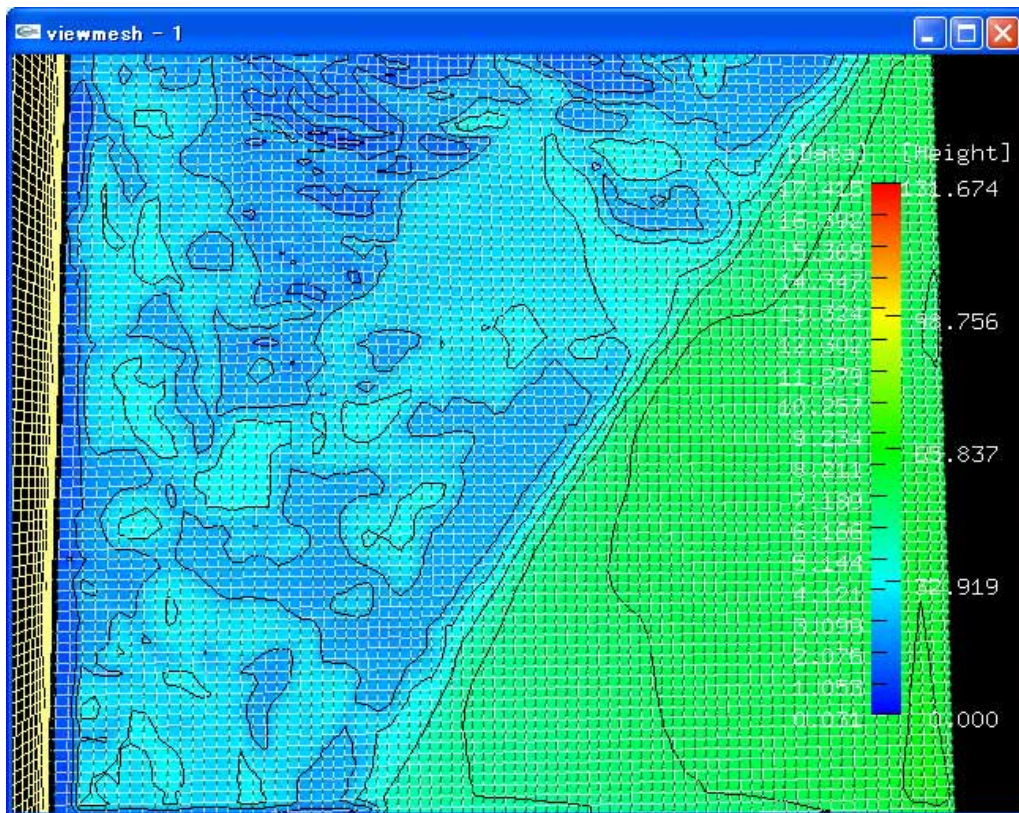


図 4.17-6 10 km 四方における地上 6 m の風速分布

- (a) データベース検索用風向一覧：データベース検索用に風向別に表 4.17-1 に検索用の風向一覧表を示す。これは5次の計算結果から地上高度10mのモニター地点（No2 風向風速計位置）の東西風速（U）、南北風速（V）、風速（ $|V|$ ）及び風向（A）をまとめたものである。この表から知りたい風向のデータを選び、鉛直分布及びハンガー周りの局地風を調べることができる。

表 4.17-1 検索用の風向一覧表

大樹実験場風況解析						
日付	時間	"Z m"	U m/s	V m/s	$ V $ m/s	A deg
2000/9/3	18	26.2	-0.6	-3.2	3.3	10.2
2000/9/3	12	26.2	-0.6	-2.3	2.4	14.1
2000/9/15	24	26.2	-0.7	-1.4	1.6	27.2
2000/9/15	12	26.2	-1.7	-1.2	2.1	55.0
2000/9/15	18	26.2	-2.7	-0.5	2.8	80.4
2000/8/4	24	26.2	-0.7	-0.1	0.8	83.3
2000/9/15	30	26.2	-1.9	0.1	1.9	92.3
2000/8/4	12	26.2	-1.7	0.3	1.7	98.6
2000/8/4	18	26.2	-1.1	1.0	1.5	130.0
2000/9/27	18	26.2	-0.7	0.8	1.1	139.8
2000/8/28	18	26.2	-0.4	5.0	5.0	175.2
2000/8/28	12	26.2	-0.1	3.1	3.1	178.0
2000/10/21	18	26.2	1.7	1.1	2.0	236.2
2000/10/21	24	26.2	1.1	0.6	1.2	241.7
2000/10/21	30	26.2	1.9	0.0	1.9	271.2
2000/12/8	24	26.2	3.3	-0.3	3.4	275.8
2000/12/8	12	26.2	2.5	-0.4	2.6	278.7
2000/8/28	24	26.2	2.2	-0.5	2.3	282.3
2000/10/21	12	26.2	2.1	-0.5	2.2	284.1
2000/12/8	30	26.2	3.0	-1.2	3.2	291.8
2000/9/27	24	26.2	1.4	-1.7	2.2	322.1
2000/8/28	30	26.2	1.4	-2.0	2.4	324.8
2000/9/27	30	26.2	0.9	-1.5	1.7	328.1
2000/8/4	30	26.2	0.8	-1.6	1.8	334.4
2000/12/8	18	26.2	1.2	-2.6	2.9	335.7
2000/9/27	12	26.2	0.7	-2.2	2.3	341.4
2000/9/3	30	26.2	0.6	-3.4	3.4	350.2
2000/9/3	24	26.2	0.1	-3.5	3.5	358.4

(a) 図 4.17-7 は 2000/9/15 12h 風向：55.0 度の解析結果：風向を基準にして表 4.17-1 の順番で風向風速計 No2 モニター点での風向風速の高度分布を示す。4.17-8 は 1 km 四方の地上高度 10 m のハンガー周りの風速分布を示す。

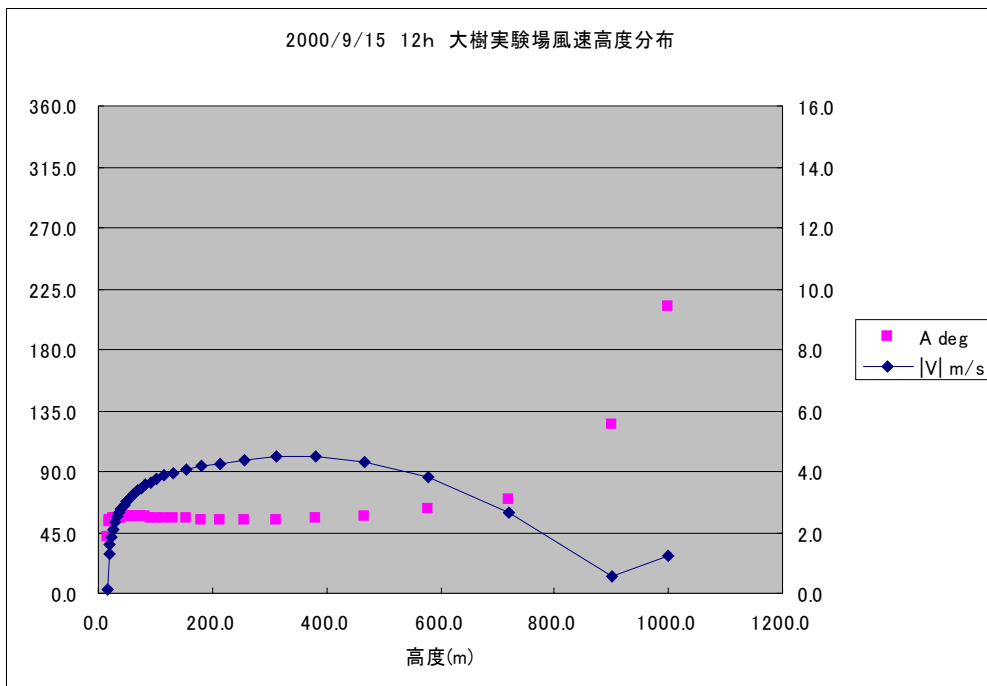


図 4.17-7 2000/9/15 12h 風向風速鉛直分布

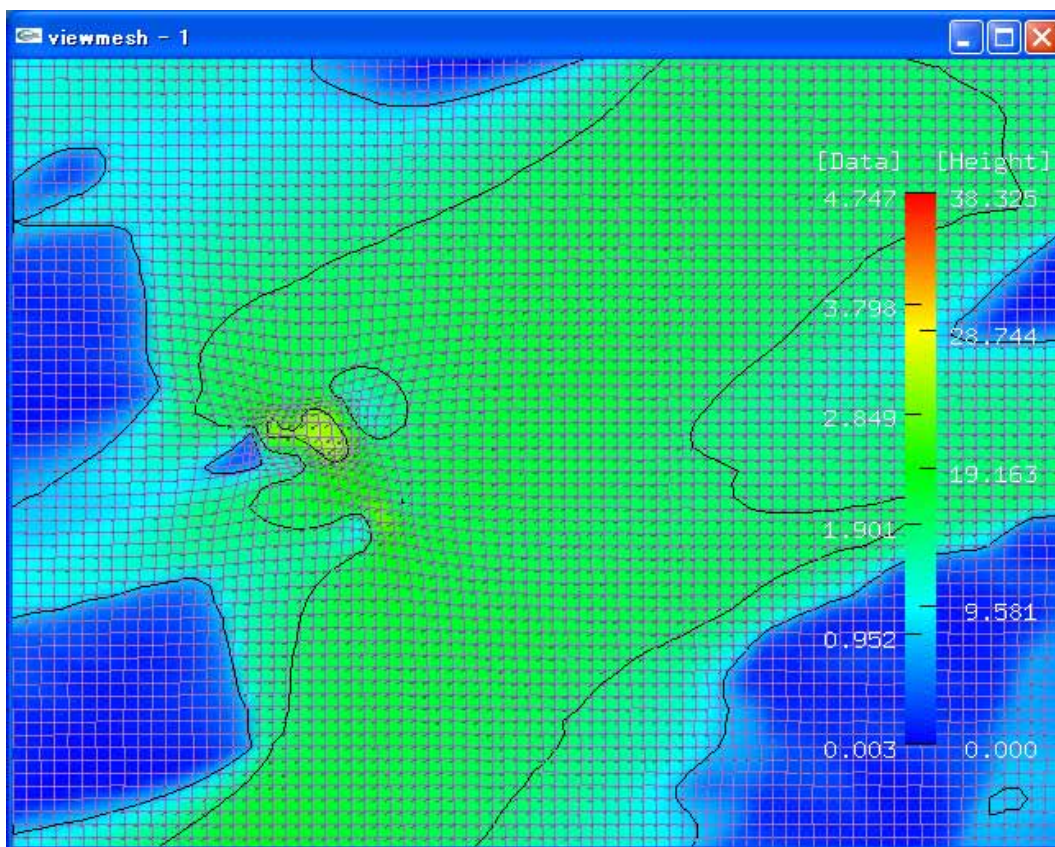


図 4.17-8 2000/9/15 12h 高度 10 m 風速分布

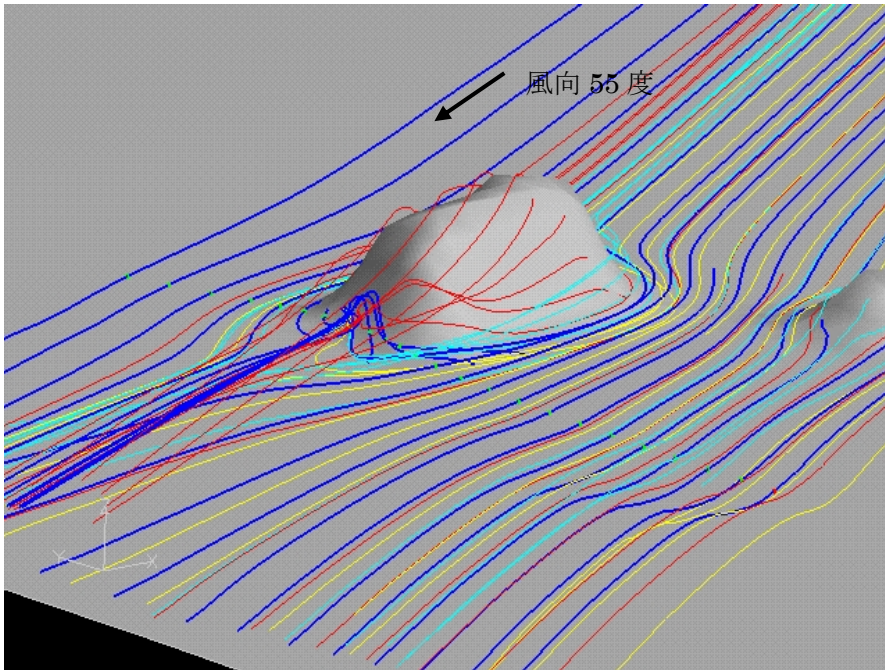


図 4.17-9 2000/9/15 12h 高度 16 mにおける流線

図 4.17-9 は LAWEPS で解析した結果を解析ソフト FIELDVIEW で処理した流線を示す。風向が 55 度でハンガー全面から風が流れ込み、ハンガーの後ろに巻き込んでいる様子がわかる。約 35 m のハンガーの影響は 500 m 後ろまで影響するが、図 4.17-8 のようにハンガーの後ろに防風林がある場合はその影響は短くなる。図 4.17-10 2000/9/3 30h のように 350 度から吹き込む風邪の場合はハンガーの後流が管制塔にあたり、ビル風のような強い風速の部分が生じる。その影響は非常に狭い範囲で変化するので、この後流を横切るような飛行の場合は大きな影響を与えると考えられる。

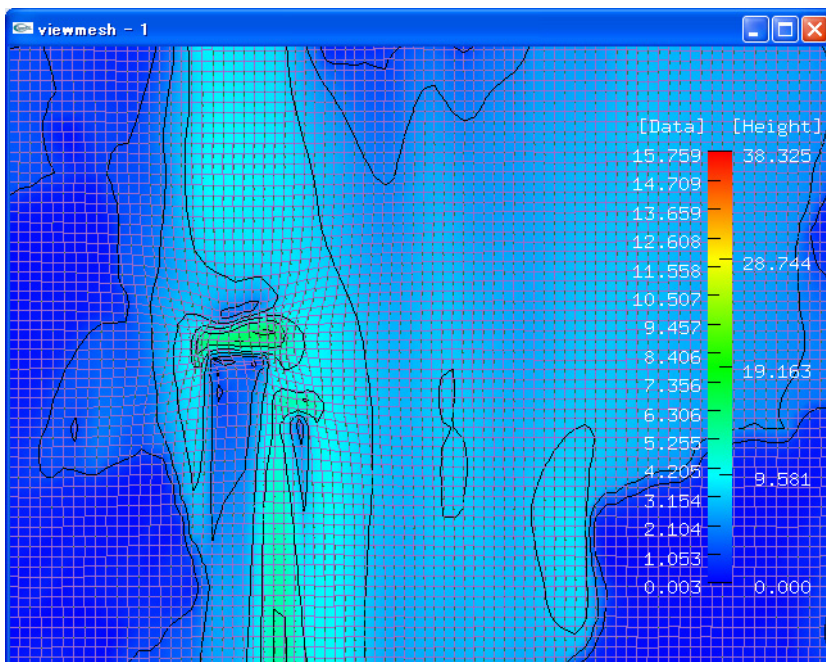


図 4.17-10 2000/9/3 30 h 高度 10 m 風速分布

(3) 試験機に与える風のハンガーによる影響

試験機を格納庫から出し入れの条件に風向風速が影響する。2004年10月30日にP3-1試験を行う時点で格納庫扉付近の風の乱れにより試験が中止になった。この風がどのようなものであったか気象条件及びLAWEPSによる風況解析を行ったのでその結果を示す。

a. 実験場内の風速分布に関する解析結果

(a) 目的

大樹実験場内の風速計による測定値と格納庫付近で測定した風速との間に著しい違いが出るパターンについて、2004年10月30日のハンガーアウト時の事例を中心に、実験場の地物データを加味した解析を行い、気圧配置との関係を明らかにして、的確な予測と安全な地上運用に資することを目的とする。

(b) 事例と解析方法

試験が行われた日の中から、上記2004/10/30と実験場内の風向風速に比較的顕著な差が出た2004/9/24の早朝を対象とし、両事例について、LAWEPSによる10mメッシュによる風況シミュレーションを実施し、当時の風速分布を再現する。併せて、そのときの気圧配置やゾンデ観測による風速鉛直分布との関係を考察する。

(c) 解析結果

①地上気圧配置と概況

両事例の地上天気図とそのときの風向風速分布を示し、概況を述べる。

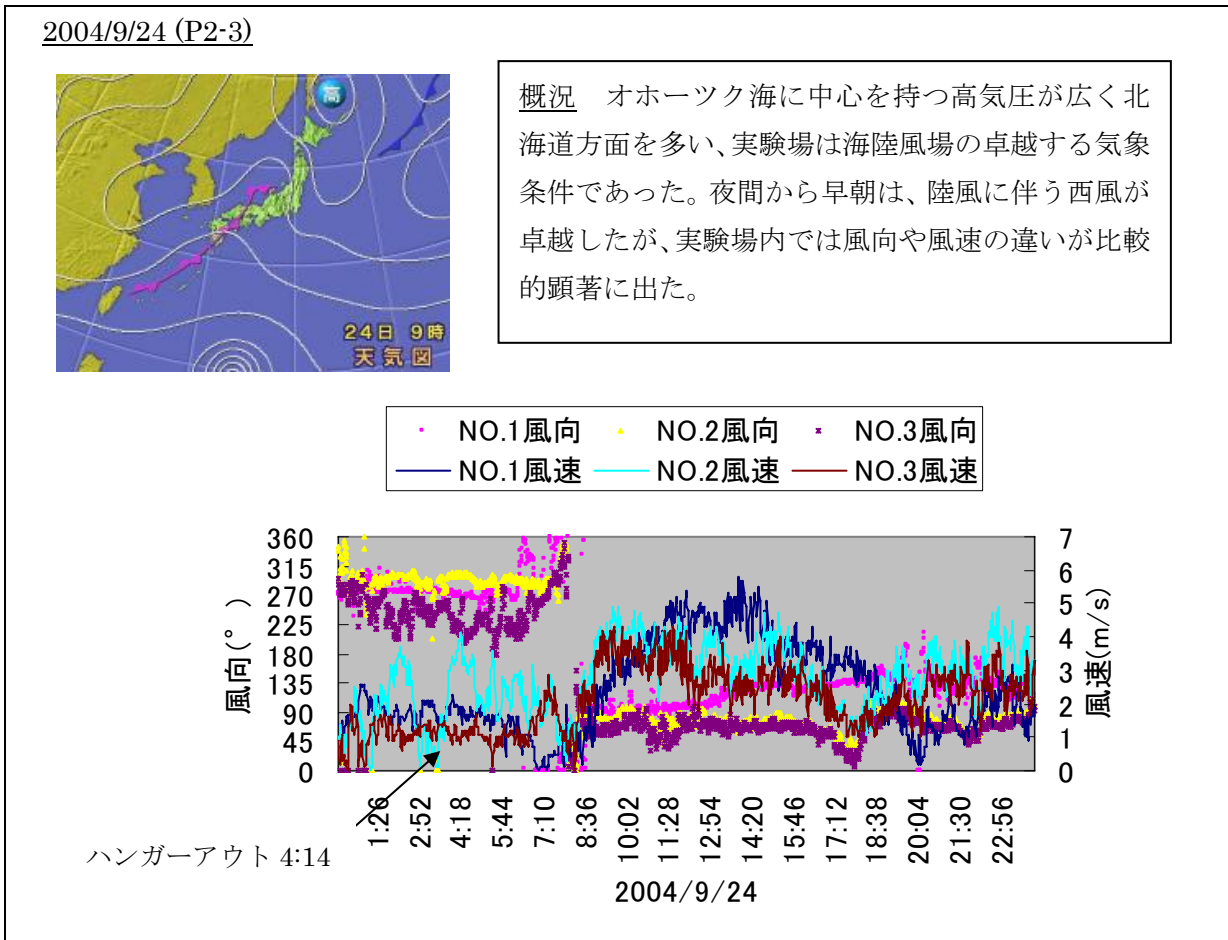


図 4.17-11 2004/9/24 の地上天気図及び地上風実況と概況

2004/10/30 (P3-1)



概況

移動性高気圧の北西縁に当たり、実験場は南西風が卓越した。一般場が強いため、夜間から早朝も陸風よりも南西風となった。実験場の3箇所の風向風速ともほとんど差異はなく均等な風況場だったが、格納庫付近は風が強く、結局搬出できなかった。

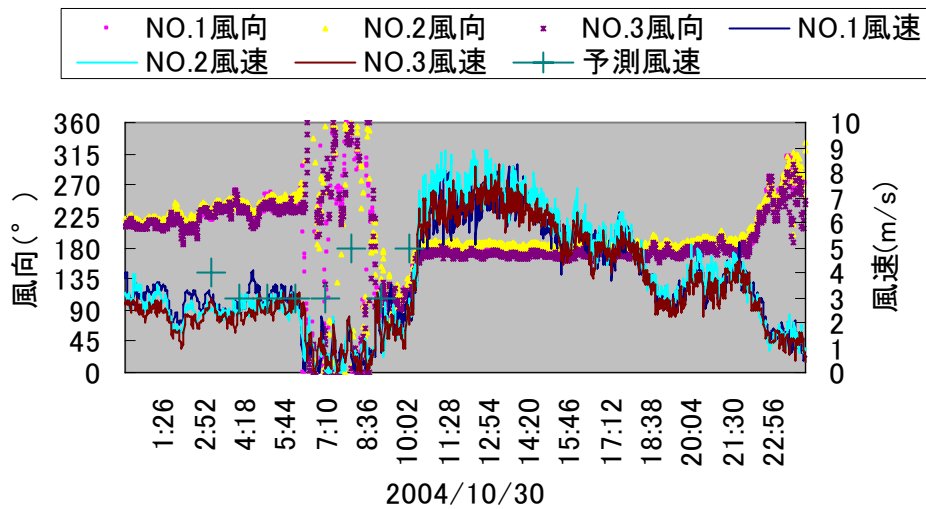


図 4.17-12 2004/10/30 の地上天気図及び地上風実況と概

また、ハンガーアウト（予定）時刻のドップラーソーダー観測風の鉛直分布を下図に示す。

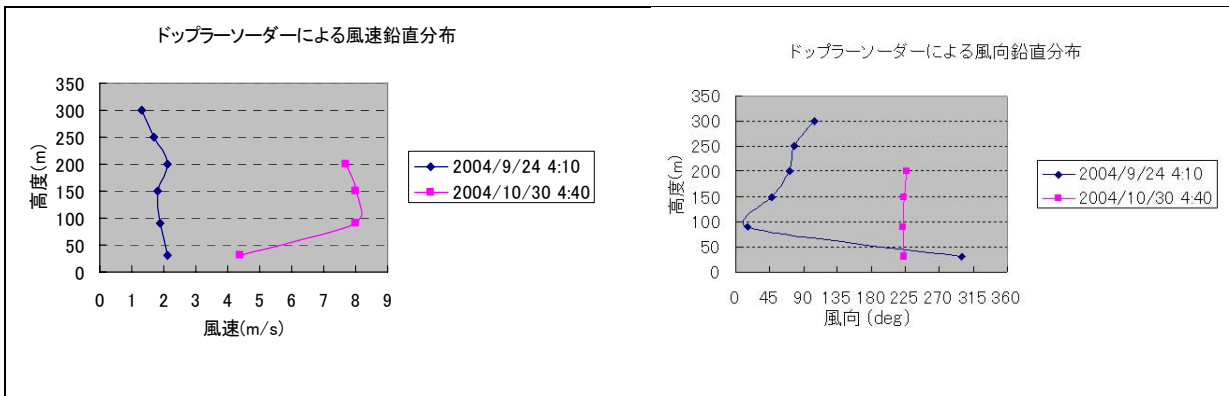
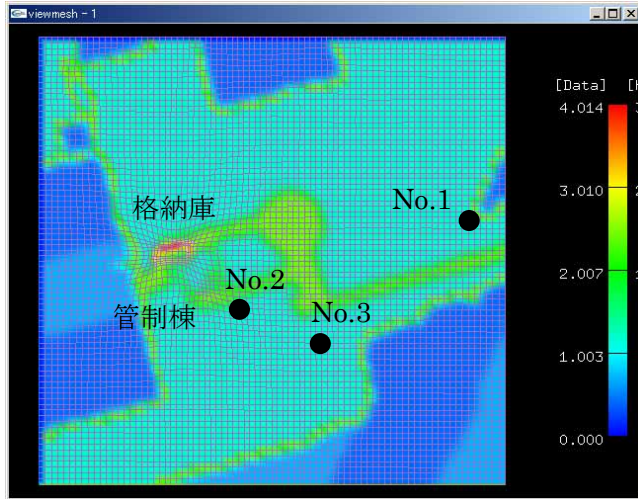


図 4.17-13 ハンガーアウト時の鉛直風分布

風速は、9/24 が下層から上層まで比較的一様な弱風だったのに対して、10/30 は、下層 100 m までの間に急激に風が強まっている。一方、風向は、9/24 は 30 m から上にシアアがあり、地表付近に定型的な陸風があることが分かる。それに対して、10/30 は下層から上層まで風向が一定で、陸風ではなく、一般場の風が卓越していることがわかる。

③風況シミュレーション結果

実験場内の風速分布を再現するため、日本気象協会の LAWEPS 風況予測ソフトによるシミュレーションを実施した。地物の影響を見るには、実験場内の格納庫や管制棟を再現した精緻な地形データが必要だが、航空写真測量から同シミュレーション用に実験場内の地形データを完成させていたので、それを流用させて頂いた。この地形データを図 4.17-14 に示す。



シミュレーションの元となる風データは、気象協会の Anemos という局地予測モデルの予測値(0h,6h)を使用する。これは予測値なので、実際の風の場に近いことが条件となる。そこで、このときの鉛直風分布を 4.17-15、図 4.17-16 に示す。

図 4.17-14 航空写真測量から作成した実験場地形データ

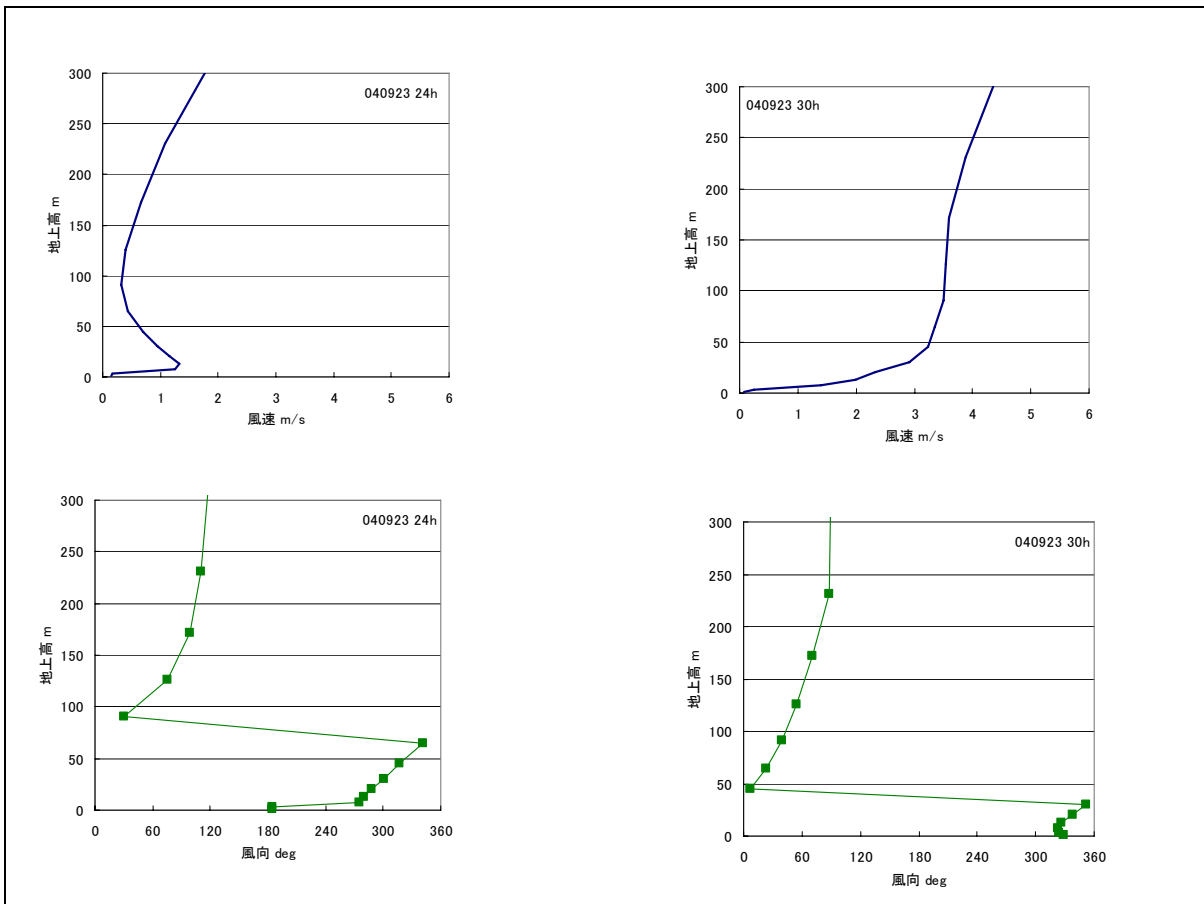


図 4.17-15 2004/9/24 の局地予測モデル出力の風向風速鉛直分布

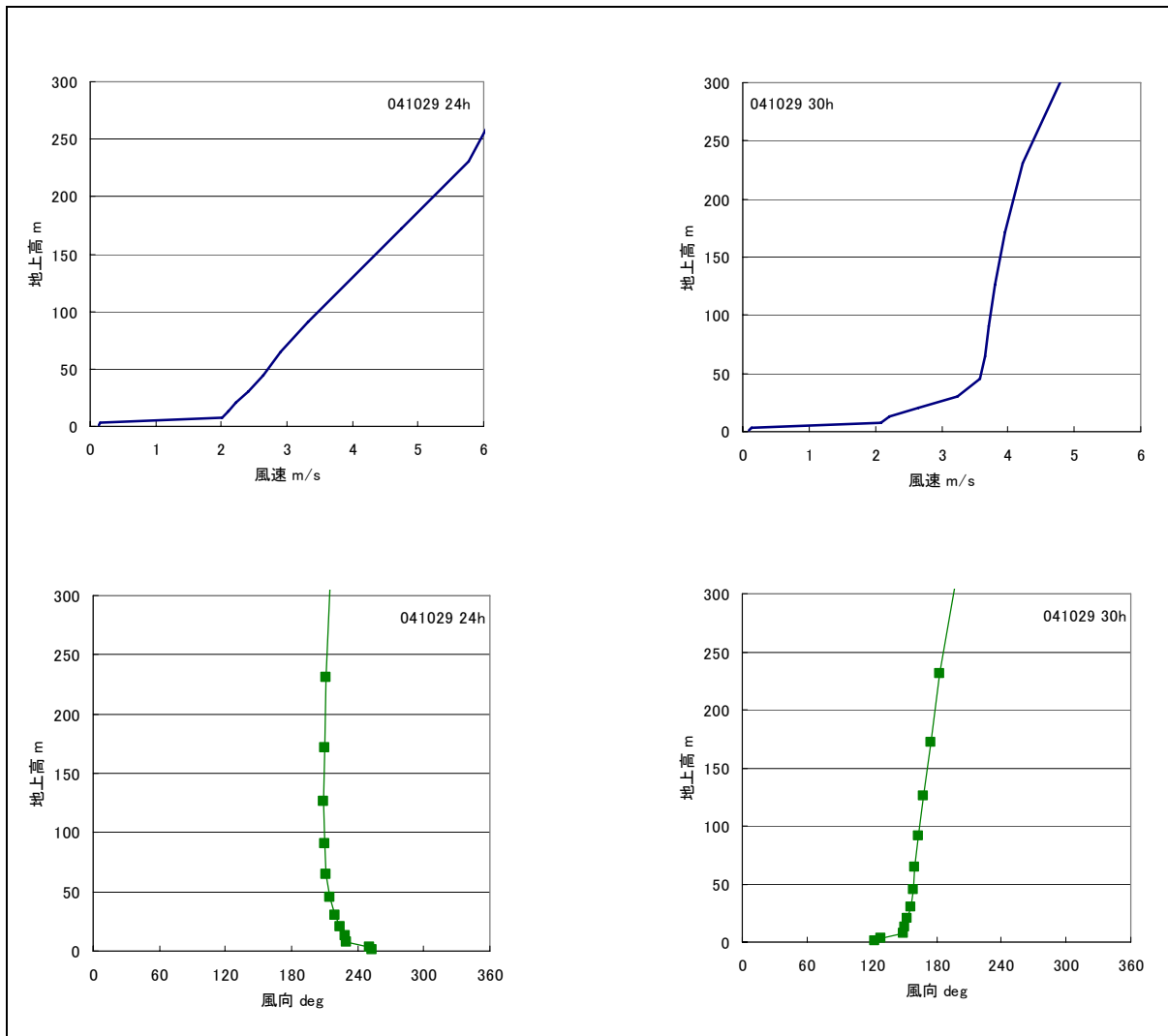


図 4.17-16 2004/10/30 の局地予測モデル出力の風向風速鉛直分布

図 4.17-15、図 4.17-16 の分布が、図 4.17-13 の実況値に近いことが望ましいが、2004/9/24 については、0AM も 6AM もあまり風向に違いがないが、6AM はやや風向が北寄り過ぎるため、0AM を選定することにした。2004/10/30 については、6AM では海風を早めに予測しているのか風向が南東になっていて、問題なため、風速がやや弱いものの、0AM を選定した。

