



宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

リフティングボディ飛行実験（LIFLEX）システム開発

LIFLEX チーム

2010 年 9 月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

LIFLEX チーム

宇宙輸送系システム技術研究開発センター

中安英彦，塚本太郎，南 吉紀，石本真二，藤井謙司，栗田 充，青木良尚¹，麥谷高志，鷺谷正史²，山本行光
飛行技術研究センター

石川和敏，富田博史，元田敏和，二宮哲次郎，濱田吉郎，船引浩平，津田宏果，牧 緑，小野孝次³
風洞技術開発センター

廣谷智成

報告書執筆

全体取り纏め：塚本太郎，石川和敏，小野孝次

第1章：塚本太郎

第2章：塚本太郎，小野孝次

第3章：石川和敏，南 吉紀，富田博史，小野孝次，船引浩平，津田宏果，藤井謙司

第4章：塚本太郎，石川和敏，富田博史，元田敏和，麥谷高志，小野孝次，南 吉紀，廣谷智成

第5章：塚本太郎

¹ 現，評価監査室

² 現，経営企画部

³ 現，航空宇宙技術振興財団

目 次

概 要	1
略語・記号	2
1. まえがき	3
2. リフティングボディ飛行実験（LIFLEX）	3
2.1 経 緯	3
2.2 概 要	3
2.2.1 実験目的	3
2.2.2 実験方法と飛行プロファイル	4
2.2.3 研究開発体制	5
2.2.4 スケジュール	5
2.2.5 実験場	5
2.3 飛行実験手順の検討	5
2.4 飛行安全の検討	7
2.4.1 物件懸吊に対する母機ヘリコプタの飛行安全検討概要	7
2.4.2 落下分散域の検討	7
3. システム設計・製作	7
3.1 実験システム	7
3.2 実験機系の設計・製作	8
3.2.1 機体系	8
3.2.1.1 空力形状	8
3.2.1.2 機体概要	9
3.2.1.3 構造・機構系	10
3.2.1.4 装備系	13
3.2.2 アビオニクス系	15
3.2.3 非常系	21
3.2.3.1 概 要	21
3.2.3.2 非常受信系	22
3.2.3.3 パラシュート開放系	22
3.2.3.4 その他	23
3.2.4 搭載ソフトウェア	24
3.2.4.1 オペレーティングシステム（OS）	24
3.2.4.2 搭載プログラム	25
3.2.4.3 誘導制御プログラム	26
3.3 母機系の設計・製作	34
3.3.1 母機ヘリコプタ	34
3.3.1.1 MuPAL-ε（MH2000A 型機）	34
3.3.1.2 AS350B 型機	35
3.3.1.3 Tunnel-in-the-Sky（TIS）システム	35
3.3.2 懸吊装置	38
3.3.2.1 概 要	38
3.3.2.2 懸吊架台および支持台	40
3.3.2.3 懸吊ロープ	40
3.3.2.4 分離システム	40
3.3.2.5 外部電源	42
3.4 地上設備の設計・製作	43
3.4.1 全体概要	43
3.4.2 管制系	44
3.4.3 非常系	45
3.4.3.1 非常系送信機	45
3.4.3.2 スカイスクリーンウォッチャ（SSW）	46
3.4.4 支援機材系	46

3.4.4.1	風観測装置	47
3.4.4.2	音声交信装置	48
4.	システム開発試験	48
4.1	風洞試験	48
4.1.1	低速風洞試験	48
4.1.2	実機風洞試験	49
4.1.3	パラシュート機能確認試験	49
4.2	実験機システム確認	49
4.2.1	操舵系特性試験	50
4.2.2	慣性特性計測試験	50
4.2.3	電波リンク（アンテナパターン）試験	51
4.2.3.1	非常系電波リンク試験	51
4.2.3.2	GPS アンテナパターン試験	52
4.2.4	全機落下試験	53
4.2.4.1	全機落下試験（その1）	53
4.2.4.2	全機落下試験（その2）	54
4.2.5	全機結合試験	54
4.2.5.1	試験目的	54
4.2.5.2	確認項目	54
4.2.5.3	試験結果	55
4.2.6	フィジカルシミュレーション試験	55
4.2.6.1	試験システム	55
4.2.6.2	試験手順	56
4.2.6.3	確認項目	57
4.2.6.4	試験結果	57
4.2.7	構造補強試験	58
4.2.7.1	試験供試体	58
4.2.7.2	試験方法	59
4.2.7.3	試験結果	59
4.2.8	非常／回収用パラシュート飛行確認試験	60
4.2.8.1	飛行確認試験	60
4.2.8.2	飛行確認試験結果のまとめ	62
4.2.9	走行試験	62
4.2.9.1	概要	62
4.2.9.2	地上走行予備試験	63
4.2.9.3	地上走行試験	63
4.3	飛行確認試験	63
4.3.1	飛行シミュレーション試験	64
4.3.2	予備飛行試験	64
4.3.2.1	飛行試験の目的と概要	65
4.3.2.2	確認試験結果と課題	66
4.3.3	第一回懸吊飛行試験	68
4.3.3.1	飛行試験の目的と概要	70
4.3.3.2	懸吊準備作業	70
4.3.3.3	確認試験結果と課題	72
4.3.4	第二回懸吊飛行試験	76
4.3.4.1	飛行試験の目的と概要	77
4.3.4.2	確認試験結果と課題	77
5.	まとめ	81
	謝辞	82
	参考文献	82
	付録1 懸吊飛行試験におけるADS機能確認	84

リフティングボディ飛行実験（LIFLEX）システム開発*

LIFLEX チーム

Development of Lifting Body Flight Experiment System*

LIFLEX Team

Abstract

The Japan Aerospace Exploration Agency, JAXA, has investigated various concepts of next generation reusable space transportation systems. Lifting-body re-entry vehicle is one of the most promising concepts among them. This type of vehicle has no wings and derives its lift solely from the shape of its body. Therefore it has the advantages of reduced structural weight, superior volumetric efficiency, and better characteristics against aerodynamic heating at hypersonic speed. On the other hand, the disadvantages of its low lift-drag ratio, poor stability and controllability at low speed make it more difficult to land on a conventional runway than in the case of a winged vehicle like in the Automatic Landing Flight Experiment (ALFLEX), which was conducted in 1996. The Lifting-body Flight Experiment (LIFLEX), a flight experiment using small low-cost vehicle, was planned to accumulate the knowledge and skills for automatic landing technology, which is one of the largest technology hurdles to realize a lifting body re-entry system. This report describes the outline of the experiment flight plan and the experiment system, and the process of development in some detail, including several ground tests and constrained flight tests using a helicopter.

Key words: Space Transportation System, Unmanned Vehicle, Flight Test, Lifting-body, LIFLEX

概 要

宇宙航空研究開発機構では、次世代の再使用宇宙輸送システムの様々なコンセプトについて検討してきたが、その中の有望なものの一つとしてリフティングボディ形状の往還システムがある。これは翼をもたず、胴体の形状によって揚力を発生するタイプの機体であり、構造の軽量化、高い容積効率、極超音速域での空力加熱特性の観点から優位性があるとされている。一方、リフティングボディ形状は揚抗比が小さく、また低速時の安定性/制御性が弱いため、ALFLEX（小型自動着陸実験1996）のような翼胴型の機体に比較して滑走路への進入/着陸時に困難がある。そこで、リフティングボディ形状の往還システムを実現するうえで最も重要な技術課題の一つとなっている自動着陸技術の蓄積を主目的とした飛行実験を、小規模で低コストな機体を用いて行うことを計画した。本報告では、飛行実験計画および実験システムの概要と、地上試験やヘリコプタを用いた懸吊飛行試験を含む開発のプロセスについて詳述する。

* 平成22年7月2日受付 (Received 2 July 2010)

略 語

ADS	Air Data Sensor：エアデータセンサ
AHRS	Attitude and Heading Reference System：姿勢方位基準装置
ALFLEX	Automatic Landing Flight Experiment：小型自動着陸実験
BIT	Built-In Test：組み込み試験
BL	Buttockline：基準点からの機体スパン方向の位置
CFD	Computational Fluid Dynamics：計算（数値）流体力学
C/N0	Carrier to Noise Density Ratio：搬送波電力対雑音電力密度比
DI, DO, DIO	Digital Input/Output：デジタル入出力
DTR	Data Transmitter/Receiver：データ送受信機
EMC	Electro Magnetic Compatibility：電磁適合性
FCC	Flight Control Computer：搭載計算機
FCP	Flight Control Program：搭載プログラム
FHI	Fuji Heavy Industries, Ltd.：富士重工業株式会社
FSCAT-R	Flight Simulation Complex for Advanced Technology - Rotorcraft Type：飛行シミュレータ回転翼機型可動コックピット・システム
FSK	Frequency Shift Keying：周波数偏移変調
GFRP	Glass Fiber Reinforced Plastics：ガラス繊維強化プラスチック
GNCP	Guidance Navigation Control Program：誘導制御プログラム
GPS	Global Positioning System：全地球測位システム
HOPE-X	H-II Orbiting PlanE eXperimental：宇宙往還技術試験機
HSFD	The High Speed Flight Demonstration：高速飛行実証
JAXA	Japan Aerospace Exploration Agency：独立行政法人 宇宙航空研究開発機構
JCAB	Japan Civil Aviation Bureau：（国土交通省）航空局
LA	Laser Altimeter：レーザ高度計
LIFLEX	Lifting Body Flight Experiment：リフティングボディ飛行実験
MDM/MDP	Multiple Delay Model/ Multiple Design Point：多数遅れモデル多数設計点法
MEMS	Micro Electro Mechanical Systems：微小電気機械システム
MHI	Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.：三菱重工業

株式会社

Micro-GAIA	Micro-GPS Aided Inertial Navigation Avionics：超小型 GPS 補強型慣性航法装置
MIL-STD	Military Standard：米軍規格（規定）
MLS	Microwave Landing System：マイクロ波着陸システム
MSAS	MTSAT Satellite-based Augmentation System：運輸多目的衛星用衛星航法補強システム
NAL	National Aerospace Laboratory (of Japan)：（独立行政法人）航空宇宙技術研究所
NOTAM	Notice to Airmen：ノータム（航空局が発行する航空機の運航に必要な情報の一種）
NASDA	National Space Development Agency of Japan：宇宙開発事業団
PC	Personal Computer パーソナルコンピュータ
PID	Proportional Integral Derivative：比例積分微分制御
PWM	Pulse Width Modulation：パルス幅変調
RC	Radio Control：ラジオ電波制御
RS232	Recommended Standard：シリアル通信の規格の一種（EIA 規格）
SSW	Sky Screen Watcher：スカイスクリーンウォッチャ
STA	Station：基準点からの機体長手方向の位置
TIS	Tunnel-in-the-Sky：トンネル型経路表示システムまたはトンネル表示装置
UAV	Unmanned Aerial Vehicle：無人航空機
WOW	Weight On Wheel：接地信号

記 号

H	：高度
p, q, r	：角速度
V	：速度
α	：迎角
β	：横滑り角
γ	：経路角
$\Delta A z_{cFF}$	：機体軸 z 軸方向加速度フィードフォワードコマンド
δ_{SBcFF}	：スピードブレーキ舵角フィードフォワードコマンド
δ_{SBc}	：スピードブレーキコマンド
δ_{Ec}	：エレベータ操舵コマンド
δ_{Ac}	：エルロン操舵コマンド
δ_{Rc}	：ラダー操舵コマンド
δ_{eULc}	：左上エレボン舵角コマンド
δ_{eURc}	：右上エレボン舵角コマンド
δ_{eLLc}	：左下エレボン舵角コマンド
δ_{eLRc}	：右下エレボン舵角コマンド

δ_{rlc} : 左ラダー舵角コマンド
 δ_{rrc} : 右ラダー舵角コマンド
 θ : ピッチ角
 ϕ : ロール角
 ψ : ヨー角
 ϕ_c : ロール角コマンド

1. まえがき

宇宙航空研究開発機構（以下、「JAXA」と言う）では、旧航空宇宙技術研究所（NAL）と旧宇宙開発事業団（NASDA）が進めていた宇宙往還技術試験機（以下、「HOPE-X」と言う）の開発研究の後、これをさらに発展させた将来の宇宙往還システムの概念を検討してきた。その中の有望なものの一つに重い翼を最小化するコンセプト、即ち翼を持たず、胴体そのもので揚力を発生する形状の機体であるリフティングボディ型再突入機がある。従来の翼胴形状の機体に対する有利性として、ロケット打ち上げ時の空力荷重や極超音速域での空力加熱が少ないことがあげられるが、その反面、翼胴形状の機体と比較して揚抗比（揚力／抗力）が小さいため進入／着陸時の軌道作成、および低速時（特に着陸時）の安定性／制御性の確保が非常に困難である。

このリフティングボディ形状の往還システムを実現するうえで最も重要な技術課題の一つとなっている自動着陸技術の蓄積を主目的とし、小規模で低コストな機体（以下、「実験機」と言う）を用いた飛行実験を計画した。この飛行実験は LIFLEX（Lifting Body Flight Experiment の略、リフティングボディ飛行実験）と称し、ヘリコプタ（以下、「母機ヘリコプタ」と言う）で実験機を懸吊し、高度 1,000 m から切り離し無人自動着陸を実証させようとする飛行実験である¹⁾。

LIFLEX はシステム設計・製作の後、実験機懸吊飛行試験を含む開発試験まで進んだが、その時点で飛行実験実施が凍結となり、当初計画された自動着陸実験には至らなかった（2.1 節項参照）。

しかしながら、本実験は小規模低コストなシステムを用いた飛行実験として他にあまり例のないものであり、実験システムの設計・製作および開発試験状況について、今後同様な実験を実施する時の資料とするために、ここに本報告をまとめるものである。

2. リフティングボディ飛行実験 (LIFLEX)

2.1 経緯

LIFLEX は、将来宇宙輸送系研究の一環として、リフティングボディ形態に関する着陸技術の蓄積を行うと共に、将

来輸送システム設計の自由度拡大、小規模で低コストな飛行実験システムの実現を目指すものであった。

本実験は、2005 年度から開発を進め、2008 年度までに機体製作、機能性能確認、これらの過程で識別された技術課題への対処等を実施してきたが、2009 年度の段階で、飛行実験までに処置を要する安全面の技術課題が存在していた。

一方、将来宇宙輸送系研究では、桁違いのコスト低減、安全性・信頼性向上を目指す再使用型輸送システムの実現に向けた主要技術獲得のための第一段階として、ロケットプレーン技術実験の計画を開始したことから、LIFLEX のような小規模飛行実験についても、これに向けた技術開発の 1 ステップとして、位置づけを見直すこととなり、実験は凍結された。

2.2 概要

2.2.1 実験目的

有翼宇宙往還機には、帰還時の熱防御システム、翼、降着装置などの重いサブシステムが必要になる。現状の技術では、高性能な使いきりロケットでも軌道に投入できる質量は発射時総質量の数%程度であるから、機体が重くなる宇宙往還機では、機体の軽量化が重要な課題である。

JAXA では HOPE-X の開発研究の後、これをさらに発展させた将来の往還システムの概念を検討してきたが、その中の一つにリフティングボディ型再突入機がある。これは翼を持たず、胴体そのもので揚力を発生する形状の機体である。揚力型再突入機としてこれを用いれば、弾道型（カプセル）に対して、クロスレンジ能力、減速度、低速飛行性等で有利であり、一方、翼胴型に対しては空力加熱、ペイロード容量の観点から有利である。さらに、HOPE-X のようなロケット搭載型の往還機については、打ち上げ時の空力荷重が設計上非常に厳しい制約になることがわかっているが、リフティングボディ形状の場合は、従来型の翼胴形状の機体に比較して、この点で極めて有利と考えられている。特に、機体をフェアリング内に収納することができれば、打ち上げ時の空力荷重の問題は完全に回避される。こういった点から、リフティングボディ型の再突入機を有望と考え、2001 年から 3 年ほどかけて風洞試験、CFD 解析等を行い、空力形状等の検討を行ってきた。

一方、一般に往還機形状は揚抗比が小さいためにとくに進入／着陸時の軌道作成が難しく、また低速時の安定性／制御性を確保するのが困難であるが、その中でもリフティングボディ形状の場合は翼胴型の形状と比較してこの傾向がさらに強い。このため、このような形状での滑走路への自動着陸は過去に実施された小型自動着陸実験（以下、「ALFLEX」と言う）²⁾ などより一段と困難であり、世界的にみてもこれまで例がない。

そこで、リフティングボディ形状の往還システムを実現するうえで最も重要な技術課題の一つとなっている自動着陸技術の蓄積を主目的とした飛行実験を小規模で低コストな機体を用いて行うことを計画した。

2.2.2 実験方法と飛行プロファイル

計画された LIFLEX の実験概念図を図 2.2.2-1 に、その飛行プロファイルを図 2.2.2-2 に示す。実験機は母機ヘリコプタに懸吊されて上昇し、高度 1,000 m から所定の速度で分離され、滑空して滑走路に着陸する。ただし、後述



図 2.2.2-1 実験概念図

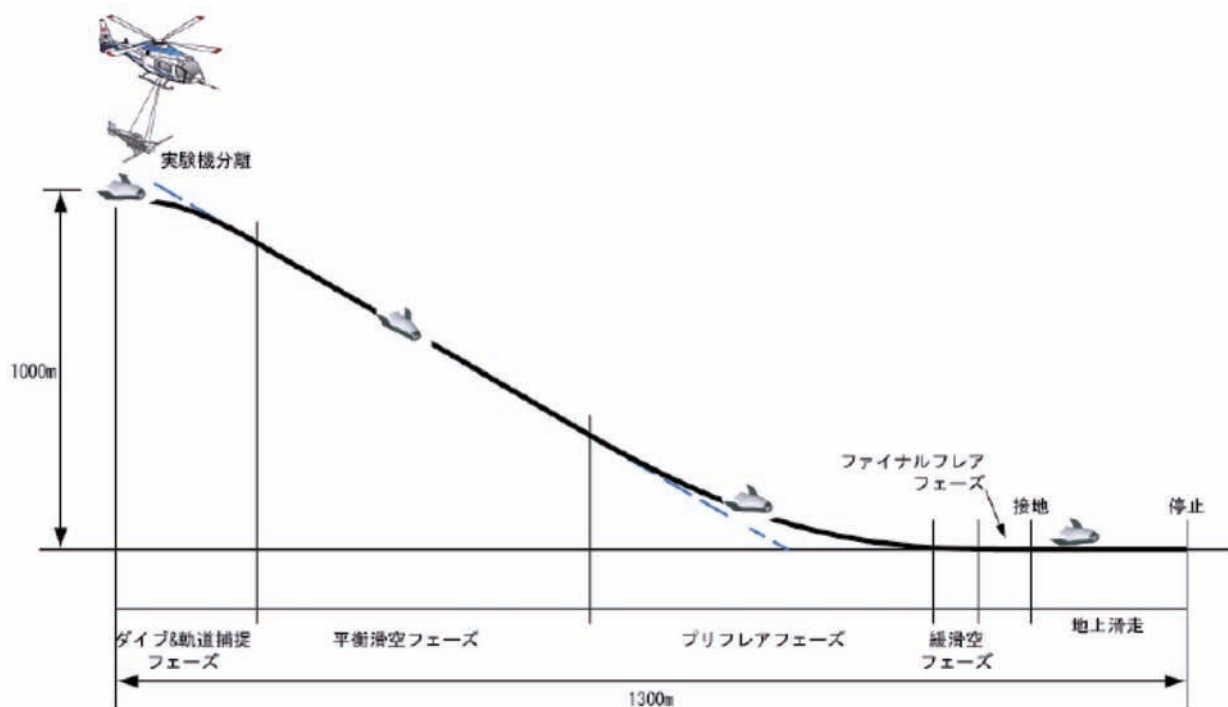


図 2.2.2-2 計画された飛行プロファイル

するように最終的には滑走路上空での着陸模擬に変更された。

母機ヘリコプタから分離しての実験コンセプトは過去に実施された ALFLEX と同様であるが、ALFLEX で使用したマイクロ波着陸システム（MLS）等、地上の航法支援設備を使用せず、搭載した GPS-INS 複合航法装置を用いるものとした。その他、システム簡素化の観点から独立した飛行軌道評価用装置であるレーザトラッカやトラッキングレーダも使用しない実験として計画した。

2.2.3 研究開発体制

LIFLEX は JAXA の総合技術研究本部将来宇宙輸送系研究センター（現・宇宙輸送ミッション本部宇宙輸送系システム技術研究開発センター）が「全体計画、飛行試験」を、同本部飛行システム技術開発センター（現・研究開発本部飛行技術研究センター）が「実験システム設計開発、取りまとめ」をそれぞれ担当とする共同の実験として、2005 年 4 月から 3 年間で実施する計画で始まった。その他、空力系については、研究開発本部の風洞技術開発センターおよび数値解析グループの研究者も参加することになった。