図 4.17-17, 図 4.17-19 には、こうして選定した 2004/9/24 6AM の地上 20m の風速分布を示す。全体的に弱風だが、エリア内に比較的風の強弱があり、風速の絶対的値がやや異なるものの、図 4.17-11 の地上風実況のように、NO.2 が強く、NO.1 と NO.3 にあまり風速の違いがない分布が比較的再現されているといえる。管制棟屋上でやや強い風を感じたが、管制棟付近の局所的強風もよく再現されている。

一方、2004/10/30 0AM のシミュレーション結果を図 4.17-18, 図 4.17-20 に示す。風速分布は、むしろ 9/24 に比べ、一様であり、格納庫付近の限られたエリアのみ、周辺の風速より強い様子が伺える。そこで、格納庫付近を詳細に見るために、格納庫付近をクローズアップした風速分布を図 4.17-21、図 4.17-22 に示す。FILELDVIEW を使って流線を計算し結果を図 4.17-23、図 4.17-24

に示す。9/24 は、格納庫東側は、風下領域となっていて、弱風域であることが分かる。一方、10/30 は、格納庫南東角付近に局所的強風域が出来ている。この強風域は現地でもこの付近に体感的に強い風を感じており、ハンドリングエリア付近では風が比較的弱かったところも再現されている。

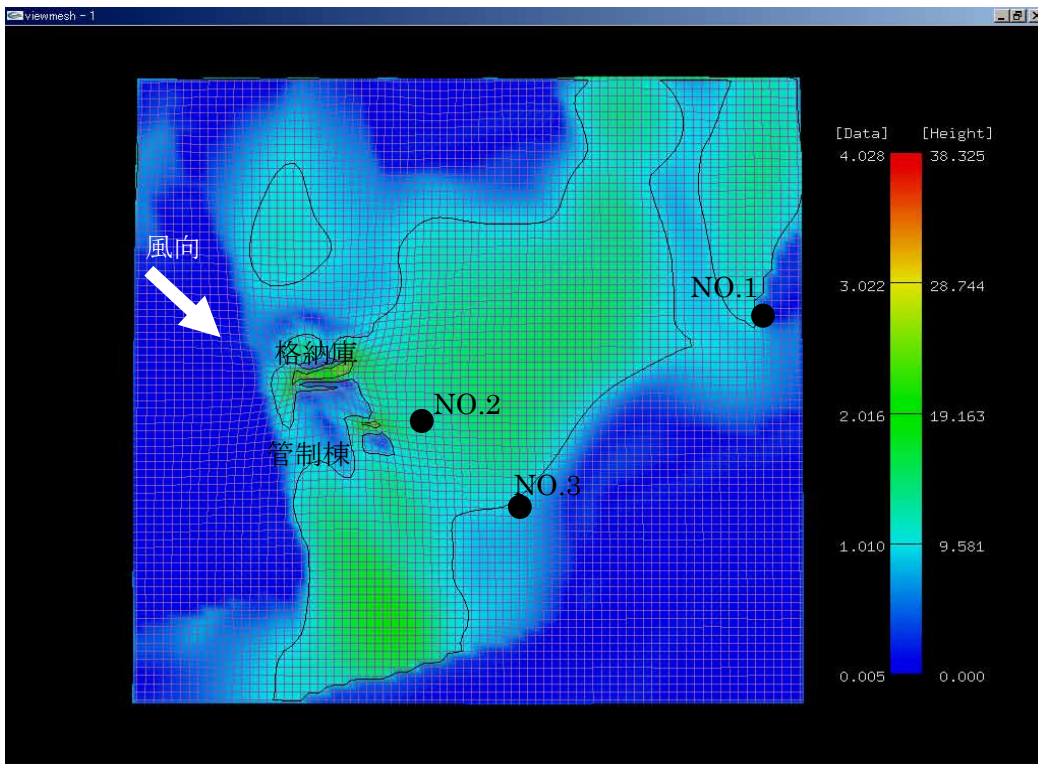


図 4.17-17 2004/9/24 の風況シミュレーション結果

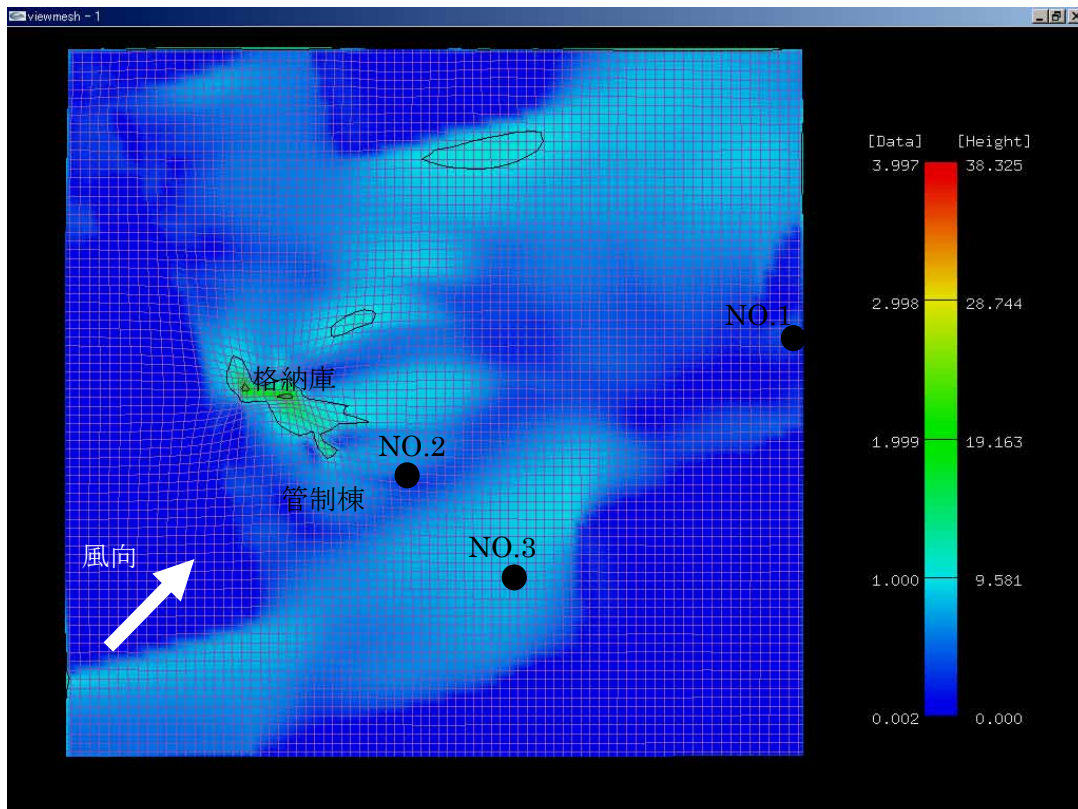


図 4.17-18 2004/10/30 の風況シミュレーション結果

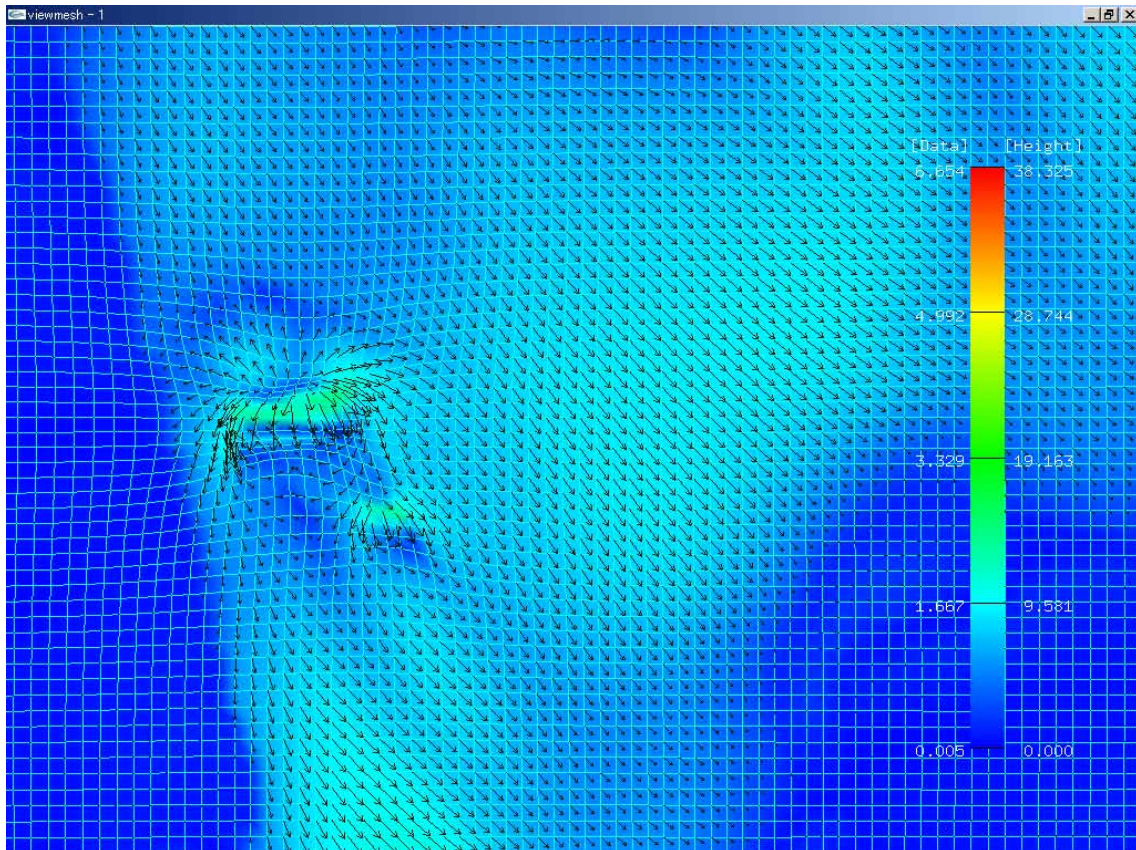


図 4.17-19 管制棟付近の水平風ベクトル(2004/9/24)

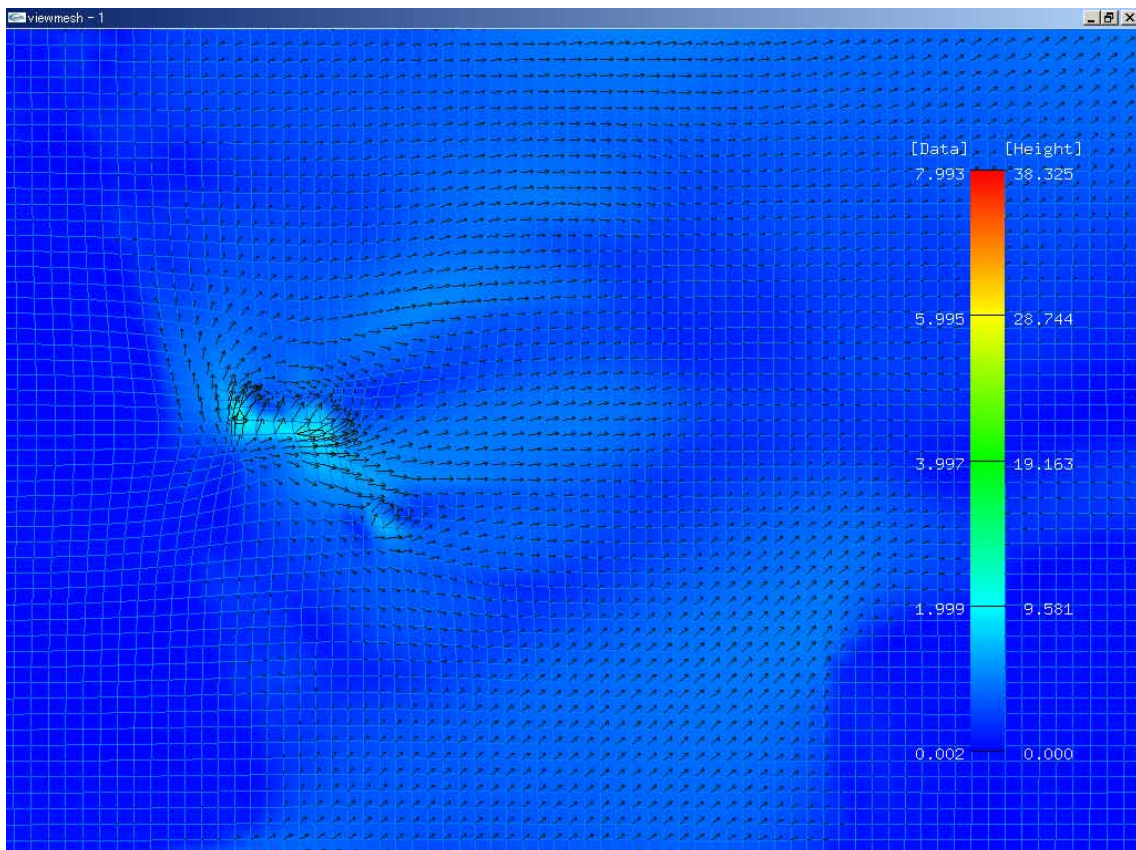


図 4.17-20 管制棟付近の水平風ベクトル(2004/10/30)

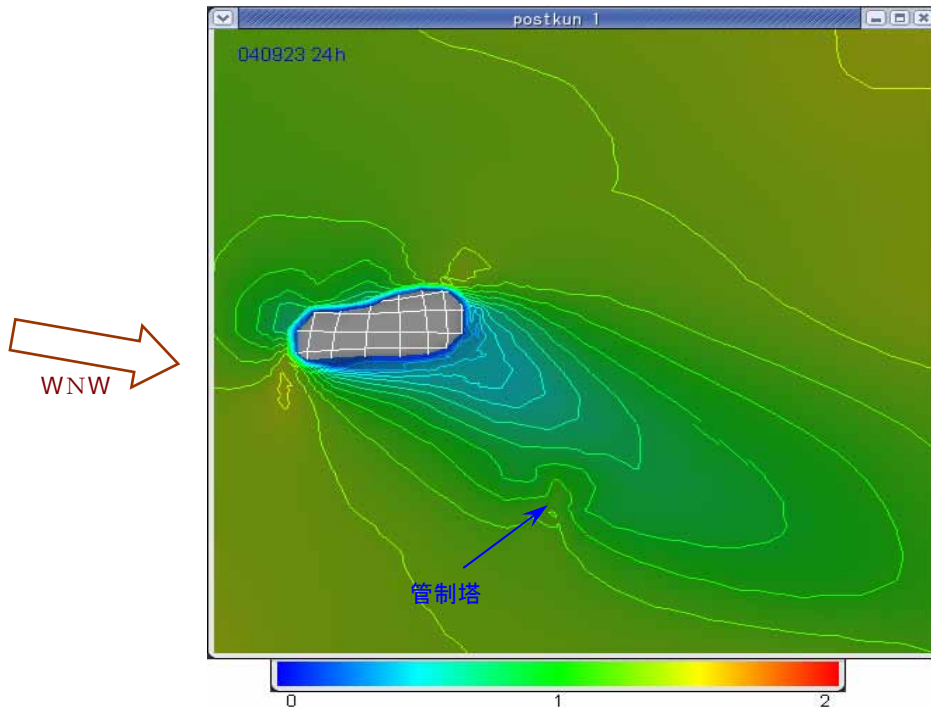


図 4.17-21 格納庫付近の風速分布 (2004/9/24)

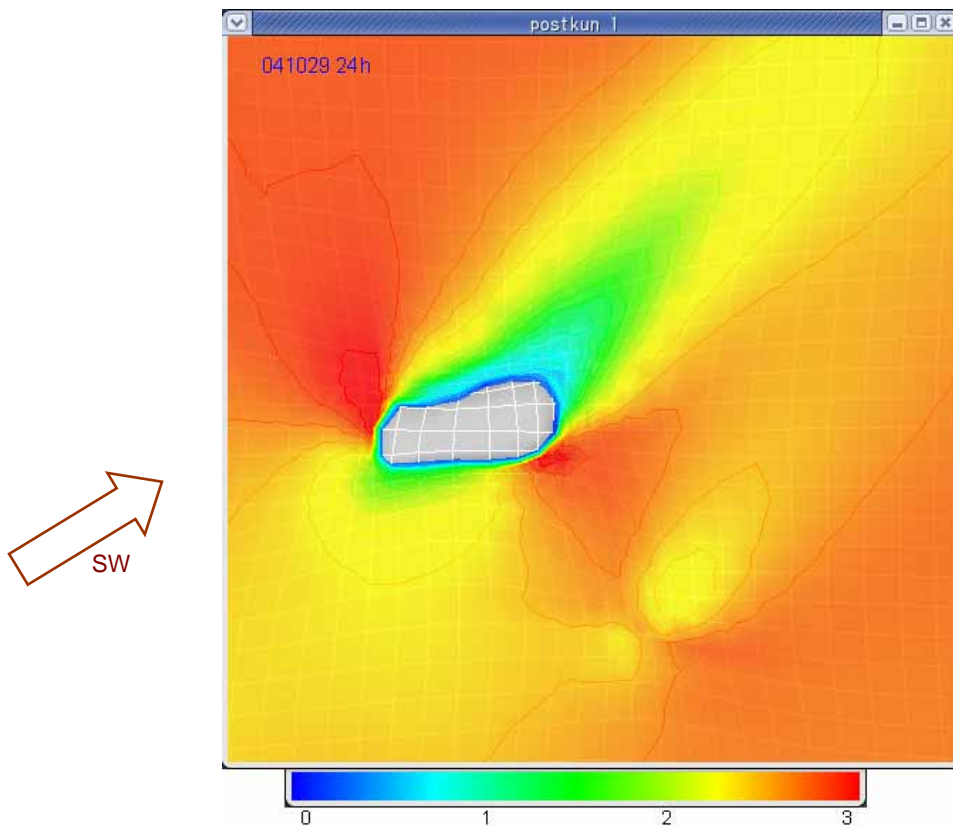


図 4.17-22 格納庫付近の風速分布 (2004/10/30)

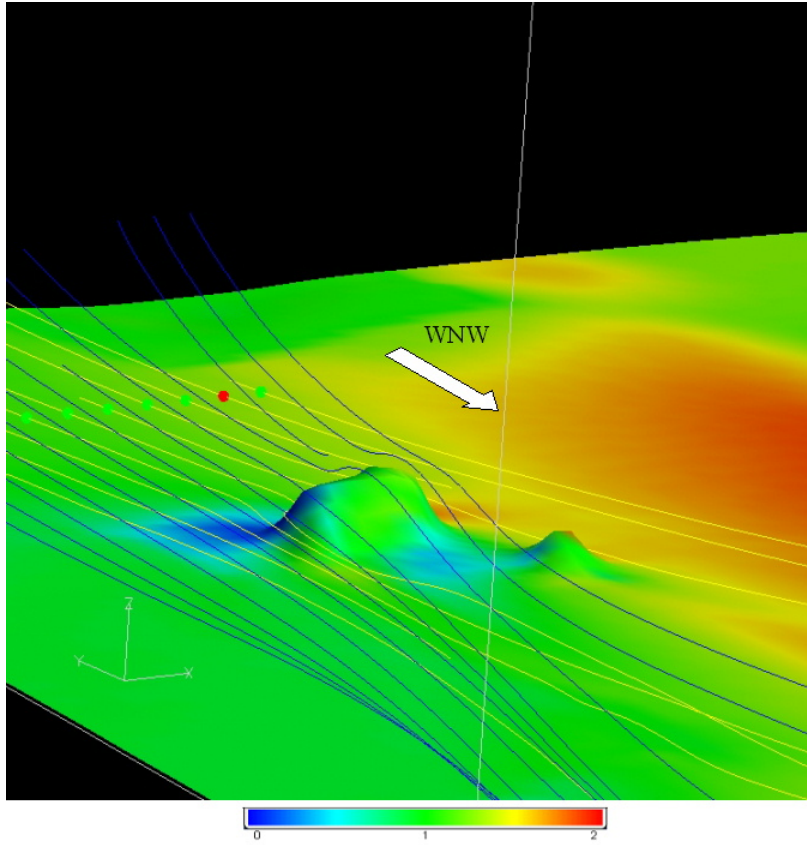


図 4.17-23 格納庫付近の流線と風速分布 (2004/9/24)

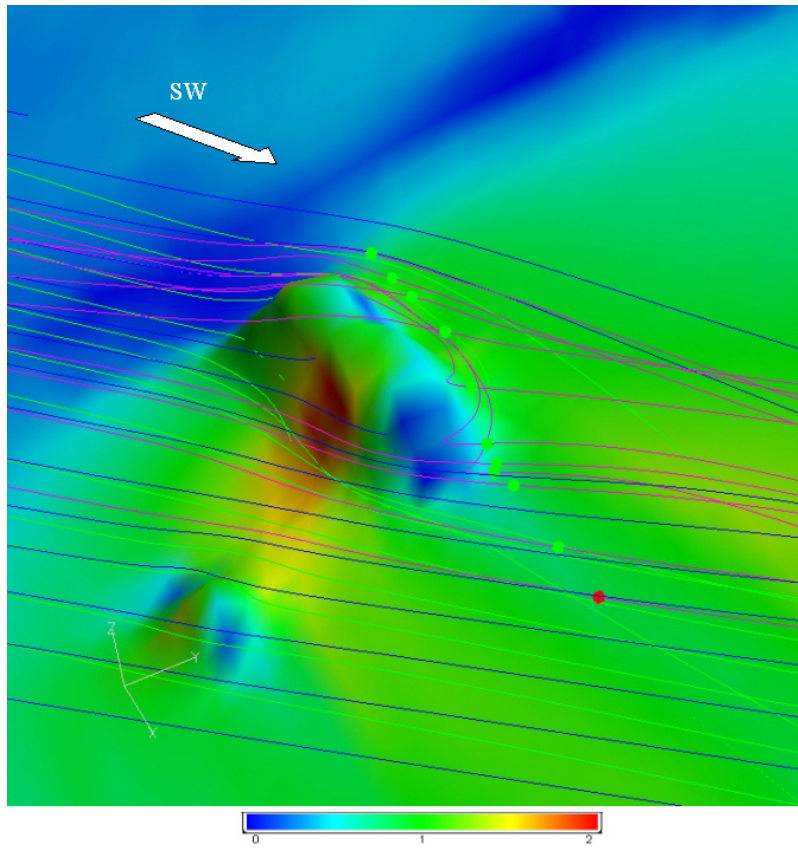


図 4.17-24 格納庫付近の流線と風速分布 (2004/10/30)

(d) 考察

以上を整理すると、実験場内の風況として次のようなことがいえる。

- ① 9/24 は、実験場内では所によりやや強い風が吹き、場所による風速の違いが出た。
しかし、格納庫付近は、風下領域による弱風域で、飛行船の搬出には影響がなかった。
 - ② 10/30 は地上付近は一様な弱風域だが、高度が上がるほど風の増加率が強かった。更に、格納庫付近は、南東角を中心に局所的な強風域が現われ、搬出を困難にさせた。
- ②でなぜ、高度が上がるほど強い風が吹いたか検討するため、このときのゾンデ観測による気温のプロファイルを図 4.17-25 に示す。



図 4.17-25 2004/10/30 4時のゾンデ観測による気温湿度プロファイル

これを見ると、逆転層が地表付近と高度 2250 m に生じている。

また、湿度もその高度を境に上層では、急激に減少している。

高度 2250 m 付近の逆転層は、高気圧後面による沈降逆転層と考えられる。

一方、地表付近の大きな逆転層は、一見接地逆転層に見えるが、この時間地上では、気温も 3 度とそれほど下がっていないことと、風速も 3 m/s 以上で放射冷却は生じにくいと考えられる。

一般に、南西風では、日高山脈を越えた山越え気流が、ゆるやかな下降流（フェーン）をもたらす。乾燥した気塊に伴う断熱圧縮効果により、気温の上昇と湿度の下降をもたらす。しかし、今回は、一般場の南西風がそれほど強くなかったため、フェーン現象の規模も小さく、地上からすぐ上空までは下降流が卓越したものの、地表までは到達せず、地上ではフェーンに伴う昇温や湿度下降が伴わなかったが、地上からすぐ上空ではこの下降流の影響で鉛直方向に急激に風速が上昇したと思われる。この下降流の影響で、海陸風循環が形成されず、夜間も陸風とはならなかったことが考えられる。

(e) 結論

実験場内は風向により、次のような特性がある。

西風のとき

- ・ 気圧傾度のゆるい高気圧場に覆われるときは、夜間から早朝は陸風が卓越する。このときの風向は、実験場では西北西から北西方向が多いが、3 m/s 程度の風速となっても、格納庫付近は風下の弱風領域で、搬出には支障が少ない。

南西風のとき

- ・ 気圧傾度の強い高気圧南西後面や北海道の北に寒冷前線があるときは実験場では南西風となりやすい。このような風は、日高山脈の山越え気流となり、地上付近は強風になりやすく、たとえ地上付近で 3 m/s 程度の風でも、格納庫付近の風の乱れや鉛直方向の風の急激な上昇を生じ、搬出が困難である。従って、南西方向の風が 3 m/s 以上予測されたときは、出来れば実験は控えた方がよい。

その他の風向

- ・ その他の風向ではシミュレーションを実施していないが、東風でのハンガーアウト (P3-1) や南東風でのハンガーイン (P3-3) では、共に 3 m/s の風であったが、大きな支障がなかったことから、問題となる風向ではないと考えられる。北から北東方向の風は、気圧配置的に極めて頻度が少ない。

(4) ゾンデ、VHF レーダ及びソーダによる風の測定と気象評価

定点滞空機飛行試験においては、限られた期間中に最大限の成果をあげるために気象予測に基づく試験可能日を検討する。このために、基本的には気象庁から配信される週間天気予報（天気、気温、湿度、風向、風速）と GSM(全球モデル)数値予報に基づき試験可能日の目処を立てる。一方、独自の気象観測・予測システム（MEWS: Meteorological especially Wind observation and prediction System）により気象観測と気象予測を行っている。表 4.17-2 に MEWS の構成を示す。

気象観測は 24 時間行われ、記録されている。

気象ドプラーレーダの風の観測は降雨又は雲が必要で快晴時には観測は出来ない。

VHF は 48 本のダイポールアンテナの位相を変えることにより東西南北にビームを振り、空気の揺らぎの反射波を捕らえ 3 次元風速を計測する。図 4.17-26 に示すように各高度とも気象予測よく合っている。この傾向はドプラーソーダについても図 4.17-27 に示すように同様な一致が見られる。このことは気象予測の精度を裏付けている。

表 4.17-2 気象観測・予測システム(MEWA)の構成

装置名	仕様データ	
	気象ドプラーレーダ	送信周波数
	送信出力	200kW
	降雨強度	1km メッシュ出力
	風ベクトル	10km メッシュ出力
	観測範囲	半径：300km～100km 直上：300m～4km
VHF レーダ	送信周波数	46.5MHz
	送信出力	12kW
	観測範囲	直上：300m～8km
ドプラーソーダ	送信周波数	2.1 kHz
	送信出力	800W
	観測範囲	30m～400m
GPS ゾンデ	送信周波数	400MHz 帯
	計測項目	風向風速、位置、気圧
	風ベクトル	10km メッシュ出力
	観測範囲	GL～20km 超
気象予測装置	予測範囲領域	200km x 200km x 25km
	予測時間	51h(2 回/日)、3h(1 回/h)
	計算機	12 並列 CPU
	計算時間	4h(51h)、15min(3h)
	入力データ	気象庁 GPV(RMS)データ
風向・風速計	観測範囲	10m

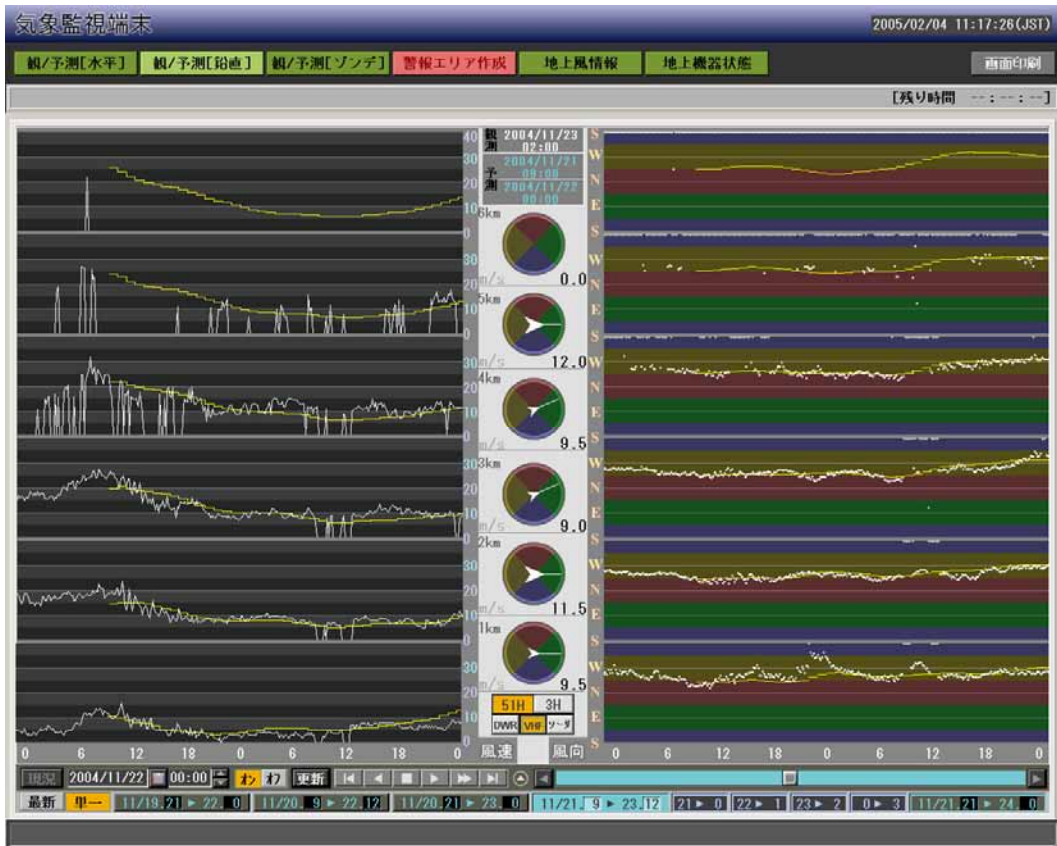


図 4.17-26 予測システムによる風予測と VHF ウィンドプロファイラーの実測値の比較



図 4.17-27 予測システムによる風予測とソーダーの実測値の比較

(5) 定点機 ADS による風の実測データ評価

ADSの精度検討は4.12章で行われている。その結果は1%以下であることが示されている。複合航法 GPS-INS の仕様精度は水平面で 30m(2σ)、高度で 50m(2σ)、水平速度は 0.1m/s(1σ)となっている。速度 10m/s で飛んでいる飛行船で風向=0度、風速が 10m/s の条件で風速計の誤差を+0.1m/s、北方向慣性速度誤差 0.1m/s 加え 360 旋回したときに得られる風速を図 4.17-28 に示す。

誤差を加えないときは一定速度 10m/s を示しているが、誤差を加えると慣性誤差分だけオフセットとして 南北風速が 0.1m/s 加わり、ADS 風速誤差により 0.1m/s の正弦波の誤差分が加わる。南北風速と東西風速をクロスプロットすると ADS 誤差により半径 0.1m/s の円を描く。これは位置誤差測定の旋回法として知られている。

風向誤差は±0.6度以下であるが風速に依存する。風速を 10m/s から 1m/s に変化させて誤差を計算させると風速の誤差は一定であるが、風向誤差が風速に反比例して増加することが図に示される。比較的安定している風の中で旋回するときの東西風速 vs 南北風速のクロスプロットをすることにより大まかな ADS の精度を評価することができる。また、風向の変化も精度チェックの一つの基準として評価することができる。

図 4.17-29 に飛行試験 P2-3 の中で高度が一定で 360 度旋回を行っている場所をプロットしている。ここでは旋回性能を調べるために最大に取り、左旋回を行っている試験である。図は 5:45:57 から 5:47:38 の 1 分 41 秒の時暦を示している。高度は 452m から 448m と最初の 70 秒間は比較的安定していたが、後半の 30 秒間に 442m まで降下が始まった。対気速度は 11.5m/s から 8m/s まで 50 秒間で減少している。北方向の慣性速度 V_n は

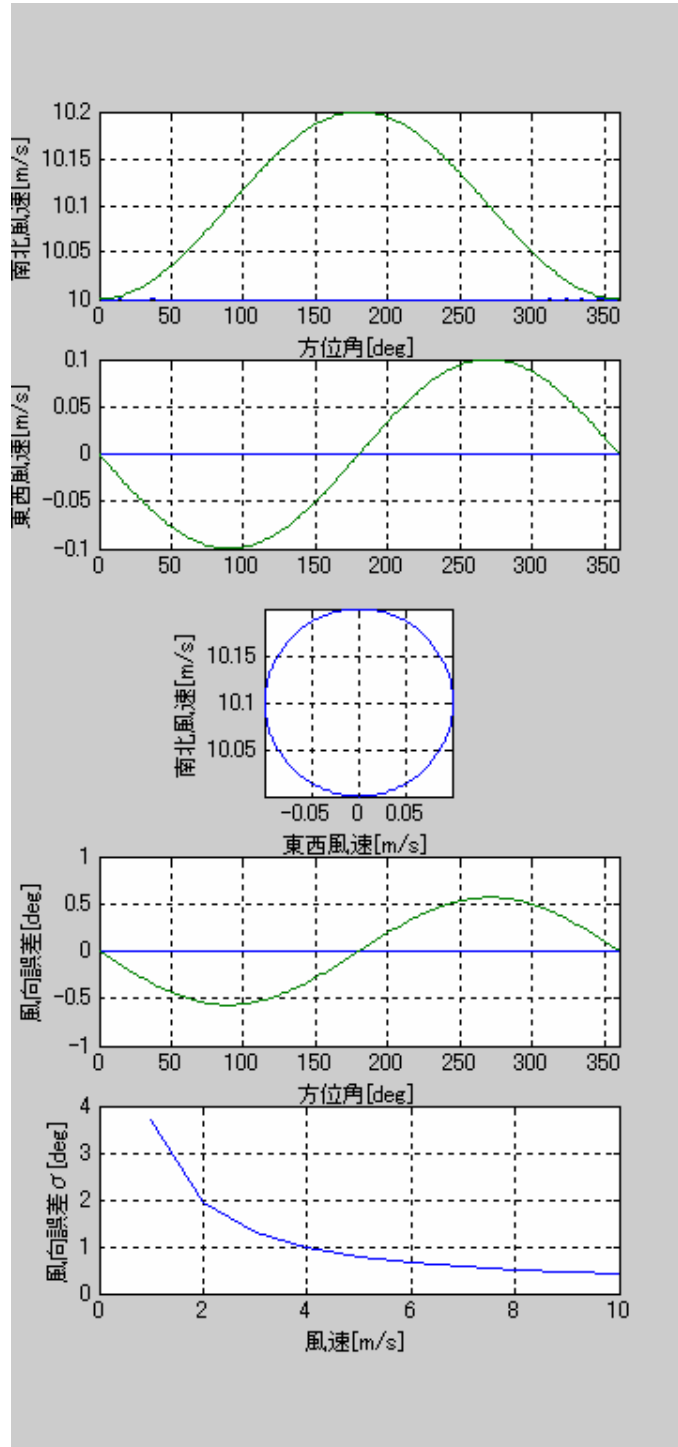


図 4.17-28 風計算誤差計算

きれいな正弦波を描いている。風速は最初の 50 秒間は $\pm 0.2\text{m/s}$ で安定していたが、その後急激な変化 (0.4m/s) が見られる。後半は正弦波の一部のような変化が見られる。風向は 145 度 ± 10 度の変化が見られる。方位角 Ψ は一定の割合で変化して旋回が行われている。横滑り角 β は $5\sim 8$ 度の定常横滑り状態をismiしている。風向風速を東西風と南北風に分け、クロスプロットした。この間、風の変化があったと思われるが、その分もいれて ADS の速度誤差が $\pm 0.5\text{m/s}$ 以下であることがこの結果から推定される。 0.5m/s の誤差であれば風速 8m/s での風向誤差は 2.5 度程度の誤差であるので、この試験中に風の変化があったことが推察される。それであれば ADS の風速誤差もより少ない値が期待される。

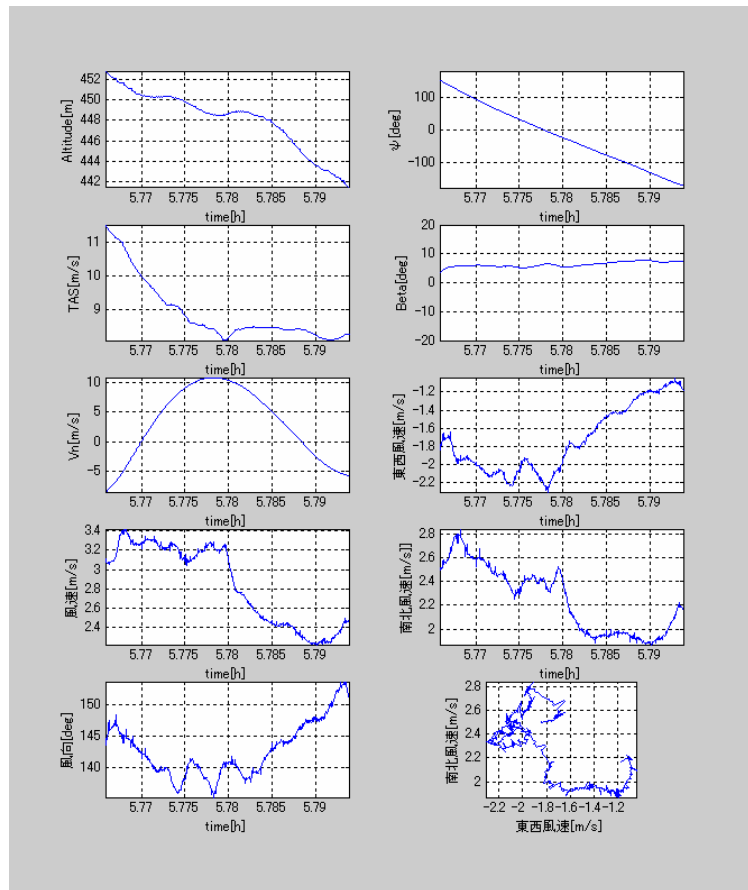


図 4.17-29 P3-3 ソンデデータと風の比較

図 4.17-30 に P3-3 ソンデデータと ADS の風の比較を示す。着陸直前に GPS ソンデをあげて無線操縦者に風の情報を提供した。P3-3 の降下時 ($10:27\sim 12:27$) の風向、風速及び温度データと一緒に $11:45$ に打上げた GPS ソンデのデータを重ね描した。この結果、風向風速とも非常によく合っていることがわかる。特に、風向は 2000m から 3000m ではほとんど一致している。 1000m 付近の 350 度から 100 度に変化するところもよく一致している。このことから、定点滞空機の表示する風向風速データは着陸時にパイロットに有効な情報を与えることが出来、直陸直前の操縦に大きな役割を果たしている。

以上のことから定点の ADS から求めた平均風向・風速は高い精度で求めることが出来ることがわかった。

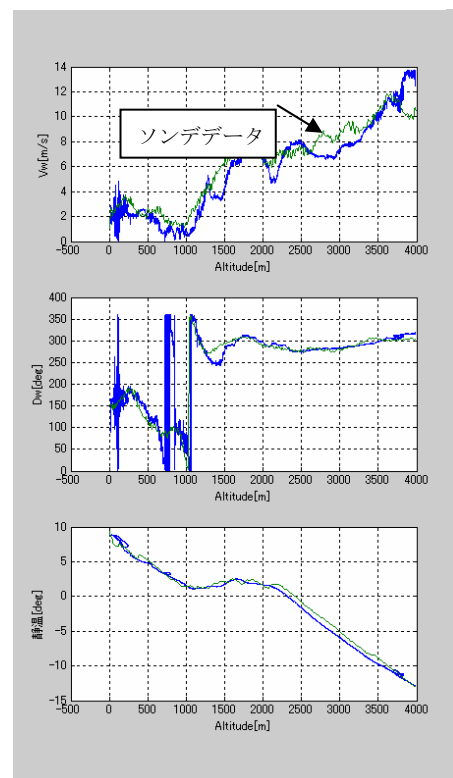


図 4.17-30 P3-3 ソンデデータと風の比較

5. あとがき

「定点滞空飛行試験」は、平成 15 年度に実施した「成層圏滞空飛行試験」と共に、成層圏プラットフォーム・ミレニアムプロジェクトの一つとして位置づけられているが、将来成層圏プラットフォームの「総合技術実証機」や「実用機」の可能性を評価するための実証実験でもある。よって、「定点滞空試験機」は実用製品ではなく、あくまでも成層圏プラットフォームを実現するための諸技術を検証・実証する一つの供試体なのである。また同様に NICT が担当した「追跡管制システム」についても将来実用型成層圏プラットフォーム飛行船の管制と運用を目標とした NICT 拠点研究部門での研究開発である。従って今回の各試験やフライトに向けての機体やシステムの一過的な不具合発生は乗り越えるべき研究課題の一つであって、各実験隊員である研究者、技術者にとっては「動力付き無人飛行船」を始めて飛ばす上での試練であり経験でもあった。実験は総合的な地上取扱試験を経て低高度飛行から高高度へ、そして高度 4 km での定点滞空とミッション試験へと、慎重に、且つ手堅く進めた結果、所要の実験目標を達成し、確認すべき諸技術の実証ができたと考えられ、単に「成功」とか「失敗」の言葉で平易に評価されてしまうだけでなく、本文中に示すように幾多の経験、データ取得、解析結果が得られた付加価値の高い実験であったと云える。

一方、複数の省庁関係機関が関与する「飛行試験」として、その後方支援業務の上で関係機関の協力とその間の調整作業に配慮を要した実験でもあった。たとえば、実験場の整備に関しては、北海道大樹町の多目的航空公園を実験場として選定するとともに、旧航空宇宙技術研究所(現 JAXA)と旧通信・放送機構(現 NICT)は、北海道庁、大樹町、との四者による協力・支援の協定書(通称4者協定)を締結し、大樹町多目的航空公園に隣接する土地を開拓して、飛行船格納庫や飛行管制棟、ハンドリングエリア、気象観測装置などの実験場設備を費用分担して建設した。また実験遂行の直接的な実行組織については、“飛行船システム”を担当する JAXA 総合技術研究本部航空利用技術開発センターと“追跡管制システム”を担当する NICT 三鷹 SPF リサーチセンターの研究者、および役務業者、さらに“ミッション試験”を担当する JAXA 地球観測利用推進センターと NICT 横須賀 ITS リサーチセンターの研究者からなる混成部隊編成が必要となり、各関係機関からは組織的に独立した「実験隊」の形を取らざるを得なかった。そこで実験隊業務遂行のための実験隊内部規程の設定や、飛行運行責任体制の調整などにも時間を要したのである。さらに、「危機管理体制」についても、JAXA 総合技術研究本部事業推進部プログラム推進室が中心となり、非常時等の関係機関間情報連絡体制作りとその調整作業が必要であった。

この「定点滞空飛行試験」で一区切りとされる成層圏プラットフォームプロジェクトは、平成17年度中に文部科学省と総務省で実施される「事後評価」にその今後を委ねられるところとなるが、本書は研究・技術面のみではなく、研究開発体制や後方支援体制の面からもその評価のための有力な根拠資料の一つとして位置づけられるものであることを確信する。

尚、JAXA RR の性格上、本書は、機体の観点から見た定点滞空飛行試験の成果を中心にまとめた。飛行安全に関する事項については、別途 JAXA RM としてまとめたので併せて参照されたい。また、NICT 三鷹 SPF リサーチセンターが担当した追跡管制系、及び、NICT 横須賀 ITS リサーチセンターが担当した通信放送ミッション試験の成果については報告書¹⁾を、JAXA 地球観測利用推進センターが担当した地球観測ミッション試験の成果については報告書²⁾を参照されたい。

以上

注 1) 情報通信研究機構、「成層圏無線プラットフォーム研究開発最終報告書」, 2005年3月.

2) 岡村他,「SPF 地球観測システムの研究開発の成果」, 第5回成層圏プラットフォームワークショップ講演前刷集」, 2005年2月.

App. 1 圧力維持および浮力管理

圧力維持および浮力管理に係る作業項目と、その目的、方法を表 A1-1に示す。本節では、表 A1-1中の各項目の概略と監視・操作方法について示す(→(1)～(5)項)とともに、実施体制や作業全体の進め方、注意事項等について記す(→(6)項)。

表 A1-1 圧力維持及び浮力管理の概略

	項目	目的	監視/計測方法	操作方法
(1)	適正エンベロープ差圧の維持	エンベロープの形状保持及び破損防止	圧力維持記録装置→(1a) 差圧センサ→(1b)	圧力維持記録装置→(1a)
(2)	適正バロネット充填率の維持	バロネット破損防止	目視観測→(2a)	バロネット充填率調整→(2b)
(3)	水平トリムの維持	マストヘッド、脚等の損傷防止	トリム確認→(3a)	トリム調整→(3b)
(4)	適正余剰浮力の維持及び設定(飛行試験前)	マストヘッド、脚等の損傷防止	脚歪み計測→(4a) EQ調整→(4b)	ヘリウム注入→(4c)
(5)	ヘリウム純度の設定(飛行試験前)		純度計測→(5a)	ヘリウムリフレッシュ→(5b)

(1) 適正エンベロープ差圧の維持

エンベロープ差圧とはエンベロープ内圧と外気圧との差である。その値は、計測位置によって異なる。圧力維持管理においては、ヘリウム差圧センサ取り付け位置(中心軸より 16.3m 下方)における値を用いる。なお、飛行試験ではエンベロープ中心(浮心)高さにおける値に換算して使用するため、注意を要する。

エンベロープがその形状を維持し、かつ破損しないために、エンベロープ差圧は適切な範囲に維持されなければならない。しかし、温度変化に伴うエンベロープ内圧の変化、または外気圧の変化によって、エンベロープ差圧は時々刻々変化する。そこで、次項(1a)に示す圧力維持記録装置を用いてバロネット内空気の吸排気を行い、エンベロープ差圧を自動制御する。

(1a) 圧力維持記録装置

圧力維持記録装置は、エンベロープ差圧の低下を感知するとブローアを作動して空気を所定のバロネットに注入し、エンベロープ差圧を設定値まで回復させる。一方、エンベロープ差圧が増加する場合には、中央バロネットのブローユニットに装備されたバネ調圧式安全弁からバロネット空気を排出し、エンベロープ差圧を安全弁動作圧(クラック圧、約 300Pa)程度に維持する。

差圧低下時に作動させるブローアは任意に選択できる。通常は、機体のトリムを崩さない((3)項参照)ために、中央バロネットのブローアを使用する。しかし、環境(温度、圧力)変化が大きく、中央バロネットの空気量では対応できない場合((2)項参照)には、前方・後方ブローアの使用を適宜選択する必要がある。また、空気排気時には前方/後方バロネットのバネ調圧式安全弁(動作圧約 600Pa)を手動で開閉してエンベロ

ープ差圧を調整する必要がある。したがって、環境変化が大きい(と予想される)場合には作業員の監視・操作が必要となる。

圧力維持記録装置(操作・記録装置)と、その構成要素の写真を図 A1-1 に示す。圧力維持記録装置は、停電対策として、無停電電源装置(UPS)、停電時に自動運転可能な発動発電機、手動発動発電機によって3重冗長で運用する。詳細な圧力維持記録装置の仕様及び使用方法については下記の取扱説明書を参照されたい。

「圧力維持記録装置」716-825002-1

型式:FSP-3 定点滞空試験機 バンダー納入文書 No. 5 51

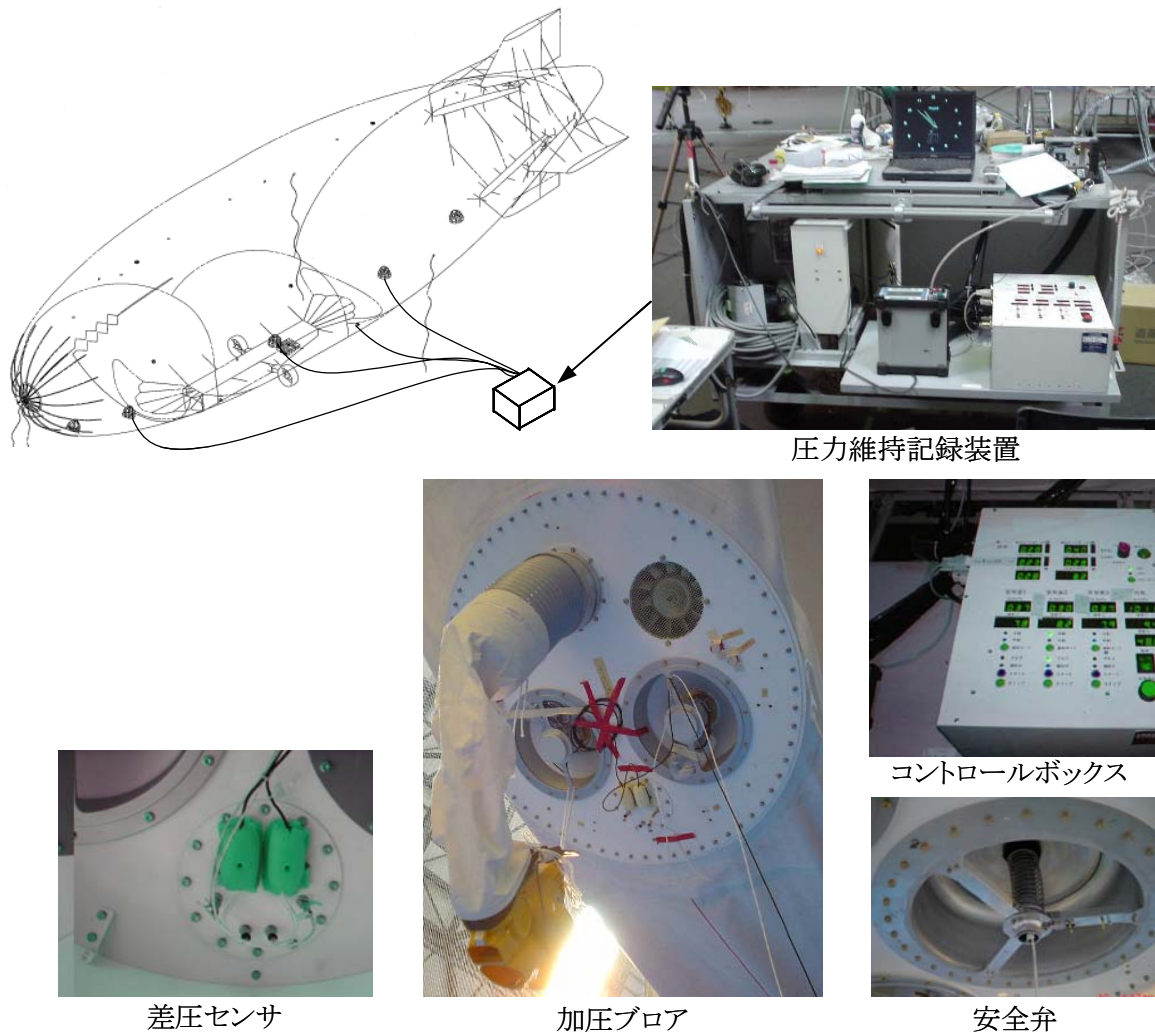


図 A1-1 圧力維持記録装置

(1b) 差圧センサ

エンベロープ差圧(ヘリウム差圧)は、独立した2系統、すなわち圧力維持記録装置と、デジタルマノメーターとによって監視・計測される。両者による計測値の差が $\pm 6\text{Pa}$ 以上になったら、以下の手順でデジタルマノメーターの0点調整を行う。



図 A1-2 デジタルマノメーター

表 A1-2 デジタルマノメーターの0点調整手順

No.	作業内容
1	マノメーターから導圧チューブを外し、手動のエアポンプにつなぎ代える。
2	エアポンプで10回以上ピストンを作動しエアを注入する。 ※マノメータの故障をさけるためエアポンプのピストンはゆっくり作動させること
3	導圧チューブが外れた状態でマノメーターの0点調整ボタンを押し、0Paが表 A1-示されることを確認する。
4	導圧チューブを接続し、圧力維持装置の表 A1-示との差異が許容範囲内であることを確認する。

デジタルマノメーター0点調整後も圧力差がある場合には、圧力維持装置の差圧センサの0点調整を以下の手順にしたがって実施する。

表 A1-3 圧力維持装置用差圧センサの0点調整手順

No.	試験項目	作業項目	作業内容	必要機材	判断基準	圧力維持	差圧計
						A	B
1	調整	モニタ	圧力維持装置のアナログ出力端子からテストで差圧計の出力電圧をモニタする。	テスト	電圧が読み取れること。(mV)	確認	
2		チューブ取外し	差圧計と船体とのチューブを外し、差圧計に圧力がかからないようにする。		差圧計の出力電圧が変化すること。	確認	作業
3		調整	差圧計のゼロ点調節ボタンを精密ドライバーで回す。	精密ドライバー	差圧計の出力電圧が変化すること。	確認	操作
4		0点合わせ	差圧計の出力電圧が0Vになるように調節する。	トランシーバー	差圧計の出力電圧が0Vであること。	確認	操作
5		チューブ取付け	差圧計のチューブを船体にしっかり差し込む。		差圧計の出力電圧が0.2mV~0.6mVであること。	確認	作業

(2) 適正バロネット充填率の維持

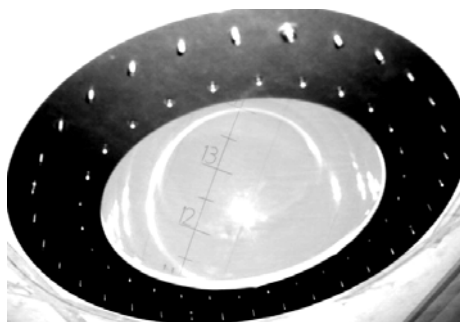
バロネットの耐圧性はエンベロープに比べて低く、各バロネットに装備された安全弁はバロネットに対して機能するものではない。したがって、バロネットは満膨張になると破損する可能性がある。一方、バロネット内の空気量が少なくなると、バロネット膜材がブローユニット等の突起部分と接触し、損傷する可能性もある。そこで、バロネットの充填率を定期的に計測し、その値が適切な範囲を越えないように調整する必要がある。以下にその方法を示す。

(2a) バロネット充填率の計測方法

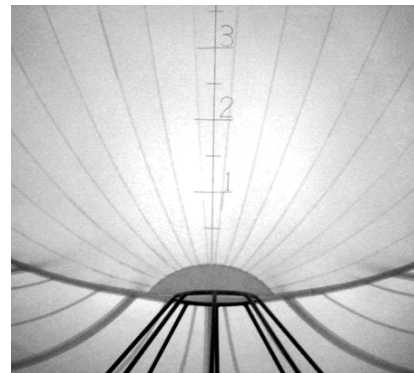
バロネット充填率の計測は目視によって行う。各バロネットの点検孔(透明アクリル板)からバロネット内部を覗いてバロネット膜材の折れ目または皺の位置(マーキング、目盛り)を読み取り、バロネット体積換算表(表 A1-4)によって体積または充填率(容積比)に換算する。

表 A1-4 バロネット充填率換算テーブル

マーキング	FWD				MID				AFT			
	高さ (m)	体積 (m3)	容積比 (%)	ヘッド圧 (mmAq)	高さ (m)	体積 (m3)	容積比 (%)	ヘッド圧 (mmAq)	高さ (m)	体積 (m3)	容積比 (%)	ヘッド圧 (mmAq)
1	2.0	80	4	1	2.0	220	21	2	2.0	110	5	1
1.5	2.5	130	7	1	2.5	300	29	2	2.5	180	7	1
2	3.0	190	11	2	3.0	380	36	2	3.0	250	10	2
2.5	3.5	260	15	2	3.5	470	45	3	3.5	330	14	2
3	4.0	330	18	3	4.0	560	53	3	3.9	420	17	3
3.5	4.5	410	23	3	4.5	640	61	4	3.4	520	22	3
4	5.0	500	28	4	5.0	720	68	4	4.8	630	26	4
4.5	5.5	590	33	4	5.4	780	74	4	5.3	740	30	4
5	6.0	690	39	4	5.8	840	80	5	5.7	850	35	4
5.5	6.5	790	44	5	6.2	890	84	5	6.2	970	40	5
6	7.0	890	50	5	6.6	930	88	5	6.6	1080	45	5
6.5	7.5	990	55	6	6.9	960	91	6	7.0	1200	49	6
7	8.0	1090	61	6	7.2	990	94	6	7.4	1310	54	6
7.5	8.5	1190	66	7	7.5	1010	95	6	7.8	1420	58	6
8	9.0	1280	72	7	7.7	1020	97	6	8.2	1520	63	7
8.5	9.4	1350	75	7	7.9	1030	98	6	8.6	1610	67	7
9	9.7	1420	79	8	8.1	1040	99	7	8.9	1710	71	7
9.5	10.1	1470	82	8	8.3	1050	99	7	9.3	1790	74	7
10	10.4	1520	85	8	8.4	1050	100	7	9.6	1870	77	8
10.5	10.8	1570	88	8	8.5	1050	100	7	9.9	1940	80	8
11	11.1	1610	90	9	8.6	1050	100	7	10.2	2010	83	9
11.5	11.4	1640	92	9	8.7	1050	100	7	10.5	2060	85	9
12	11.7	1680	94	9	8.7	1050	100	7	10.8	2120	87	9
12.5	12.0	1700	95	9					11.1	2160	89	9
13	12.2	1720	96	10					11.4	2210	91	10
13.5	12.5	1740	97	10					11.6	2240	93	10
14	12.7	1760	98	10					11.8	2280	94	10
14.5	12.9	1770	99	10					12.1	2300	95	10
15	13.1	1780	99	10					12.3	2330	96	10
15.5	13.3	1780	99	11					12.5	2350	97	11
16	13.4	1790	100	11					12.7	2370	98	11
16.5	13.6	1790	100	11					12.9	2380	98	11
17	13.7	1790	100	11					13.1	2390	99	11
17.5	13.8	1790	100	11					13.3	2400	99	11
18	13.8	1790	100	11					13.4	2410	99	11
18.5									13.5	2410	100	12
19									13.6	2420	100	12
19.5									13.7	2420	100	12
20									13.8	2420	100	12
20.5									13.9	2420	100	12
21									13.9	2420	100	12
21.5									14.0	2420	100	12
22									14.0	2420	100	12