2.2.4 スケジュール

LIFLEX は 2005 年に概念検討に着手し、同年度から 2006 年度にかけてシステム設計・製作を行った。2006 年度には搭載予定機器の機能および母機ヘリコプタの飛行パターンの確認のため、母機ヘリコプタ単独での予備飛行実験も行った。2007 年にはシステム統合試験により実験システムの機能確認を行い、総合的な確認として第一回と第二回の懸吊飛行試験を実施した。

2008 年に、実験機質量増加対策や誘導制御系の開発な

どの作業時間が必要となることが判明した。また、飛行実験内容も滑走路への実着陸ではなく、上空での着陸模擬を行いパラシュートで回収する方式とした。これは、降着系試験や誘導制御解析による接地状態の検討から降着系の能力に懸念があることがわかり、降着系の耐性確認には大きなコスト、人的資源を必要とすることから、リソースをより技術的価値の高い誘導制御系開発等に重点を置くため上空での着陸模擬に変更したものである。

このように、計画初期では 3 年間の予定であったが 2009 年度秋に自動着陸飛行実験を実施するスケジュールに変更した。最終スケジュールを表 2.2.4-1 に示す。

この見直しの後、飛行実験にむけて準備作業を進めたが、2.1 項に述べたように 2009 年度に実験の位置付けについて見直しを行うため飛行実験は凍結となった。

2.2.5 実験場

飛行実験場は北海道大樹町町営の多目的航空公園（JAXA 名称：大樹航空宇宙実験場）を使用することを前提に飛行実験を計画した。実験場の全景を図 2.2.5-1 に示す。各番号は 3.4.4.1 項で述べる風観測装置の位置を示している。

2.3 飛行実験手順の検討

母機ヘリコプタが実験機懸吊場所より離陸し、所定の飛行経路を経て実験機分離位置へ、さらに実験機分離後または分離不可時の場合での待機場所への飛行、最終着陸までの飛行手順の検討を行った。当初計画した母機ヘリコプタの飛行パターンは図 2.3-1 の通りである。

この飛行パターン図に沿って、実験の手順について検討を行った。まず、実験の指揮命令系統、担当者の役割分担

表 2.2.4-1 最終計画表

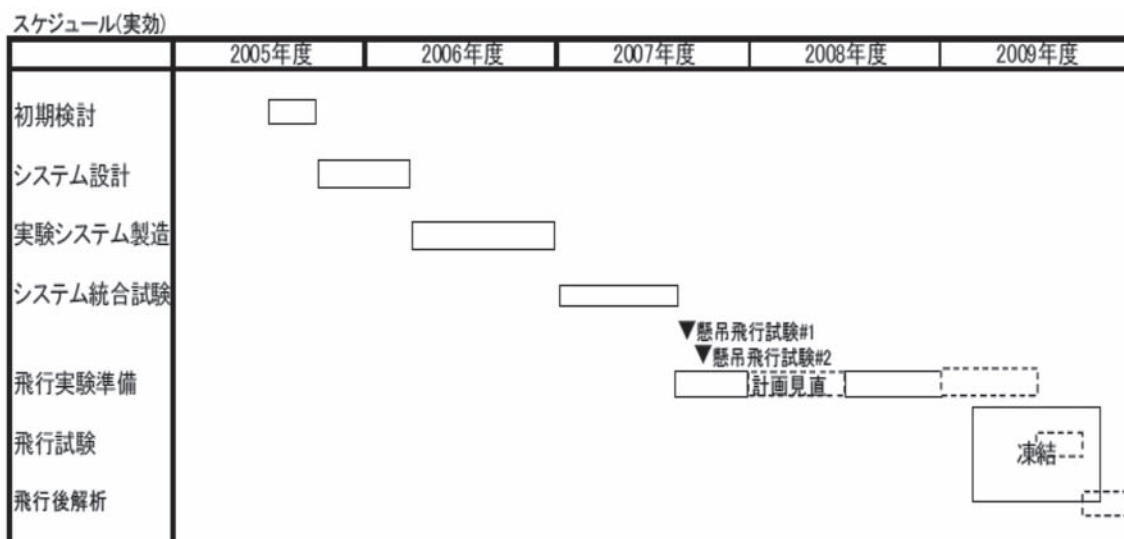




図 2.2.5-1 大樹航空宇宙実験場

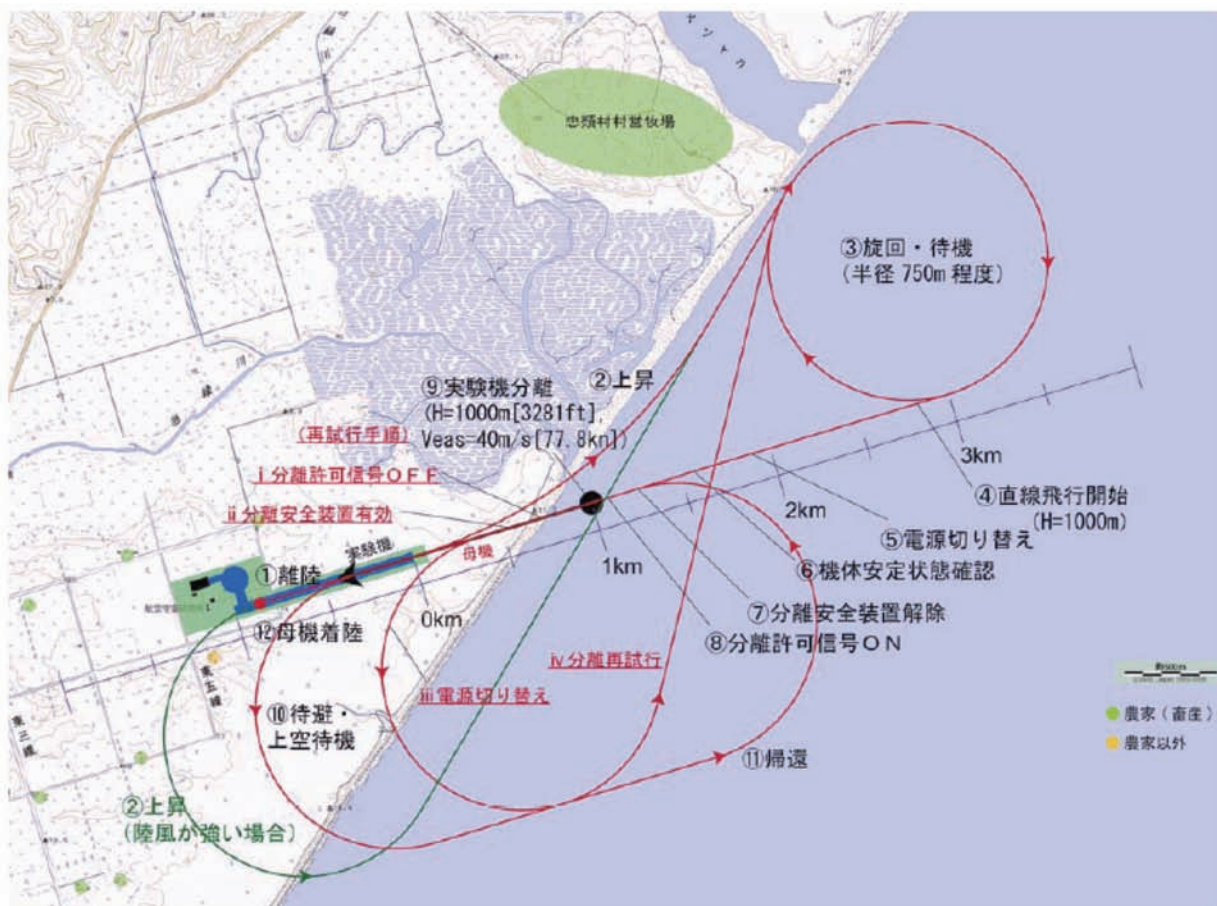


図 2.3-1 母機ヘリコプタの飛行パターン (国土地理院 1/25000 地図より)

および実験時の配置の洗い出しを行い、机上での想定手順検討を行った。当初、JAXA 実験用ヘリコプタ (MuPAL-ε) を母機ヘリコプタとして手順を検討した。この手順では作

業を大きく地上班と母機班に分け、地上班は本部、管制班、実験機班、懸吊装置班に、母機班は機長 (主操縦士)、副操縦士、ミッションオペレータ、母機ヘリコプタ計測系オ

ペレータに分けた。その他、母機ヘリコプタの整備士や安全班も作業に組み込んだ。結局、指揮命令は地上の管制室内本部の実験責任者が持つこととし、実験のコントロールは管制班が受け持つように計画した。

その後、母機ヘリコプタはチャータ機を使用することになったが、母機ヘリコプタ計測系オペレータの搭乗が必要なくなった以外は作業分担にほとんど変更が無かった。

飛行試験のケースとしては、(1) ノミナル実験手順、(2) 分離再試行手順、(3) 実験中止手順、を設定し、4.3.1 項で述べるヘリコプタ用シミュレータでの飛行シミュレーション試験時に、その手順の確認を行い、見直し等を行った。さらに、4.3.2 項で述べる予備飛行試験で、この飛行手順の確認を行い、手直しを進めた。併せて、地上班と母機班との無線による音声通信シークエンスの手順書を作製した。第一回懸吊飛行試験（4.3.3 項参照）、第二回懸吊飛行試験（4.3.4 項参照）では更に詳細な担当分けにした手順書も作成し、飛行試験内での手順確認を行った。

2.4 飛行安全の検討

飛行安全に関しては、物件懸吊に対する母機ヘリコプタの飛行安全と実験機分離後の地上に対する安全確保が必要である。

2.4.1 物件懸吊に対する母機ヘリコプタの飛行安全検討概要

(1) 母機ヘリコプタの飛行安全

ヘリコプタ自体の構造・運用上の安全に関しては、航空法、耐空性審査要領に基づき、航空局による年 1 回の耐空証明審査が行われているので、その合格書（耐空証明）で安全が確保されている。

(2) 物件の懸吊に対する安全性

ヘリコプタの吊り下げ構造に対する安全性が耐空性審査要領で定められている。ちなみに、母機ヘリコプタとした中日本航空（株）所有のアエロスパシアル AS350B 型機では、最大 520 kgf まで懸吊することが出来るように設計されている。従って、LIFLEX での最大懸吊重量約 150 kgf に対して、十分な余裕を有していることになる。アエロスパシアル AS350B 型機の懸吊機構部分を図 2.4.1-1 に示す。

(3) 懸吊物に関する安全性

- a) LIFLEX の懸吊物である懸吊装置および実験機は、静荷重の約 3 倍までの安全率を確保する。
- b) 「懸吊装置（詳細は 3.3.2 項）」で述べるように、飛行中に不時に落下しないように分離システムに安全装置を組み込む。

2.4.2 落下分散域の検討

実験機分離後は、異常飛行時における安全の検討が必要



図 2.4.1-1 AS350B の懸吊機構

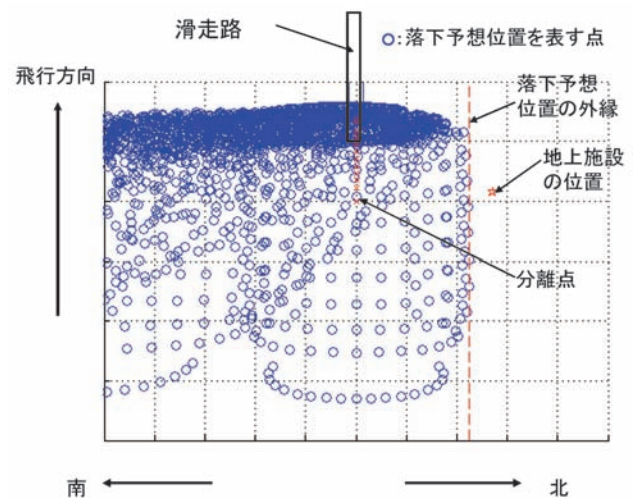


図 2.4.2-1 非常パラシュート開傘時の落下分散範囲の検討例（上空から見た図）

となる。母機ヘリコプタから実験機分離後に異常飛行状態に陥った場合、非常用パラシュートを開傘して減速・降下させることになるが、その際の落下分散を上空風および異常時の機体姿勢の変化を考慮して検討した（図 2.4.2-1）。検討の結果、分離時の風向を制限することにより、周辺施設等への落下を回避する目処がついたが、パラシュート開傘を前提としているため、確実な開傘を保証するためには、非常系の冗長化を含め再検討する必要が生じた。

3. システム設計・製作

3.1 実験システム

LIFLEX の実験システムは、第 2 章で述べたように「小規模・低コスト」を前提にして設計製作が行われた。その構成は、(1) 実験機系、(2) 母機系、(3) 地上設備、および (4) 実験場、からなる（図 3.1-1 参照）。

実験機系は実験機そのものであり、母機ヘリコプタに懸

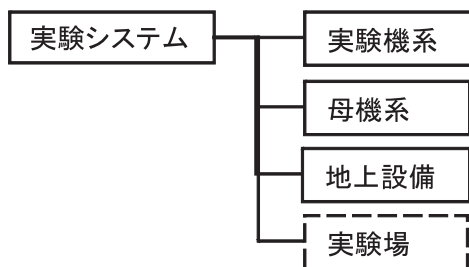


図 3.1-1 実験システムの構成

吊された状態で試験空域まで移送され、投下予定座標で切り離された後、自律飛行（滑空）により着陸する。懸吊時および地上での作業の際には、機体背部のアンビカル・コネクタを経由して、電源の授受および信号の接続を行う。実験機は独立に稼動するエレボン（4枚）とラダー（2枚）を有し、搭載計算機により航法、誘導、制御を行う。また、システム作動中は飛行データの記録およびテレメトリ機能により地上との送受信を行うことができる。着陸時には脚出しを行い、接地後、制動用パラシュートおよびブレーキにより減速、停止する機能を有する。

母機系は実験機を懸吊するための母機ヘリコプタと懸吊装置、懸吊装置に取り付けられた実験機の整備等を行うための支持台が含まれる。

地上設備には、実験機からのダウンリンク信号を受信し、機体状態をモニタする管制系とともに、非常時にはコマンドを送信して非常用パラシュートを開傘して安全措置を行う非常系が含まれる。尚、実験場については、すでに2.2.5項で述べた。

また、飛行実験を行うのに直接必要となる装置の他に、開発試験のための試験治具等も支援機材として設計・製作した。

尚、実験計画の見直し（2.2.4項参照）により、滑走路への実着陸から上空での模擬着陸に変更されたため、脚などの地上走行に必要な装備およびレーザ高度計など一部の装備については撤去された。

3.2 実験機系の設計・製作

実験機系は、「構造・機構系」、「誘導制御系」、「計測・通信系」、「装備系」、「電力系」、および「非常系」から構成される（図3.2-1参照）。本節では「構造・機構系」と「装備系」を「3.2.1 機体系」で、「非常系」を「3.2.3 非常系」で、それ以外をまとめて「3.2.2 アビオニクス系」で、誘導制御則等ソフトウェアに関しては「3.2.4 搭載ソフトウェア」で述べる。

3.2.1 機体系

3.2.1.1 空力形状

実験機の空力形状は JAXA 内で将来再使用型宇宙輸送シ

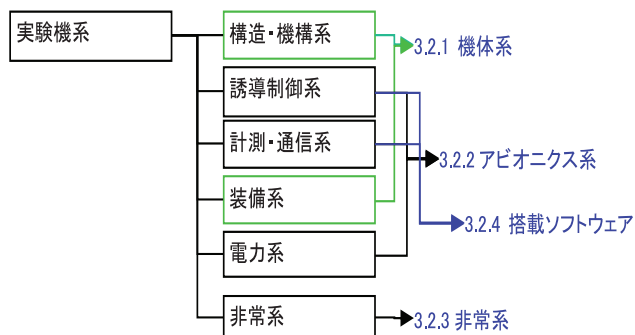


図 3.2-1 実験機系の構成

ステムへ向けて検討されていた実験機構想のうちのひとつであるリフティングボディ再突入機^{3), 4)}の候補形状をもとに設定した。

極超音速域での特性を大きく損なわない範囲で着陸に必要な低速での安定性および制御性を確保するため、舵面の変更、補助垂直尾翼（センターフィン）の追加を行った。特に、エレボンについては胴体後端面（ベース面）で隠れると効きが悪化することに配慮して上下左右4枚を配置することにより舵効きを確保するようにしている。設定した形状に対してはCFDにより空力特性を推算⁵⁾して軌道解析、飛行解析を行い、飛行成立性を確認して最終的な形状を決定した（図3.2.1-1参照）。尚、LIFLEXにおいてはCFD計算をベースに実験機の設計を進めたのち風洞試験により確認する方法をとったが、後述するようにCFD結果と風洞試験結果はよく一致しており、CFD技術は設計ツールとして極めて有効であった。

飛行実験の目的の上から、機体形状を合わせることが重要であるため、レーザを使った高精度な形状計測を行った。

また、形状改善の検討過程で有用な空力設計上の知見も得られた。例えば、リフティングボディのような上反角効果の大きな形状ではエルロン操舵時に生ずる横滑りにより意図したのと逆のローリングモーメントが発生して有効な舵効きが損なわれる傾向があるが、垂直尾翼を設けることにより、方向安定のみならず操舵特性を改善することができることがわかった。

これは、機体を右回りにロール回転しようとしてエルロン操舵（左エルロン下げ）すると下げ舵側の抵抗が増し機首が左に振られ（アドバースヨー特性）、正の横滑り角が生ずる。すると、上反角効果によって左回りのローリングモーメントが発生し、最初に意図した右ロール回転を阻害する、というものであるが、垂直尾翼の効果によって、これをプロバースヨー特性に変え、有効な舵効きを回復することができる。

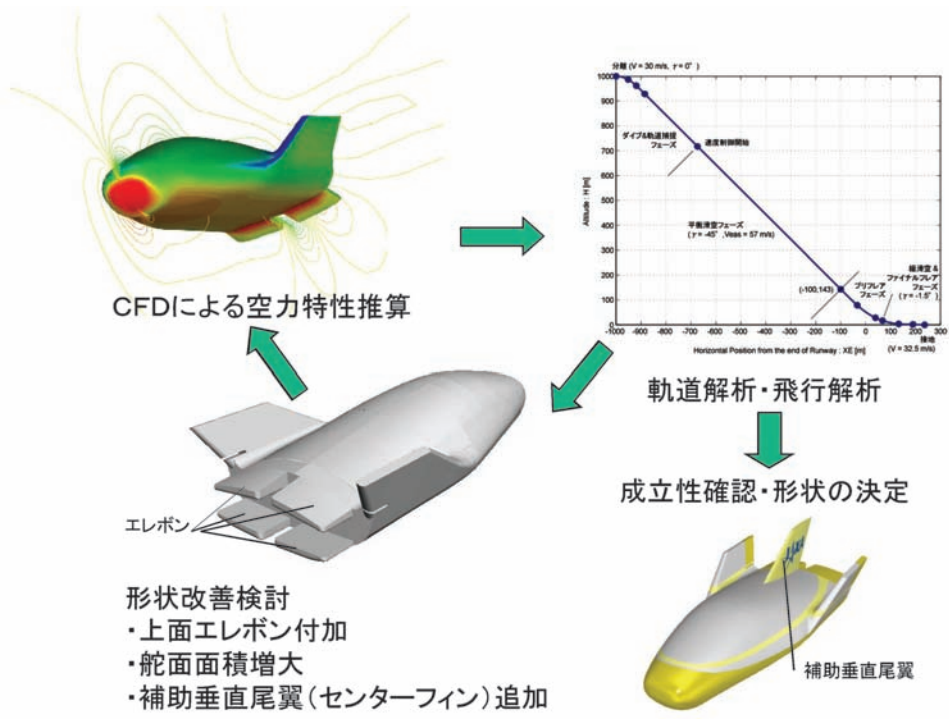


図 3.2.1-1 空力形状の決定

表 3.2.1-1 構造設計条件

項 目	条 件
飛行質量	20 kg
速度（平衡滑空）	68 m/s
制限荷重倍数	±3 G (29.4m/s ²)
着陸速度	32.5 m/s
着陸時最大沈下率	3 m/s

3.2.1.2 機体概要

飛行プロファイル（2.2.2 項参照）に基づいて表 3.2.1-1 に示すように構造設計の要求と条件を定めた。

飛行中の制限荷重倍数は±3 G と決め、構造設計および基準軌道設計に反映された。

着陸時における条件から脚への衝撃吸収率やタイヤ条件（回転数など）が決まるが、LIFLEX では既存部品を使用する（部品の開発を行わない）ことにしていたため、選定された部品の性能が着陸条件を決めることにもつながった。また、着陸時の姿勢角により定まった尻摺り角が、主脚位置、接地直前における下部エレボン舵角に影響を与える。

構造設計の条件としては、表 3.2.1-1 に示した以外に、非常パラシュートの開傘時における衝撃、着地時の衝撃に耐えることを確認するため、脚・全機落下試験（4.2.4 項参照）や構造補強試験（4.2.7 項参照）を行なった。