点検孔(前方バロネット)



中央バロネット(内部)

・ マーキングの読み取りに関する注意事項

マーキングの読み取り位置は、基本的にバロネット内部の膜の折れ目で判断する。膜の折れ目が生じてない場合は、膜の皺で判断する。

図 A1-3 は中央バロネットを船体後方から見た図 A1-である。図 A1-の容量を膜の折れ目で判断すると図 A1-中のマーキングの読みは「4. 5」となる。バロネットの側面に細かい皺が発生していることが多々あるが、皺で判断しマーキングを読むと実際の容積よりも小さい値になってしまうため、折れ目で判断できる場合は折れ目に注目する。

図 A1-4 は後方バロネットを船体左舷方向から見たものである。マーキングは前部から後部にかけてバロネットの膜に記入してあり、前部と後部にある膜の折れ目を読み取りマーキングを確認する。

「マーキングの読み取り=バロネット高さの読み取り」であるから、マーキングを確認する際には2本のマーキングの数字や膜の折れ目だけに注目するのではなく、バロネット全体を目視してバロネットの天井表の歪みや膜のたるみを確認し、バロネットの全体形状を把握しながらマーキングを読み取るようにする。

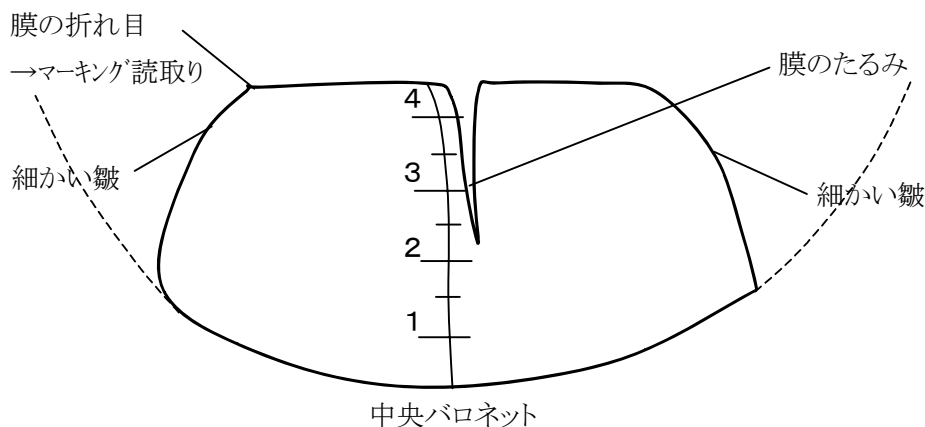


図 A1-3 マーキング読み取り方法(1)

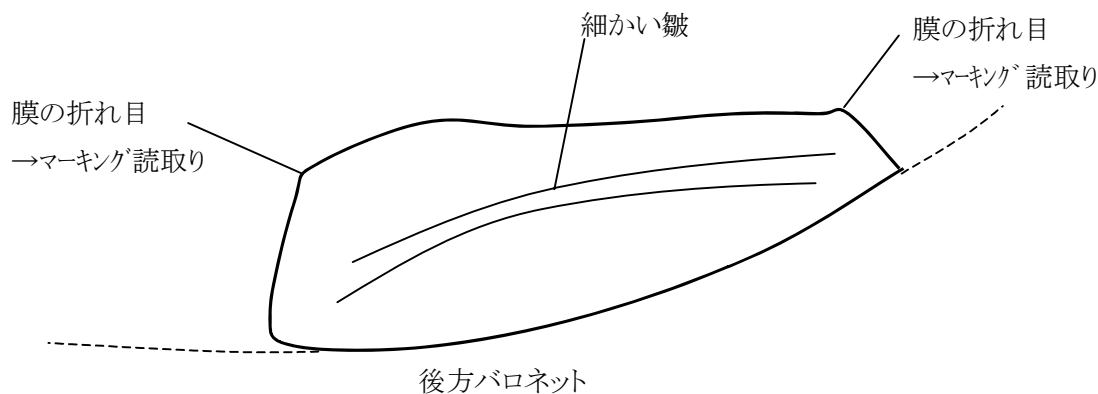


図 A1-4 マーキング読み取り方法(2)

・ 高所作業における注意事項

前方/後方バロネットの点検孔は高所にあるので、計測(マーキング位置読み取り)には高所作業車(Zリフト)を使用する必要がある。その際は以下に注意して作業する。

- ・ Zリフト使用時はヘルメット及び安全帯着用を原則とする。
- ・ Zリフトの操作は原則的に有資格者が実施する。
- ・ Zリフトを船体に接触させないように十分に注意する。
- ・ Zリフトの燃料(軽油)残量が少ない場合は、担当者に連絡し補充する。



Zリフトによるマーキング確認

(2b) バロネット充填率の調整方法

バロネット充填率は以下の運用制限値を越えないように維持する必要がある。その方法は表 A1-? に示すように基本的にはバロネット充填率の再配分による。ただし、全てのバロネット充填率が運用制限の上限に近く、再配分による調整に困難が予想される場合(表 A1-5 のヘリウム注入条件)には、ヘリウム注入((4c)項参照)を行う。

表 A1-5 バロネット充填率の運用制限値

	前方バロネット	中央バロネット	後方バロネット
上限値	12-X	5.5-5.5	15-X
下限値	5-X	1.5-1.5	7-X
ヘリウム注入条件	11-X	5-5	13-X

※前方/後方バロネットの数字は高い方

※作業員によって読み値に±0.5 程度の誤差が生じるため、上記運用制限値は 2 以上の余裕を含んでいる

表 A1-6 バロネット充填率の調整方法

状態	調整方法
何れかのバロネット充填率が上限値に達した場合、または気象予測に基づき上限値を越えることが予想される場合	ブローを停止し、上限値に達したバロネットへの空気吸入を止める。
	上限値に達したバロネットの安全弁の紐を引き目盛りを1目盛り下げ、同時に他のバロネットに空気を吸入して差圧を調整する。
何れかのバロネット充填率が下限値に達した場合、または気象予測に基づき下限値を越えることが予想される場合	下限値に達したバロネットのブローを作動させ、目盛りを 1 目盛り上げる。他のバロネットから空気を排気して差圧を調整する。
	中央バロネットの場合には、安全弁のピンを挿入し固定(開かない状態)する。

各バルネット充填率がヘリウム注入条件を越えている場合、または気象予測に基づき越えることが予想される場合	ヘリウムを注入する。
---	------------

・ 気象予測に基づく調整方法

気象予測に基づきバルネット量が規定値を超えることが予想される場合は、予めバルネットの量を調整する。昼間の作業員は、気象班またはインターネットの情報により最低気温時のバルネット量を予測し引き継ぎ時に夜間の作業者に報告する。気象予測を行い最低気温とその時のバルネット最大量を把握することによって、事前にバルネット量を調整し船体を常に安全な状態に維持することができる。また、大きな気象の変化が予測される場合(台風、大雪、強風等)にも、事前に適切な調整を行う。以下に調整手順を示す。

表 A1-7 気象予測に基づくバルネット充填率の調整手順

No.	作業	備考
1	現在の時刻、気温、気圧を入力する。	気圧は圧力維持装置の表 A1-示値、気温はハンガー外の気温を入力する。
2	インターネットまたは気象班から気象予測を入手する。	
3	入手した気象予測の最低気温、及びそのときの時刻、気圧を入力する。	翌日 12:00 までの予測のうち最低気温の時刻を使用する。最低気温を用いるのはバルネット量は気圧よりも気温に大きく影響されるからである。
4	予測時のデータと現在のデータの温度差、気圧差を求める。	温度変化を求める。シートでは自動計算。
5	気温差と気圧差により、それぞれのエンベロープ体積変化量を求める。(詳細の数値は?項参照)	体積変化量を求める。シートでは自動計算。
6	現在の各バルネット容量を確認する。	最近の記録データを参照する。
7	現時点でバルネットに体積変化量分の余積があるか確認し、ない場合は中央バルネットの空気を排出し前後のバルネットに振り分ける。	左記作業は夜間は気温が低下することを前提としている。
8	体積変化量が 700m ³ を超える場合は中央バルネットだけではその変化を吸収できないため、調整のために常時夜間監視が必要となる。	この場合は中央バルネット量を最低(1.5-1.5)に調整する。
9	予測データに基づいてバルネット量を調整後、気象予測シートにバルネットマーキングと容量を記録する。	
10	予測した最低気温時になったら気温と気圧を計測し記入する。	実際のデータと予測データを比較し予測の正確さを検証する。

日付 2004 年 12 月 4 日 金 20:00の予測用紙	作業者 石田 / 篠河	JAXA	FHI
---------------------------------------	-------------	------	-----

20:00の状態

1 現在の気圧気温

時刻	20	時	00	分
気圧	1010			hPa
気温	-4			℃

船体の状態	マ-キング*			体積	
FWDハ ^o ネット	3.5	-	9.0	1420	m3
MIDハ ^o ネット	2.5	-	2.0	425	m3
AFTハ ^o ネット	10.0	-	2.5	1870	m3

↓

2 予測時の気圧気温(インターネットで入手→) 予測時間の実際の気圧気温

時刻	7	時	00	分
気圧	1008			hPa
気温	13.9			℃

最低気温時(次の日の12:00まで) 最低気温

時刻	7	時	00	分
気圧				hPa
気温				℃

↓

3 1と2の差(1-2)

気圧	Δ	2	hPa
気温	Δ	-17.9	℃

※気圧差が±20hPa以上の場合夜間監視を実施する
 ※気温差が±15℃以上の場合夜間監視を実施する

↓

4 船体ガス体積変化(体積換算表より)

気圧による体積差	Δ	21	m3
気温による体積差	Δ	-698	m3
合計	Δ	-677	m3

←気圧変化による体積変化グラフ参照
 ←気温変化による体積変化グラフ参照

※合計が700m3以上の場合夜間監視を実施する

↓

5 ハ^oネット量設定値

船体の状態	マ-キング*			体積	
FWDハ ^o ネット	3.5	-	9.0	1420	m3
MIDハ ^o ネット	2.5	-	2.0	425	m3
AFTハ ^o ネット	10.0	-	2.5	1870	m3

マ-キング* >9.5に設定する
 1.5>マ-キング*>5.5に設定する
 マ-キング* >10.5に設定する

メモ

図 A1-5 気象予測シート記入方法

・ 暖房の利用

バロネット充填率が過大になることをさけるためには、船体温度の低下を防ぐ必要がある。そこで、冬季はハンガー内に暖房装置(ジェットヒーター、パネルヒーター;下図参照)を設置し、船体温度が 0℃(運用上の目安)を下回らないように努める。



図 A1-6 ジェットヒーター



図 A1-7 パネルヒーター

(3) 水平トリムの維持

船体のトリムが崩れている(重心位置が浮心直下から前後にずれている)と、船体を支持している3点(マストヘッド、ゴンドラ架台、脚)に過大な荷重がかかる恐れがあるため、定期的にトリムを確認し、必要に応じて調整する必要がある。これらの方法を以下に示す。

より正確なEQ調整時に行う((7)項参照)。また、トリムは各バロネットの充填率配分によって調整する。以下にその方法を示す。

(3a) トリム確認方法

正確なトリムの確認には、機体マストオフによるEQ調整((4b)項参照)が必要である。しかし、マストオン状態でも、目安としてマストヘッド部分のガタの有無から、トリムが崩れていないかどうかを確認することができる。また、おおよそのトリム状態は、バロネット充填率からも推定することができる(下図 A1-参照)。保管時における目安として、前方バロネットと後方バロネットのマーク位置の差が3以上になった場合には、これが2以下になるように調整を実施する。

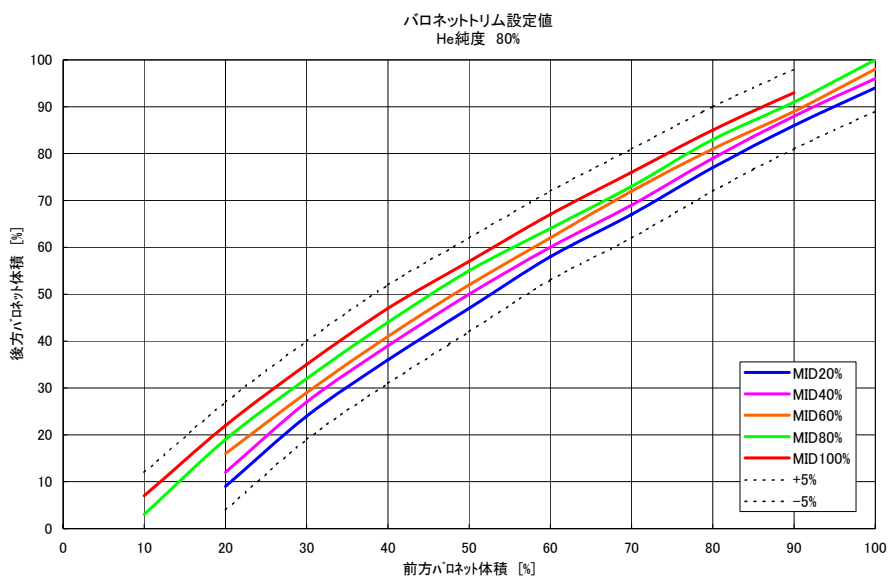


図 A1-8 トリム調整用チャート

(3b) トリム調整方法

船体トリムの調整は以下のグラフを参照して行う。前方バロネット体積(%)に対する後方バロネットの目標体積を確認し、その体積(%)になるように各バロネットの量を調整する。船体を維持管理している状態においても、前方バロネット量に対する後方バロネット量が、設定値の±5%を超えないようにバロネット量の確認を行いながら、作動ブローを選択して調整する。

実際にマストオフしないと正確なトリムをとることは難しいが、目安としてマストヘッドとノーズコーンのガタをモニターしながら前後のバロネット量を調整する。ガタが発生し大きくなるところで調整をやめる。長期係留中は定期的にノーズコーンとマストヘッドのガタを確認する。

(4) 適正余剰浮力の維持および設定

機体の余剰浮力(ヘビネス)は、ヘリウム漏洩によって日々変化する。係留保管中は、余剰浮力を把握し、適正な範囲(ヘビネス 200kgf)を越えないように調整する必要がある。また、飛行試験に際しては、より正確に余剰浮力を把握し、試験計画に合わせて調整する必要がある。

余剰浮力は係留時の脚の状態から推定できる((4a)項参照)が、より正確な計測はEQ調整((4b)項参照)によって行う。係留保管時は、ショットバラストやサンドバラスト(砂袋)によって余剰浮力を調整する。ヘリウム不足が顕著でバラストによる調整が困難な場合には、適宜ヘリウムを注入する((4c)項参照)。

飛行試験時には、EQ調整によって余剰浮力を把握するとともに、その時の温度、圧力等の諸条件からヘリウム量を推定する。そして、飛行試験計画から要求される値(試験時間帯の温度環境や試験時までのヘリウム漏洩等を考慮し、浮力計画として策定する)に一致するようにヘリウム注入を行う。この目的のEQ調整は、試験工程開始前までに少なくとも2回(2日前および工程開始直前)実施する必要がある。

(4a) 脚縮み量によるヘビネス推定

ハンガー内での船体係留中に、静的な状態で脚の縮み量をモニターすることによってヘビネスを推定することができる。EQ調整の手間がいないため簡易的に船体の状態を確認するのに有効である。しかし、定点滞空試験機の場合は常時架台(ウマ)に固定して係留していたため、定期的な監視・計測は実施しなかった。

定点滞空試験機のヘビネスと脚の縮み量(変形量)の関係を下図に示す。脚単体の試験結果と脚を船体にインストールした後のデータは一致しており、脚は船体を乗せたバネ測りであると考えられる。ただし正確なヘビネスの算出は脚の自重を考慮する必要があるため難しい。

静強度試験結果

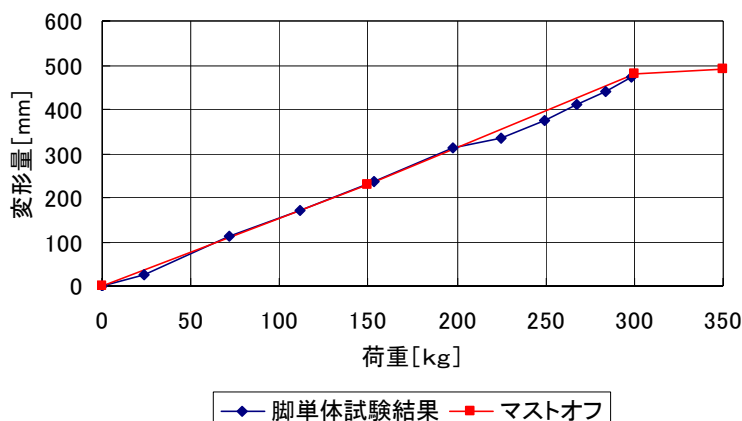


図 A1-9 ヘビネスと脚縮み量の関係

(4b) EQ調整方法



EQ調整とは、機体をマストオンまたはマストオフ状態で機体を浮上させ、EQ状態(余剰浮力=0)になるようショットバラスト搭載量を調整する作業である。以下にEQ調整の詳細手順を示す。

必要人員:

- 地上クルーチーフ ×1名
- 地上クルー(ヨーライン) ×6名
- 地上クルー(カーパーティー) ×4名
- マストマン ×1名
- 圧力維持班(トリム調整) ×2名
- 記録係(圧力維持班) ×1名

表 A1-8 EQ調整手順

項目	No.	作業	備考
船体確認	1	圧力維持班は船体のヘビネス状態を確認し EQ 調整可能(船体浮上可)であることを確認する。	
	2	船体のトリムバランスを前後のバロネット量から見積もり、トリムがとれるようにバロネット量を調整する。	トリムが崩れているとマストオフしても船体のバランスが悪く浮上しないため EQ 調整ができない
	3	圧力維持装置のケーブルラインを整理する。	
	4	クルーチーフは気象状況を確認しマストオフしても問題ないことを確認する。	
船体解放	5	船尾ラインとクォーターラインのバラストを外す。	

	6	ゴンドラのハントリングレールのバラストを外す。	
	7	脚のバラストを外す。	
	8	ウマとエンベロープを固縛してあるチェーンブロックを外す。	
	9	船体周りの片付けを行う。脚立、Z リフト及び器材を船体から遠ざける。	マストオフしたときに干渉しないため
船体浮上	10	クルーチーフの指示でカーパーティーは船体のショットバラストを徐々に下ろしていく。	
	11	船体が浮上したところでゴンドラのウマを外し遠ざける。	
	12	クルーチーフの指示で船体が浮上するまでショットバラストを下ろす。	
	13	マストオン状態で EQ 状態を確認し記録係はショットバラストの個数及び諸データを記録する。	
	14	マストオフする前にショットバラストを約 200kg 追加する。	+200kg へビー状態
マストオフ	15	マストマンはマストヘッドとノーズプロープのガタを確認してクルーチーフに報告する。	
	16	ガタが少ない場合には圧力維持班はトリム調整を実施する。	
	17	ヨーラインマンとカーパーティーはクルーチーフの指示が見える場所に配置につく。	
	18	クルーチーフの指示でマストマンはマストヘッドのロックを外し船体をフリーにする。 	マストオフ
	19	カーパーティーとヨーラインマンはゆっくりと船体を後退させる。	圧力維持ケーブルに注意
船体静止	20	クルーチーフは船体を静止させ船体のトリム状態を確認する。	
	21	船体のトリムバランスが悪い場合は圧力維持班はトリム調整を実施する。	
EQ 調整	22	クルーチーフはカーパーティーに指示し船体のショットバラストを徐々に船体から下ろして船体を浮上させる。	
	23	クルーチーフの判断で EQ 状態を確認する。 	ショットバラストの最少単位である 10kg 以下の微調整は実施しない。

	24	EQ のコールで圧力維持班はショットバラストの個数及び諸データを記録する。	
	25	マストオンする前にショットバラストを約 200kg 追加する。	
マストオン	26	マストマンはマストカーのウインチで船体ノーズコーンを牽引する。	
	27	クルーチーフの指示で船体をマストに接近させる。	
	28	マストマンはノーズコーンをマストヘッドに誘引しノーズプロープが完全に挿入されたらロックする。	
船体拘束	29	ヨラインマンとカーパーティーは配置を離れゴンドラの下にウマを挿入しチェーンブロックでエンハロープに固縛する。	
	30	ゴンドラ、船尾ライン、クォーターラインにバラストを設置し船体を拘束する。	
	31	脚にバラストを設置する。	
	32	ショットバラストを追加し約 300kg(ミナル)ヘビー状態で係留しておく。	その時の状況による
記録	33	圧力維持班は Z リフトと脚立をセッティングし各バルネット容量を目視確認し記録する。	

マストオン状態では、マストオフした時よりも船体が浮上しづらい。それは船首を拘束しているためであり、また船首よりも船尾が軽くないと船体が浮上しないためである。マストオン状態でEQ確認を実施する場合はそのようなことを考慮しなければならない。マストオン状態では船体のトリムバランスが不明なので、前後のバルネット容量及びマストヘッドのガタの確認を行う必要がある。したがって、マストオフしない場合にも、マストオフする場合の手順を踏んでEQ調整を実施した方が良い。

(4c) ヘリウム注入

ヘリウムの注入には使用チューブにより下表に示す2種類の方法があり、状況に応じてどちらかを選択し作業を実施する。

表 A1-9 ヘリウム注入方法の比較

使用チューブ	50mm チューブ	6mm チューブ	備考
使用器材	He 供給装置 (ウエキ Co.製)	レギュレータ R-150 (ヤマト産業製)	
注入量(平均)と時間	400m ³ /h	50m ³ /h チューブ 3 本使用時	
準備	約 1 時間	約15分	
必要人員	4人	1人	圧力維持除く
必要支援器材	ハイライダー/Zリフト	なし	
他並行作業	不可	可能	

船体がフリーの状態(他の同時作業がない)で重機が使用できる状況にあり、作業員が確保できれば、

50mm チューブを使用した方が短時間で大量のHeを注入することが可能である。しかし、本試験機係留中においては、同時並行作業が発生することが多く、船体がフリーになる場合(休日等)は作業員を確保できない場合が多かったため、時間はかかるが簡易な6mm チューブでの注入方法を選定することが多かった。これは 50mm チューブの注入口が船体上部にありチューブ固定に時間と人員が必要なためである。各注入方法について以下に装置概略および手順を示す。

(A) ヘリウム注入方法-1 (50mm チューブを使用する場合)

ヘリウム注入は、ヘリウムが最大約 20MPa で充填されたトレーラー容器からヘリウム供給装置(減圧ユニット)によって 0.15MPa に減圧し、50mm チューブ(テフロンホース)を使用して飛行船に供給する。装置および接続状態の概要と作業手順を以下に示す。



図 A1-10 ヘリウム供給装置(減圧ユニット)

「ヘリウム供給装置」UT-SPF-F1001

型式:FSP-3 定点滞空試験機 バンダー納入文書 No. 4 49 参照

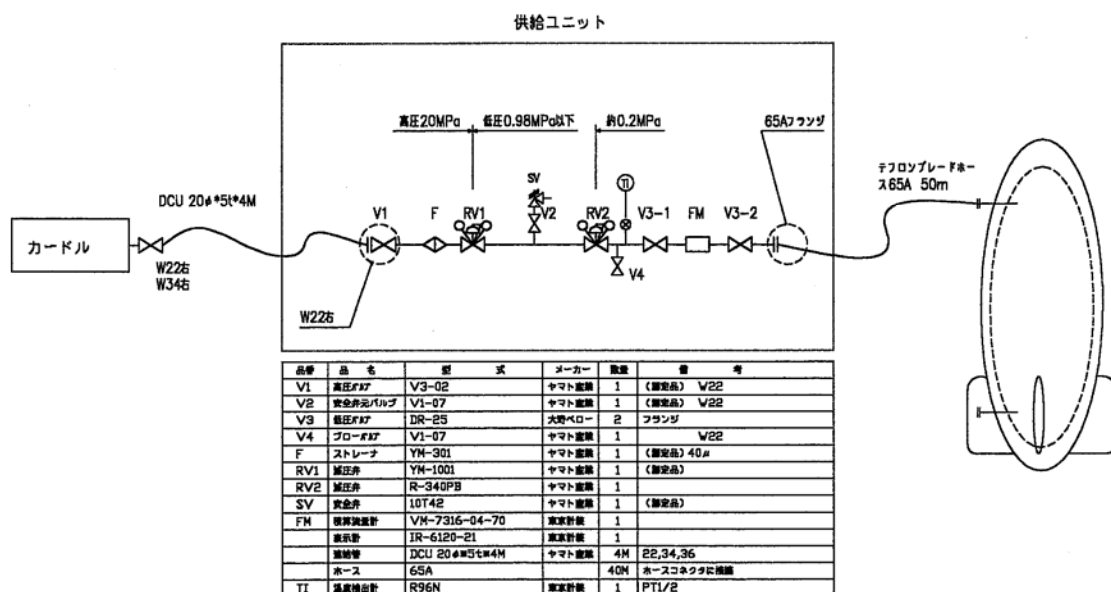


図 A1-11 接続ライン概要

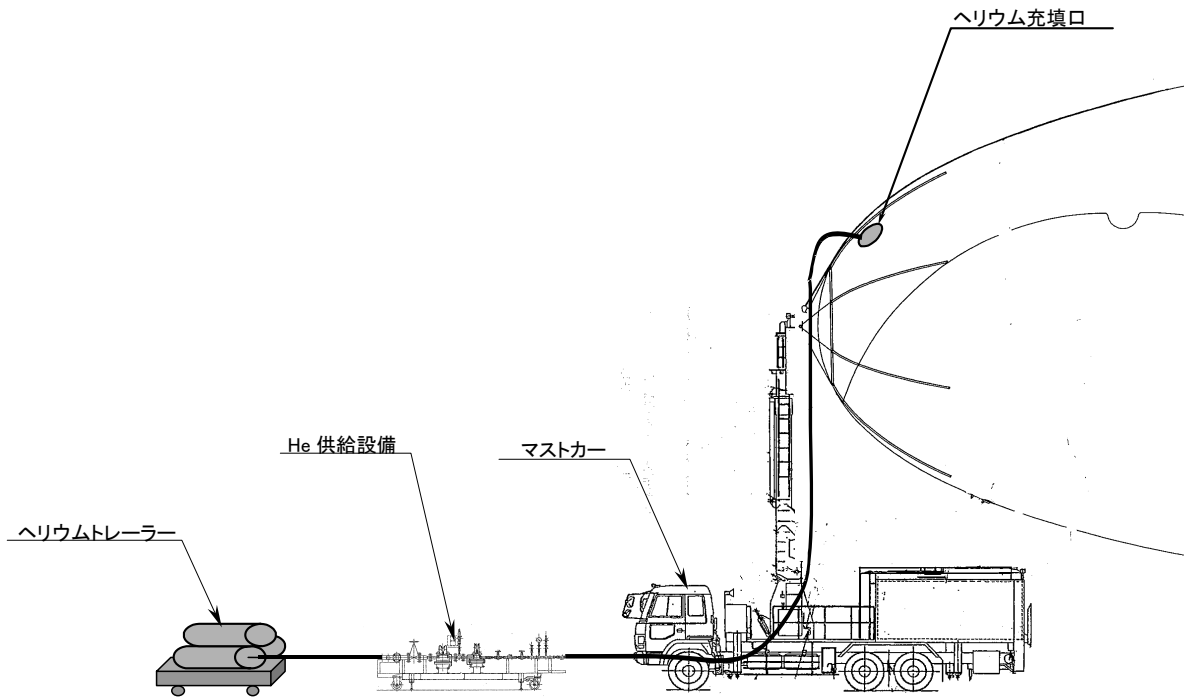


図 A1-12 ヘリウム供給設備接続状態

表 A1-10 ヘリウム注入手順-1 (50mm チューブを使用する場合)

作業区分	No.	作業手順	備考
注入前作業	1	トレーラーHe 圧力計にて圧力を確認する	
	2	トレーラーHe 供給バルブ V1、V2 の閉を確認する	バルブは時計回りに回し確認
	3	トレーラーHe 容器バルブ全ての閉を確認する	バルブは時計回りに回し確認
	4	トレーラーHe 供給口に変換継手を取り付ける	
	5	トレーラーHe 供給口変換継手取付け部にSUS製充填管を取りける	3/8,1/2 の2種類ある 1/2を使用する
	6	He 供給装置に充填管を取り付ける	
	7	供給装置の減圧弁をフリー(閉状態)にする	ハンドルを反時計回りに回す。(ハンドルが軽くなったらフリー状態)
	8	減圧弁二次側バルブの閉を確認する	バルブは時計回りに回し確認
50mm チューブ 接続作業	1	船体側注入口のパネルを取り外し、船体側の注入管(ポリエステル製)を船体内側から取り出す。	ハイライター/Zリフト使用 M3+ドライバー