実験機質量は設計時の積算では約 20 kg であったが、製造後の計測で 30 kg を越えており軽量化が必要となった。質量が設計値を大きく超過した要因としては、模型飛行機の技術をベースとして設計／製造を行ったため、設計時の脚取付部を含む構造質量の見積もり精度が低かったことによる部分が多い。また、搭載計算機の軽量化の配慮も十分でない部分があった。その後、脚取付部を中心に軽量化検討を行ったが、目標の 20 kg までの削減は困難な状況であったため、増加した質量（30 kg）に対応した基準軌道の検討を行い、ノミナルでの軌道の成立する見込を得

表 3.2.1-2 実験機の主要諸元

基準面積	1.0 m ²
全 長	1.6m (ADS プローブ、エレボン除く)
全 幅	0.862 m
全 高	0.729m(脚含む)⇒0.529m(脚無)
機体質量	20kg(設計時)⇒30kg(開発終了時)
構 造	木製主構造(航空ベニヤ)+GFRP 外皮

たが、当初設定したタイヤの接地速度制限に対する余裕が厳しい状態となっており、軽量化の検討を行いつつ、システム統合試験を進めた。また、全機落下試験後、機体構造の補強のためさらに質量増加が想定されるに至った。その後、誘導制御系を詳細に検討した結果、接地速度制限を守ることが実際に困難であることが判明した。追加の試験等によりタイヤの耐性を確認し、接地速度制限を緩和できる可能性はあったが、タイヤの耐性確認には相応のコスト、期間、人的リソースが必要となることが想定され、この規模の実験でそれを行うのは適当でないという判断から、リ

ソースを節約する観点で上空での着陸模擬に実験計画を変更した。

実験機の外観および形状を図 3.2.1-2 に示す。また主要

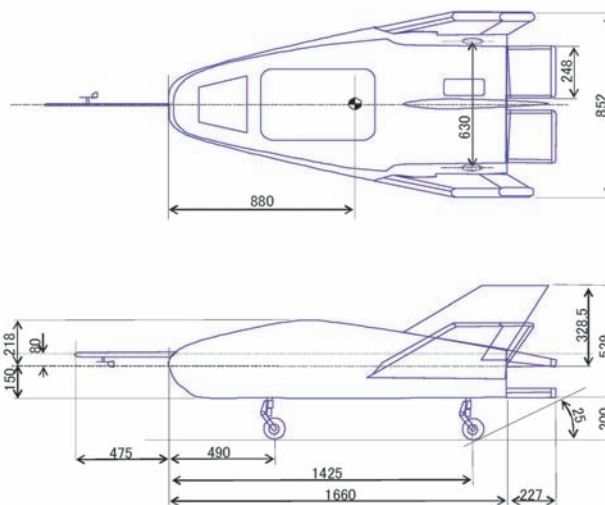


図 3.2.1-2(a) 実験機（当初）

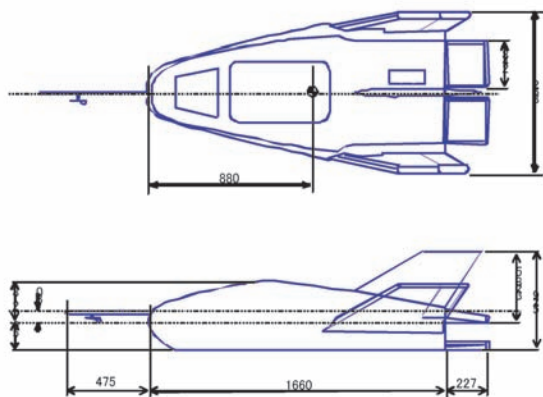


図 3.2.1-2(b) 実験機（変更後）

諸元を表 3.2.1-2 に示す。但し、LIFLEX 計画の見直し後、軽量化のため脚の取り外しなどを行った。

3.2.1.3 構造・機構系

(1) 概要

構造・機構系は、機体組立（胴体、チップフィン、補助垂直尾翼）、エレボン組立（上下左右エレボン）、脚組立（前脚、左右主脚、空気圧系）により構成されている（図 3.2.1-3）。飛行実験計画の見直しにより、脚組立は最終的に取り外された。

胴体構造は、胴体、左右チップフィン、左右エレボンの分割方式とし、これに着脱可能な補助垂直尾翼（センターフィン）を追加する方式とした（図 3.2.1-4 参照）。

機体外表面の精度は $\pm 2.5 \text{ mm}$ 以下とした。

アクセスパネル等のギャップは隙間で 2.0 mm 以内、段差で 1.0 mm 以内とするが下流側が高い段差にならないようにした。

舵面は、エレボン 4 つ、ラダー 2 つの合計 6 つあり、各舵面の作動範囲は $\pm 30 \text{ deg}$ 以上とする。

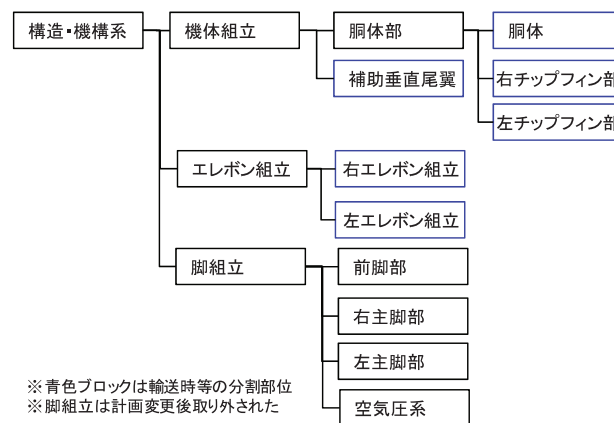


図 3.2.1-3 構造・機構系の構成



図 3.2.1-4 胴体構造など

(2) 機体組立

機体組立は胴体部および補助垂直尾翼（センターフィン）からなり、胴体部は胴体および左右チップフィン部に分割できる。

胴体は、木材による主構造（4.2.7 項、図 4.2.7-1 参照）およびガラス繊維強化プラスチック GFRP による機体外皮（図 3.2.1-5(a) 参照）により構成される。GFRP 外皮はオス型（図 3.2.1-5(b) 参照）を基にして作成された。

胴体は上面 3 箇所アクセス扉を有する。前方アクセス扉は、搭載計算機等の前部搭載機器へアクセスする際に、固定用ビス脱着により開閉する。中央アクセス扉は非常用パラシュートの開放扉を兼ねており、後部アクセス扉は制動用パラシュートの開放扉（図 3.2.1-6 参照）である。共にサーボアクチュエータにより固定ラッチが作動する仕組みである。

胴体下面には脚を搭載する空間および脚扉、レーザ高度計のアクセス扉（3.2.1.4 項の図 3.2.1-18 参照）を有する。

パラシュートを格納する中央アクセス扉および後部ア

クセス扉は、飛行滑空時に相当する負圧がかかっても不時に開放されない必要があるため、地上試験（図 3.2.1-7 参照）および風洞試験（4.1 節参照）において確認された。

懸吊飛行時の支持ポイントは機体質量と懸吊飛行時の振動や荷重が全てかかることになる。そのため、機体桁構造（木材）に FRP で補強し懸吊用アンカーボルト（JIS-SUS-304）で止めている（図 3.2.1-8 参照）。

また、中央アクセス扉の直ぐ後ろには、懸吊飛行時に懸吊装置と接続するアンビリカル・コネクタ（DBAS74-37-OPN）を配置した（図 3.2.1-9 参照）。

チップフィン部（チップフィンおよびラダー）は胴体後側面に取り付けられ左右一対ある（図 3.2.1-10 参照）。材料は GFRP である。チップフィン内に格納でき想定する空力荷重に耐えうる力を発生する既存のサーボアクチュエータが存在しなかったために、1 枚の舵面を 2 個のサーボアクチュエータで動作させることになった。ラダー舵面



図 3.2.1-5(a) GFRP 機体



図 3.2.1-5(b) 胴体オス型

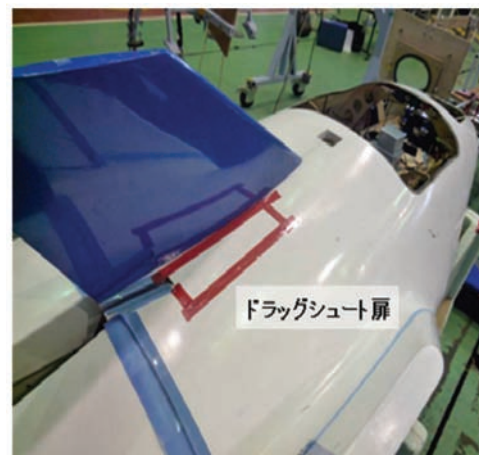


図 3.2.1-6 後部アクセス扉

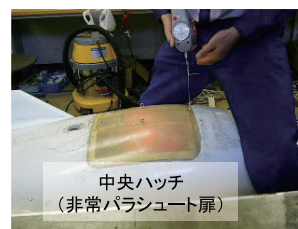


図 3.2.1-7 パラシュート扉耐荷重試験

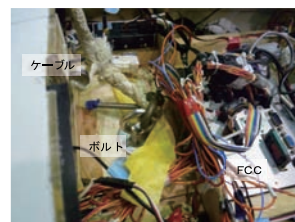


図 3.2.1-8 機体吊り下げ部

は、左右の舵面にそれぞれ一つ取り付けられている。

(3) エレボン組立

エレボン組立は、エレボンを駆動するサーボアクチュエータ、それを支持する金属金具（メタルフレーム）および GFRP と木材による舵面により構成される。上下エレボン舵面を有する左右の組立で 1 セットとなっており、それぞれ 4 本のボルト（1 セットにつき 8 本）により機体組立後部に取り付けられる（図 3.2.1-11 参照）。

4 つのエレボン舵面がそれぞれ独立したサーボアクチュエータで駆動され、各舵面に取り付けられたポテンシオメータで舵角が計測される。

(4) 脚組立

脚組立は、前脚部、左右主脚部および空気圧系から構成

される。脚部は、脚（タイヤ、ホイール、ブレーキ（主脚のみ）、ステアリング機構（前脚のみ）、緩衝機構を有する支柱）と脚扉および引き込み機構から構成される。前脚は後方に、左右の主脚は外側に展開する（図 3.2.1-12 参照）脚部は 4 本のボルト（合計 12 本）で胴体に固定される。

後述する空気圧系から供給される空気圧により脚の引



図 3.2.1-9 アンビリカル・コネクタ



図 3.2.1-10 チップフィン部

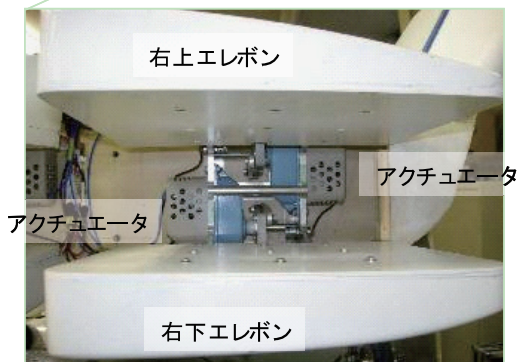
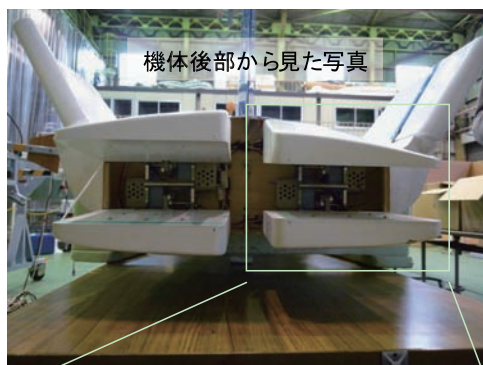
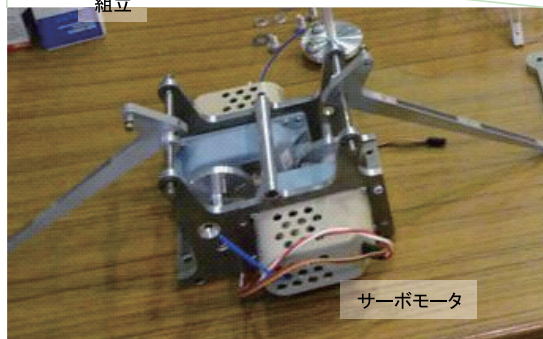
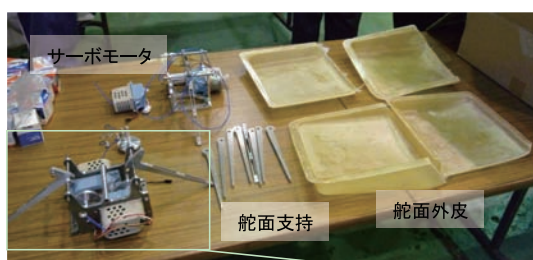


図 3.2.1-11 エレボン組立



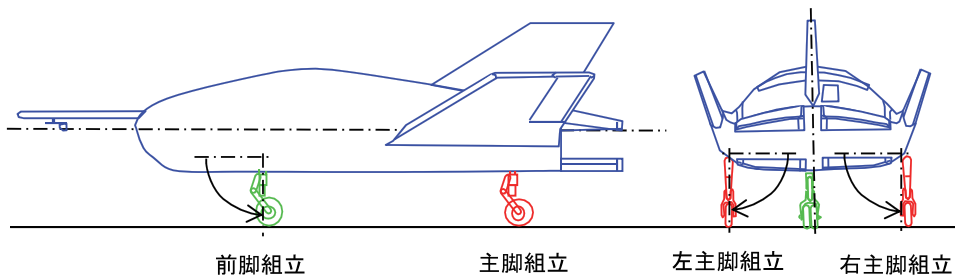
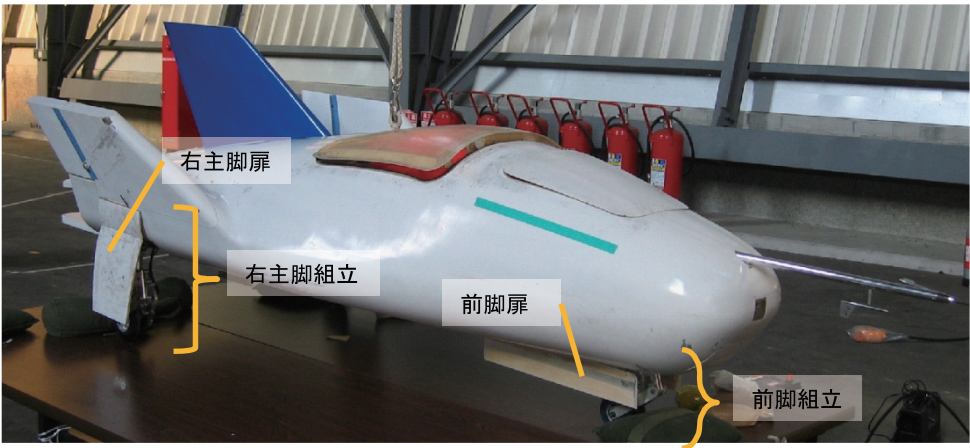


図 3.2.1-12 脚組立

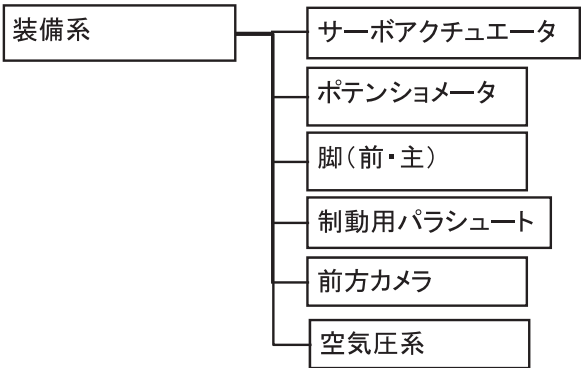


図 3.2.1-13 装備系の構成

き込みおよびブレーキが作動する。なんらかの理由で空気圧が規程値以下になった場合、内蔵バネにより自動的に脚が展開する。

地上走行試験（4.2.9 項参照）などで機能・性能の確認がなされたが、本組立は飛行計画見直し後、取り外されることになった。

3.2.1.4 装備系

(1) 構成

装備系には、サーボアクチュエータ、ポテンシオメータ、脚、制動用パラシュート、前方カメラ、空気圧系がある（図 3.2.1-13 参照）。

表 3.2.1-3 サーボアクチュエータの諸元
(a) サーボアクチュエータ（ラダー用） 4 個

会社名	HITEC 社製
製品名	HSR5995TG
control	PWM Control 7.4VDC
トルク	24.0kgcm speed:0.15s/60deg @6.0V 30.0kgcm speed:0.12s/60deg @7.4V
サイズ	40 (L) X 20 (W) X 37 (H) mm
質量	62g

(b) サーボアクチュエータ（エレボン用） 4 個

会社名	利根川精工製
製品名	PS-050
control	PWM Control 7.4VDC
トルク	77.0kg-cm speed:0.3s/60deg @6.0V 92.4kg-cm @7.2V
サイズ	100 (L) X 44 (W) X 93 (H) mm
質量	290g

(2) サーボアクチュエータ

サーボアクチュエータは、舵面（エレボン、ラダー）、ステアリングを動作させるほかに、メインパラシュート扉の開放などにも用いられる。舵面用サーボアクチュエータ

の諸元を表 3.2.1-3 に、写真を図 3.2.1-14 に示す。

(3) ポテンシオメータ

ポテンシオメータは、舵角、ステアリング角の計測用に使用されている。ポテンシオメータの諸元を表 3.2.1-4 に、写真を図 3.2.1-15 に示す。

(4) 脚（前・主）

脚は、着地時における衝撃吸収のほか、地上走行時における方向操作（ステアリング）、減速を行うブレーキの機能を持つ。仕様を表 3.2.1-5 に、写真を図 3.2.1-16 に示す。

脚は飛行計画見直し後、取り外されることになった。



(a) ラダー用 (b) エレボン用

図 3.2.1-14 サーボアクチュエータ

表 3.2.1-4 ポテンシオメータの諸元

項目	仕様	備考
抵抗値	5kΩ	
分解能	無限小	コンタクトタイプ プラスチック
直線度	0.5%/60deg以下	
使用電圧	5VDC	
機械的回転角	60deg以上	
回転トルク	20gfcm以下	0.002Nm
寿命サイクル	4000サイクル以上	
質量	10g	



図 3.2.1-15 ポテンシオメータ

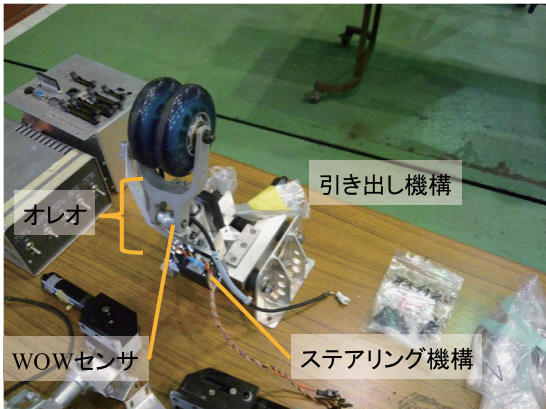
(5) 制動用パラシュート

制動用パラシュートは、実験機の接地後、主脚の制動ブレーキをかける前に減速するためのものである。制動用パラシュートを図 3.2.1-17 に示す。

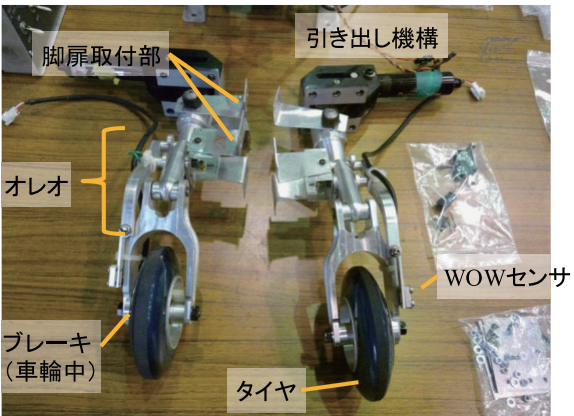
本パラシュートは飛行計画見直し後、取り外されることになった。

表 3.2.1-5 脚の仕様

項目		要求	備考
着陸速度		117km/h(32.5m/s)	ノミナルで設計
脚柱長	mm	300	参考値
主脚間隔	mm	310	参考値
前後脚間隔	mm	1041	参考値
前脚タイヤ径	mm	φ80	参考値
主脚タイヤ径	mm	φ100	参考値
強度		質量20kg、着地速度117km/hに耐えること	ノミナル条件
引き出し脚		引き出し固定できること	駆動は圧縮空気(98kPa)で行う
ブレーキ		主脚ブレーキで減速できること	
脚扉		脚と連動して開閉できること	
ステアリング		前脚にて地上滑走中の軌道修正ができること	