	2	50mm チューブを注入管に挿入しロープで縛り結合する	チューブは船体内部まで挿入する
	3	50mm チューブをマストに固縛し固定する	チューブは重いので注意
	4	50mm チューブを He 供給装置と結合する	カップリング。ハーヅ後に結合
リークチェック	1	トレーラーHe 使用容器バルブを開にする	ゆっくり開けること
	2	トレーラー圧力計にて圧力を確認する	
	3	トレーラーHe 使用容器バルブ V1 を閉にする	
	4	トレーラーHe 供給バルブ V1 を開にする	ゆっくり開けること
	5	トレーラーHe 供給バルブ V1 を閉にする	
	6	トレーラーHe 供給バルブ V2 を開にする	ゆっくり開けること
	7	トレーラーHe 供給バルブ V2 を閉にする	
	8	減圧弁一次側圧力計で圧力を確認する	
	9	減圧弁一次側継手部を発砲検査液でリークチェックする	
	10	1～9の作業を繰り返す	徐々に昇圧していくこと
	11	減圧弁にて圧力を 0.2Mpa に設定する	
	12	減圧弁二次側継手部を発砲検査液でリークチェックする	
	13	減圧弁をフリー(閉状態)にする	
	14	減圧弁二次側バルブを開にし脱圧する	
注入作業	1	トレーラーHe 使用容器バルブを開にする	ゆっくり開けること
	2	トレーラーHe 供給バルブ V1 を開にする	ゆっくり開けること
	3	トレーラー圧力計にて圧力の記録をとる	時間も記録をとること
	4	トレーラー温度計にて温度の記録をとる	時間も記録をとること
	5	トレーラーHe 供給バルブ V2 を開にする	ゆっくり開けること
	6	一次側減圧弁にて圧力を 0.2Mpa に設定する	供給中減圧弁二次側圧力が上昇した場合減圧弁ハンドルを反時計回りに回し減圧する
	7	一次減圧弁バルブと二次減圧弁バルブを微開にしバージしながら船体に接続する	供給中 50mm チューブが凍結等していないか確認する
	8	両方のバルブを徐々に全開にしていく	流量計測値を確認
	9	船体接続部の漏れ及び異音がないかを確認する	異音の確認は定期的に実施すること
	10	供給中は 1 時間に一回トレーラーの圧力及び温度の記録をとる	
終了作業	1	トレーラーHe 供給バルブ V2 を閉にする	容器内圧を 0.5MPa 程度残すこと

	2	減圧弁二次側バルブを閉にする	減圧弁圧力計が 0 であることを確認する
	3	減圧弁をフリー(閉状態)にする	
	4	トレーラーHe 供給バルブ V1 を閉にする	
	5	トレーラーHe 使用容器バルブを閉にする	
	緊急時作業	1	減圧弁二次側バルブを閉にする
	2	トレーラーHe 供給バルブ V2 を閉にする	
	3	トレーラーHe 使用容器バルブを閉にする	
	4	トレーラーHe 供給バルブ V1 を閉にする	
	5	減圧弁をフリー(閉状態)にする	

(B) ヘリウム注入方法-2 (6mm チューブを使用する場合)

船体に艀装してあるヘリウム純度計測ポートを使用し、ひとつのレギュレータから3本の6mm チューブに分岐して船体の3箇所から供給する。装置(接続状態)の概要と作業手順を以下に示す。

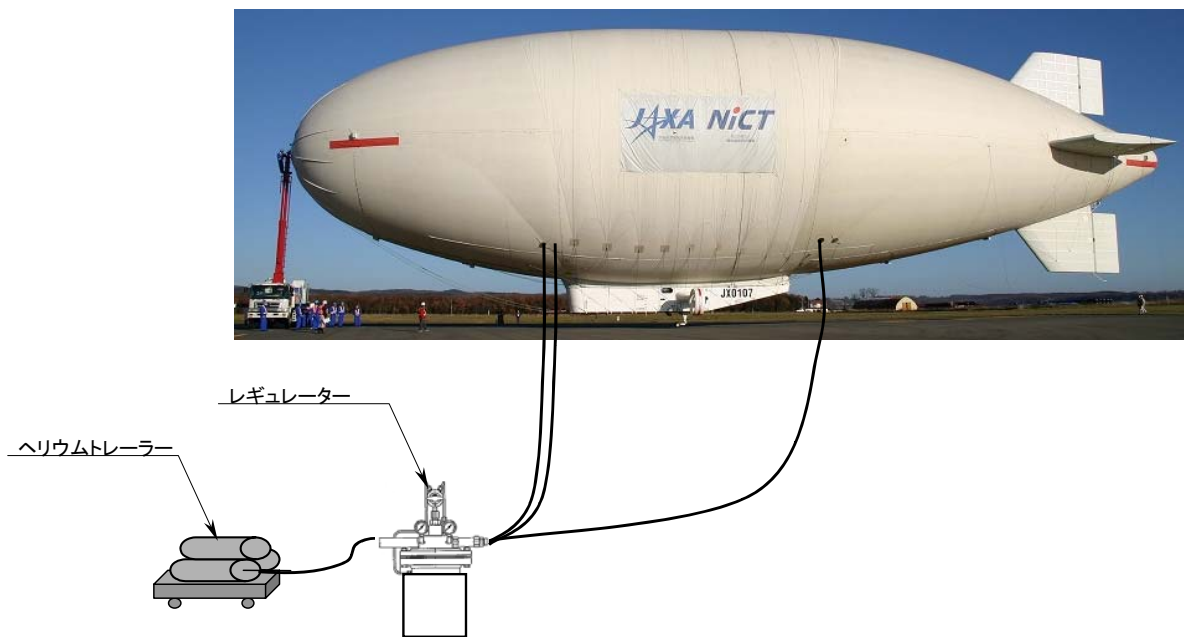


図 A1-13 装置接続状態(6mm チューブを使用する場合)

表 A1-11 ヘリウム注入手順-2 (6mm チューブを使用する場合)

作業区分	No.	作業手順	備考
注入前作業	1	トレーラーHe 圧力計にて圧力を確認する	
	2	トレーラーHe 供給バルブ V1、V2 の閉を確認する	バルブは時計回りに回し確認
	3	トレーラーHe 容器バルブ全ての閉を確認する	バルブは時計回りに回し確認

	4	トレーラーHe 供給口に変換継手を取り付ける	
	5	トレーラーHe 供給口変換継手取付け部に SUS 製充填管を取りける	3/8,1/2 の 2 種類ある 3/8 を使用する
	6	ヤマト産業製減圧弁 R-150 に充填管を取り付ける	
	7	減圧弁をフリー(閉状態)にする	ハンドルを反時計回りに回す。(ハンドルが軽くなったらフリー状態)
	8	減圧弁二次側バルブ V3 の閉を確認する	バルブは時計回りに回し確認
リークチェック	1	トレーラーHe 使用容器バルブを開にする	ゆっくり開けること
	2	トレーラー圧力計にて圧力を確認する	
	3	トレーラーHe 使用容器バルブ V1 を閉にする	
	4	トレーラーHe 供給バルブ V1 を開にする	ゆっくり開けること
	5	トレーラーHe 供給バルブ V1 を閉にする	
	6	トレーラーHe 供給バルブ V2 を開にする	ゆっくり開けること
	7	トレーラーHe 供給バルブ V2 を閉にする	
	8	減圧弁一次側圧力計で圧力を確認する	
	9	減圧弁一次側継手部を発砲検査液でリークチェックする	
	10	1～9の作業を繰り返す	徐々に昇圧していくこと
	11	減圧弁にて圧力を 0.4～0.5Mpa に設定する	
	12	減圧弁二次側継手部を発砲検査液でリークチェックする	
	13	減圧弁をフリー(閉状態)にする	
	14	減圧弁二次側バルブ V3 を開にし脱圧する	
注入作業	1	トレーラーHe 使用容器バルブを開にする	ゆっくり開けること
	2	トレーラーHe 供給バルブ V1 を開にする	ゆっくり開けること
	3	トレーラー圧力計にて圧力の記録をとる	時間も記録をとること
	4	トレーラー温度計にて温度の記録をとる	時間も記録をとること
	5	トレーラーHe 供給バルブ V2 を開にする	ゆっくり開けること
	6	減圧弁にて圧力を 0.4～0.5Mpa に設定する	供給中減圧弁二次側圧力が上昇した場合減圧弁ハンドルを反時計回りに回し減圧する

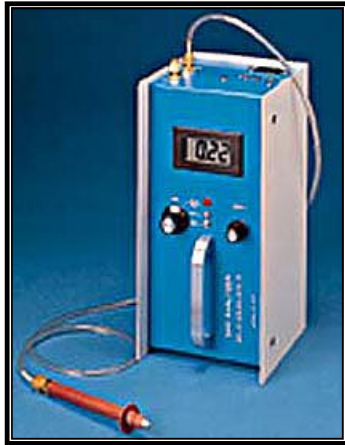
	7	減圧弁二次側バルブ V3 を微開にしチューブをバージしながら船体に接続する(3 本)	供給中 6mm チューブが凍結等していないか確認する
	8	V3 バルブを徐々に全開にしていく	
	9	船体接続部の漏れ及び異音がないかを確認する	異音の確認は定期的に行うこと
	10	供給中は 1 時間に一回トレーラーの圧力及び温度の記録をとる	
終了作業	1	トレーラーHe 供給バルブ V2 を閉にする	容器内圧を0.5MPa 程度残すこと
	2	減圧弁二次側バルブ V3 を閉にする	減圧弁圧力計が 0 であることを確認する
	3	減圧弁をフリー(閉状態)にする	
	4	トレーラーHe 供給バルブ V1 を閉にする	
	5	トレーラーHe 使用容器バルブを閉にする	
緊急時作業	1	減圧弁二次側バルブ V3 を閉にする	
	2	トレーラーHe 供給バルブ V2 を閉にする	
	3	トレーラーHe 使用容器バルブを閉にする	
	4	トレーラーHe 供給バルブ V1 を閉にする	
	5	減圧弁をフリー(閉状態)にする	

(5) ヘリウム純度の設定

ヘリウムの純度はエンベロプ内への空気の浸入によって日々低下する。ヘリウム注入を実施すればヘリウム純度は上昇する。飛行試験に際しては、ヘリウム純度を計測し((5a)項参照)、試験計画に合わせて調整する必要がある。ヘリウム純度の調整はリフレッシュ装置によって行う((5 b) 項参照)。ただし、飛行試験前には浮力設定のためにヘリウム注入を実施する場合があるので、その影響を考慮して調整する必要がある。

(5a) 純度計測

純度計測には、GOW-MAC社製のサンプルガス吸引式の純度計を用いる。純度計測は船体の3箇所にて行い、計測時間は2:00と14:00の毎日2回実施する。船体ガスは14:00に最も安定すると言われており、3箇所の差が最も小さい時刻である。計測位置および作業手順を以下に示す。



GOW-MAC
20-600-12-HE
(デジタル表示計付)
Portable Binary Gas Analyzer

図 A1-14 純度計 (型式:FSP-3 定点滞空試験機 ベンダー納入文書 No. 5 54 参照)

表 A1-12 ヘリウム純度計測手順

No.	作業内容
1	純度計を充電器から取り外し上部側面のスイッチを「BAT」に切り替える。
2	船体の各位置(前方下部、頂点、後方下部)に純度計の 6mm チューブを接続する。
3	純度計のダイヤルを 2 の位置まで時計回りに回す。
4	下記の時間、計測する。(チューブの長さよにより各位置で計測時間が異なる) 前方下部 10分 頂点 20分 後方下部 10分
5	表 A1-示値をログシートに記入しPCに入力する。 ※計測値が前回の値と大きく異なる場合はチューブの接続状態を再確認し再計測する。
6	充電器に接続し上部側面のスイッチを「ACLIN」にしておく。(次回計測まで)

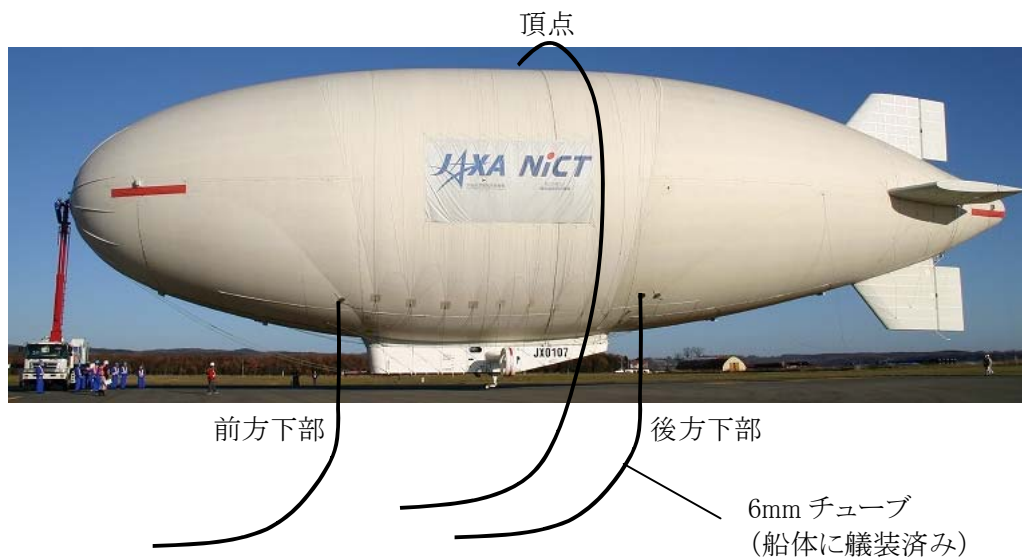


図 A1-15 He純度計測位置

純度計スペック

Standard Instrument Specifications

Operating Range:	Calibration for 2 ranges: Range 1 = 0.0-100% Range 2 = 0.00-10%
Detector	Thermal Conductivity using 4 filaments(WX,W2, or Ni)
Sealed Reference Gas	Air,He,N ₂ ,Ar,CO ₂ , or H ₂
Det. Temp. Regulation	None
Power Required	115/230V, 50-60Hz
Battery	Lead/Acid Gel, 12V
Battery Life	500 recharge cycles
Sample Flow Rate Range	0-2SCFH
Pressure Required	None
Sensitivity	Can be calibrated for as low as 0.5% CO ₂ in air
Accuracy	3% of full scale
Response Time	<30 seconds
Warm up Time	1 minute
Instrument Operating Temperature Range	40° F-100° F (4°C-38°C)
Drift	<10% of full scale/hour in low range
Readout Meters	standard:4 ^{1/2} " analog - graduated 0-100

	evenly divided (special meters available upon request) optional:3 ^{1/2} digit digital LED
Pump	Diaphragm type
Dimensions:	11 ^{1/2} " Lx5 ^{1/2} "Wx6 ^{1/2} "H (29.21x13.97x16.51cm)
Weight:	Net:14lbs.(6.3kg) Shipping:17lbs.(7.7kg)

(6) 作業体制、スケジュールなど

圧力維持および浮力管理に係る作業は圧力維持班が担当する。圧力維持班は、特に定常的な維持管理作業((1)～(3)項)のために作業員2名が24時間(一時期を除く)常駐し、基本的には以下のスケジュールに従って作業を実施する。

表 A1-13 作業スケジュール

時間	作業項目	作業内容	備考
8:00 ～	引継ぎ	前の作業員から気象予測及び変更点の報告を受け問題がないことを確認して作業に入る	
	トリム調整	パロネット量を確認し、必要があればトリム調整を行う	2名で実施。必要な場合のみ
	ログシート確認	ログシートと純度記録を確認し現在までに問題が生じてないことを確認する	
	灯油確認	ヒーターの灯油を確認し不足分を給油する 足りない場合は連絡する	担当者へ連絡
	パロネット確認	30分毎に飛行船の状態量(マーキングを含む)を確認する	Zリフト使用は1時間に1回
	ログ記録	1時間毎にログシートに記入しPCに入力する	
10:00	休憩	作業員は交代で30分の休憩をとる	
	スパーサー調整	気温が上昇する午前中はなるべくフロアが作動しないように安全弁のスパーサーで空気の吐出し量を調整する 圧力が上昇する場合は手動でパロネットの空気を抜く	内圧が安定しない場合は内圧を上昇させるようにして手動で空気を抜く
11:10	清掃	圧力維持装置の周りを片付け清掃する	ゴミを捨てる
12:00	昼食	昼食は交代で作業室1でとる	休憩時間は1時間
	スパーサー調整	気温が安定している間は、できるだけフロアが作動しないように安全弁のスパーサーで空気の吐出し量を調整する	頻繁に調整する必要もある
	ピン挿入	気温が低下する午後はパロネットの空気が抜け過ぎないように安全弁をピンで固定する	
14:00	純度計測	船体の純度を3箇所で計測する	PCに入力
16:30	気象予測	引継ぎ前に気象予測を実施する	
16:50	チェック	引継ぎ前にチェックシートを記入し異常がないことを確認する	添付:チェックシート
17:00	引継ぎ	引継ぎ時に気象予測内容を次の作業員に説明する また船体の状況(バラスト変更等)があれば報告する 大きな気象の変化が予測される場合は報告する	
20:00 ～	夜間作業	夜間は基本的に中央パロネット安全弁のピンを挿入したままの状態とする	夜間に気温が低下する場合
	ヒーター	圧力維持装置の外気温度表 A1-示が3℃(目安)以下にならないように注意する	He 温度が3℃以下になったら ジェットヒーターを ON にし He 温度が0℃以下(目安)にならないように調整する

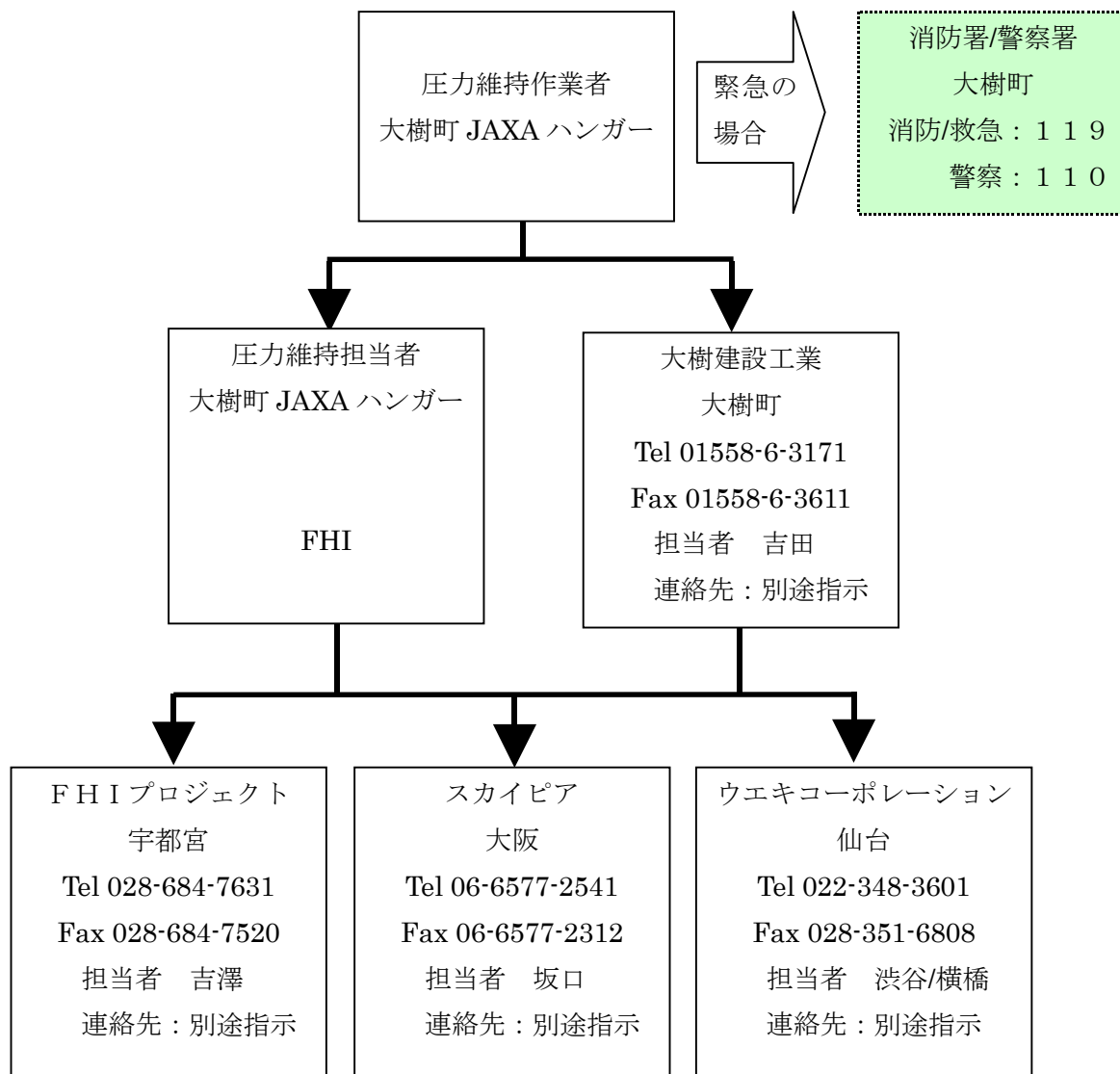
圧力維持チェックリスト

日付 作業者

No.	項目	確認
1	灯油の量は充分ですか？	
2	ヒーターの近くに可燃物はないですか？	
3	中央バロネットの安全弁のピン(挿入/抜き)は適切ですか？	挿入/抜き
4	中央バロネットの安全弁にスペーサーは入っていますか？	0, 1, 2, 3
5	ブローの作動音に異常はないですか？	
6	各バロネットの量は規定値に入っていますか？	
7	船体からガスが漏れている音がしませんか？	
8	気象予測は完了しましたか？	
9	ログシートを確認しましたか？	
10	圧力維持装置に異常はないですか？	
11	整理整頓されていますか？	
12	火元は確認しましたか？	
13	ブローの自動運転は ON になっていますか？	
14	作動ブローは適切ですか？	前・中・後
15	圧力維持装置上のパソコンの「記録」ボタンは赤くなっていますか？	
16	Zリフトに異常はありませんか？異音はしませんか？	
17	水バラストは漏れていませんか？	

・ 連絡網

緊急時は以下の連絡網により連絡を行い、定期的に停電時等の訓練を行い緊急時に備える。



・注意事項

圧力維持班員は注意事項として以下を厳守して作業を実施する。

圧力維持作業員は圧力維持装置の前で監視すること。

作業員は圧力維持担当者(リーダー)の指示に従うこと。

マーキングの確認は30分に1回行う。ただしZリフトの使用は1時間に1回(指示者設定)とし、その他の確認は地上から確認する。(Zリフトのスターターを痛めるため)

1時間に1回状況をログシートに記入しPCに入力すること。

2:00と14:00に船体の純度を計測すること。

作業員は気象予測(前述)を行い、次の作業者に説明すること。大きな気象の変化が予測される場合は、その旨報告する。

作業終了前にバロネット量を調整し、次の作業者に引き継ぐこと。

バロネット量調整及びトリム調整は、緊急の場合を除いて必ず2名で昼間に行うこと。

安全弁のスペーサー交換は必ずピンを挿入して固定し行うこと。

He注入は緊急時を除いて担当業者の立会いの下で行うこと。

パネルヒーター及びジェットヒーターの灯油量を確認し給油は昼間行うこと。

パネルヒーターの上には物を置かないこと。

ハンガー内での飲食は原則的に禁止とする。食事は作業室でとること。

ただし作業員が1名の場合は圧力維持装置の机で食事をとってもよい。

ハンガー内で圧力維持作業中はヘルメット着用を原則とする。

Zリフト使用時は安全帯及びヘルメットの着用を原則とする。

常に整理整頓を心がけ、ゴミは持ち帰ること。

異常を発見した場合は、早急に連絡網に従い連絡すること。(添付参照:連絡網)

ハンガー内を最低0℃以上に維持すること。ヘリウム温度3℃でジェットヒーターONにする。

ハンガー内は禁煙とする。

各作業員は作業終了時にチェックシートに従ってチェックを行い問題がないことを確認して次の作業者に伝え帰宅すること。

ヘリウム注入に関する注意事項

圧力維持作業員は毎日ログシートを確認し、ヘリウム容積、最近のEQ調整結果、貯蔵ヘリウム残量を踏まえて、ヘリウム注入日と注入量を検討すること。

圧力維持作業員は注入日をヘリウム納入業者へ連絡しヘリウム注入の報告をすること。

ヘリウム注入は緊急時を除いてヘリウム納入業者の監視下で行うこと。

必要な場合は現場圧力維持作業員の判断でヘリウムを注入することも可能である。手順に従えば法規上問題ないが、その場合も注入量と注入温度(ヘリウムタンク部)をヘリウム納入業者へ連絡し、発注量と注入量を管理すること。

App. 2 非常系テレメータの覆域試験

(1) 覆域試験の目的

定点滞空試験機の非常系から送るテレメータ信号および地上非常系指令信号の送受信可能な覆域を評価することを目的とする。

(2) 覆域試験の概要

Do-228 機に既存テレメータ送受信機(82017;飛行試験技術開発センター所有品)を搭載し、Do-228 機のテレメータ用アンテナより送受信する。大樹町の成層圏プラットフォーム大樹実験場(以下、大樹実験場)に設置された非常系無線装置(テレメータ受信装置、指令送信機1&2)で到達電波の強度を測定する。また、指令送信機1または2から電波を放射しDo-228機及び地上テレメータの受信機により到達電波の強度を測定する。

飛行は滑走路方向(80 度)で機上及び地上の送受信を同時に行いそれぞれの受信機レベルを記録する。地上の送受信アンテナは指向性及び無指向性アンテナによって各飛行を行う。

地上の5つの不時着場での電界強度を車で移動してスペクトルアナライザーで測定する。

(3) 覆域試験の構成

図 A2-1 に非常系テレメータの覆域試験ブロック図を示す。ドルニエ機にはドルニエ機搭載用のテレメータ送信機(295.6MHz、5W)と受信機(321.5MHz)を設置した。送信機からは搬送波のみを送信し、地上の受信機で受信し受信レベルを記録した。地上からは指令送信機1または指令送信機2から送信し、ドルニエ機の受信機で受信レベルをデータロガーに記録した。機上では機体の位置および姿勢角をDGPS/INS 複合航法システム(GAIA)に記録しデータロガーのデータおよび地上のデータと記録時刻を基準にしてデータ処理を行った。地上のアンテナは無指向性アンテナ(OMNI)と指向性アンテナ(八木)の両方の特性を取るために切替えて試験を行った。

(4) 覆域試験方法

表 A2-1、図 A2-2 および図 A2-3 に試験飛行方法を示す。

- a. 離陸後、高度 1000ft まで上昇し半径 5km の円形飛行パターンに入り、無指向性アンテナでの電界強度を地上局で記録する。同時に地上指令送信機の無指向性アンテナから電波を放射して機上で受信レベルを記録する。
- b. 円形飛行パターンが終了後、高度を 500ft に降下し、大樹実験場を通過しながら方位 80 度の方向に水平飛行を行う。無指向性アンテナでの電界強度を地上局で記録する。同時に地上指令送信機の無指向性アンテナから電波を放射して機上で受信レベルを記録する。このときに受信レベルをモニターしながら-98dB のレベルになるまで飛行を続ける。-100dB 以下になったら無線で航空機に上昇するように指示する。1000ft に上昇して再び水平飛行を続け受信レベルを記録する。-98dB 以下になったら再び無線で航空機に 2000ft まで上昇するように指示し水平飛行を続ける。進出距離が 53NM (100km)に達したら終了する。
- c. 大樹実験場まで戻り、指向性アンテナに切替えて電界強度を地上局で記録する。同時に地上指令送信機の指向性アンテナから電波を放射して機上で受信レベルを記録する。無指向性の

試験と同様に500ft,1000ft,2000ftの水平飛行を行い機上及び地上とも受信レベルを記録する。

(5) 覆域試験の結果

a. 航空機を用いた覆域試験

(a)テレメータ系

表 A2-2 に非常系覆域試験地上テレメータ受信信号強度(295.6MHz)の記録を示す。この記録は地上非常系テレメータ受信記録を機体からの距離報告(海里)の時刻、距離(海里)、受信強度(dB)、飛行高度(ft)及び姿勢角(度)等を記録した。飛行コースは半径5kmの旋回飛行、無指向性アンテナ(OMNI)による水平飛行及び指向性アンテナ(八木)による直進飛行を行った。表 A2-3 に飛行時間を示す。

半径5kmの旋回飛行については-75dB から-80dB でスレッショールドレベル(-98dB) に対して十分な感度があった。

無指向性アンテナ(OMNI)の水平飛行における受信感度は高度 500ft で 40NM までスレッショールドレベル(-98dB)以上で受信できた。高度 1000ft に上昇し水平飛行を継続し、43NM で-98dB を切ったので 2000ft に上昇し水平飛行を継続した。飛行限界空域(53NM)まで到達したので試験を止め戻った。

指向性アンテナ(八木)による試験を500ftの高度で開始した。手順は無指向性アンテナと同じでスレッショールドレベルまで水平飛行を行ったがそのレベルに達する前に飛行限界空域に達したので飛行をやめて戻ってきた。このときのレベルは-83dB でまだ十分な余裕があった。この結果、飛行高度 500ft で飛行限界空域(53NM)まで十分な感度があることが判明した。

(b)コマンド系

地上からコマンド送信機1および2によって送信した 321.5MHz20wのコマンド信号をドルニエ機の受信機で受信した無指向性アンテナと指向性アンテナ(八木)の時歴を図 A2 -3 に示す。図 A2-5 には図 A2-4 と同様に計算推定値と 500ft、1000ft および 2000ft の見通し距離を-80dB の位置にプロットしてある。

(c)テレメータ・コマンド系の検討

表 A2-3 にテレメータ(機上では無指向性ブレードアンテナのみ)およびコマンド送信機で発射したときの無指向性アンテナ(OMNI)と指向性アンテナ(八木)の見通し距離内での受信感度を計算した。図 A2-4 に表 A2-2 の試験データと表 A2-4 の計算値をプロットした。指向性アンテナ(八木)については計算値とよい一致を示した。無指向性アンテナ(OMNI)については 20NM までではよく計算値とあっているがそれ以上になると計算値より低い値を示しているがスレッショールドレベル(-98dB)より高い値なので運用可能である。計算値より低い値を示した原因はマルチパスによる影響と考えられる。表 A2-5 に見通し距離の値を示した。地上のアンテナ高度が 50mあるために飛行船が接地高度でもアンテナ高さが 9mあるとすると A2km まで見通すことができることがわかる。高度 500ft では 69km 見通しができる。表 A2-6 にテレメータ回線計算の値を示した。これから見通し距離内であれば十分な電界強度を持つことがわかる。