(a) 前脚



(b) 左右主脚

図 3.2.1-16 脚

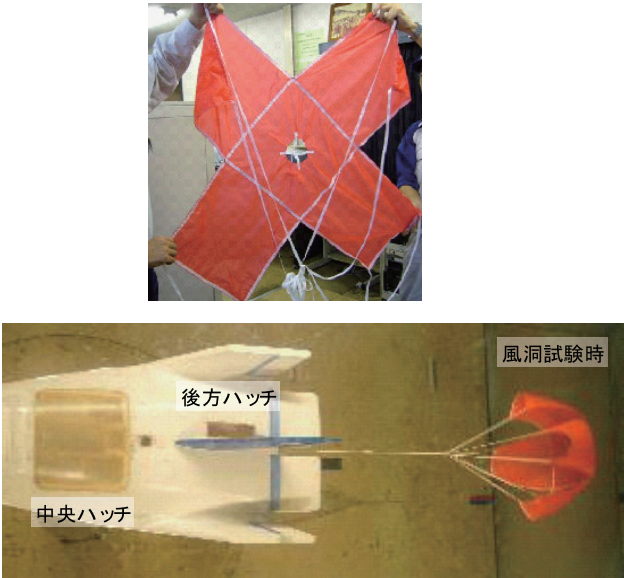


図 3.2.1-17 制動用パラシュート

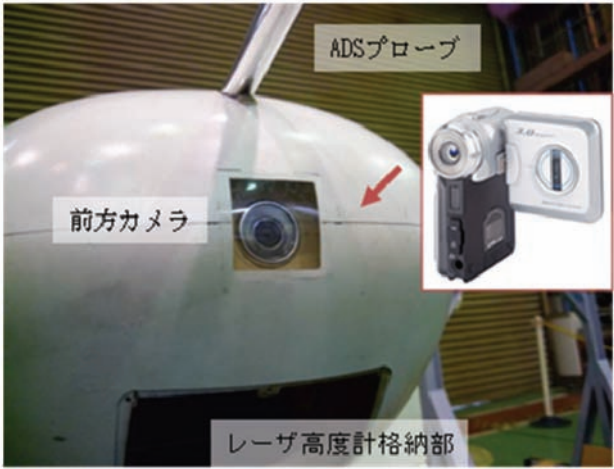


図 3.2.1-18 前方カメラ

表 3.2.1-6 前方カメラの諸元

メーカー名	(株)ケンコー
製品名	DCV306
機能	動画 (MPEG4), 静止画 (JPEG) 記録可能 CMOS : 有効画素数 314 万画素 単焦点 (F3.0/35mm 換算 50mm) 最大 4 倍デジタルズーム可能 動画 : 640 X 480、20fps 内蔵 32MB、SD メモリカード (max: 2GB) 記録 (最大 720 分)
大きさ・質量	90 X 70 X 37 (mm)、137g (電池除く)



図 3.2.1-19 空気圧系

(6) 前方カメラ

飛行時の記録を行うために機体前方にカメラを搭載した。写真を図 3.2.1-18 に、その諸元を表 3.2.1-6 に示す。

(7) 空気圧系

空気圧系は当初脚の展開およびブレーキだけでなく、非常パラシュート扉の開放用にも使用することを検討したが、確実に作動させるために非常パラシュート扉の開放はサーボアクチュエータに変更された。

空気タンクから供給される空気は、レギュレータを介し各脚の展開機構並びに主脚ブレーキに分配される。それらは、PWM 信号で動作するバルブにより空気圧のコントロールがなされる (図 3.2.1-19 参照)

飛行計画の見直し後、脚は使用しなくなったため空気圧系も不要となり取り外されることになった。

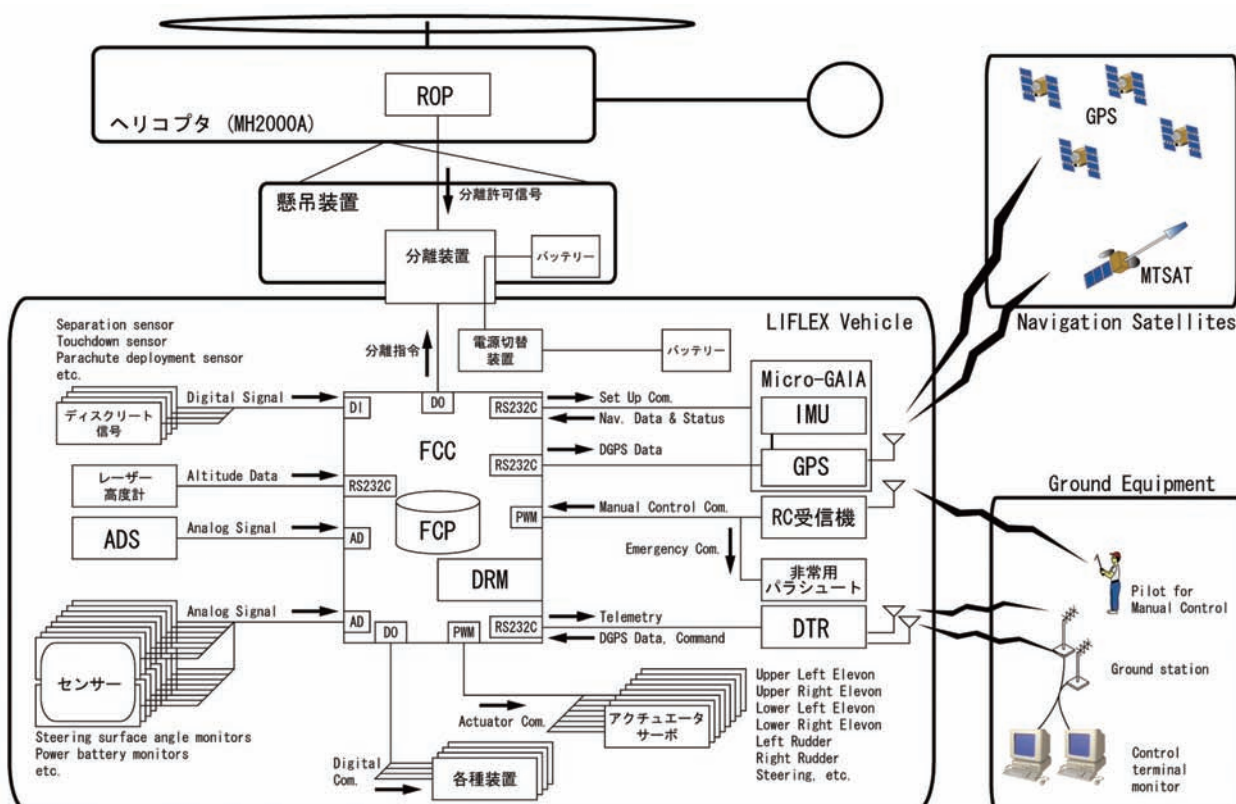
3.2.2 アビオニクス系

アビオニクス系は、搭載計算機 (FCC) をはじめ、試験目的である自動着陸を行う為に最低限必要とされる計測装置およびセンサとして、航法装置 (Micro-GAIA)、テレメトリ送受信機 (DTR)、レーザ高度計、エアデータセンサ (ADS)、電源系および舵角センサなどで構成されている。これらの構成機器・装置は容易に入手可能な民生用機器・装置を組み合わせた構成になっており、シンプルなシステムとなっている。図 3.2.2-1 にアビオニクス系の概要構成図を示す。

尚、搭載ソフトウェアに関しては 3.2.4 項に述べる。

(1) 搭載計算機

実験機搭載計算機 (FCC) は、アプリケーションとしての誘導制御プログラムを含む搭載プログラムを実装し、機体に装備される各種搭載機器やセンサ等からの信号を取り込み、実験機の操作、作動確認、自律飛行誘導制御計算および計測データの記録等の処理を行い、アクチュエータ



※図中内略語の説明

ROP：遠隔操作パネル

ADS：エアデータセンサ

FCP：搭載プログラム(Flight Control Program)

DRM：Data Record Memory (CF メモリ)

FCC：搭載計算機(Flight Control Computer)

IMU：慣性計測装置

DTR：データ送受信機

図 3.2.2-1 LIFLEX アビオニクス系概要構成図

などの搭載制御装置への指令信号やテレメトリデータを出力する等、実験機上での種々の演算処理を行う装置である。

FCC の写真を図 3.2.2-2 に示す。この FCC は PC/104 規格に準拠した CPU ボード、PIO ボード、SIO ボード、AD ボード×2 枚および新規に製作した圧力・舵角計測基板と絶対圧センサと差圧センサが組み込まれた基板、電源基板で構成されている。

FCC とその他の装置およびセンサとのインターフェースとして、ディスクリット信号用コネクタ×1 (DIO×8 ch, DO×4 ch)、シリアル通信コネクタ×1 (SIO×4 ch)、PWM (Pulse Width Modulation) 信号出力コネクタ×1 (13 ch)、電源モニタ用コネクタ×1 (AD×4 ch, DIO×3 ch)、舵角センサ接続用コネクタ×1 (9 ch)、ADS 用コネクタ×1 (迎角、横滑り角、外気温)、PWM 信号入力用コネクタ×1 (8 ch) およびコンパクトフラッシュメモリ用スロット×1 が用意されており、搭載プログラム書き換えやデータの入出力および FCC 整備用として PS/2 キーボード・マウスポート、ディスプレイポート、

COM ポート、LAN ポートが各 1 ポートずつ用意されている。

< CPU ボード >

CPU ボードはアドバンテック社製 PC/104 規格準拠 CPU ボードで、Intel® Celeron® 400 MHz を搭載しており、本システムはリアルタイム Linux (RTLinuxPro) を OS として搭載している。ボード上には CF メモリ用スロットが装備されており、このメモリ上に、OS や誘導制御プログラムを含む搭載プログラムを実装して運用する。また、計測データや誘導制御プログラム内部データも同じ CF メモリ上に記録され、このメモリを Windows パソコンなどで読み書きすることにより、誘導制御プログラムなどのアプリケーションの更新や、記録データの抽出を行うことができる。他方、同じくボード上に搭載されている LAN によって同様の運用を行うことも可能となっている。CPU ボードに関する仕様を表 3.2.2-1 に示す。

< PIO ボード >

PIO (Parallel Input/Output) ボードは FPGA (Field Programmable Gate Array) を用いて本システム用に製作した

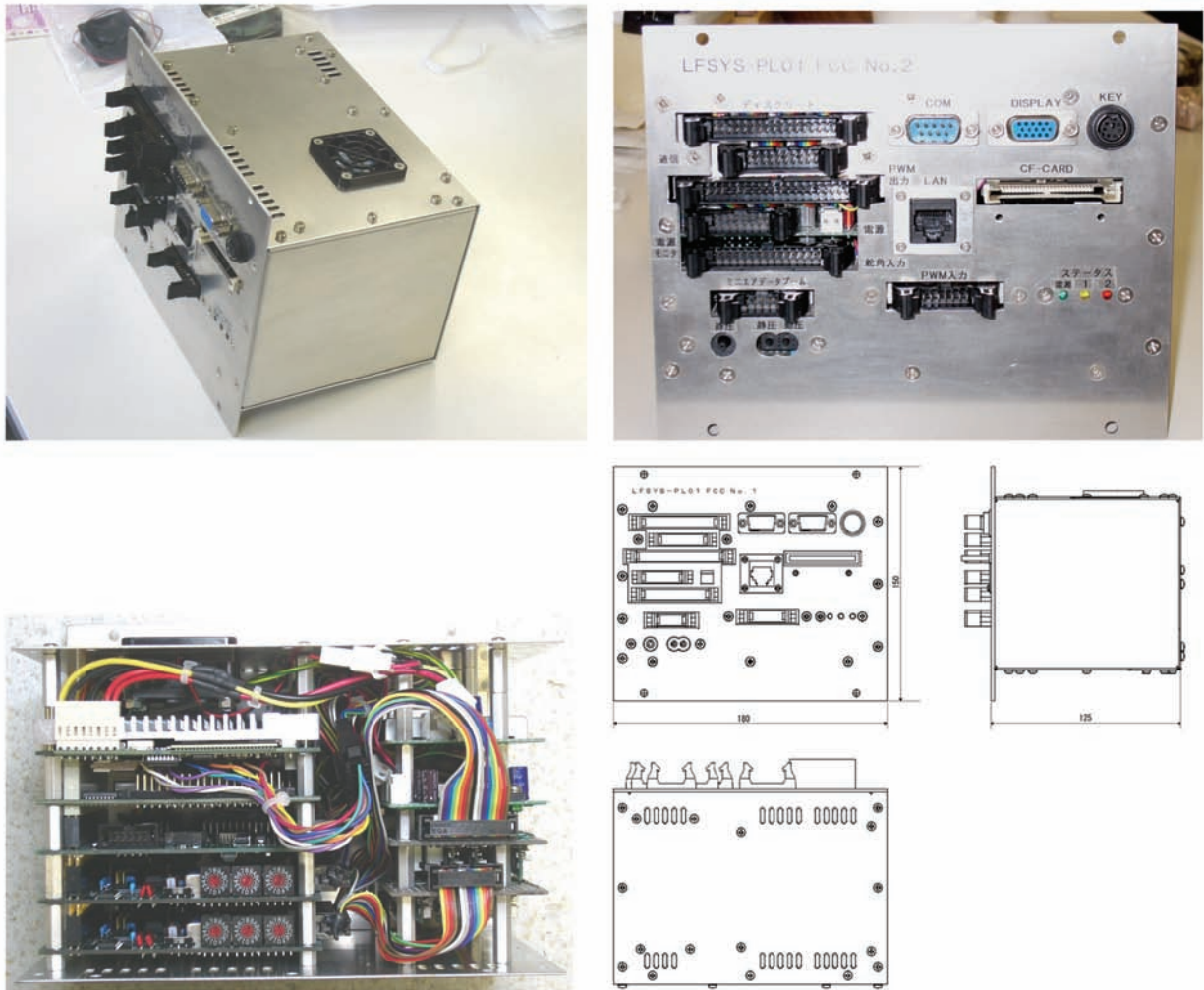


図 3.2.2-2 搭載計算機（外観・内部・三面図）

表 3.2.2-1 CPU ボード仕様※1

メーカー	Advantech
型 名	PCM-3370F-J0A1E
CPU	ULV Intel® Celeron® 400MHz Fanless
RAM	512MB SDRAM
I/O※2	VGA×1, EIDE×1, SSD×1, 10/100 Base-T Ethernet (LAN), Parallel×1, USB×1, RS-232/422/485×1, RS-232×1
バス	PC/104, PC/104+
入力電力	5V@2.3A, 12V@0.02A
使用環境気温	0～60℃

※1 Advantech 社カタログより
※2 本システムでは使用していない I/O もある。

PC/104 規格準拠のインターフェースボードで、13 ch の RC サーボ用 PWM 信号出力および 8 ch の RC サーボ用 PWM 信号入力、さらに 2 ch の DO と 8 ch の DI を装備している。13 ch の RC サーボ用 PWM 信号出力は機体に装

備されたアクチュエータへの指令信号を出力し、8 ch の RC サーボ用 PWM 信号入力では RC 受信機から出力される PWM 信号を受け取る。

< SIO ボード >

SIO (Serial Input/Output) ボードは 4 ch のシリアルポート (RS-232) を増設するボードで、CPU ボードと同じくアドバンテック社製 PC/104 規格準拠インターフェースボードである。これらのポートは、航法装置やテレメトリ送受信機と接続されデータを送受信する。SIO ボードに関する仕様を表 3.2.2-2 に示す。

< AD ボード >

AD (Analog to Digital) ボードは計測すべきセンサの数を満たすように、分解能 16 bit で 16 ch を装備しているものが 2 枚使用されている。これらのボードも PC/104 規格準拠インターフェースボードでマイクロサイエンス社製である。AD ボードに関する仕様を表 3.2.2-3 に示す。

< 圧力・舵角計測基板 >

全てのアナログ信号に対してアンプとローパスフィル

表 3.2.2-2 SIO ボード仕様^{※1}

メーカー	Advantech
型 名	PCM-3643
ポート	RS-232 X 4
バス	PC/104
入力電力	5V@400mA
使用環境気温	0～60℃

※1 Advantech 社カタログより

表 3.2.2-3 AD ボード仕様^{※1}

メーカー	マイクロサイエンス (株)
型 名	ADS-621PC104-16
ポート	AD16ch
分解能	16bit
入力方法	シングルエンド入力
入力範囲	±10V
入力インピーダンス	100MΩ 以上
絶縁	フォトカプラによる共通バス絶縁
AD 変換速度	32 μ s
バス	PC/104
使用環境気温	0～60℃

※1 マイクロサイエンス社カタログより

ターを通して、AD ボードへ信号を入力する基板である。舵角センサおよび ADS（迎角，横滑り角）で使われているポテンショメータ，並びに外気温センサには定電流を供給する。

＜電源基板＞

この基板はバッテリーからの 14.8 V 直流電圧を FCC 内の各回路に供給すべき、5 V、12 V、15 V 電圧に変換する。また、搭載バッテリーの電圧モニタとしての I/F 回路を構成している。

(2) 航法装置

実験機の位置，速度，姿勢，加速度，角速度を計測して FCC に出力する航法装置として，MEMS センサを使用した小型の GPS/INS 複合航法装置である Micro-GAIA（マイクロ・ガイア）の LIFLEX 版を製作した。Micro-GAIA の主な仕様を表 3.2.2-4 に，外観を図 3.2.2-3 に示す。

Micro-GAIA は，JAXA が小型航空機用に開発した航法装置⁶⁾で，加速度計とジャイロに MEMS センサを使用し，小型の GPS 受信機を内蔵することで小型軽量の装置を実

表 3.2.2-4 Micro-GAIA の主な仕様 <LIFLEX 版>

メーカー	多摩川精機
型 式	TA7806
加速度計測範囲	±10G
角速度計測範囲	±300deg/s
GPS 測位頻度	1Hz
出力インタフェース	RS232C 、 115, 200bps
データ出力頻度	50Hz
寸法	75×95×93mm
質量	610g
電源	9～18VDC

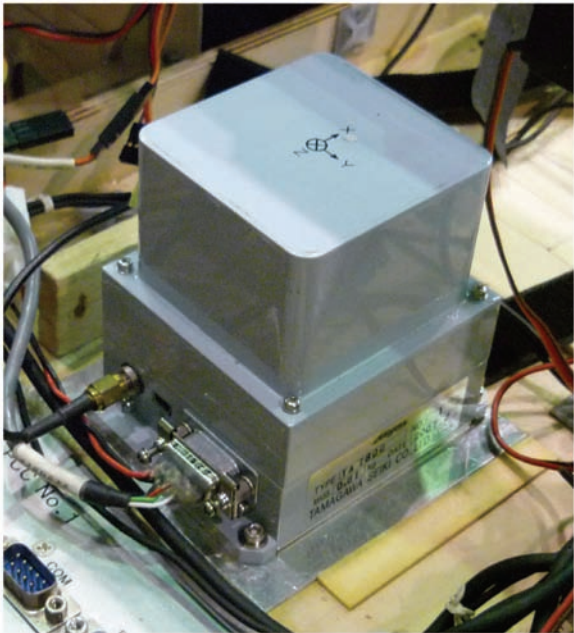


図 3.2.2-3 航法装置（Micro-GAIA）

現している。MEMS センサの誤差を，GPS の位置データを観測量とするカルマンフィルタで推定して補正することで，高いダイナミクスの機体に対しても高い航法精度を得ることができる。

LIFLEX でも小型軽量であることが必要なので，Micro-GAIA を採用することとした。LIFLEX への適用に当たっては，14.8 V の電源電圧に対応させることと，機体の運動を考慮して加速度検出範囲を 10 G 広げる仕様変更を行った。内蔵している MEMS ジャイロはシリコンセンシングシステムズ社製 CRS03，MEMS 加速度計は米国 Silicon Designs 社製 1221L-010，GPS 受信機は u-blox 社製 LEA-4T，CPU はルネサステクノロジ社製 SH-4 である。また，初期方位決定のために 3 軸の磁気センサを内蔵している。

位置精度については，通常の GPS では高度方向の誤差

が最大 30 m 程度予想され、レーザ高度計への引継ぎに十分でないため、補正情報を入力してディファレンシャル GPS (DGPS) を行う必要がある。ALFLEX や HSFD では地上局を設置して補正信号を送信していたが、LIFLEX では小型軽量化のために、国土交通省航空局が運用する MSAS (MTSAT Satellite-based Augmentation System) を利用することとした。MSAS は GPS と同じ周波数の電波を用いているため、GPS 受信機が対応していれば、追加の機器は必要ない。MSAS は 2007 年 9 月に実運用を開始されたので、同年 11 月に実施した懸吊飛行試験で MSAS を用いた航法精度の確認ができた。

Micro-GAIA の実験機への搭載に当たっては、機体姿勢の基準となることから、取り付け角度の再現性を重視し、機体側の取り付け面にアルミのプレートを設置して、木材が沈み込まないように配慮した。また、Micro-GAIA の方位の基準面であるフランジの前面に当たるように木材を設置して、方位の再現性を得られるようにした。

GPS アンテナは、San Jose Navigation 社製の SM-76 を採用した。外観を図 3.2.2-4 に示す。小型のアンテナのうちで、電源電圧の範囲が広い (2.5 ~ 5.5 V) ものを選定した。

GPS アンテナの取り付けは、機体の外板が GFRP で電波を透過することを利用して、前胴内部に貼り付けることとした。これにより空力形状への影響を無くした。

懸吊装置を機体に装着すると懸吊装置が GPS アンテナの視野を遮ることになる。フレームはアンテナの直上を通るが、幅が細いため目立った支障は無かった。機体後方については懸吊装置本体が GPS アンテナの視野を遮蔽するが、今回の飛行経路では、直線進入経路に北側から入るため、南側にある MSAS 衛星 (MTSAT) を受信する時間を確保することができた。

Micro-GAIA 本体については、試験期間中に搭載プログラムのバグ修正を行った。また、LIFLEX 特有の問題として、実験機が小さいため、地上作業中に周囲の作業者が GPS 受信の障害となることがあった (4.3.3.3 項参照)。ま

た、格納庫 (図 3.4.1-2 参照) も GPS 受信の障害となった。GPS 速度に誤差が発生するため、磁気センサを使用する静止モードから、磁気センサを使用しない飛行モードへ、地上作業中に移行してしまうという問題が生じた。これには速度の判定基準を上げることと、離陸前の作業場所を格納庫から離すことで対処した。

GPS アンテナについては、第一回懸吊飛行試験で MSAS の受信状況が悪いことが判明し、アンテナ下面の周囲にアルミテープを貼ってグラウンドプレーンを形成する改修を行った (4.2.3.2 項参照)。

尚、母機ヘリコプタの TIS (3.3.1.3 項参照) でも Micro-GAIA が用いられた。

(3) テレメトリ送受信機

ALFLEX や HSFD では、実験専用の電波リンク装置 (アンテナ、送受信機およびデータデコーダ・エンコーダなど一式) を用い、専用の周波数を使用する手続きを行ってきた。しかし、その方法では、多額のコストが必要となるとともに、専用の周波数を使用するための手続きなどの労力、さらには電波の使用期間により実験実施の時期が制限される。特に LIFLEX のように低コストかつ小規模なプロジェクトでは、大きな負担となる。

他方、近年携帯電話に代表されるデジタル無線通信技術が飛躍的に発展しており、電波法に基づく無線局の免許を受けることなく運用することが可能な特定小電力無線局が近距離通話や近距離データ通信等で多様に使われるようになっている。

LIFLEX ではテレメトリ送受信機として、双葉電子工業 (株) 製 2.4 GHz 帯双方向 SS 無線データ通信モデム FDA-01 (図 3.2.2-5 参照) を採用した。

FDA-01 は小電力データ通信システムの無線局の無線設備と呼ばれる装置にあたり、2.4 GHz 帯スペクトル拡散方式⁷⁾のデジタル通信を行うことによって、耐ノイズ性に優れ、小電力ながら屋外見通し 1.2 km (高利得アンテナを使用するとその約 3 倍) の電波リンクエリアを期待できるとされている。FDA-01 の主要な仕様を表 3.2.2-5 に示す。



図 3.2.2-4 GPS アンテナ



図 3.2.2-5 テレメトリ送受信機 (FDA-01) とアンテナ

表 3.2.2-5 テレメトリ送受信機的主要仕様※1

メーカー	双葉電子工業（株）
型 名	FDA-01
技術基準	RCR STD-33
電波形式	スペクトル拡散（DS/FH ハイブリッド方式）
無線周波数帯	2474～2493MHz
データ変調速度	51.9kbps
空中線電力	10mW/MHz 以下（180mW ピーク）
通信距離	屋外 1200m（つば付きアンテナ使用、見通し）
アンテナ	受信ダイバシティ機能
電源電圧	DC9～31V
消費電流	450mA 以下（電源電圧 DC12V 時）
使用温度	-10～+50℃
外形寸法・質量	145（W）×94（D）×27（H）mm、 約 300g （アンテナ・ケーブル含まず）

※1 双葉電子工業（株）社カATALOGより

（4）レーザ高度計

リフティングボディ機の自動着陸においては接地点付近の高度の精度が重要な要素となる。ここで要求される精度は、前述の航法装置 Micro-GAIA では満たすことが出来ない。そのため、実験機には高精度な高度計としてレーザを用いた測距計が装備され、これを高度計（図 3.2.2-6 参照）として用いた。レーザ高度計の主要仕様を表 3.2.2-6 に示す。

しかしながら飛行計画変更により、本装置は取り外されることになった。

（5）ADS プローブ

実験機に搭載される ADS プローブ（図 3.2.2-7 参照）は HSFD フェーズ I と同じものを使用しており、総圧孔、静圧孔および迎角・横滑り角計測用に矢羽根が 2 枚装備されている。表 3.2.2-7 に主要仕様を示す。

ADS プローブより引き出される総圧配管と静圧配管は、FCC の圧力センサに接続される。また、矢羽根に取り付けられたポテンショメータ出力から迎角と横滑り角を算出している。

（6）電源系

電源系はバッテリーと電力分配器で構成されている。

＜バッテリー＞

バッテリーは搭載機器用およびアクチュエータ駆動用に



図 3.2.2-6 レーザ高度計

表 3.2.2-6 レーザ高度計の主要仕様※1

メーカー	fae
型 名	LS1500F※2
レーザクラス	クラス 1
距離計測	レンジ：0.5m～400m 分解能：1mm 計測誤差： ±5cm（-10～+40℃）、±10cm（-20～+60℃） 出力レート：100Hz
速度計測	レンジ：0m/s～70m/s 計測誤差：0.3m/s 出力レート：10Hz
I/F	RS232, RS422
電源電圧	DC10～30V
消費電力	5W 以下
使用温度	-20～+60℃
外形寸法・質量	139.9（W）×70.8（D）×108.3（H）mm、約 850g（ケーブル等含まず）

※1 LS1500F マニュアルより

※2 JENOPTIK 社製 LDM300C の OEM 製品

分け、RC 模型用リチウムポリマーバッテリーを 3 種類 5 パック搭載している（図 3.2.2-8(a)、表 3.2.2-8 参照）。

＜電力分配器＞

電力分配器は、機体内部への電力供給分配と電源の切り替えおよびスイッチ機能を備えた装置である（図 3.2.2-8(b) 参照）。スイッチ機能では、供給電力の系毎に電力供給の ON/OFF を行うことが出来る。また、電力切り替え機能では、アンビカルコネクタを中継して供給される外部電力と内部バッテリーから供給される電力を瞬断することなく

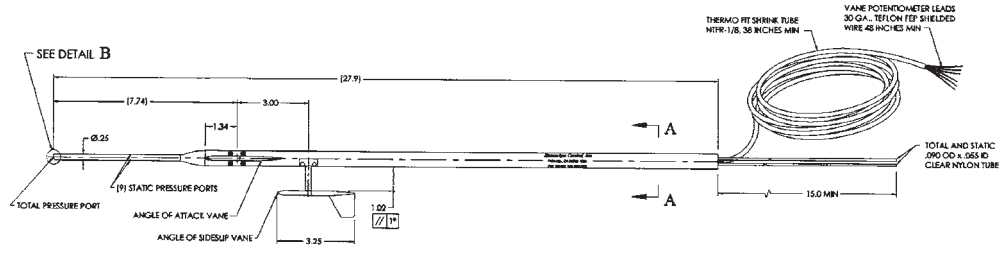


図 3.2.2-7(a) ADS プローブ

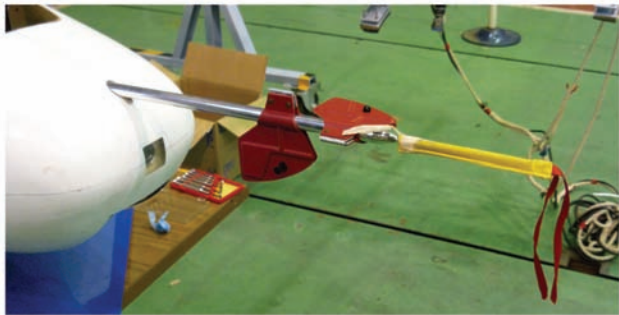


図 3.2.2-7(b) ADS プローブ

表 3.2.2-7 ADS プローブの主な仕様※1

メーカー	SpaceAge Control, Inc.
型 名	Mini Air Data Boom 100400
圧力計測孔	総圧孔、静圧孔
矢羽根	迎角、横滑り角
最大対気速度	340kt (≒175m/s)
一般的な用途	UAV 用
長さ・質量	約 762mm、約 170g

※1 SpaceAge Control, Inc. ホームページより

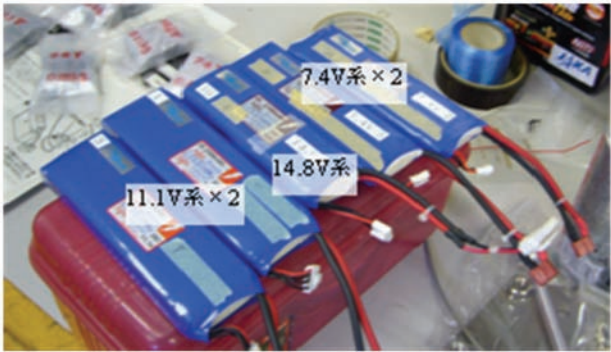


図 3.2.2-8(a) 搭載バッテリー

表 3.2.2-8 搭載バッテリーの主な仕様※1

	14.8V 系	11.1V 系	7.4V 系
メーカー	Hyperion		
名称	Lite Storm VX シリーズ リチウムポリマーバッテリー		
タイプ(型番)	LVX2100-4S	LVX3300-3S	LVX3300-2S
表示電圧 [V]	14.8	11.1	7.4
容 量 [mAh]	2100	3300	3300
最大電流 [A]	42 (20C)	82.5 (25C)	66.0 (20C)
質 量 [g]	222	260	175
サ イ ズ [mm] W×H×D	40×121×24	46×142×20	46×142×13
用途	FCC、LA、DTR 等 搭載機器用	エレボン アクチュエータ	ラダーアクチュエータ、ステアリング等

※1 Hyperion ホームページより



図 3.2.2-8(b) 電力分配器 (写真)

切り替えることができる。

3.2.3 非常系

3.2.3.1 概 要

非常系は、非常受信系、パラシュート開放系、その他から構成される（図 3.2.3-1 参照）

非常系は、実験機が計画飛行経路を逸脱する可能性が生じた場合（異常飛行時）に作動させ、実験機を減速して落下分散域を制限するためのものである。またその際に、地上/海上への落下衝撃を緩和し、飛行実験データを保全す

るために使用する。非常系は地上設備である非常系送信機（3.4.3.1 項参照）からの指令を実験機の非常系受信機で受け、非常用パラシュートを放出する。上記の非常系は 1 Fail Safe で設計を行った。さらなる安全確保のため、非常受信系を 2 系統にした（図 3.2.3-2 参照）。しかし、各系統の非常受信系のアンテナだけでは実験機のすべての姿勢角での受信を保証できないため、最終的に完全な二重系にはなっていない（4.2.3.1 項参照）。

実験計画の変更（2.2.4 項参照）以降、非常系のパラシュートは、空中模擬着陸後の実験機を回収するためのパラシュートを兼ねることになった。そのため、地上局からの非常系操作指令の二系統の他に FCC からのパラシュート開傘指令にも対応することになった。

パラシュートが確実に作動しかつ安全上致命的な状況にならないことを保証するために以下の条件で機体およびパラシュートが破損しないことが要求された。

- (a) 吊り下げ質量は 30 kg（上限値）とする。
- (b) 開傘速度範囲は 20 ～ 68 m/s とする。
- (c) 開傘荷重（最大値）は 4315 N（440 kgf）以下とする。
- (d) 開傘荷重（最大値）まで非常用パラシュートが破損しないこと。
- (e) 実験機のパラシュート収納ベイに収納可能なこと。

これらの要求条件を満足していることを確認するために、構造補強試験（4.2.7 項参照）および非常／回収パラシュート飛行確認試験（4.2.8 項参照）が行われた。

3.2.3.2 非常受信系

非常受信系は、非常系受信機、アンテナ、バッテリーから構成される。

非常系受信機は、産業用 RC 受信機（日本遠隔制御株式会社製 R1000DS、FM デュアルコンバージョン NEW ABC&W 方式 PCM、72 MHz \pm 10 バンド、感度 5 μ V/m、No. 1: 73.26 MHz、No. 2: 73.30 MHz）が使われている（図 3.2.3-3 参照）。PWM 信号のモニタは FCC への PWM 入力ケーブルを改造して 2 CH をモニタしている。

非常系電源バッテリー（4.8 V）は 1 個とし、ハーネスを分岐して給電している（図 3.2.3-4 参照）。

また、各非常系受信機からの PWM 信号は FCC に取り入れられ、記録されるとともに地上設備の地上解析表示装置でモニタすることができる。

3.2.3.3 パラシュート開放系

パラシュート開放系は、非常系受信機および FCC からの PWM 信号を受けて非常系パラシュートを開放する。3 つのサーボアクチュエータのいずれかが作動すると、パラシュート開放扉作動機構（図 3.2.3-5 参照）を介して中央アクセス扉を固定しているラッチが外れ、格納されている

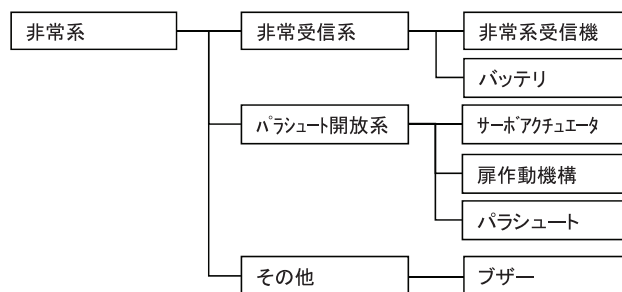


図 3.2.3-1 非常系の構成

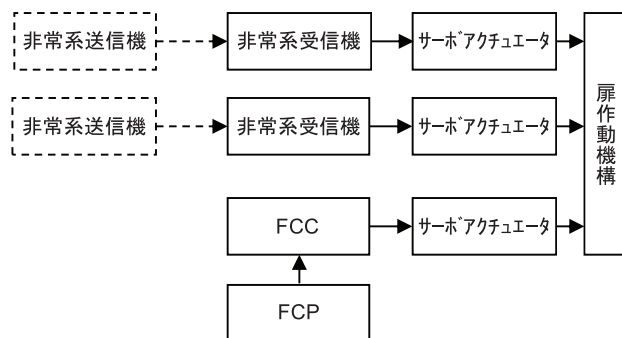


図 3.2.3-2 機器構成ブロック図



図 3.2.3-3 非常系受信機（R1000DS）

非常系パラシュート（図 3.2.3-6 参照）が放出される。

非常系パラシュートは、懸吊ボルトに取り付けられるライザから吊索、傘体を経て、中央アクセス扉に結びつけられている。中央アクセス扉はパイロットシートの動きも兼ねる。

開傘状態のパラシュートを図 3.2.3-7 に示す。

パラシュート開傘に係わる確認として、開傘時衝撃確認試験（4.2.8 項参照）および機体補強（4.2.7 項参照）を行った。併せて、非常系電波が確実に受信できることが求められるため、電波環境確認および改善と機体姿勢による受信環境確認（4.2.3 項参照）を行った。

また、格納されたパラシュートが円滑にかつ確実に開傘するように、パラシュート収納囊（図 3.2.3-8 参照）も検討された。

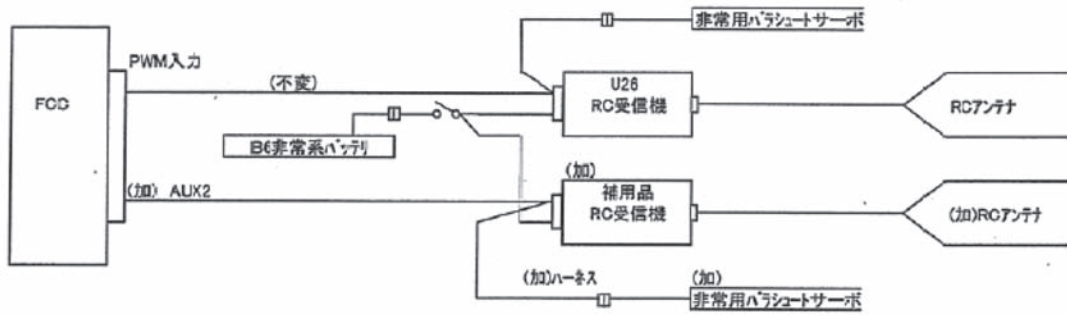


図 3.2.3-4 非常受信系ブロック図

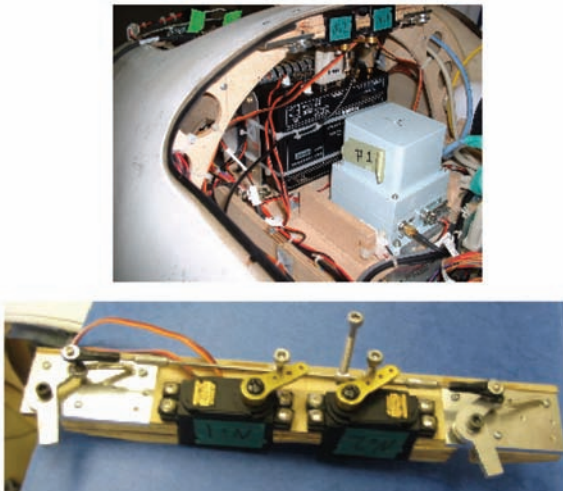


図 3.2.3-5 パラシュート開放扉作動機構

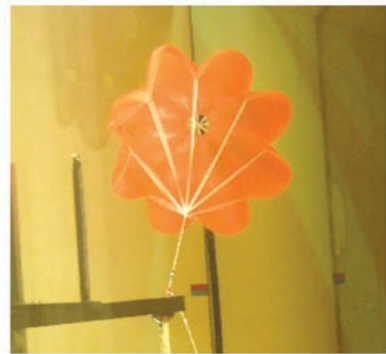


図 3.2.3-7 パラシュート開傘状況（風洞試験）



図 3.2.3-8 パラシュート収納囊（例）



図 3.2.3-6 パラシュート格納状況
（中央アクセス扉を外した状況）

3.2.3.4 その他

そのほかの非常系の装備としてはブザー（図 3.2.3-9 参照）があげられる。非常時にパラシュートで落下する際に警告音を鳴らして落下許容区域内の関係者に注意を促すことを目的とした。装置には、防犯ブザーを使用することとした。



図 3.2.3-9 ブザー

3.2.4 搭載ソフトウェア

FCC 上で実行される搭載ソフトウェアは、オペレーティングシステム（OS）、搭載プログラム（FCP：Flight Control Program）および誘導制御プログラム（GNCP：Guidance Navigation & Control Program）で構成され、実験機の信号処理およびデータ記録を行う。図 3.2.4-1 および図 3.2.4-2 に搭載ソフトウェア入出力イメージと構成階層図を示す。

搭載ソフトウェアに要求した機能を以下に示す。

(1) 外部入出力機能

航法装置、他のセンサ等から入力される信号を受信、各アクチュエータに対する指令信号の出力およびテレメトリ通信装置とのデータの送受信を行う機能。

(2) 自律誘導制御信号計算機能

航法装置およびその他のセンサから入力されるデータ

を用いて、機体を自律飛行させるための計算を行い、舵面（エレボンアクチュエータ×4、ラダーアクチュエータ×2、ステアリング×1）およびその他搭載機器をコントロールするための指令信号を計算する機能。

(3) データ計測・記録機能

機体内の状態の監視および搭載計算機において入出力されるデータおよび内部パラメタを収集し、テレメトリデータ配列を作成し、データログをリムーバブルメディア等に蓄積する機能。

(4) システム管理機能

FCC/FCP 自身の状態を含め、FCC に接続されている周辺機器の BIT（Built-In Test）結果を収集し、ログデータとして編集する機能や、FCP 内部パラメタの設定等を変更する機能など、FCC/FCP および周辺機器への設定操作を行う機能。

(5) ブート時自動初期化機能

FCC 電源を投入した直後に、接続されている機器に対する初期化、外部記憶メディアに保存されているデータを用いた FCP パラメタの更新、および初期化が自動的に行われる機能。