図 A2-3 のコマンド送信機からの電波をドルニエ機が受信した電界強度を計算と比較すると、無指向性アンテナの場合は見通し距離の約半分まで計算値よりも減衰が大きくなる。指向性アンテナの場合は、見通し距離までは計算値よりも受信感度が高く、見通し距離を越えると急激に減衰していることがわかる。しかし、コマンド送信機の出力は 20w あるのでテレメータより 6dB 高く、飛行試験で設定し

た飛行限界空域(53NM:98km)でも十分な電界強度を示している。図 A2-6 に指向性アンテナおよび指向性アンテナによるテレメータ信号受信レベル-98dB 以上の距離と高度の関係を示す。

b. 不時着場およびハンドリングエリア周辺での電波強度試験

図 A2-7 に定点滞空試験機の設定飛行空域と不時着場の位置を示す。5 つの不時着場(A、B、C、D、E地区)の経度、緯度、方位、非常系コマンドアンテナからの距離を示す。定点滞空試験機が不時着場に着地した場合電波リンクは確立できるかを調べるために不時着場の各地点の電界強度をスペクトルアナライザーで測定した。測定器を移動させるために車を使用したため、不時着場の全地点の測定はできなかった。その結果を受信感度として測定した各地点に示した。このときに使用した送信アンテナは指向性の八木アンテナを使い、受信アンテナは非常系テレメータアンテナのものを高さ5.4mの定点滞空試験機の実験アンテナに近い高さに設置して測定した。

この結果からA地区は地形の陰に隠れ減衰が多いことがわかった。C地区については電波リンクが確立する可能性が高いことがわかった。B、D地区は電界強度はあるが、樹木等の影響で場所によって受信感度が不安定になることがわかった。E地区は歴舟川川原であるが直接測定することができなかったので河川の近くの道路上で測定したが、川の手前側では電波の確立の可能性はあるが、反対側では減衰が大きいことがわかった。

この他、ハンドリングエリアと滑走路の電界強度を自動車の屋根にアンテナを設置して無指向性アンテナ(OMNI)で送信した電波をスペクトルアナライザーで測定した結果、-40dB から-70dB の安定した感度で受信することができた。

(6) 結論

- a. 高度 1000ft(300m)、半径 5kmの旋回飛行では無指向性の送信アンテナで安定した受信ができることがわかった。
- b. 水平飛行においては指向性アンテナを使うことにより 500ft(152m)の高度で予定している飛行範囲以上(98km)の覆域を持っていることがわかった。ただ、地上の一部北西方向に地形の陰になるところが生じた。この場所を図 A2-6 に、高度 500ft 以上で電波リンクが確立できる飛行空域として修正して示した。
- c. コマンド送信については送信出力が 20w とテレメータ送信機の 4 倍(6dB)高いのでより安定した送受信ができることが確認された。
- d. ハンドリングエリアおよび滑走路の全地域は無指向性アンテナで電波リンクが確立することがわかった。
- e. 設定された5箇所の不時着場の内 4 箇所(B、C、D、E地区)での電波リンク強度はスレッシュホールドレベル(-98dB)と比較し余裕があったが、1 箇所(A地区)については受信できない場所があった。なお、この電波覆域試験の結果はスレッシュホールドレベルを設計値の-98dB であることが条件として解析したが、この値は別途確認する必要がある。

表 A2-1 飛行方法

飛行 番号	非常系地上 アンテナ	飛行内容	海面高度 (ft)	最大進出 距離(NM)	飛行速度 (kt)	飛行時間 往復
1	無指向性	2.7NM(5km)到達時に同半径で高度 1,000ft に上がり円を描く	1,000	10	任意	0:15
2	無指向性	大樹 RWY08 方向に水平飛行で進出	500→1,000 →2,000	43	任意	1:15
3	指向性	大樹 RWY08 方向に水平飛行で進出	500→1,000 →2,000	54	任意	1:30

表 A2-2 非常系覆域試験地上テレメータ受信信号強度記録

時刻	距離 (NM)	受信強度 (dB)	高度 (ft)	備考
5Km オービット				
9:04	2.7	-75	1000	無指向性アンテナ
9:13	2.7	-80	1000	姿勢角 $\theta = 4$ 度
直線飛行(方位 80 度)				
9:16	0.2	-55	500	無指向性アンテナ
	2.0		500	高度:500ft
9:20	5.0	-80	500	$\theta = 2$ 度
9:21	10.0	-81	500	$\theta = 2$ 度
9:23	15.0	-82	500	$\theta = 2$ 度
9:26	20.0	-86	500	$\theta = 3$ 度
9:28	25.0	-90	500	$\theta = 3$ 度
9:30	30.0	-94	500	$\theta = 3$ 度
9:32	35.0	-95	500	$\theta = 2$ 度
9:34	40.0	-98	500	$\theta = 3$ 度
9:39	40.0	-94	1000	感度が-98dB 以下 1000ft に上昇
9:40	42.0	-97	1000	
9:41	43.0	-100	1000	
9:44	45.0	-90	2000	感度が-98dB 以下 2000ft に上昇
9:45	47.0	-90	2000	
9:49	50.0	-96	2000	$\theta = 3$ 度
9:50	53.5	-98	2000	$\theta = 3$ 度
9:52	距離が飛行空域制限に達した。出発点に戻る			
9:59		-68		アンテナ方向 75 度で自動追尾

指向性アンテナ(八木)での試験を行う				
時刻	距離 (NM)	受信強度 (dB)	高度 (ft)	備考
10:13				送信機を No1 から No2 に切替える
10:15	0.5	-52	500	八木アンテナ
10:18	10.0	-58	500	
10:22	20.0	-62	500	$\theta=2$ 度
10:25	25.0	-66	500	$\theta=2$ 度、対地速度139kt
10:27	30.0	-67	500	$\theta=2$ 度、1A2kt
10:29	35.0	-70	500	$\theta=2$ 度、134kt
10:31	40.0	-73	500	$\theta=2$ 度、1A2kt
10:33	45.0	-76	500	
10:35	50.0	-79	500	
10:37	55.0	-83	500	距離が飛行空域制限に達したの で出発点に戻る。
10:39	56.0	-82	1000	高度を 1000ft に上げる。
10:40	54.0	-83	1000	160kt
10:42	50.0	-79	1000	$\theta=2$ 度、159kt
10:44	45.0	-77	1000	160kt
10:45	40.0	-74	1000	
10:47	35.0	-71	1000	159kt
10:50	28.0	-67	1000	$\theta=2$ 度
10:51	25.0	-66	1000	$\theta=2$ 度、158kt
10:53	20.0	-64	1000	$\theta=2$ 度、159kt
10:58	5.0	-58	1000	
10:02	0.0	-50	0	着陸
10:05	0.0		0	電源オフ

表 A2-3 電波覆域測定飛行試験時間 2004/5/25

C/O	9:00	C/I	11:05
T/O	9:02	L/D	11:02
飛行時間	2:00	ブロック時間	2:05

表 A2-4 OMNI 及び八木アンテナ 信号強度計算値

距離 (NM)	距離 (km)	テレメータ (OMNI)	テレメータ (八木)	コマンド (OMNI)	コマンド (八木)
2	3.7	-60.2	-47.2	-55.0	-42.0
5	9.3	-68.2	-55.2	-62.9	-49.9
10	18.5	-74.2	-61.2	-68.9	-55.9
15	27.8	-77.7	-64.7	-72.5	-59.5
20	37.0	-80.2	-67.2	-75.0	-62.0
25	46.3	-82.2	-69.2	-76.9	-63.9
30	55.6	-83.8	-70.8	-78.5	-65.5
35	64.8	-85.1	-72.1	-79.8	-66.8
40	74.1	-86.3	-73.3	-81.0	-68.0
40	74.1	-86.3	-73.3	-81.0	-68.0
42	77.8	-86.7	-73.7	-81.4	-68.4
43	79.6	-86.9	-73.9	-81.6	-68.6
45	83.3	-87.3	-74.3	-82.0	-69.0
47	87.0	-87.7	-74.7	-82.4	-69.4
50	92.6	-88.2	-75.2	-82.9	-69.9
53.5	99.1	-88.8	-75.8	-83.5	-70.5
60	111.1	-89.8	-76.8	-84.5	-71.5
70	129.6	-91.1	-78.1	-85.8	-72.8

表 A2-5 見通し距離

大樹アンテナ高度 (m)	50			
航空機高度 (ft)	50	500	1000	2000
航空機高度 (m)	15	152	305	609
アンテナ-接地点 距離 L1(m)	25255	25255	25255	25255
接地点-航空機 距離 L2(m)	13936	44070	62325	88142
見通距離 L1+L2 (m)	39191	69325	87580	113397

表 A2-6 テレメータ回線計算

距離 (Km)	損失 (dB)	送信電力 (W)	送信 Gant (d)	受信 Gant (dB)	回線損失 (dB)	受信レベル (dB)	備考
	$10\log((4\pi d/\lambda)^2)$	5.0					
10	101.9	37.0	0	0	4	-68.9	OMNI
100	121.9	37.0	0	13	4	-75.9	八木
200	127.9	37.0	0	0	4	-94.9	

表 A2-7 不時着場電波リンク試験

A 地区	経度(度)	緯度(度)	方位(度)	距離 (km)	受信感度(dB)	送信アンテナ
No. 1	143.46944	42.587111	17.0	10.1	-92~-105	八木
No. 2	143.48631	42.577278	26.8	9.6	-91~-100	八木
No. 3	143.49011	42.578444	28.1	9.9	-88~-100	八木
No. 4	143.48989	42.581194	27.1	10.2	—	
No. 5	143.48042	42.590472	21.0	10.8	—	
No. 6	143.47478	42.590889	18.6	10.7	—	
B 地区						
No. 1	143.47519	42.538917	38.4	5.5	-80~-86	八木
No. 2	143.47119	42.53525	38.4	5.0	—	
No. 3	143.47631	42.531972	44.7	5.0	—	
No. 4	143.48086	42.535583	44.5	5.6	-80~-88	八木
C 地区						
No. 1	143.45269	42.524222	30.5	3.1	—	
No. 2	143.4A2 1	42.519A21	356.2	2.2	-54~-65	八木
No. 3	143.42433	42.50725	317.5	1.1	-55~-60	八木
No. 4	143.42597	42.502583	295.5	0.7	—	
No. 5	143.47039	42.510111	69.7	3.2	—	
D 地区						
No. 1	143.43133	42.470667	182.9	3.3	-85~-90	八木
No. 2	143.40575	42.466583	211.3	4.4	-66~-70	八木
No. 3	143.40064	42.458667	210.3	5.3	-75~-80	八木
No. 4	143.41178	42.456306	200.0	5.2	—	
No. 5	143.40825	42.458472	204.0	5.1	-76~-80	八木
No. 6	143.41433	42.456333	197.8	5.1	-75~-82	八木
E 地区						
No. 1	143.38933	42.453833	215.1	6.3	—	
No. 2	143.38433	42.446472	214.0	7.2	—	
No. 3	143.40928	42.4A2611	195.6	7.3	—	
No. 4	143.41478	42.443861	193.7	6.4	—	
No.10	143.398	42.437056	202.5	7.6	-86~-91	八木
No 11	143.38772	42.441056	209.7	7.6	-91~-100	八木
No 12	143.4075	42.446675	199.7	6.3	-81~-85	八木

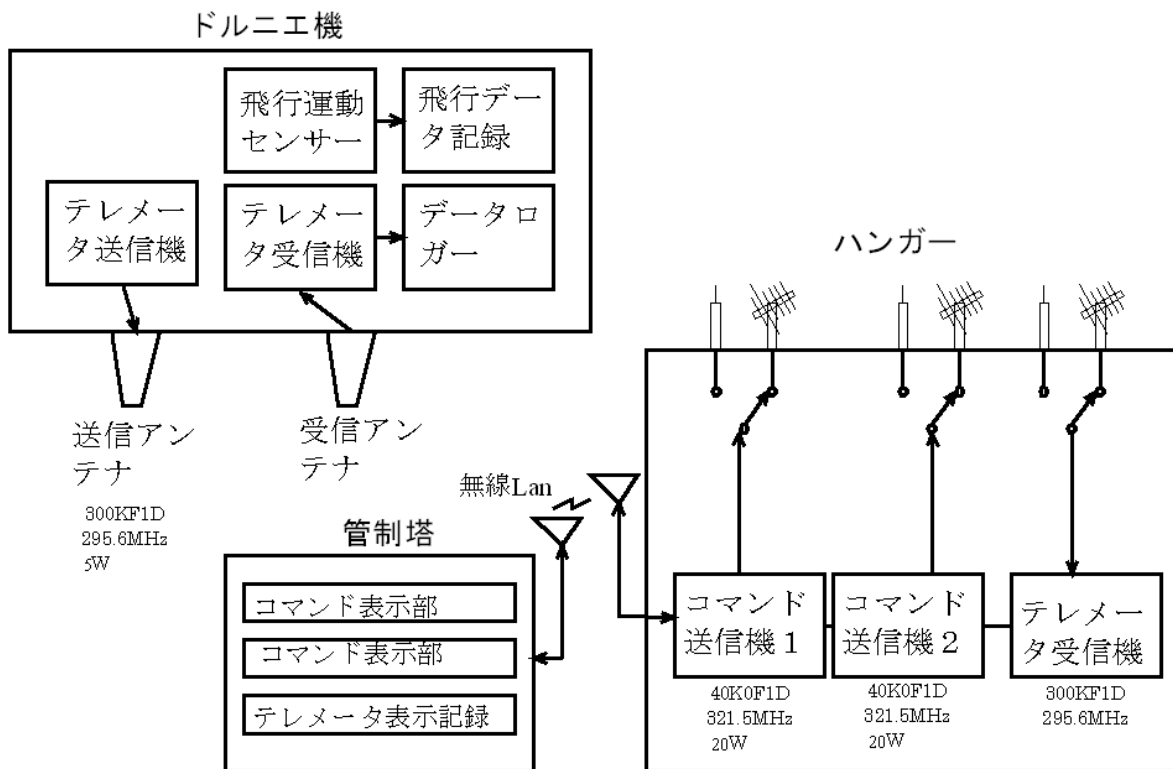


図 A2-1 非常系テレメータ電波覆域試験ブロック図

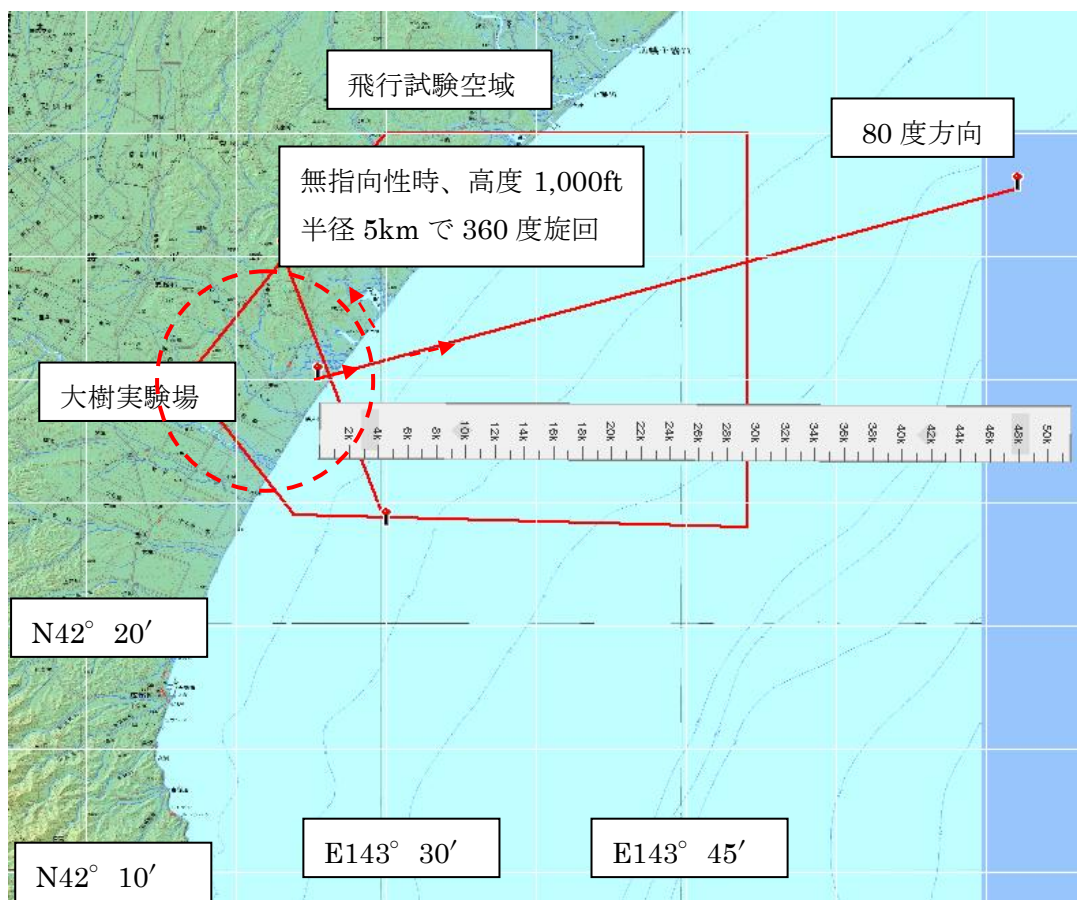
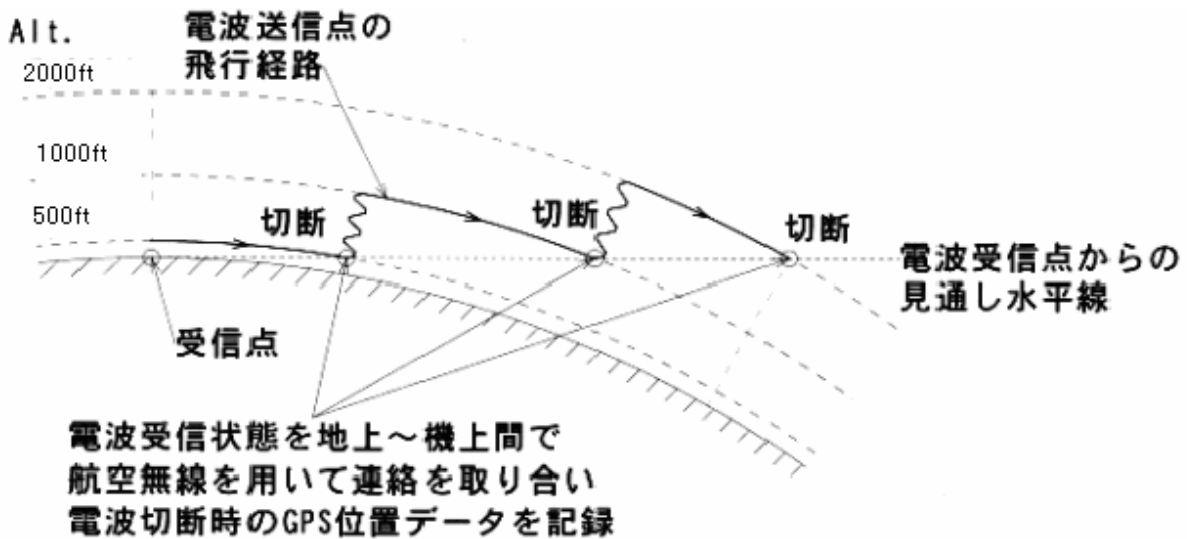


図 A2-2 飛行試験基点および飛行ルート(大樹実験場)



(参考)

各飛行高度における, 受信点からのおよその見通し水平距離

Alt. 500ft : 69.3km
Alt. 1000ft : 87.6km
Alt. 2000ft : 113.4km

図 A2-3 飛行高度の切替えタイミング

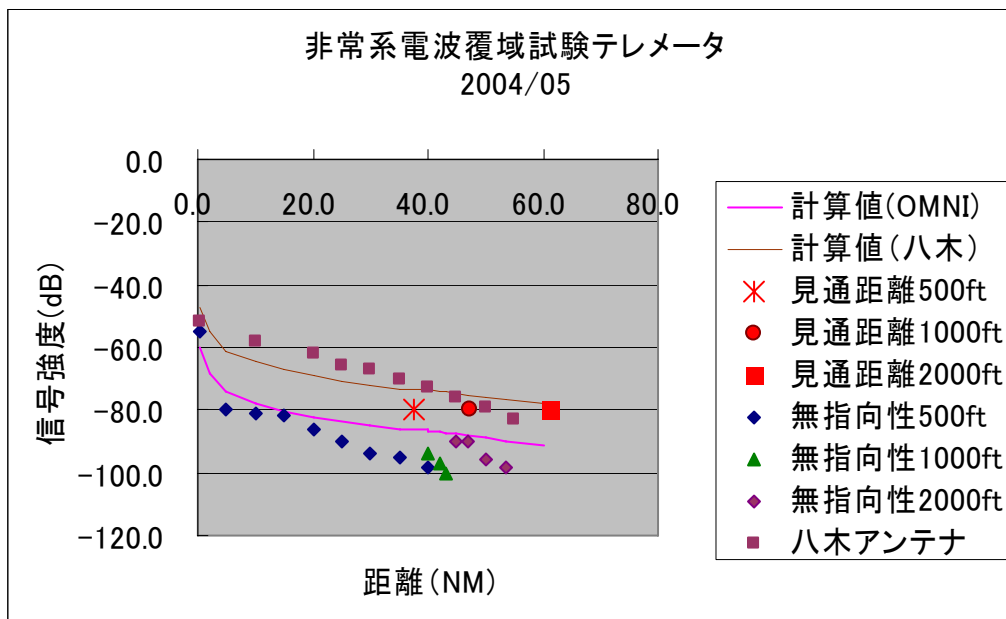


図 A2-4 非常系テレメータ電波覆域試験データと見通し距離

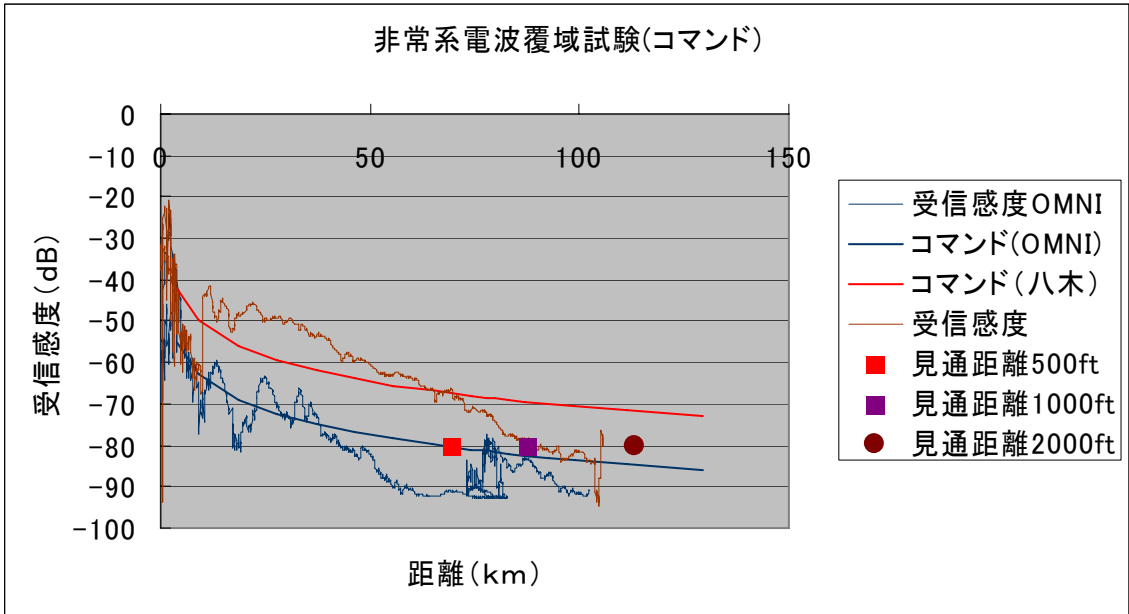


図 A2-5 非常系コマンド電波覆域試験データと見通し距離

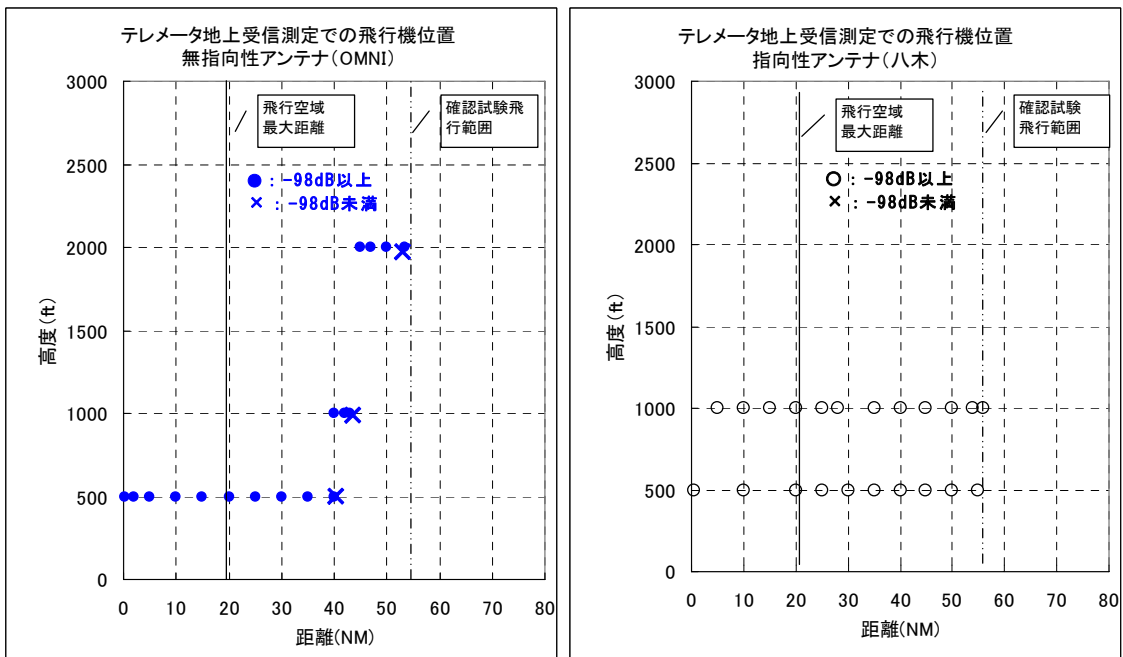


図 A2-6 無指向性アンテナおよび指向性アンテナによるテレメータ信号受信レベル-98dB 以上の距離と高度の関係

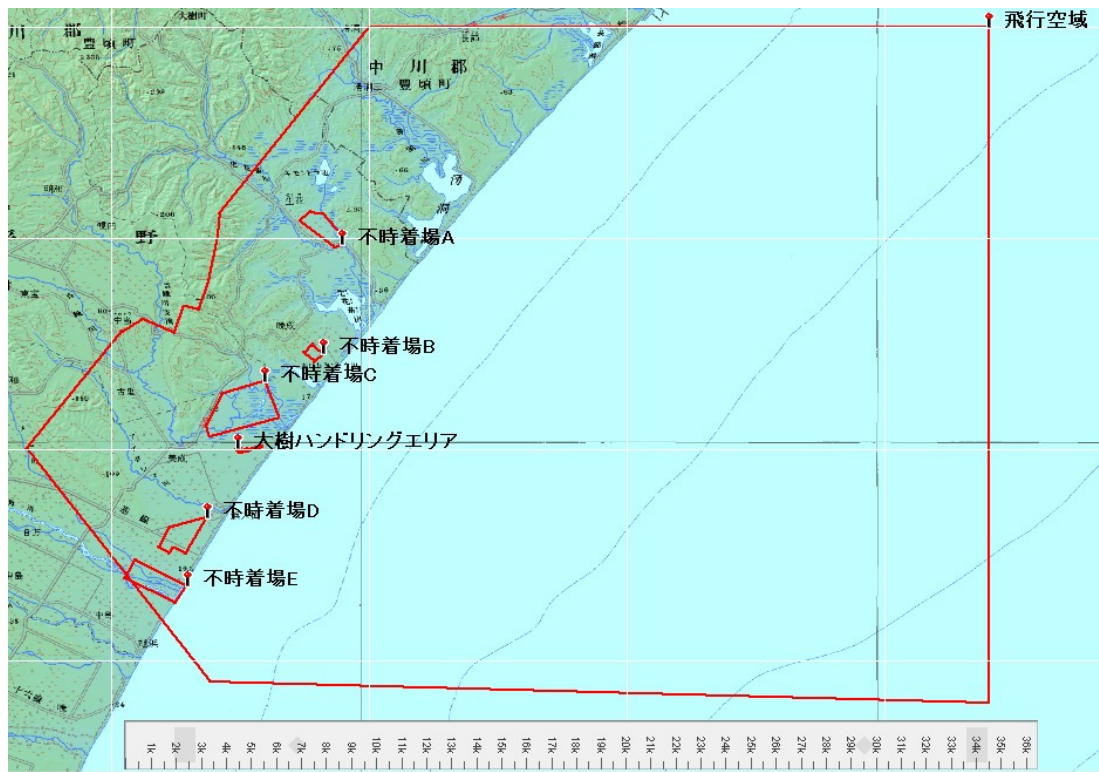


図 A2-7 定点滞空試験機設定飛行空域(高度 500ft 以上で電波リンク可能空域)と不時着場位置

App. 3 インタフェース

A3.1 追跡管制装置と試験機とのインタフェース

追跡管制装置と試験機とのインタフェースを管理する文書として、SPF-試 6-003-031「定点滞空試験機 機上搭載追跡管制機器(航法系統含む)インタフェース管理書(ICD)」を定めて、インタフェースの維持管理を行った。

・ICD 制定、改訂の経緯

ICD制定作業は、“関係機関技術連絡会”の下部組織として発足した“定点システム設計調整会”の作業の一つとして、JAXA, NICT、富士重工(株)、(株)東芝、が行った。また、定点滞空飛行試験実験隊が発足後は実験隊が維持・管理を行った。