(6) 手動操縦オーバーライド機能

手動操縦コマンドと自律誘導制御系からの操舵コマンドにオーバーライドする機能。

(7) テスト信号出力機能

各インターフェースにおける出力ポートよりテスト信号を出力する機能。

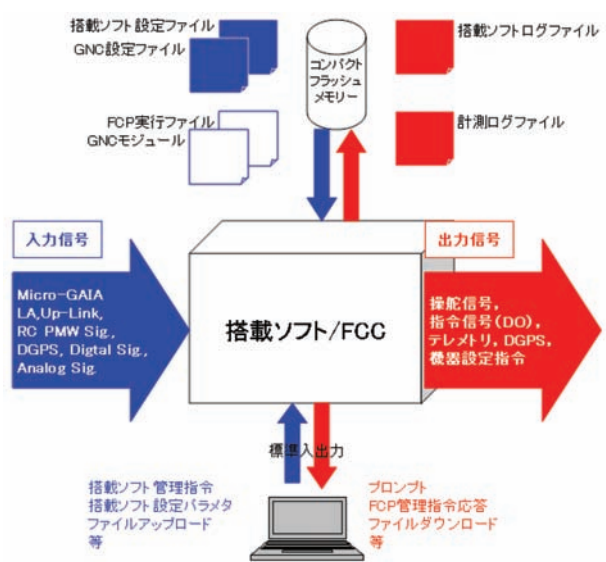


図 3.2.4-1 搭載ソフトウェア／FCC 入出力イメージ

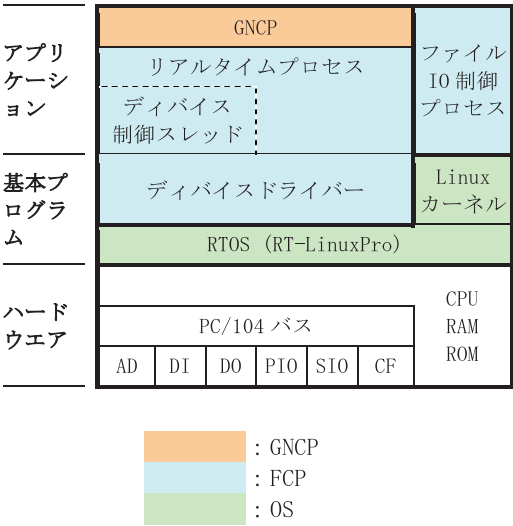


図 3.2.4-2 搭載ソフトウェアの構成

計算能力および運用性に関する要求概要は以下の通りである。

- (a) 誘導制御演算処理は 100 Hz とする。
- (b) リアルタイム OS を搭載しリアルタイム性を保証できるシステムとすること。
- (c) 一般的なファイルシステムを搭載すること。
- (d) リムーバブルメディアに記録されたデータは、Windows 等の PC で読み取ることができること。

3.2.4.1 オペレーティングシステム（OS）

LIFLEX 搭載計算機では、入手性、運用性、リアルタイム性およびコストを考慮し、FSMLabs（Finite State Machine Labs）社の提供する RTLinuxPro を採用した（2007 年 2 月に RTLinux の関連特許ならびに商標などの使用権は FSMLabs 社より Wind River 社に買収されている）。RTLinux は Linux のカーネルと RT カーネルを共存させ、Linux でリアルタイム処理を可能とした OS である。RTLinux には Free 版と Pro（有償）版があるが、本プロジェクトでは技術的なサポートを得られる Pro（有償）版を使用している。

3.2.4.2 搭載プログラム

OS や誘導制御プログラム（GNCP）など搭載ソフトウェア全てを総称して FCP と呼ぶこともあるが、ここでは OS や GNCP を除く搭載プログラムのことを狭義の解釈として FCP と呼んでいる。

(1) 概 要

FCP には OS で提供されるサービスルーチンおよび自律誘導制御信号計算機能以外の全ての機能が含まれる。図 3.2.4-2 にも示されているように、FCP は RTOS (RTLlinuxPro) 上で作動するリアルタイムプロセスと Linux カーネル上で作動する非リアルタイムプロセスに分かれており、リアルタイム性の必要とされる各入出力処理や誘導制御計算などはリアルタイムプロセス上で処理され、バッファ内に蓄積されたデータの保存処理など厳密にリアルタイム性を要求されない処理に関しては非リアルタイムプロセス上で処理される仕様となっている。FCP 構成図を図 3.2.4-3 に示す。

(2) リアルタイムプロセス処理

リアルタイムプロセスは各入出力デバイス制御および誘導制御計算の実行を含む FCP メインプロセスで構成されている。

FCP メインプロセスの計算周期は 100 Hz で以下に示す機能を実現する。

(a) 自動初期化機能

FCC 電源投入直後に接続されている機器に対する初期化、FCP パラメタの読み込みと初期化を自動的に行う機能。

(b) 時間管理機能

メイン誘導制御周期（100 Hz）の演算周期を制御する機能。

(c) 誘導制御 I/F

誘導制御則をメイン誘導制御周期で呼び出す機能。

(d) 計測データ編集機能

外部入出力機能で得られたデータから計測・記録用のデータを選別する機能。

(e) 手動操縦オーバーライド機能

手動操縦コマンドを自律誘導制御則からの操舵コマンドにオーバーライドする機能。

(f) テスト信号出力機能

各 I/F における出力ポートよりテスト信号を生成する機能。

(g) 外部入出力機能

航法装置やテレメータ装置など外部機器との入出力を行う機能。

(h) 終了処理機能

保存データファイルのクローズ処理やその他プログラム終了に必要な処理を行う機能。

(i) ヘルスモニタリング機能

各機器の BIT 結果をモニタ。さらに操舵角をモニタして健全性を確認する機能。

(j) データ記録機能

選別した記録データをフォーマットに従い編集し、バッファ内に保存する機能。

(k) データ保存機能

バッファ内に保存されているデータを外部記録メディアに書き出すために、ファイル I/O 制御プロセスとの共有メモリ空間へ移動させる機能。

(l) RS232C 通信機能

外部入出力機能で選別された RS232C 入出力データを各ポートから入出力させる機能。

(m) PWM 入出力機能

外部入出力機能で選別された PWM 入出力データを各ポートから入出力させる機能。

(n) アナログ入力機能

外部入出力機能で選別されたアナログ入力データを各ポートから入力させる機能。

(o) デジタル入出力機能

外部入出力機能で選別されたデジタル入出力データを各ポートから入出力させる機能。



図 3.2.4-3 FCP 構成

(3) 非リアルタイムプロセス処理

RTLinux で実行されるリアルタイムプロセスは Linux カーネル上で実行されないため、Linux の提供するファイルシステムに直接アクセスすることが出来ない。そのため、この FCP では Linux 上で実行される非リアルタイムプロセスとの共有メモリ空間を確保し、リアルタイムプロセスで記録すべきデータは一度この共有メモリに蓄え、データがある程度蓄積されたところで、非リアルタイムプロセスで実行されるファイル IO 制御プロセスによってデータを外部記憶メディアであるコンパクトフラッシュメモリ (CF) に記録する方法を採用している (図 3.2.4-4 参照)。

また、同様の理由により、FCP 初期化時には CF に保存されている FCP 設定データファイル等を直接読み出すことが出来ない。そのため、CF に保存されているデータを読み出す場合にも、同様な方法 (厳密には書き込む手順とは逆) を用いて行っている。

(4) データ記録項目

FCP では、表 3.2.4-1 に示されるデータを同表に示されるフォーマットに従い CF に記録する。

(5) GNCP との I/F

GNCP はメイン誘導制御周期 (100 Hz) で繰り返し実行されるリアルタイムプロセスのメインプロセスから呼ばれる関数 (又はサブルーチン) として FCP と一緒にリンクされ、FCP 実行モジュールとして搭載計算機に実装される。

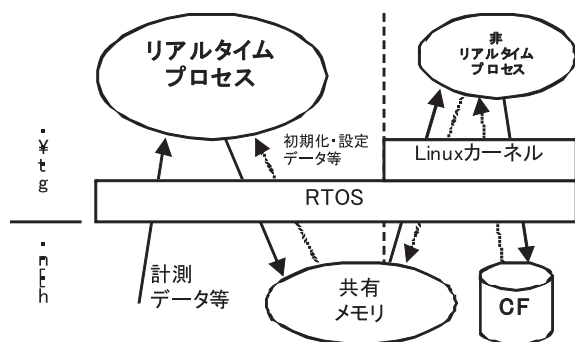


図 3.2.4-4 データの記録方法概要

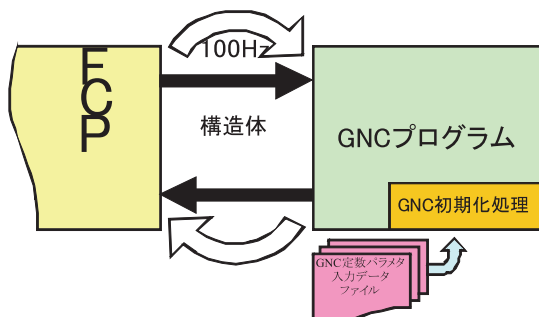


図 3.2.4-5 FCP と GNCP のインターフェース

GNCP とのデータの受渡しは、構造体を介して行われ、FCP に外部から入力されるデータおよび計測されるデータ等全てのデータを GNCP より参照可能であり、GNCP の計算結果もこの構造体を介して FCP に受け渡され、実際の誘導制御信号を各制御装置に出力する (図 3.2.4-5 参照)。

3.2.4.3 誘導制御プログラム

ソフトウェア工学的な視点から見ると、GNCP は搭載計算機で実行されるアプリケーションの一つである。ここでは誘導制御プログラムの構成、処理について説明する。

(1) 自律誘導制御ミッションと GNCP に対する要求

図 3.2.4-6、表 3.2.4-2 に飛行フェーズ概要を示す。実験機は、母機ヘリコプタにより吊り下げられ、懸吊飛行を行いながら定められた分離地点へ移動し、高度 1,000 m より切り離される (懸吊飛行フェーズ)。分離後、機体は平衡滑空経路上を飛行しながら加速 (軌道捕捉フェーズ)。動圧および経路角一定の滑空飛行 (平衡滑空フェーズ) を行い、高度約 100 m 付近より飛行経路を引き起こす (プリフレア・緩滑空フェーズ)。地面付近でファイナルフレアを行い (ファイナルフレアフェーズ)、接地後ドラッグシュートやブレーキによって停止する (地上走行フェーズ)。

GNCP は懸吊飛行状態で飛行中に母機ヘリコプタからの誘導制御開始指令によって処理が開始され、地上走行の後、機体が停止することで終了する。

各フェーズではその目的に従った飛行方法が求められる。GNCP は、実験機がその目的に従って自律飛行するように、航法装置 (Micro-GAIA) から送られてくるデータや ADS によって計測される迎角、横滑り角、動圧などを用いて、適切な制御コマンドを計算することが要求される。

(2) システム構成と全体のフロー

図 3.2.4-7 に GNCP システム構成図を示す。GNCP は大きく分けて、初期化、GNC インターフェース、イベント・シーケンス、基準軌道・速度・FFC (Feed Forward Command) の計算、誘導則、制御則、GNC ターミナルの 7 つのプログラムで構成されている。

前述のように、GNCP はその親プログラムである FCP より誘導制御周期 (100 Hz) で呼び出され実行される。但し、初期化処理に関しては、FCP 自動初期化処理時に一度だけ実行される。

初期化処理を除く GNCP を構成するプログラムは、FCP より呼ばれる度に、図 3.2.4-8 に示されるようにシーケンス的に実行され、FCP から渡される計測量を用いて、適切な制御指令を算出する処理を行っている。

表 3.2.4-1 ログ項目

No. [*]	名称	単位	分解能 (LSB) 又は bit 数	記録周期 [Hz]
1	‘TM’	–	16bit	100
2	システム時刻	–	0.1	100
3	ログ記録中フラグ (ON: 記録中/OFF: 未記録)	–	1bit	100
	予備 02～08	–	7bit	100
	誘導制御計算有効/無効フラグ	–	1bit	100
	GNCP 積分開始フラグ	–	1bit	100
	分離信号 (D1) (ON: 分離/OFF: 未分離)	–	1bit	100
	ACT 電源 ON/OFF 切替モニタ (D1)	–	1bit	100
	分離指令信号 (D0)	–	1bit	100
	分離許可指令モニタ (D1)	–	1bit	100
	安全解除指令モニタ (D1)	–	1bit	100
	電源切替指令モニタ (D1)	–	1bit	100
4	予備 11～14	–	4bit	100
	自動 (OFF)/手動 (ON) 指令信号	–	1bit	100
	予備 15	–	1bit	100
	緊急ハッシュ放出指令①モニタ (PWM 入力)	–	1bit	100
	緊急ハッシュ放出信号 (D1)	–	1bit	100
	緊急ハッシュ放出指令②モニタ (PWM 入力)	–	1bit	100
	主脚ブレーキ作動指令モニタ (PWM 入力)	–	1bit	100
	ドレッジシャフト放出指令信号 (D1)	–	1bit	100
	ドレッジシャフト放出指令信号 (PWM 出力)	–	1bit	100
	左脚接地センサ信号③ (D1)	–	1bit	100
	右脚接地センサ信号② (D1)	–	1bit	100
	前脚接地センサ信号① (D1)	–	1bit	100
	脚引き出し弁作動指令信号 (PWM 出力)	–	1bit	100
5	Micro-GAIA ステータスフラグ	–	8bit	100
	Micro-GAIA 装置 BIT	–	8bit	100
6	GPS 衛星数	個	8bit	100
	GPSDOP	–	0.1	100
7,8	Micro-GAIA カウンタ	–	1	100
9	UTC 時刻	s	1	20
	IPPS 時カウンタ	ms	1	20
	加速度バイアス X	m/s ²	5/2 ⁷	20
	加速度バイアス Y	m/s ²	5/2 ⁷	20
10	対地速度・緯度方向	m/s	400/2 ¹⁵	100
11	対地速度・経度方向	m/s	400/2 ¹⁵	100
12	対地速度・高度方向	m/s	400/2 ¹⁵	100
13,14	Micro-GAIA 測地緯度	deg:N	90/2 ³¹	100
15,16	Micro-GAIA 経度	deg:E	180/2 ³¹	100
17	Micro-GAIA 高度	m	0.1	100
18	姿勢角・機体軸ロール	deg	180/2 ¹⁵	100
19	姿勢角・機体軸ピッチ	deg	180/2 ¹⁵	100
20	姿勢角・機体軸ヨー	deg	180/2 ¹⁵	100
21	角速度・機体軸ピッチレート	deg/s	300/2 ¹⁵	100
22	角速度・機体軸ロールレート	deg/s	300/2 ¹⁵	100
23	角速度・機体軸ヨーレート	deg/s	300/2 ¹⁵	100
24	加速度・機体軸 X 方向	m/s ²	100/2 ¹⁵	100
25	加速度・機体軸 Y 方向	m/s ²	100/2 ¹⁵	100
26	加速度・機体軸 Z 方向	m/s ²	100/2 ¹⁵	100
27	レーザ高度計計測距離	m	400/2 ¹⁶	100
28	迎角 (ADS 計測値)	deg	45/2 ¹⁶	100
29	横滑り角 (ADS 計測値)	deg	20/2 ¹⁵	100
30	絶対圧センサ計測圧力	Pa	103/2 ⁹	100
31	差圧センサ計測圧力	Pa	4000/2 ¹⁶	100
32	大気温度	K	200/2 ¹⁶	100
33	圧力計温度	K	200/2 ¹⁶	100
34	非常系チェック指令①	deg	30/2 ¹⁵	100
35	非常系チェック指令②	deg	30/2 ¹⁵	100
36	手動エレベータ操舵指令	deg	30/2 ¹⁵	100
37	手動ラダー操舵指令	deg	30/2 ¹⁵	100
38	上左エレボン#1	deg	30/2 ¹⁵	100
39	上右エレボン#2	deg	30/2 ¹⁵	100
40	下左エレボン#3	deg	30/2 ¹⁵	100
41	下右エレボン#4	deg	30/2 ¹⁵	100
42	左ラダー	deg	30/2 ¹⁵	100
43	右ラダー	deg	30/2 ¹⁵	100
44	ステアリング	deg	30/2 ¹⁵	100

続く

※No.は 1word(=2bite)毎に割り振られている。

No. [*]	名称	単位	分解能 (LSB) 又は bit 数	記録周期 [Hz]
45	上左エレボン#1 指令信号	deg	30/2 ¹⁵	100
46	上右エレボン#2 指令信号	deg	30/2 ¹⁵	100
47	下左エレボン#3 指令信号	deg	30/2 ¹⁵	100
48	下右エレボン#4 指令信号	deg	30/2 ¹⁵	100
49	左ラダー指令信号	deg	30/2 ¹⁵	100
50	右ラダー指令信号	deg	30/2 ¹⁵	100
51	ステアリング指令信号	deg	30/2 ¹⁵	100
52	FCP フレームカウンタ	Cycle	1	100
53	FCP ステータス	–	1	100
54	誘導・制御フェーズ番号	–	1	100
55	実験機 X 座標 (滑走路座標系)	m	3500/2 ¹⁵	20
	実験機 Y 座標 (滑走路座標系)	m	3500/2 ¹⁵	20
	実験機高度 (滑走路座標系)	m	0.1	20
	実験機 X 方向速度 (滑走路座標系)	m	400/2 ¹⁵	20
	実験機 Y 方向速度 (滑走路座標系)	m	400/2 ¹⁵	20
56	実験機高度方向速度 (滑走路座標系)	m/s	400/2 ¹⁵	20
	レーザ高度計高度	m/s	400/2 ¹⁶	20
	レーザ高度計沈下率	m/s	400/2 ¹⁵	20
	対地速度	m/s	800/2 ¹⁶	20
	対地経路角	m/s	180/2 ¹⁵	20
57	ロール角コマンド	deg	180/2 ¹⁵	100
58	加速度コマンド	m/s ²	100/2 ¹⁵	100
59	加速度コマンド FB 分	m/s ²	100/2 ¹⁵	100
60	加速度コマンド FF 分	m/s ²	100/2 ¹⁵	100
61	スピートアップ・ブレーキコマンド	deg	90/2 ¹⁵	100
62	ヨーレートコマンド	deg	300/2 ¹⁵	100
63	誘導入力・実験機高度	m	1050/2 ¹⁵	100
64	誘導入力・実験機沈下率	m/s	400/2 ¹⁵	100
65	タイヤの高度	M	200/2 ¹⁵	100
66	基準高度	M	0.1	100
67	基準上昇率	m/s	400/2 ¹⁵	100
68	基準経路角	deg	180/2 ¹⁵	100
69	推定基準経路角	deg	180/2 ¹⁵	100
70	基準高度二階微分値	–	0.1/2 ¹⁵	100
71	基準速度	m/s	400/2 ¹⁵	100
72	エレベータコマンド	deg	45/2 ¹⁵	100
73	エレクトロニックコマンド	deg	45/2 ¹⁵	100
74	ラダーコマンド	deg	45/2 ¹⁵	100
75	ピッチレートコマンド	deg	300/2 ¹⁵	100
76	フィードバック用加速度	m/s ²	100/2 ¹⁵	100
77	動圧 (補正後)	Pa	4000/2 ¹⁶	20
	迎え角 (補正後)	deg	180/2 ¹⁵	20
	横滑り角 (補正後)	deg	180/2 ¹⁵	20
	複合航法フィルタ出力高度	m	200/2 ¹⁵	20
	複合航法フィルタ出力上昇率	m/s	400/2 ¹⁵	20
78	主脚ブレーキ作動指令	%	100/2 ¹⁶	100
79	レーザ高度計計測距離変化率	m/s	400/2 ¹⁵	100
80	14.8V 搭載機器電源電圧	V	10/2 ¹⁶	20
	11.1V 搭載機器電源電圧①	V	10/2 ¹⁶	20
	11.1V 搭載機器電源電圧②	V	10/2 ¹⁶	20
	7.4V 搭載機器電源電圧③	V	10/2 ¹⁶	20
81	7.4V 搭載機器電源電圧④	V	10/2 ¹⁶	20
	4.8V 搭載機器電源電圧	V	10/2 ¹⁶	20
	予備 30～31	–	–	20
	機体方位角 (滑走路座標系)	deg	180/2 ¹⁵	20
82	システムメッセージ番号	–	1	20
	パラメータ BIT	–	1bit	100
	未定 02～05	–	4bit	100
	ログ記録機能	–	1bit	100
	アクチュエータ異常	–	1bit	100
	[FCCPCP BIT] レーザ高度計機能	–	1bit	100
	[FCCPCP BIT] 制御ループ	–	1bit	100
	[FCCPCP BIT] 電源	–	1bit	100
	[FCCPCP BIT] メモリ機能	–	1bit	100
	[FCCPCP BIT] テーグリング機能	–	1bit	100
83	[FCCPCP BIT] サーマ入力機能	–	1bit	100
	[FCCPCP BIT] GPS 機能	–	1bit	100
	[FCCPCP BIT] センサ入力機能	–	1bit	100
	[FCCPCP BIT] 演算機能	–	1bit	100
84	ページ番号①～⑤	–	1	100
84	チェックサム	–	16bit	100

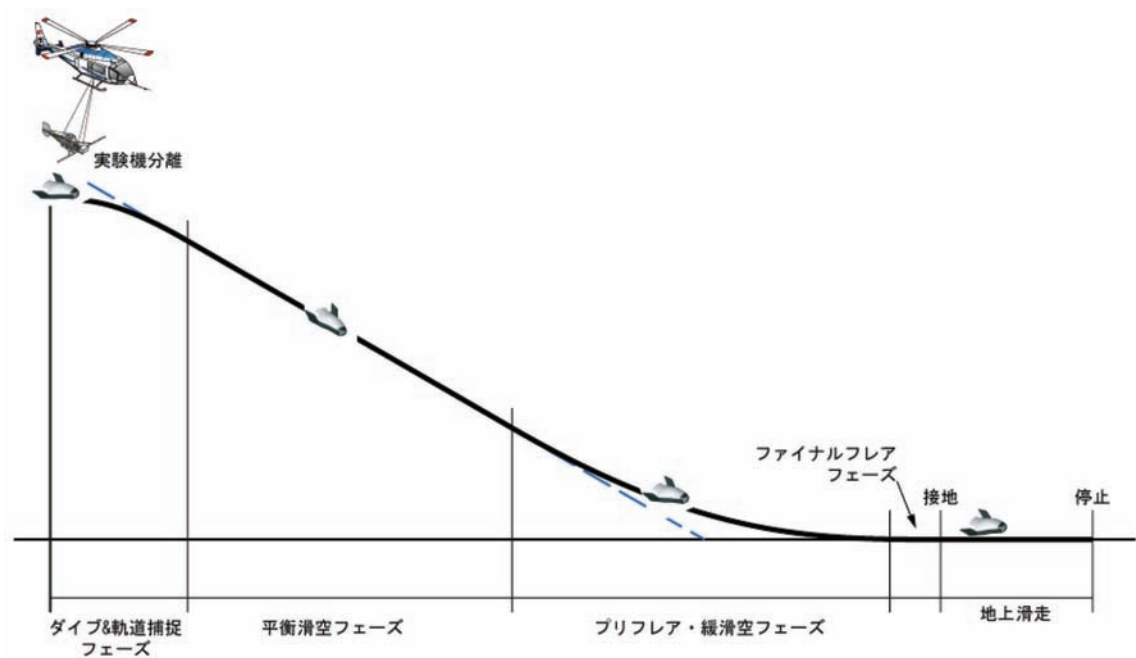


図 3.2.4-6 飛行経路

表 3.2.4-2 飛行フェーズ概要

飛行フェーズ	概要	フェーズ開始条件
懸吊飛行フェーズ	実験機が懸吊装置に懸吊されている状態。誘導制御計算を開始したときに最初に設定されるフェーズ。	誘導制御計算開始
軌道捕捉フェーズ	分離から加速し、平衡滑空基準軌道経路へ投入する。	分離信号を初めて検知したとき
平衡滑空フェーズ	速度制御を開始し、経路角一定および等価対気速度一定の平衡滑空飛行を行う。	開始する前が軌道捕捉フェーズで且つ等価対気速度 \geq 指定速度となったとき
プリフレア・緩滑空フェーズ	引きお越しを行い、経路角を緩滑空経路角まで引き起こし、その後経路角一定減速飛行を行う。	開始する前が平衡滑空フェーズで且つ初めて高度 \leq 指定高度となったとき
ファイナルフレアフェーズ	最終フレアを行い、接地する。	分離されている状態で、初めて高度 \leq 指定高度になったとき
地上走行フェーズ	3点接地状態でのステアリング制御。滑走路に対して直進する誘導を行う。	接地センサが初めて全て同時に ON を 0.1 秒継続したとき

(3) GNCP の処理概要

以下に GNCP を構成する 7 つのプログラムの処理概要について示す。また、各プログラムのブロック図概要を図 3.2.4-9 に示す。

(a) 初期化処理

初期化処理では、GNCP 内部に必要なパラメタ（誘導制御パラメタや基準軌道パラメタなど）を読み込み、GNCP 内部で使用される変数を初期化する。この処理は、その他の GNCP 処理を実行する前に少なくとも 1 回実行する必要がある。FCP では自動初期化機能より呼び出される仕様となっている。

(b) GNC インターフェース

GNC インターフェースでは FCP から構造体変数として渡される計測量を元に GNCP 内で必要な状態量を計算する。また、計測量に対する補正計算や座標変換、計測データ（慣性航法装置からの高度またはレーザ高度計からの高度の選択）の選択や計測できない状態量の推定、計測データのフィルター処理も含む。

(c) イベント・シークエンス

イベント・シークエンスでは、分離信号出力ロジック（分離判定）等の機体の飛行状態より様々なイベント発生の監視、誘導フェーズ切替ロジックや誘導制御モード変更など

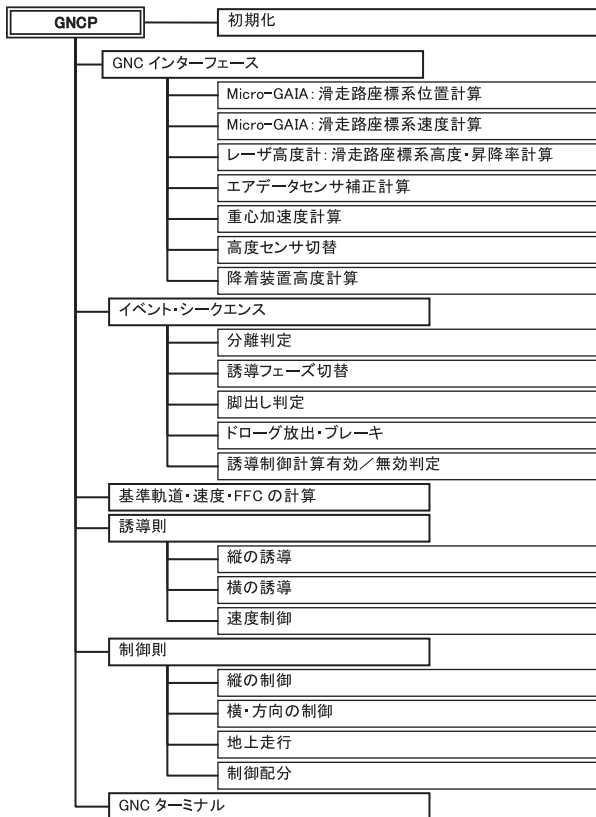


図 3.2.4-7 GNCP システム構成図

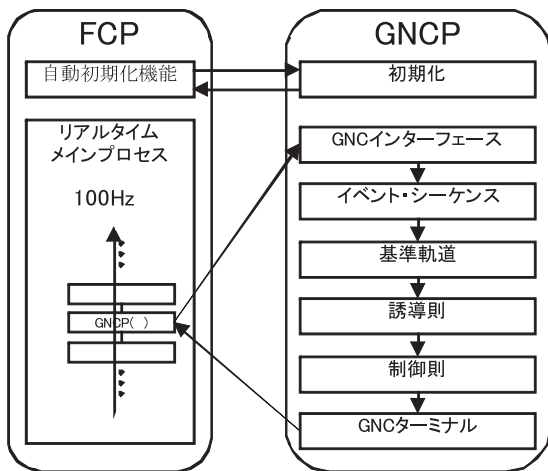


図 3.2.4-8 GNCP 処理フロー

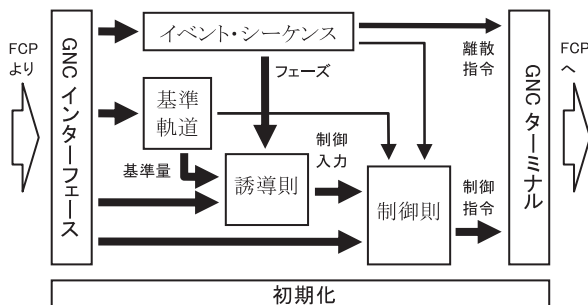


図 3.2.4-9 GNCP ブロック図概要

切替操作、パラシュート放出信号やブレーキ信号などの離散的制御信号の出力を行う。

(c-1) 分離判定

分離判定（表 3.2.4-3 参照）では、懸吊飛行中に機体の飛行状態を監視し続け、全ての条件が満たされたときに機体から懸吊装置へ“切り離し指令”を出力する仕様となっている。但し、この判定には図 3.2.4-10 に示される状態遷移図に示されるように、計測される状態量に対するノイズ

表 3.2.4-3 分離判定条件

$-1700 <$	位置 x [m]	< -1600
$-50 <$	位置 y [m]	< 50
$950 <$	高度 h [m]	< 1050
$35 <$	等価対気速度 V_{EAS} [m/s]	< 45
$-0.09 <$	方位角 χ [rad]	< 0.09
$-0.09 <$	経路角 γ [rad]	< 0.09
$-0.09 <$	ロール角 ϕ [rad]	< 0.09
$-0.09 <$	迎角 α [rad]	< 0.09
$-0.09 <$	横滑り角 β [rad]	< 0.09
$-0.17 <$	ロールレート p [rad/s]	< 0.17
$-0.09 <$	ピッチレート q [rad/s]	< 0.09
$-0.17 <$	ヨーレート r [rad/s]	< 0.17

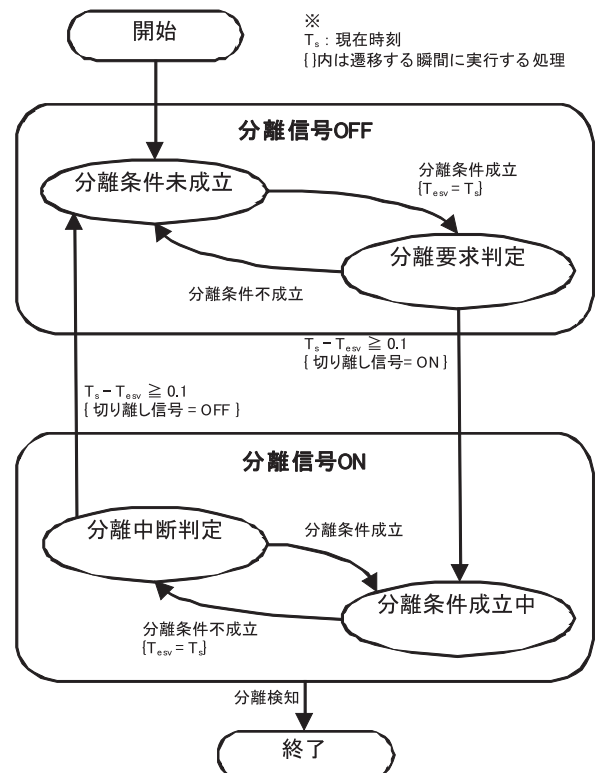


図 3.2.4-10 分離信号出力状態遷移図

やチャタリング防止のため分離条件を満足する時間が0.1s以上持続することを要求している。

実際の分離は懸吊装置が行う。懸吊装置は機体の“切り離し指令”と母機ヘリコプタからの“分離許可指令”が同時に“分離”となった場合に分離機構を作動させ実験機を分離させる。よって、“分離許可指令”が無効の場合には実験機が“切り離し指令”を出力しても分離しない。そのため、未分離の状態でも分離判定条件を逸脱した場合は、“切り離し指令”がOFFとなる。

(c-2) 誘導フェーズ切替

誘導フェーズ切替では、飛行状態より誘導フェーズ切替条件を満足したところで誘導フェーズを次のフェーズへ進めるロジックとなっている。図3.2.4-11および表3.2.4-4に誘導フェーズ切替状態遷移図と遷移条件を示す。以下に各フェーズの説明に示す。(GNPは誘導フェーズ番号を表す。)

GNP=0：懸吊飛行フェーズ

懸吊飛行状態でGNCPを有効にした直後に始まるフェーズ。

GNP=10：ダイブフェーズ1（軌道捕捉フェーズ）

軌道捕捉フェーズの前半：水平に分離された飛行経路を平衡滑空直線経路に誘導する。

GNP=15：ダイブフェーズ2（軌道捕捉フェーズ）

軌道捕捉フェーズの後半：平衡滑空直線経路上で平行滑空速度まで加速する。

GNP=20：平衡滑空フェーズ

経路角一定、等価対気速度一定の平衡滑空飛行を行う。

GNP=30：プリフレアフェーズ

機体軸上向き荷重倍数一定 ($N_z = 1.5 G$) で緩滑空直線飛行経路角まで飛行経路を引き起こす。

GNP=40：緩滑空フェーズ

緩滑空直線飛行経路上を飛行する。

GNP=50：ファイナルフレアフェーズ

接地直前の引き起こしを行い接地する。

GNP=60：地上走行フェーズ①

両主脚が接地し、前脚が未接地の状態。

GNP=65：地上走行フェーズ②

全ての脚が接地した状態。ドローグシュート開傘やブレーキ、ステアリング制御を行う。

図3.2.4-11に示されるように、各誘導フェーズのパスは一通りではない。例えば、ダイブフェーズ2のつぎのフェーズは平衡滑空フェーズまたはプリフレアフェーズとなっている。ダイブフェーズ2は平衡滑空直線経路上で加速するフェーズであるが、外部環境の影響や機体モデル化誤差などの為に設定された速度まで加速しなくても、条件3を満たした時点で平衡滑空フェーズを行わないでプリフ

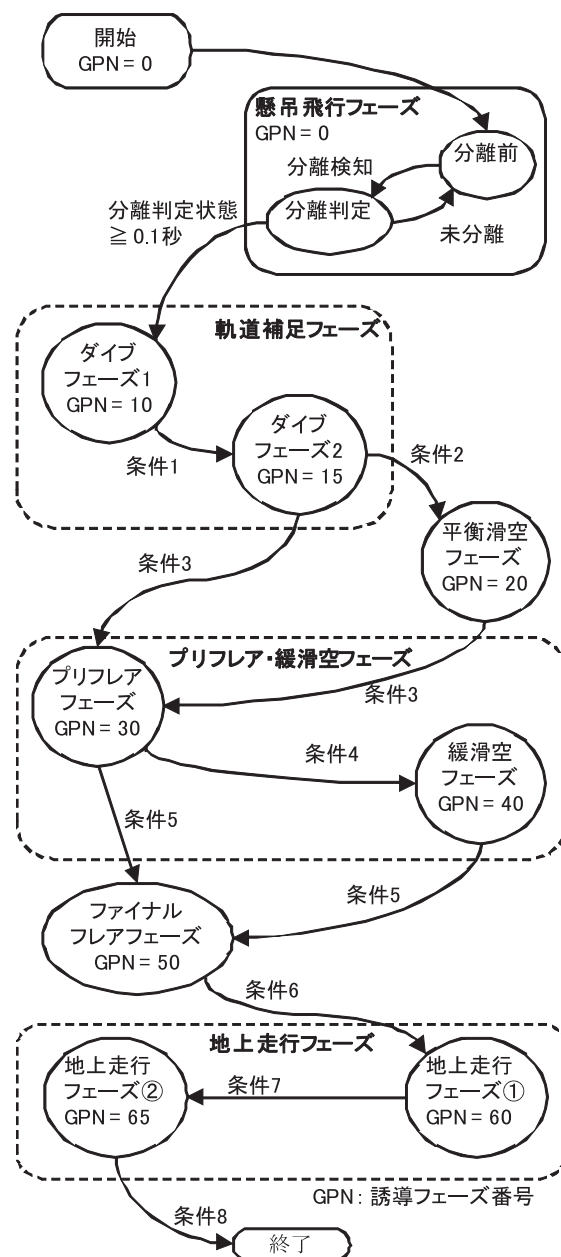


図 3.2.4-11 誘導フェーズ切替状態遷移図

レアフェーズに切り替わるようになっている。プリフレアフェーズにおいても同様に条件によって緩滑空フェーズまたはファイナルフレアフェーズに切り替わる。

また、表3.2.4-4の誘導フェーズ切替状態遷移条件は後述する基準軌道の設計値と異なっている。例えば基準軌道の平衡滑空角は -29 deg となっているがダイブフェーズ1とダイブフェーズ2の切替条件(条件1)は -28.5 deg となっている。これは誘導制御パラメタ設計時に微調整した結果を採用しているためである。

(d) 基準軌道計算

基準軌道計算では、誘導則への入力信号となる基準量(表3.2.4-5)と機体軸 z 軸方向加速度フィードフォワードコマンド ($\Delta A_{z_{\text{FF}}}$) とスピードブレーキ舵角フィードフォ

ワードコマンド (δ_{SBcFF}) を計算する。

(d-1) 基準軌道設計(オープンループノミナルシミュレーション)

基準軌道は接地速度、平衡滑空条件（経路角，等価対気

表 3.2.4-4 誘導フェーズ切替状態遷移条件

条件番号	遷移条件
1	対地経路角 $\gamma_g \leq -28.5$ [deg]
2	等価対気速度 $V_{EAS} \geq 58.26$ [m/s]
3	高度 $h \leq 92$ [m]
4	対地経路角 $\gamma_g \geq -5$ [deg]
5	高度 ≤ 3 [m]
6	左右主脚接地
7	前脚接地
8	機体停止

表 3.2.4-5 基準量

変数	単位	
h_{ref}	[m]	基準高度
dh_{ref}	[m/s]	基準高度変化率
γ_{ref}	[deg]	基準対地経路角
V_{ref}	[m/s]	基準等価対気速度

速度，ノミナルスピードブレーキ舵角)を設計した後，実際にオープンループ3自由度シミュレーション又はオープンループ6自由度シミュレーション（制御ループは閉ループ）を行った結果を用いて設計されている。

平衡滑空条件は，機体の空力モデル化誤差（CD 誤差として）や定常風を考慮して，速度－経路角線図（V- γ 線図）を用いて設計した。図 3.2.4-12 に V- γ 線図を示す。図ではスピードブレーキ舵角 0 deg と最大 20 deg において，ノミナルと定常風/誤差有りで平衡滑空する場合の等価対気速度と経路角の関係が示されており，いずれの条件でも平衡滑空可能な組み合わせの点を選び基準軌道の平衡滑空条件とした。

接地速度は，機体の空気力および姿勢角（迎角）の関係より，接地時に尻スリ角制限（接地時のエレボン後縁の高度制限）を満足する速度を選択とした。図 3.2.4-13 に接地時のピッチ姿勢角 θ とエレボン後縁の高度 (H_t : [mm]) の関係を示す。機体が水平飛行している仮定すると姿勢角 θ は迎角 α と一致する。

図 3.2.4-14 は機体が接地時に水平飛行していると仮定した場合，揚力と重力の釣り合いから算出される対地速度（=対気速度と仮定）と迎角の関係，およびその時のエレボン後縁の高度が示されている。下図の点線は，接地時に主脚が 50 mm ストロークした場合のエレボン後縁の高度である。

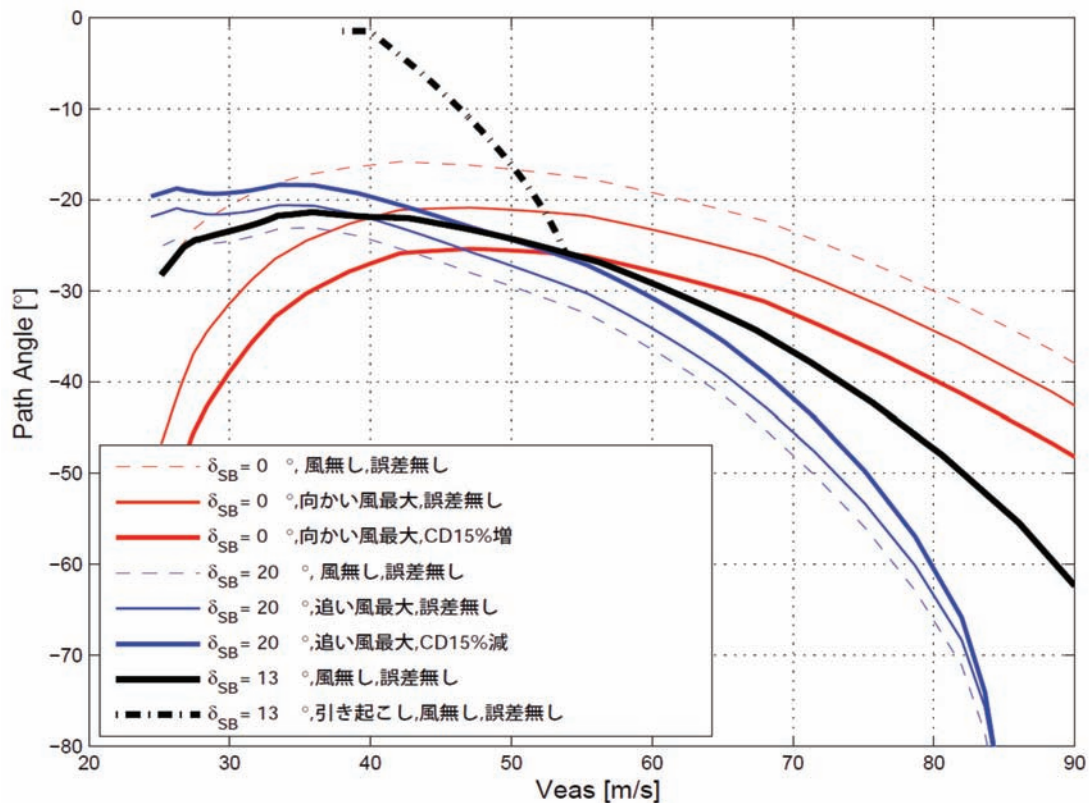


図 3.2.4-12 V- γ 線図

(d-2) 基準軌道の GNCP への組み込み

基準高度は2本の曲線と2本の直線により近似され実装される。これらの軌道は、機体のノミナル飛行シミュレーション結果より曲線部を6次の多項式で近似し、角度が平衡滑空経路角傾いた直線と緩滑空経路角傾いた直線を滑