文書履歴は以下の通り。

ICD の初版発行 2003.9.26 … 設計・開発試験等の仕様明確化、及び領収の前提となる仕様明確化のため制定。(初版発行遅延)

ICDのA改訂発行 2004.6.10 … 追管機器と定点機との初の接続試験となる地上確認試験に先立ち、その前提となるインタフェースの明確化の為、A改訂発行。(A改訂発行遅延)

ICD のB改訂発行 2004.8.5 … 地上確認試験実施中の不具合等の内、インタフェース不整合に係わる事項の改訂。(B改訂発行遅延)

注) 改訂事項の詳細はICDの変更履歴の中に記述されている。

A3.2 ミッション機器と試験機とのインタフェース

ミッション機器は旧 NASDA EORC と TAO YRC とでそれぞれ開発が進められ、定点滞空試験機本体の開発とは並行して進められていた。そのため相互のインタフェースを取る必要があり、2002年8月29日に行われた NASDA ミッション機器と追跡管制システムとの調整を機にミッション・インタフェース会議が開かれることになった。

第1回のミッション・インタフェース会議は2002年11月26日に TAO YRC で開かれ、NAL、CRL、TAO 本社及び YRC、NASDA、FHI が参加した。機械的インタフェース、環境条件、電氣的インタフェース、EMI の考え方、機体側計装への要求、飛行試験要求、開発スケジュール等が議論された。ミッション機器の取り付け方法について機体側で検討することになった。ミッション機器の完成時期と機体側の製造スケジュールが合わないようであり、機体側は飛行試験と並行してミッション機器の適合性を確認することを検討することになった。

第2回は2002年12月12日に NASDA EORC で開催された。前回のメンバに加えて、TAO ミッション機器開発を担当する三菱電機、東芝、NEC が参加した。ミッションの情報、インタフェース管理書(ICD)、EMI、開発スケジュール等が議論された。ミッション機器フェール時等に機体側から電源を切る手段として、ディスクリート信号線を設けることになった。ミッション・ベイの側面にはアルミハニカムパネルが計画されていたが、TAO YRC 側が電波透過性を要望したので、2種類のパネルを準備することになった。またミッション機器を機体に搭載するためのリフトを機体側で検討することになった。

第3回は2003年1月16日に JAMSTEC 会議室で開かれた。第1回のメンバに加えて追跡管制システムを担当している TAO MRC と東芝が参加した。ミッション情報、EMI の考え方、開発スケジュール、ICD 修正版確認、追跡管制装置、実験場整備計画等が議論された。ミッション系の確認のために低空での飛行時にも搭載したいとの要望が述べられた。ミッション機器の重量制限の緩和について機体側で検討することになった。

第4回は2003年3月13日に NASDA EORC で開催された。前回と同じメンバが参加した。ミッション情報、ミッション機器取付け、ICD 修正版確認等が議論された。TAO YRC の後方ベイへの搭載重量が制限の 200kg を越えるようであり、制限変更を行うことになった。ミッション機器取付け用の治具を機体側が準備することになった。衝突防止灯が NASDA 光学センサと干渉しないように配置を検討することになった。

ミッション・インタフェース管理書(ICD)の初版(SPF-試6-02-082)が、NAL の作成に対して TAO YRC、CRL 及び NASDA の合意を得て、2003年6月23日に発行された。28ページにわたる資料であり、機体とミッションとのインタフェースが明確に定義された。ミッション・インタフェース管理書の目次を下記に示す。

1. 総則
- 1.1 目的

- 1. 2 適用範囲
- 1. 3 関連文書
- 2. ミッション機器とのインタフェース
 - 2. 1 範囲
 - 2. 2 適用文書
 - 2. 3 要求事項
 - 2. 3. 1 インタフェースの定義
 - 2. 3. 2 機能的インタフェース
 - 2. 3. 3 全般
 - 2. 3. 4 システム
 - 2. 3. 5 機械的インタフェース
 - 2. 3. 6 電氣的インタフェース
 - 2. 3. 7 ミッション機器の整備
- 3. 添付書類

第5回は2003年8月5日にFHI宇都宮工場で開かれた。従来のメンバにNASDA機器を担当するIA及びIAエンジニアリングからの参加があった。FHI工場での外部コンパートメントの見学を主体としたが、その他に機体側スケジュール詳細、機体側機器のアンテナ取付け位置、ICD変更、NASDAミッション機器インタフェース詳細等を調整した。ミッション機器を搭載する外部コンパートメントの実物を見て、搭載の細部がより明確になった。NASDA機器の電池の搭載適否が課題になった。TTRACとミッション機器とのインタフェースを早く決めたいとの要望が出た。飛行試験の詳細計画についても議論を進めたいとの要望があった。

第6回は2003年9月19日にNALにて開催された。メンバは第3回以降の確定メンバである。航空局調整状況、飛行試験空域、TTRACとのI/F調整状況、電源サブシステム機能確認試験における電波計測、NASDA電池、ミッション機器に使用される特殊材料等について議論された。ミッションの飛行試験計画を早急に作成することになった。

2003年10月28日にFHIにおいてミッション・インタフェース担当者調整会議が開かれた。機体側とミッション側のインタフェースの詳細を調整するために、JAXA/SPF、CRL、TAO YRC、NECエンジニアリング、JAXA/EORC及びFHIが参集した。従来のミッション・インタフェース会議で出ていたNASDAから機体側への質問、及び今回CRL/TAO YRCより出された質問に対する回答がFHIの各担当からまとめて行われた。電源サブシステム試験での取得データの調整も行われた。各担当間で詳細な議論が行われ、相互の理解が進んだ。

第7回は2003年11月21日にJAXA/EORCにて開かれた。本会議は、航空機扱いされることになった定点機に搭載するミッション機器についても耐空性基準が適用されるため、その内容の周知を目的とした。何時ものメンバに加えて、EORCの機器を担当するIA及びIAエンジニアリング、TAO YRCの機器を担当するNECエンジニアリングも参加した。ミッション系に関わる耐空性基準、適合性立証方法作成方法の説明をJAXA/SPFから行った。その他、ICD修正版原稿を配布し、確認を依頼した。

第8回は2003年12月18日に大樹実験場飛行管制棟にて開催された。製造中の定点機そのものを見て、ミッション側が定点機のイメージを明確にする目的が主であった。定例のメンバに NEC が加わった。格納庫及び飛行管制棟の見学、格納庫及び飛行管制棟の使い分けの調整を行った。会議の後、各機関の代表が大樹町役場に行き、町長以下に挨拶を行った。ミッション概要の説明を大樹町に行い、町長が関心を示された。

2004年1月13日には、東芝小向工場に JAXA/SPF、JAXA/EORC、TAO MRC、FHI 及び東芝が参加して、ミッション I/F 分科会が開かれた。JAXA/EORC ミッションと TTRAC との調整が進んでいないために個別調整を行った。

第9回は2004年1月15日に JAXA/SPF にて開催された。定例メンバに IA、NEC が加わった。1553B バス・フォーマット、機体及び追管のシステム確認スケジュール、ミッション機器の確認スケジュール、インタフェース確認試験の進め方等が議論された。機体/追管 ICD とミッション ICD 間の整合性が問題提起された。

2004年1月23日にミッション・インタフェース管理書(ICD)の A 改訂 (SPF-試6-02-082A) が発行された。NC 版以降の修正を反映したものである。

2004年10月12日にミッション・インタフェース管理書(ICD)の B 改訂 (SPF-試6-02-082B) が発行された。結果として本改訂が最終となった。

航空局関係の適合性立証のためには、ミッション側から資料を提出してもらい、JAXA 及び NICT MRC で内容を確認の上、適合性立証表に反映した。具体的には機器の強度と EMI が主たるものであり、EMI に関してはミッション試験前に地上で EMI 試験を行うことが飛行許可の条件となった。

以上、ミッション・インタフェース会議及び ICD 発行を中心にして、ミッション・インタフェースの状況をまとめた。実際には会議以外にメール等で調整したことも多く、ここにはまとめきれていない。

App. 4 実験場

A4.1 実験場整備経過

(1) 経緯

成層圏プラットフォーム(飛行船)研究開発における定点滞空飛行試験の実験場は、2000年度より開始されたミレニアムプロジェクトにより同年4月から気象条件、試験空域の確保、航空交通・管制との干渉、立地条件等、及び環境観測試験に適合した条件の選定作業を行い、同年12月に、8地区、1道5県の候補地を選択した。2001年3月に実験場としての技術的条件を満す自治体が抽出され、当該自治体に調査依頼を行い、それらの調書に基づき航空宇宙技術研究所(現宇宙航空研究開発機構以下同じ)、通信・放送機構(現情報通信研究機構)、並びに文部科学省、総務省で技術的、政策的な検討を行った。2001年4月3日の成層圏プラットフォーム開発協議会において、「定点滞空飛行試験については、試験に必要な十分な土地面積、空域の確保の観点から北海道大樹町多目的航空公園を選定する」と報告され、了承、決定された。

(2) 協定

開発協議会の決定を踏まえ、航空宇宙技術研究所、通信・放送機構、北海道、大樹町による協議がなされ、2001年9月11日「定点滞空飛行試験の実施に関する協定書」(以下四者協定という)が北海道知事、大樹町長、航空宇宙技術研究所理事長、通信・放送機構理事長によって締結された。協定書を図A4.1-1に示す。実験場土地使用に関しては、別途「行政財産使用手続き」「使用料等についての取り決め」を大樹町、航空宇宙技術研究所、通信・放送機構の三者間で締結し、履行した。

(3) 実験場整備計画及び実施

- a. 航空宇宙技術研究所と通信・放送機構との共同研究契約に基づき、実験場整備共同チームを編成し、「定点滞空飛行試験大樹実験場整備計画書」(SPF-飛 6-02-002、MRC-R-02-007)2002年3月29日(H版)を制定した。2002年4月3日、四者協定に基づき大樹町に提出し承認を得た。「実験場整備実施設計」(株日本設計受注)を行い、「造成工事」「格納庫建設工事」「実験支援棟建設工事」「舗装工事」「緑地帯整備工事」「道路工事」「屋外電気・通信設備工事」「給排水設備工事」「気象観測等設置工事」「追跡管制装置設置工事」の仕様細目を定めた。整備計画大日程を表A4.1-1に示す。2003年9月26日十勝沖地震(M8.0)が発生し、格納庫、飛行管制棟に被害があり、補修工事を行い法定検査に合格し、飛行管制棟は10月7日、格納庫11月27日に竣工した。実験場名称を「成層圏プラットフォーム大樹実験場」と定め、その配置図を図A4.1-2に示す。

b. 工事施工の分担

「造成工事」:開発行為認可が伴うため大樹町の担当で実施することとした。

「屋外電気・通信設備工事」:航空宇宙技術研究所、通信・放送機構

「格納庫建設工事」:航空宇宙技術研究所

「実験支援棟建設工事」:通信・放送機構

「舗装工事」「緑地帯整備工事」「道路工事」:航空宇宙技術研究所

「給排水設備工事」:航空宇宙技術研究所、通信・放送機構

「気象観測等設置工事」「追跡管制装置設置工事」:通信・放送機構

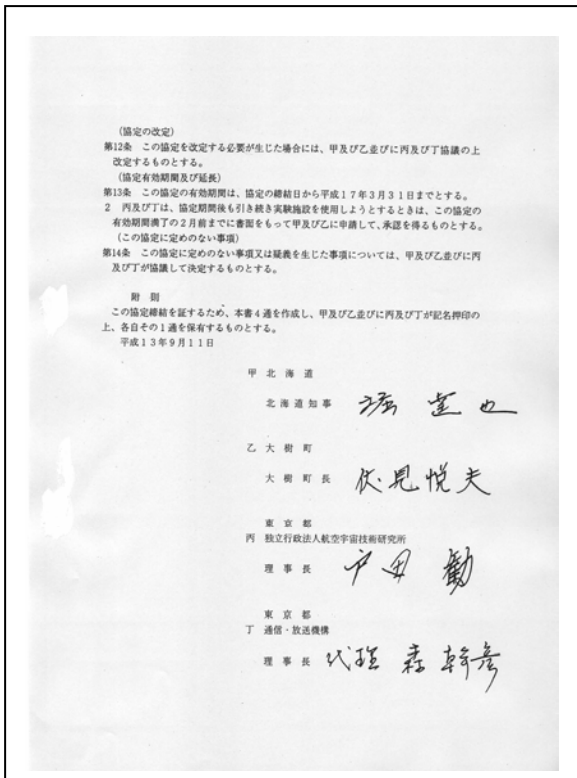
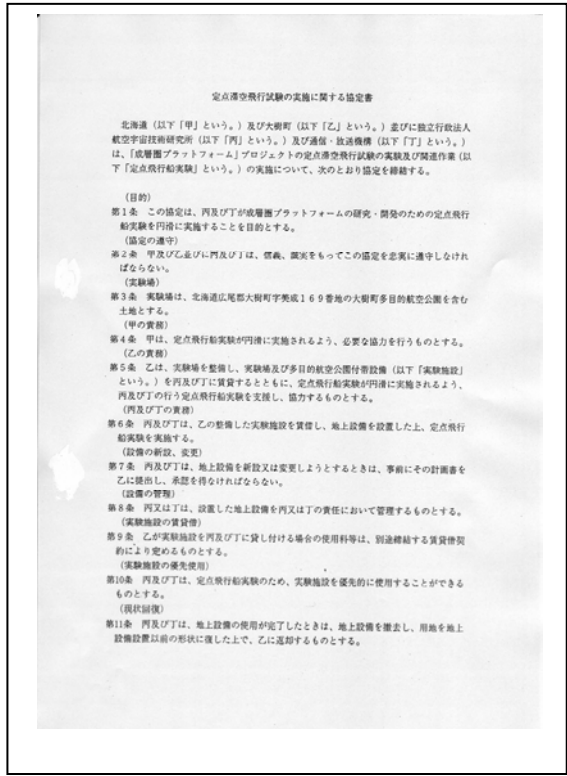
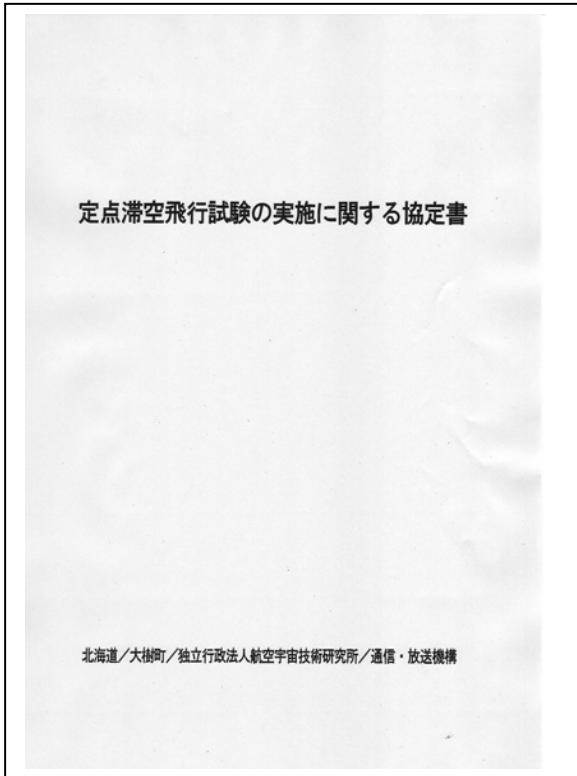
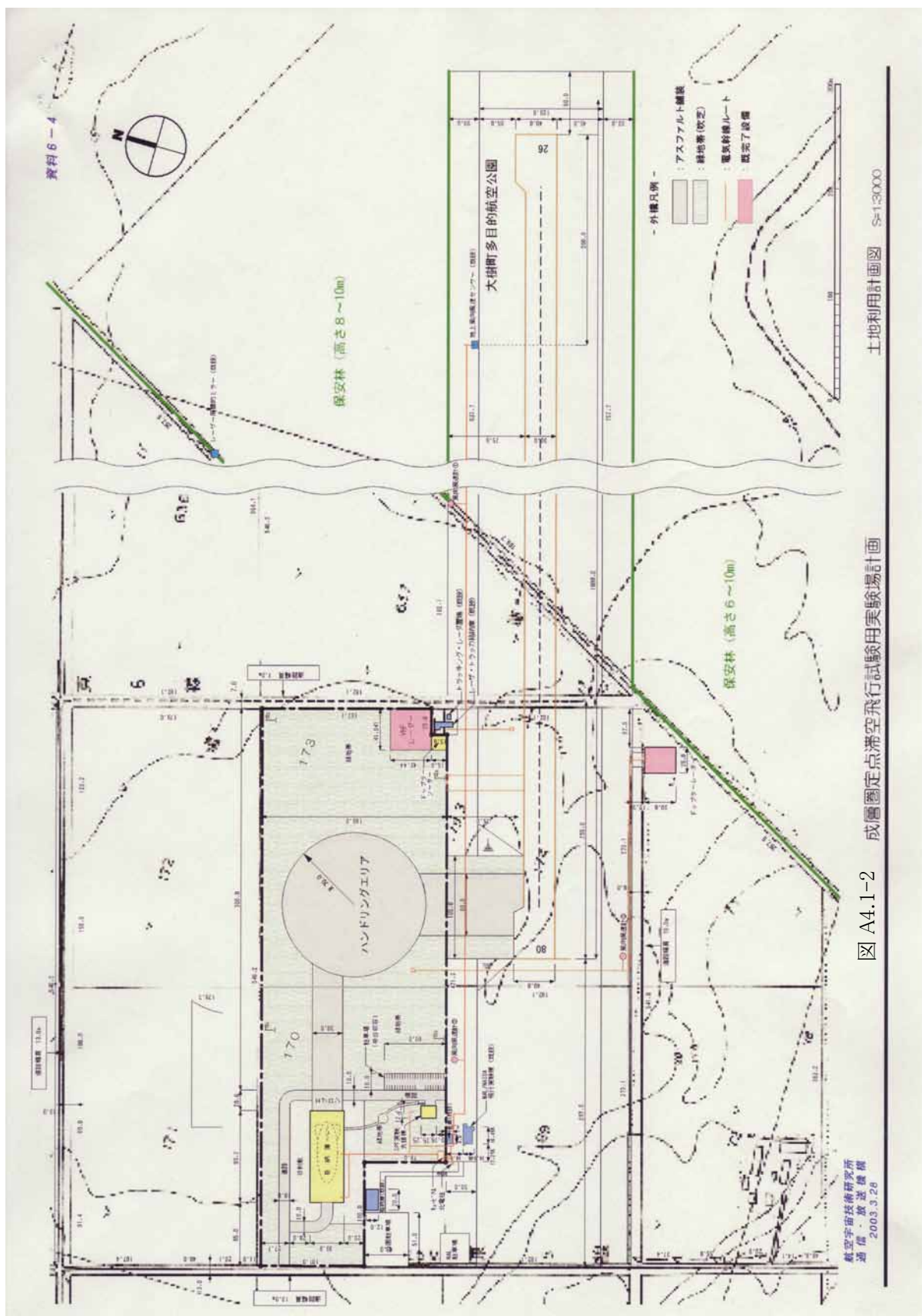


図 A4.1-1 協定書



A4.2 実験場構成

(1) 大樹実験場配置

a. 大樹実験場の位置

定点滞空飛行試験場は、大樹町多目的航空公園に隣接して北側の町有林(98,932 m²)を造成整備した。

住所;北海道広尾郡大樹町美成 170-1

緯度経度; $N 42^{\circ} 30'01.35982''$, $E 143^{\circ} 26'09.16535''$, $ELV.16.89863m$ (ハンドリングエリア中心)



図 A4.2-1 大樹町多目的航空公園

b. 大樹実験場の写真・配置

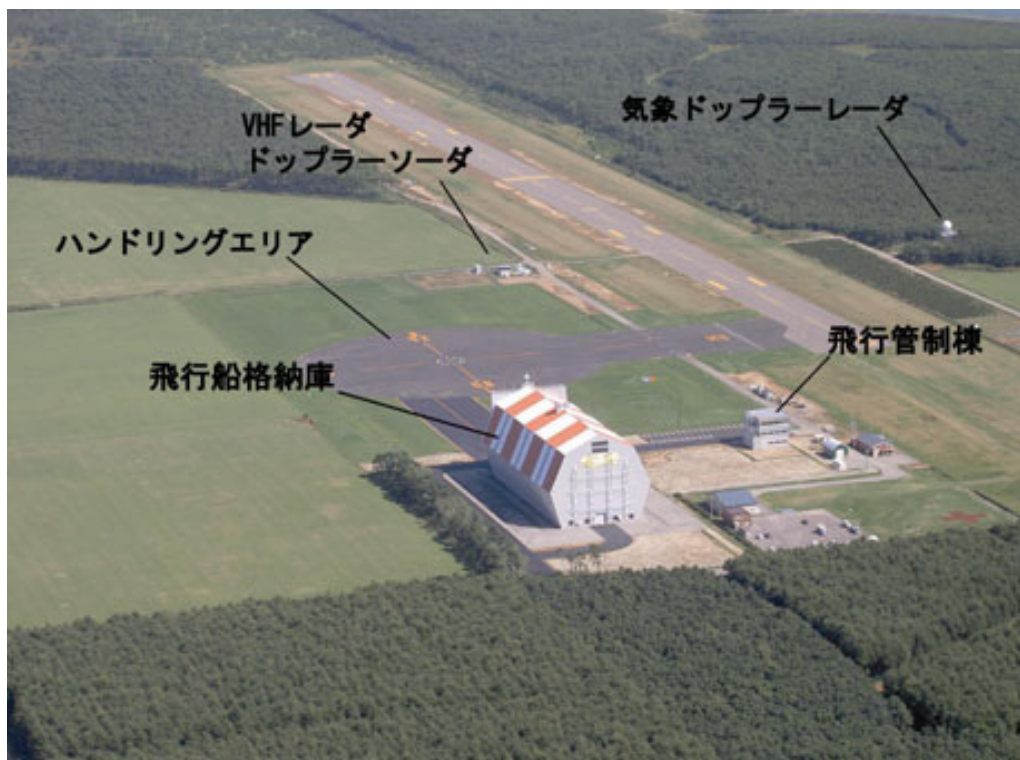


図 A4.2-2 大樹実験場

北西からの空撮写真(2004.9 撮影)

(2) 実験場の管理区分

大樹実験場を管理上の理由から成層圏実験場区域、多目的航空公園区域、保安地区の3区画に分けた。区分図を図A4.2-3に示す。

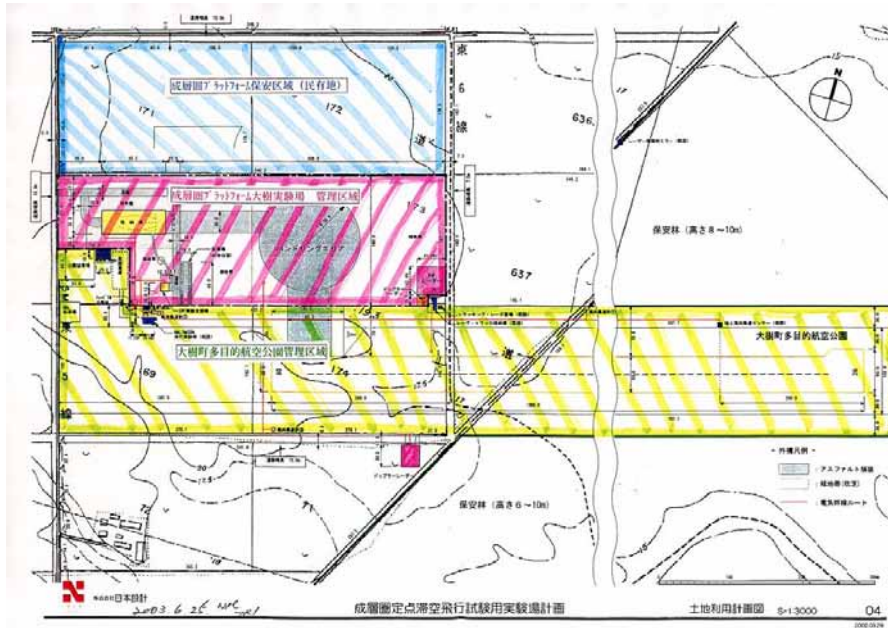


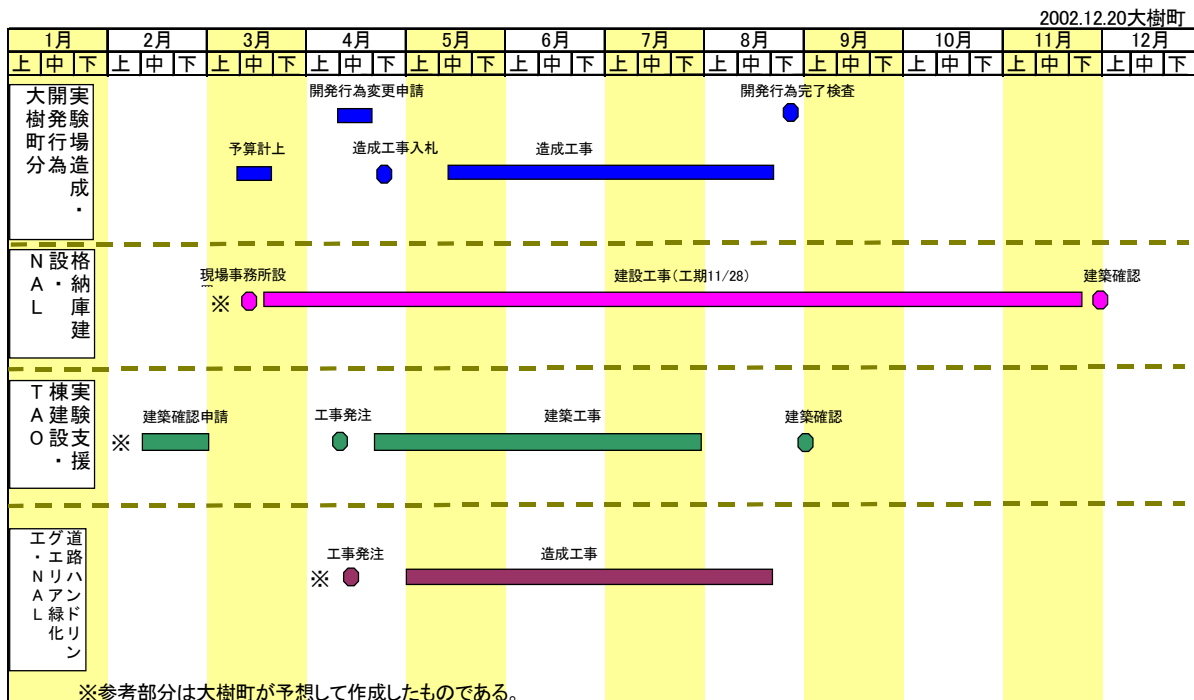
図 A4.2-3 保安地区 区分図

(3) 大樹実験場の造成及び使用面積

a. 造成計画

実験場の造成工事は、前項A4.1の四者協定により大樹町役場の負担で開発行為認可を得て実施した。そのスケジュールを表A4.2-1、造成区域を図A4.2-4に示す。

表 A4.2-1 造成計画スケジュール



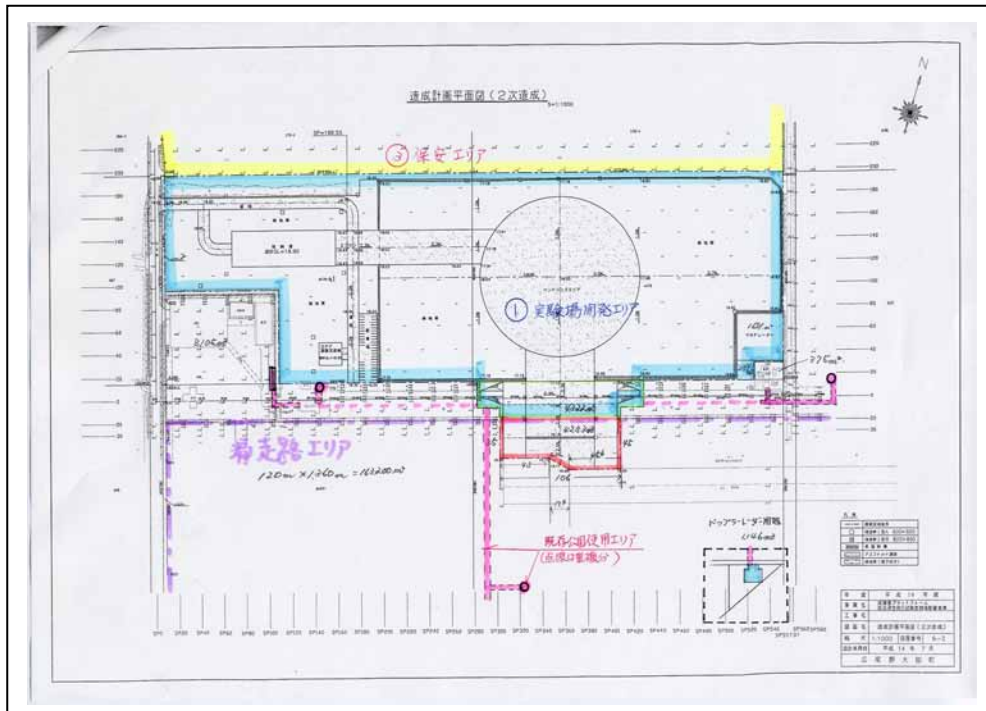


図 A4.2-4 造成区域

b. 造成及び使用面積

表 A4.2-2 実験場開発区域の範囲及び使用面積(但しドプラレーダ、風向風速計地区を除く)
(単位: m²)

地番	地籍	実験場開発区域面積	実験場使用面積
170-1	49,145	左の土地の内開発行為 許可申請面積	実験場開発区域面積から 174番地滑走路エリア面積 4,260を除く
173	49,717		
174	49,718		
		98,932	98,932-4,260=94,672
計	148,580	98,932	94,672

c. 保安区域の設定

図 A4.2-4に示す成層圏実験場区域の北側に、飛行船の出発、進入経路上の障害物が存在しないよう及びハンドリング場の余裕を持たせるため、酪農牧草地(民有地)を保安区域として設定した。

(2) 実験場の設備

a. 飛行船格納庫

飛行船機体を収納する格納庫を建設した。

- (a) 建築概要 敷地面積:91,633 m² 建築面積:3,221 m² 延床面積:2,658 m²
 構造:鉄骨造 形状:マンサード型 用途:倉庫(飛行船格納庫)
 高さ:34.880m 間口:30.000m 奥行:83.200m 大型シャッター口:W28m×H25m
 作業室:2室 作業室1,W11m×D6.6m×H3.25m 作業室2,W12m×D6.6m×H3.25m

工期 着工:平成14年12月17日 竣工:平成15年11月28日

設計・監理 (株)日本設計

施工:清水建設(株)北海道支店

(b) 用途 飛行船の格納及び作業室1:補用部品収納、作業室2:ミッション機材整備室として使用した。

(c) 飛行船格納庫写真



図 A4.2-5 格納庫南西面



図 A4.2-6 格納庫南東面



図 A4.2-7 格納庫東向き内部



図 A4.2-8 格納庫西向き内部

(d) 外観寸法図

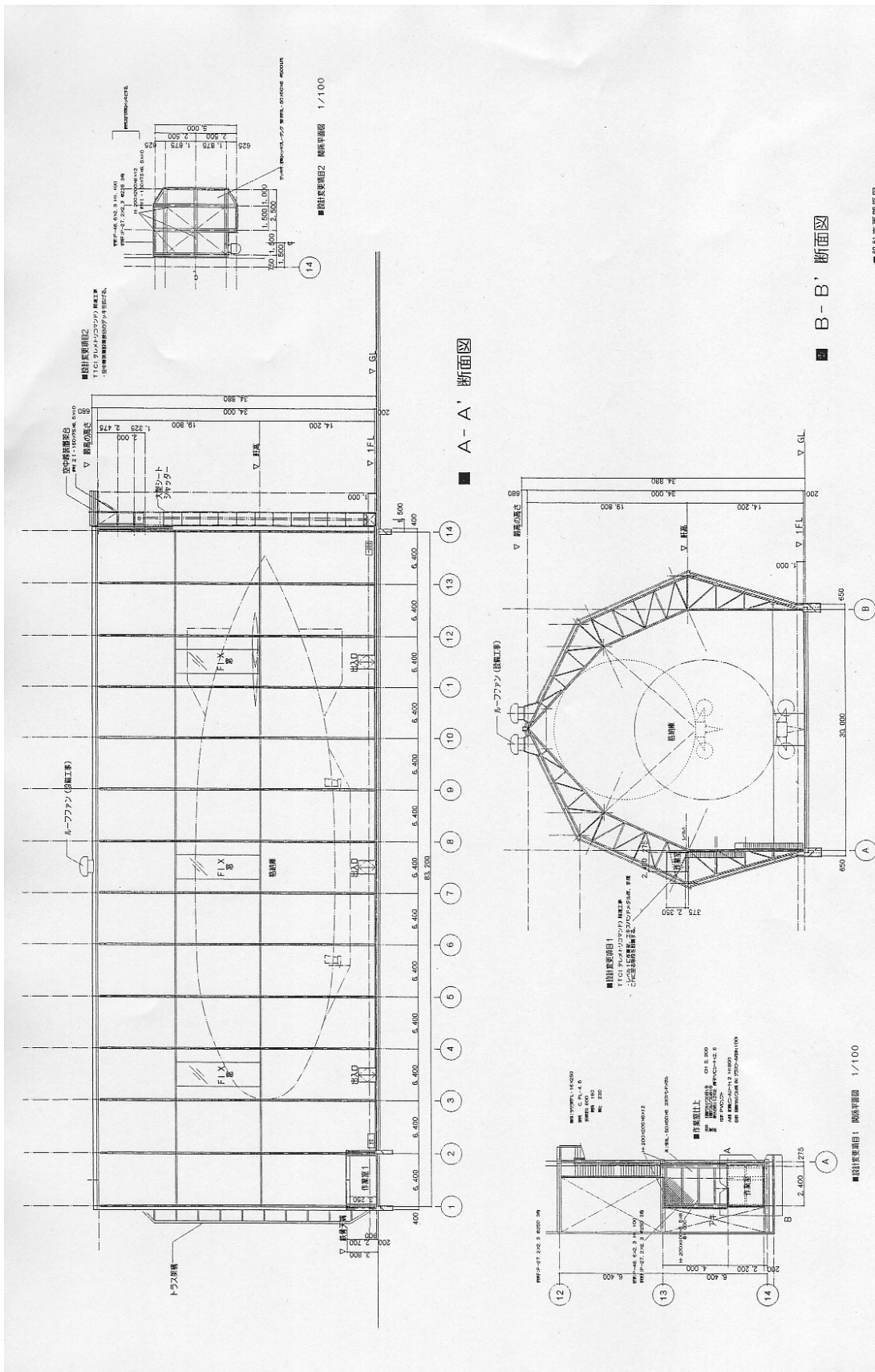


図 A.4.2-9 格納庫外観寸法図

b. 飛行管制棟

実験指令、追跡管制、気象観測、ミッション、会議、業務等のため飛行管制棟を建設した。

(a) 建築概要 敷地面積:7,299 m² 建築面積:210.37 m² 延床面積:522.20 m²

1階:190.62 m² 2階:168.82 m² 3階:162.76 m²

構造:S造 形状:地上3階建 用途:事務室等

高さ:12.900m(屋上手すりを含まず) 間口:12.500m 奥行:15.250m

各室:1階会議室:W12mxD9m×H2.5m 2&3階室 W12mxD12.m×H2.5m

工期 着工:平成14年12月17日 竣工:平成15年10月7日

設計・監理 (株)日本設計 施工:清水建設(株)北海道支店

(b) 用途 1階大会議室:全体会議、飛行前ブリーフィング、取材・見学者対応に使用した。

2階:気象観測室、ミッション室に使用した。

3階:飛行指令室に使用した。

(c) 外観写真



図 A4.2-11 南東面



図 A4.2-12 1階大会議室



図 A4.2-13 2階気象・ミッション室

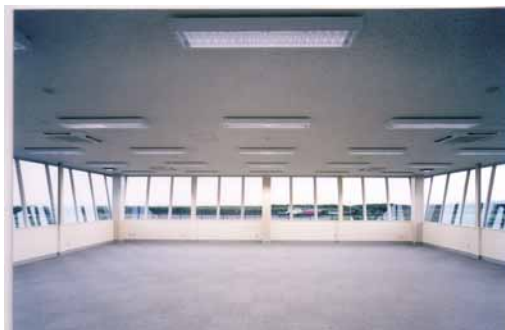


図 A4.2-14 3階 飛行指令室



図 A4.2-15 屋上



図 A4.2-16 1階 受付

(b) 外観寸法図

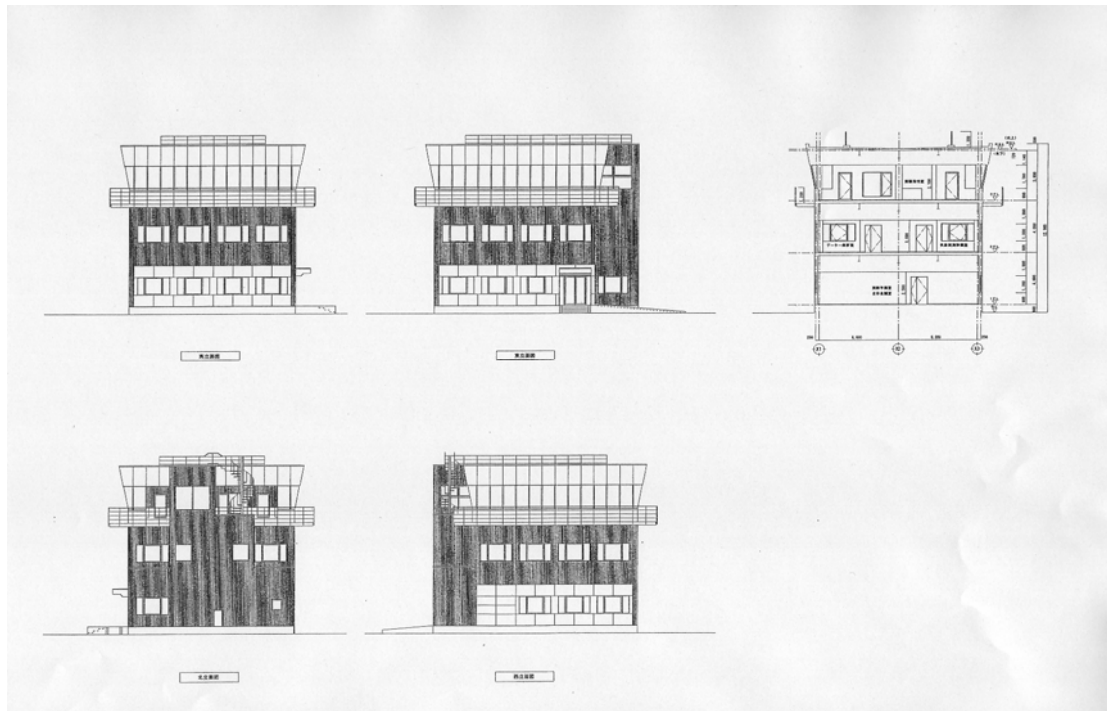


図 A4.2-17 管制棟外観図

(c) レイアウト図

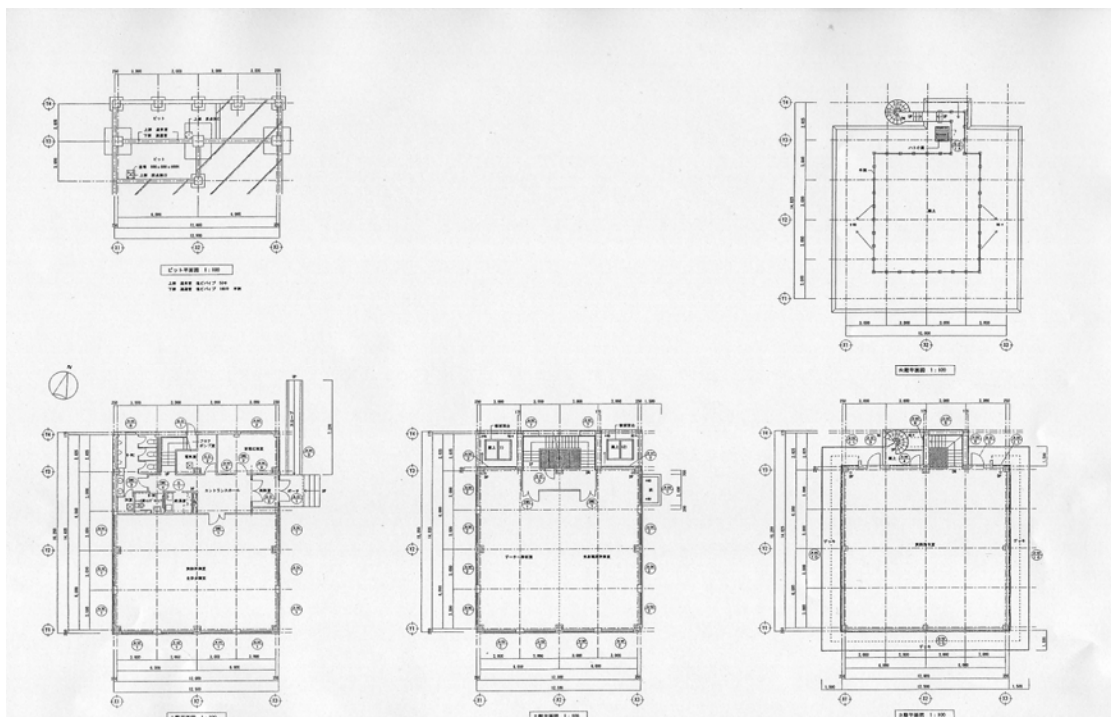


図 A4.2-18 管制棟レイアウト図

(1) 外構

外構整備は「ハンドリングエリア整備」「緑地帯整備」「誘導路・道路整備」を行った。

(a) レイアウト図

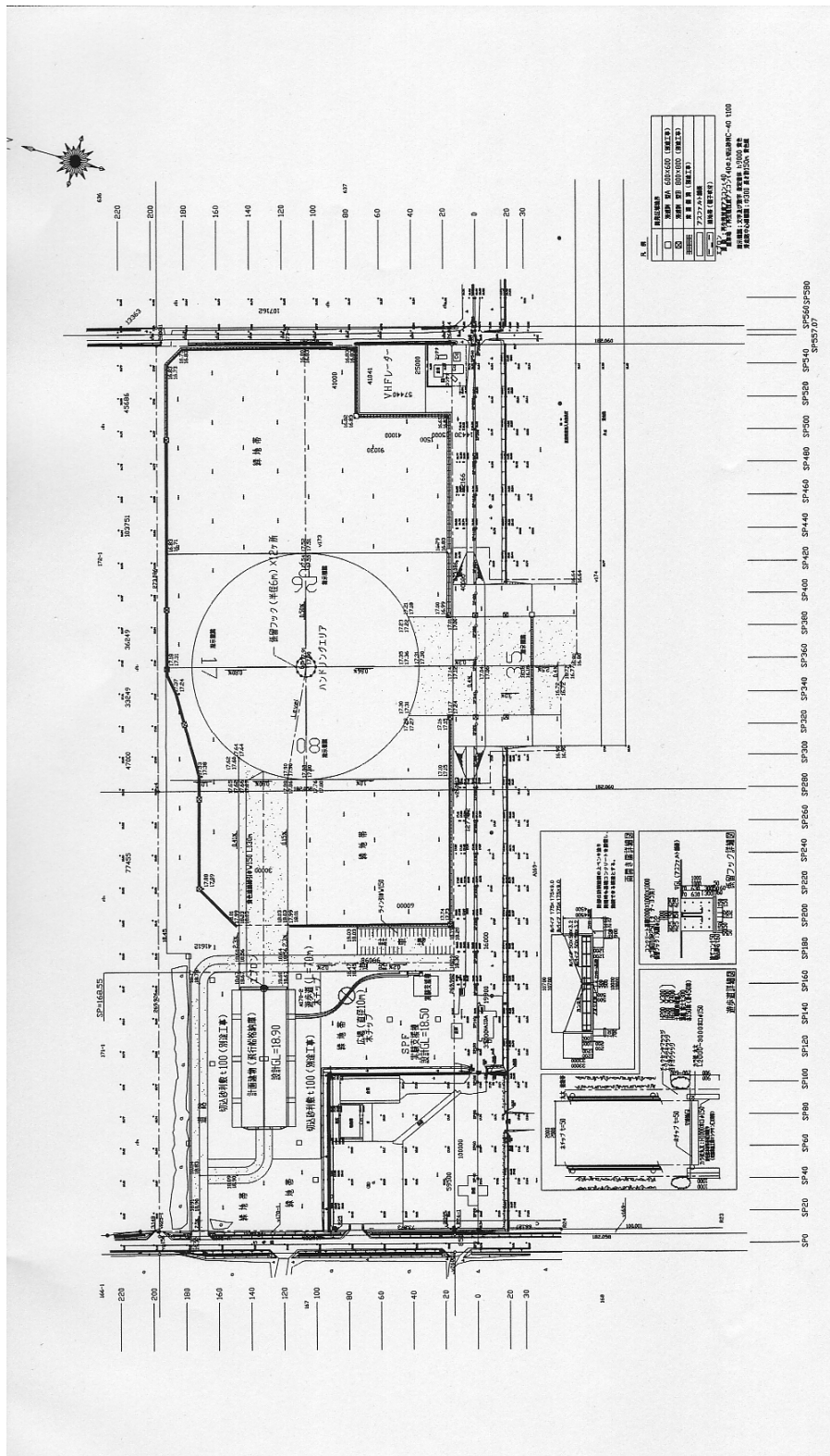


図 A4.2-19 ハンドリングエリア整備レイアウト図

(b) 外観写真

工事写真記録



図 A4.2-20 ハンドリングエリア

(5) 気象観測設備の設置

大樹実験場における風向風速情報は離着陸場周辺に設置した以下の気象観測装置及び気象協会より種々の情報を得た。(実験場装置設置写真参照) 気象予報士(2名)を配置した。

- 地上気象観測装置(風向・風速・気温・気圧) 3箇所
- 上空風向風速観測装置 30~400m ドップラーレーダ装置 1式
- 300m~8km VHFレーダ装置 1式
- GL~20km GPSゾンデ 1式
- 気象ドップラーレーダ装置(風向風速、気温、湿度、気圧、降雨強度等) 1式

表 A4.2-3 気象観測装置

	気象ドップラーレーダ		VHFレーダ	ドップラーゾンデ	GPSゾンデ	風向風速計
	通常観測	晴天時観測				
観測範囲	半径 300m-100km	直上 300m-4km	直上 300m-8km	直上 30m-400m	高度 GL-20km超	設置点
10000 E 1000 100 10 1						
距離分解能	150m以下		75m以下	30m以下	5m以下	—
観測シーケンス時間	6分以下		1分	10分	数十分	数秒

(6) 実験隊 JAXA 事務所

JAXA 実験隊員用の事務棟 4 棟及び什器備品をレンタルして使用した。

事務所配置を図 A4.2-21 に示す。

作業室 1, 2は、実験隊 JAXA 要員の事務室、作業室 3, 4は飛行試験支援作業要員 (FHI)の事務室として使用した。

JAXA 実験隊員用の事務棟 4 棟及び格納庫に機械警備システムを設備し、警備を行った。

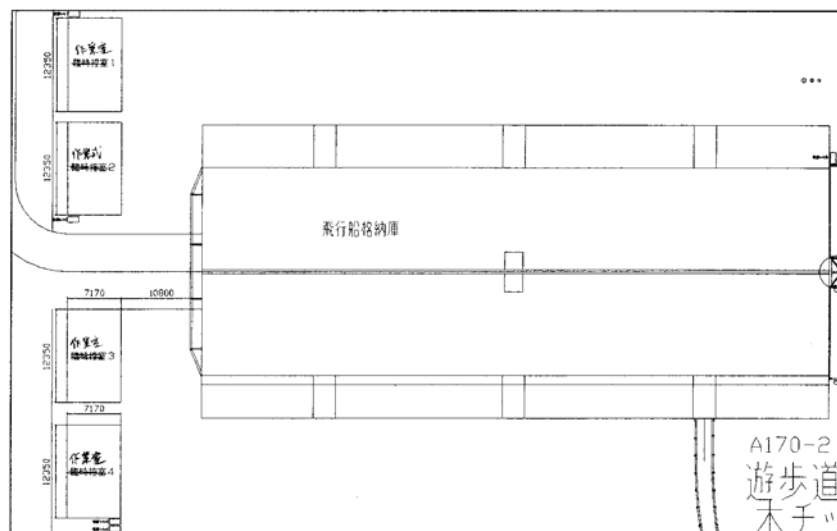


図 A4.2-21 実験隊事務棟 レイアウト図及び全景写真

(7) その他 十勝沖地震の影響

2003年9月26日早朝十勝沖地震(M8.0,震度6弱)が発生し、竣工直前に飛行船格納庫、飛行管制棟に被害があり飛行船機体組み立て、追跡管制システムの作業工程に約2ヶ月の遅れが生じた。

A4.3 通信インフラ整備

大樹実験場において整備した通信インフラについて以下の通り報告する。

- (1) 通信編
- (2) 映像編
- (3) 電源編
- (4) その他付帯設備

(1) 通信編

a. 特定小電力トランシーバ

定点滞空飛行試験において実験隊員への通信(連絡)手段を確立することを目的に、1台で単信・復信・半復信中継器使用が可能な特定小電力トランシーバ(図 A4.3-1 参照)を基本とした通信網を構築した。飛行試験に際しては、地上運用機材(気象端末・TTRAC)や試験機エンジンノイズ等での混信・通信環境の悪化が見受けられた。特に格納庫(マストカー地上操作パネル)からの通信は遮蔽物が多く、管制棟内では通信が途切れがちであった。通信・計測班等の別チャンネルの通信によって混信や通信途絶も発生したが、事前に妨害をうけるチャンネルを調査し、共通チャンネル等の設定を実施した。また、共通チャンネルは、他の通信からの混信を避けるために不感帯を設け、可能な限り他のチャンネル周波数から離して運用する対策を行った。

格納庫内での試験機エンジン運転中は、騒音によりトランシーバの通信が著しく阻害された。このため、騒音対策としてイヤーマフ(図 A4.3-2参照)を導入した。また、特定小電力トランシーバでの音声通信を記録する音声記録(録音)システムとして、簡易的なものでは家庭用カセットテープやポケットマイクにトランシーバ音声を録音すればよいが、飛行試験は最大10時間に及びこれほど長時間に対応したものはない。そこでパソコンでの録音ソフトを使用して記録した。

上記対策を行った結果、飛行試験に必要な通信機能を確保することができた。



図 A4.3-1 特定小電力トランシーバ



図 A4.3-2
イヤーマフ(ネックバンド型)

b. 簡易業務無線

実験場と不時着場間で通話が可能(一部除く)であり、非常用通信手段として、簡易無線(出力1W要免許)を整備した。簡易無線は、免許が必要なため追加導入が困難であり宇宙航空研究開発機構内でも特定小電力トランシーバへの移行を推奨しているため3台のみ整備となった。また、特定小電力トランシーバの共通系が通話不能に陥ったときの管制棟(指揮)ー地上運用担当の通信手段として位置づけた。

c. 航空局モニタ用受信機

飛行試験中は航空管制無線をモニタする必要があり汎用受信機を整備した。受信機は、管制棟(3F)に設置され、別途モニタ用屋外アンテナを管制棟屋上に設置した。航空局モニタ用受信機 系統図を図 A4.3-3 に、整備状況(写真)を図 A4.3-4 に示す。

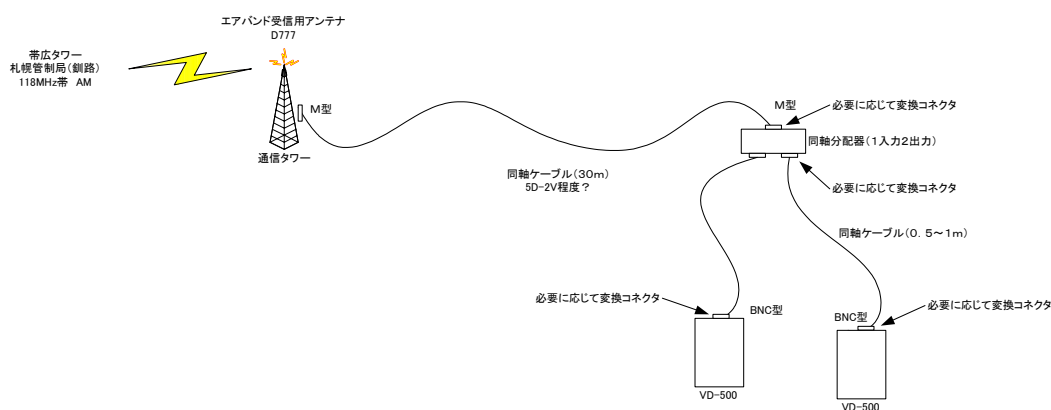


図 A4.3.1-3 航空局モニタ用受信機 系統図



図 A4.3-4(1/2)
航空局モニタ用受信機



図 A4.3-4(2/2)
モニタ用アンテナ(管制用屋上)

(2) 映像編

定点滞空飛行試験においては、管制棟から試験機と地上クルーの安全性を確認することや実験場外（不時着場）などの映像をリアルタイムで実験場をモニタする必要性があり、システム検討・導入を行った。安価で効果的なシステムとするため、同時期に整備されていたJAXA ネットを使用したネットワークカメラを構築することとした。ネットワークカメラとは LAN を介して画像を中継するシステムで、一般の同軸ケーブルを使用したITVシステムに比較して安価であり、ネットワークが調布（本部）まで接続されているためJAXA 機構内であればどこからでもモニタ制御が可能である。ネットワークカメラは連続運転し、格納庫での機体整備やハンドリングエリアの状況を、実験帯事務所もしくは調布分室などで把握でき有効であった。

(3) 電源編

a. 商用バックアップ発電機

大樹実験場は商用電源を利用しており、非常用発電機等は整備しておらず、特に飛行試験中の停電は地上からの制御ができなくなるため追跡・管制系の商用バックアップ発電機を整備した。

管制棟には、分電盤に商用主幹と発電機用主幹は整備されていたが、これは手動切替式であったため、自動切替盤を追加改修した。自動切替盤は商用電源のダウン時にセンサがそれを感知して発電機用電源ラインに自動的に切り替えるタイプであるため、停電時にはコンマ数秒間の瞬間停電が伴う。また、病院などで整備している停電を自動的に感知して発電機を起動するタイプ（俗に言う非常用発電機）ではないため、予め発電機を運転している必要があった。このため、商用バックアップは飛行試験時のみの運用とした。運用においては、飛行試験当日、工程開始前に発電機を起動しバックアップ運用体制とした。基本的にアイドル運転の場合は、おおよそ 20 時間程度運用が可能である。飛行試験終了後は、バックアップ発電機は返却（レンタル）している。

バックアップ発電機の設置状況（写真）を図 A4.3-5 に示す。



図 A4.3-5(1/2)

商用バックアップ用発電機(管制棟)



図 A4.3-5(2/2)

商用バックアップ用発電機(格納庫)

b. 圧力維持記録装置用非常用発電機

24 時間稼働している圧力維持記録装置にはUPSを設置しているが、バックアップ発電機は整備しておらず無人運用化の観点からも非常用発電機は必要であった。

これは、商用バックアップ発電機と異なり自動的に停電を感知し発電機を起動し電力を供給するシステムであり、無人での運用が可能である。

北海道内では、非常用発電機をレンタルする業者はなく、汎用発電機を改造するにはコストを要した。このため、大樹町役場が所有する非常用発電機を借用し運用した。運用においては、荒天時の停電、事故停電や電力設備の点検時に稼働した。

非常用発電機の設置状況(写真)を図 A4.3-6 に示す。



表 A4.3-6 非常用発電機

(4) その他付帯設備

大樹実験場に落雷があった場合、知る手段がないため閃絡表示器を整備した。格納庫(左舷中央避雷接地線、右舷中央避雷接地線)及び管制棟屋上(TV用アンテナ支柱)の3ヶ所に設置したが、飛行試験期間中に大樹実験場への落雷はなかった。設置状況(写真)を、図 A4.3-8 に示す。

a. 動作原理

架空地線や鉄塔への雷撃によって、鉄塔に衝撃電流が流れると、鉄塔の周囲に磁束が発生する。その磁束が閃絡表示器 K 型のコイル部に交わることにより、コイル部に誘起した電流により、発火部を点火し、そのガス圧でケースの蓋を開く。表示布を外部に放出することにより、落雷地点を表示する。(図 A4.3-7 参照)

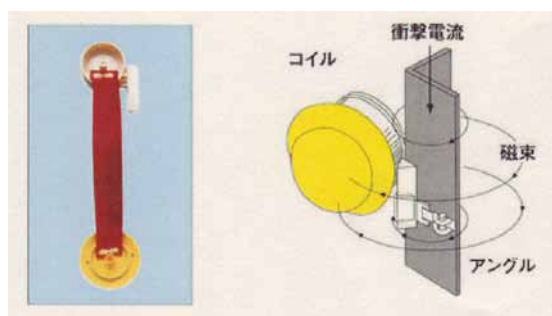


図 A4.3-7 動作原理



図 A4.3-8(1/3)
格納庫(左舷中央)



図 A4.3-8(2/3)
格納庫(右舷中央)



図 A4.3-8(3/3)
管制棟屋上

A4.4 実験場運用

(1) 大樹実験場の構成は、管理上の区分により大樹町多目的航空公園地区(気象観測装置用地を含む)、定点滞空試験用格納庫ハンドリング地区、保安地区で構成される。その総称を「成層圏プラットフォーム大樹実験場」と称した。2001年9月11日付 北海道、大樹町、航空宇宙技術研究所、通信・放送機構により「定点滞空飛行試験の実施に関する協定」が締結し、「定点滞空飛行試験実施に係る実験施設の使用料等の算出に関する取り決め書」(平成14年9月1日締結)に基づき運用を行った。

(2) 運用要領

a. それぞれの地区の運用は以下の規則・許可等により履行した。

- ・ 大樹町多目的航空公園地区—大樹町多目的航空公園条例(条例第14号)
同条例施行規則(規則4号)大樹町多目的航空公園使用許可
飛行場外離着陸許可(航空法第79条ただし書き許可)
- ・ 定点滞空試験用格納庫ハンドリング地区—地方自治法第238条の4による行政財産使用許可
飛行場外離着陸許可(航空法第79条ただし書き許可)
- ・ 保安地区—定点滞空飛行試験実施に係る保安区域協力に関する覚書(平成16年4月1日)

b. 実験場運用管理規則等

飛行試験の実施に当たり、次の実験場運用管理規則等を定めて実施した。

- ・ 大樹実験場使用管理規程(SPF-計 0-03-006)
- ・ 大樹実験場電気工作物保安規程(JAXA 規程第38号施設課)
- ・ 大樹実験場施設等防護措置要領(SPF-飛 6-03-008-管-07)
- ・ 飛行船格納庫等使用管理要領(SPF-計 0-03-004)
- ・ 飛行船格納庫の施錠等要領(SPF-飛 6-03-008-管-08)
- ・ 実験隊事務所の施錠等要領(SPF-飛 6-03-008-管-13)
- ・ 飛行管制棟等使用管理要領
- ・ 実験隊の運用要領(SPF-飛 0-04-001)
- ・ 定点飛行試験の作業安全に関して(SPF-飛 6-03-008-管-13)
- ・ 実験場の機械警備及び飛行試験時の警備体制
- ・ 共通要領集の制定改訂要領(SPF-他-04-001-管)

c. 実験場警備

実験場の飛行船格納庫及び飛行管制棟、実験隊事務所には機械警備システムを設置した。飛行管制棟に管理人を置き昼間の業務を実施した。

飛行試験時の警備体制は、「実験場の機械警備及び飛行試験時の警備体制」を定め管理班が中心になり対処した。契約支援警備員により場外周辺の警備を行った。

(3) 見学・取材対応

実験隊管理班が見学及び取材の対応を実施した。

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-06-010

発行 平成19年3月30日
編集・発行 宇宙航空研究開発機構
〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1
URL : <http://www.jaxa.jp/>
印刷・製本 (株)ビー・シー・シー・

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記にお願いいたします。

宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター
〒305-8505 茨城県つくば市千現2-1-1
TEL:029-868-2079 FAX:029-868-2956

© 2007 宇宙航空研究開発機構

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