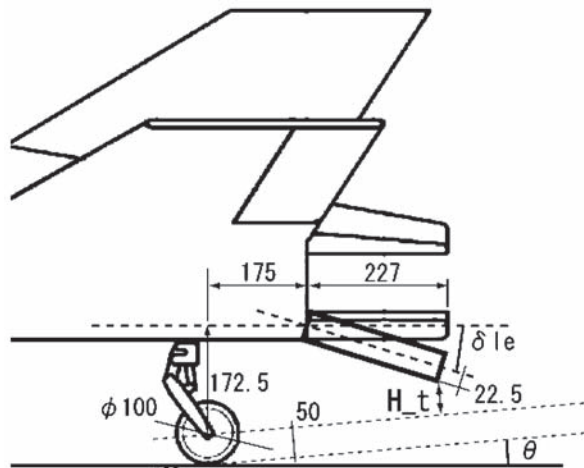


図 3.2.4-13 接地時のエレボン後縁の高度
(図中の数値の単位は [mm])

らかに繋げて設計されている (図 3.2.4-15 参照)。

また、基準速度に関しては、一定経路角直線軌道終了時までは平衡滑空速度一定、引き起こし曲線軌道以降は機体のノミナル飛行シミュレーション結果より6次の多項式で近似し、接地予定速度まで減速後は一定としている。

(d-3) 加速度フィードフォワードコマンド ($\Delta A_{z_{cFF}}$)

$\Delta A_{z_{cFF}}$ はオープンループノミナル飛行シミュレーション結果より高度に対するプロファイルとして与えられる。図 3.2.4-16 に機体軸 z 軸方向加速度フィードフォワードコマンド ($\Delta A_{z_{cFF}}$) を示す。

また、プリフレア以降に関しては、引き起こし加速度と引き起こしタイミングが設計されており、プロファイルはそれらを指数関数で滑らかに繋げるにより算出している。

(d-4) スピードブレーキ舵角フィードフォワードコマンド (δ_{SBcFF})

スピードブレーキ舵角フィードフォワードコマンド (δ_{SBcFF}) はノミナルスピードブレーキ舵角として設計された舵角をフィードフォワードコマンドとして誘導則に与える。

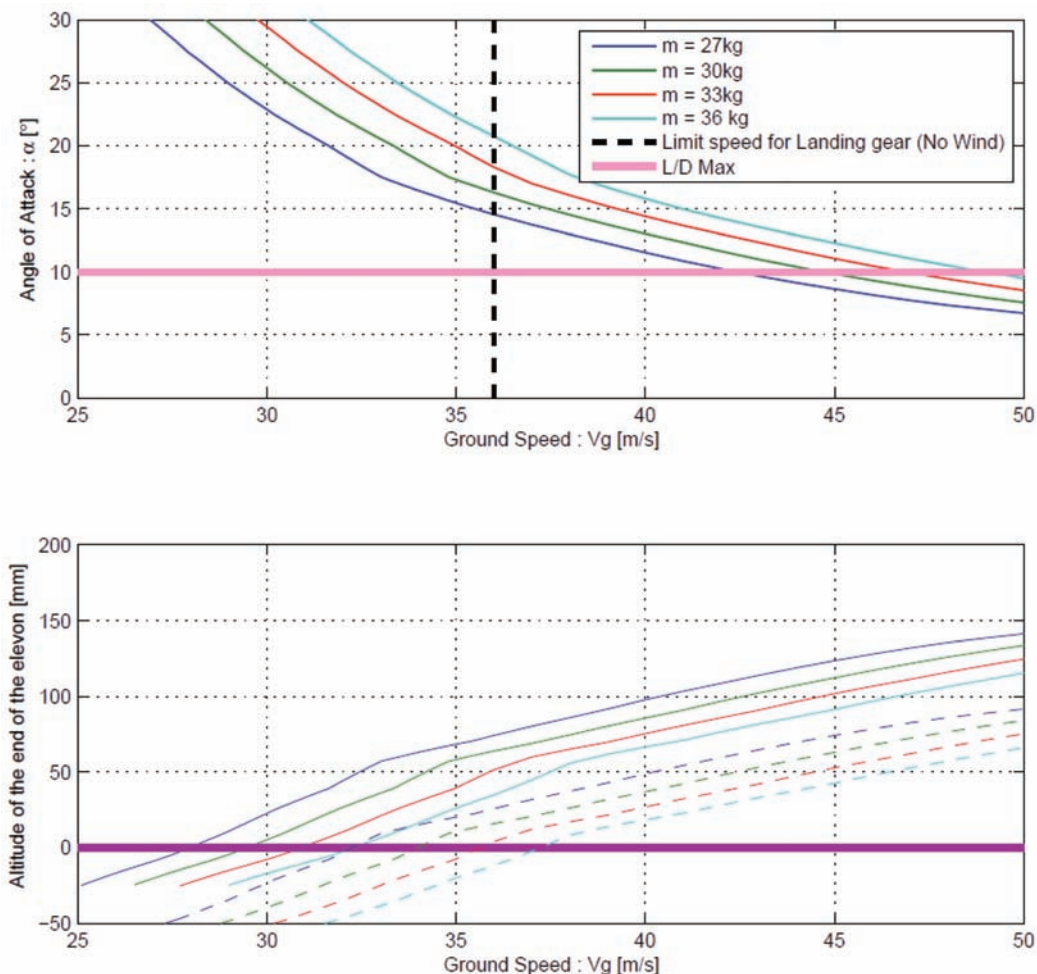


図 3.2.4-14 接地時の速度に対する迎角 (上) とエレボン後縁の高度 (下)

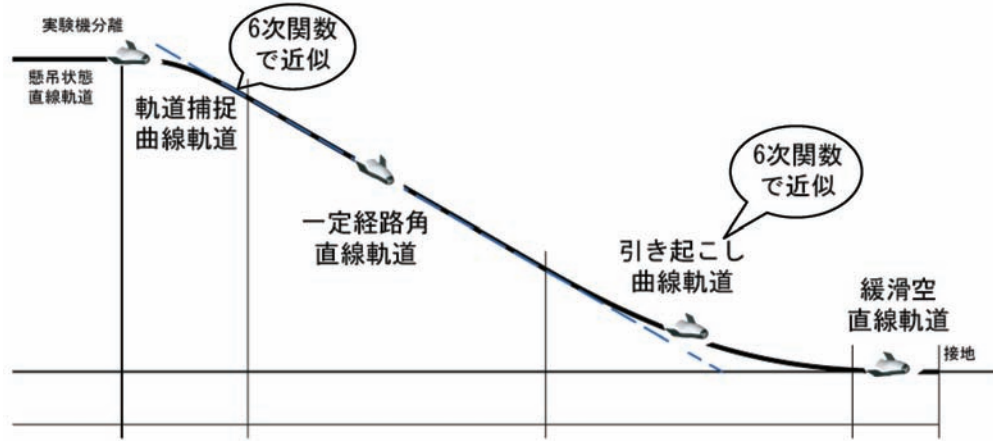


図 3.2.4-15 基準軌道概要

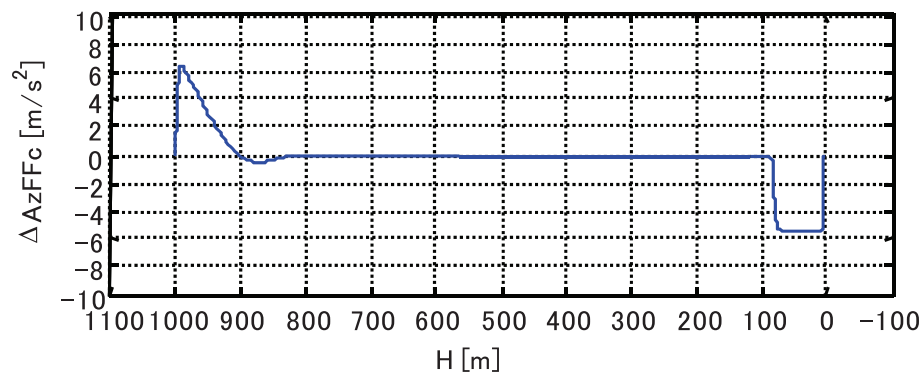
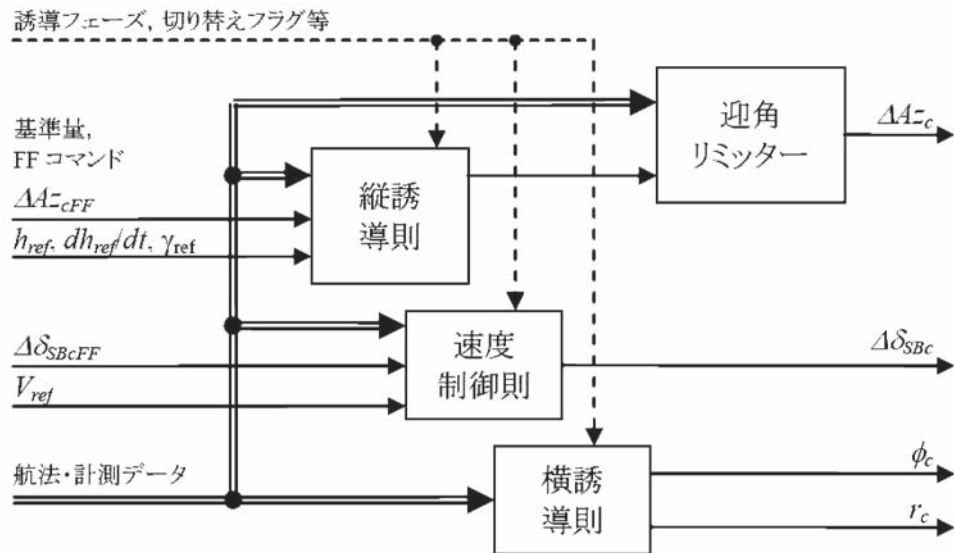
図 3.2.4-16 機体軸 z 軸方向加速度フィードフォワードコマンド ($\Delta A z_{cFF}$)

図 3.2.4-17 誘導則・速度制御則ブロック図

(e) 誘導則・速度制御則

誘導則では ALFLEX の誘導則を参考に、基準軌道計算から入力される基準量に対して PID フィードバック制御構造とフィードフォワードコマンドを用いて制御則への入力指令（縦加速度コマンド、ロール角コマンド、ヨーレートコマンド（地上走行時））を算出する誘導則を各誘

導フェーズで切り替える方式を採用している。

速度制御則は PI 制御とスピードブレーキ舵角フィードフォワードコマンド (δ_{SBCFF}) で基準速度に追従するようにスピードブレーキコマンド (δ_{SBC}) を算出する (図 3.2.4-17 参照)。

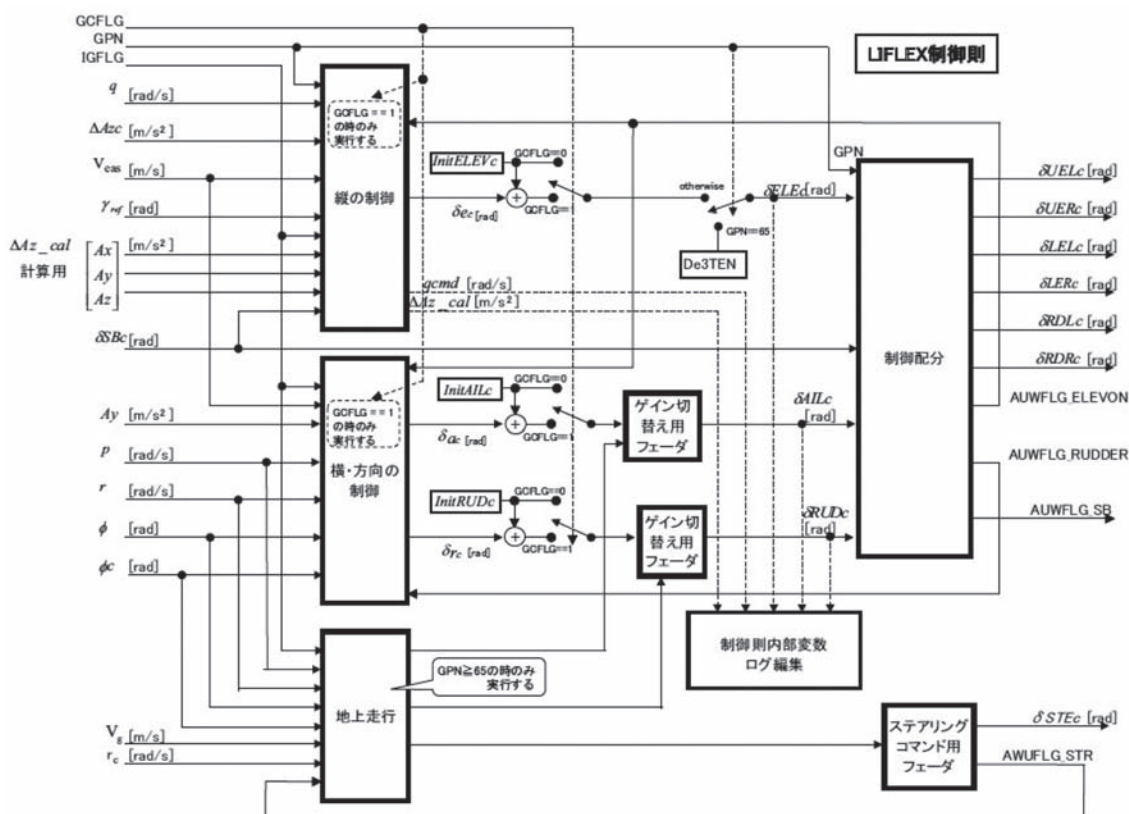


図 3.2.4-18 制御則ブロック図

(f) 制御則

制御則では誘導則で計算される加速度やスピードブレーキコマンドにたいして、PID 制御構造をベースとした制御構造を用いて適切な舵面（上下左右エレボン、左右ラダー）コマンドを算出する。制御計算の構成は縦の制御、横・方向の制御、制御配分、地上走行で構成されており、縦の制御では誘導則より入力される ΔAz_c に対して機体を十分早く応答させるためのエレベータ操舵コマンド (δ_{Ec}) を算出、横・方向の制御では誘導則より入力される ϕ_c に対して機体を十分早く応答させるためのエルロン操舵コマンド (δ_{Ac}) とラダー操舵コマンド (δ_{Rc}) を算出する。制御配分では縦の制御、横・方向の制御から算出された操舵コマンドおよびスピードブレーキコマンドを実際のエレボン舵角 (δ_{eULc} , δ_{eURc} , δ_{eLLc} , δ_{eLLc}) および左右ラダー舵角コマンド (δ_{rRc} , δ_{rLc}) に配分する処理を行う (図 3.2.4-18 参照)。

(g) GNC ターミナル

GNC ターミナルでは GNCP で計算された指令値に適切な単位変換を行い、FCP とのインターフェースである構造体変数に格納する。また、GNCP 内部変数としてテレメトリやログに記録すべきデータもここで適切に単位変換を行い、構造体変数に格納する処理を行う。

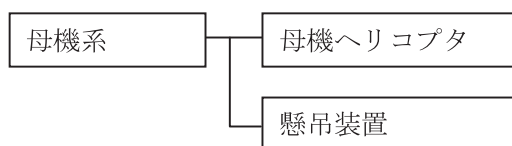


図 3.3-1 母機系の構成

3.3 母機系の設計・製作

母機系は、母機ヘリコプタと実験機を懸吊するため懸吊装置から構成される (図 3.3-1 参照)。母機ヘリコプタを正確に予定飛行コースへ誘導するために欠かせない、パイロットへの指示システムとしての「Tunnel-in-the-Sky システム (TIS)」については母機ヘリコプタの項で、また実験機を分離するための「分離システムの機能・機構」については、懸吊装置の項で、それぞれ述べる。

3.3.1 母機ヘリコプタ

3.3.1.1 MuPAL-ε (MH2000A 型機)

実験機懸吊のための母機ヘリコプタとして、2.3 項の飛行計画で述べたように、当初 JAXA 実験用ヘリコプタ MH2000A 型機 (MuPAL-ε)⁸⁾ を想定し、飛行計画を立案した。

MuPAL-ε には懸吊機構が無いが、(1) JAXA 実験用航空機として、種々の飛行実験での使用および機体改修の実績あり、(2) 搭載されている TIS (3.3.4 項参照) により、

母機ヘリコプタの飛行経路をパイロットに正確に指示できる機能を有している等から、同機の使用を検討した。そのため、同機への懸吊機構を付加する検討作業を行いつつ、予備飛行試験（4.3.2 項参照）を大樹町多目的航空公園で実施した。その後の検討の結果、懸吊機構取付工事が費用及びスケジュール的に困難であることが判明したため、MuPAL-ε を母機ヘリコプタとして使用することを断念した。

MuPAL-ε の写真を図 3.3.1-1 に、その主要諸元を表 3.3.1-1 に示す。

3.3.1.2 AS350B 型機

MuPAL-ε に代わり、母機ヘリコプタとして、(1) 懸吊装置含む実験機（約 150 kg）を懸吊可能なこと、(2) 懸吊状態で、高度 3,300 ft（1,000 m）で 80 kt（40 m/s）の飛行が可能なこと、(3) TIS が搭載可能なこと、等の仕様要件を満足する機体の選択が行われた。その結果、中日本航空（株）のアエロスパシアル式 AS350B 型機をチャーターする



図 3.3.1-1 MuPAL-ε（MH2000A 型機；JA21ME）

表 3.3.1-1 MuPAL-ε の主要諸元

型 式	三菱式 MH2000A 型
座席数	10 席、実験時は 5 席
エンジン	三菱式 MG5-110 型 x 2 基
要 目：全 幅	12.2 m
全 長	14.0 m
全 高	3.8 m
全備重量	4,500 kgf
性 能：巡航最大速度	166 km/h
最大航続距離／速度	720 km、230 km/h
最大航続時間／速度	3 時間 10 分、222 km/h
上昇限度	4,570 m

ことになった。同機の写真を図 3.3.1-2 に、その主要諸元を表 3.3.1-2（中日本航空（株）のホームページ及び中日本運航資料より）に示す。

母機ヘリコプタの要件であった実験器材搭載等に関して、機内人員・機材配置のイメージ図（図 3.3.1-3 参照）をもとに中日本航空（株）と、(1) TIS や Micro-GAIA 等の機材搭載、(2) JAXA 担当者（無線機器操作・通信有資格者）による同機の航空無線（カンパニー無線）の使用許可、等について調整を行った。

3.3.1.3 Tunnel-in-the-Sky（TIS）システム

LIFLEX では、実験機を想定通りに滑走路に着陸させることが目的である。そのため、実験機の飛行開始点となる分離位置、分離時の実験機状態には正確さが要求される。従って実験機を懸吊する母機ヘリコプタにおいても、分離時の対気速度・高度・姿勢・機首方位等が、ある一定の値



図 3.3.1-2 AS350B 型機（JA9427）

表 3.3.1-2 AS350B 型機の主要諸元

型 式	アエロスパシアル式 AS350B 型
乗客数（座席数）	5 名（6 名）
エンジン	単 発
要 目：全 幅	10.69 m
全 長	12.94 m
全 高	3.15 m
最大積載量（懸吊重量）	520 kgf
自 重	1,174 kgf
性 能：最大速度	290 km/h
巡航速度	200 km/h（108kt）
航続時間	3.3 時間
航続距離	660 km

と実験機内分離条件（分離位置含む）達成の2つの条件成立（AND 条件）により自動的に行われる。このときの分離位置は、予め設定した基準点から高度方向 ± 50 m、横方向 ± 50 m、前後方向 ± 100 mの範囲内でなければならない。この分離位置条件を成立させるため、TIS による基準位置および現在位置のパイロットへの呈示が必要と考えられる。尚、分離時の実験機速度は80 kt (40 m/s) であり、分離位置範囲に入ってから約2秒以内に条件が成立しない場合は分離不可能となる。

(b) 直線進入飛行時のガイダンス

実験機分離の基準点は、LIFLEX 概要の軌道図（図 2.2.2-2 飛行プロファイル参照）から分かるように、滑走路延長上の滑走路端から約1.0 km、高度1.0 kmの位置を想定している。この位置に到達する時点で、実験機が静定し、かつ滑走路に対し直線進入姿勢でなければならない。よって母機ヘリコプタのパイロットは、分離点手前から滑走路に対し直線進入飛行を開始し、定められた飛行諸元を維持しながら懸吊した実験機を静定させる必要がある（図 2.3.1-1 に示す飛行パターンにおいて、旋回から直線コースへ入り、懸吊した実験機を静定させ、分離するまでの時間的余

裕を約50秒程度と想定している）。しかし、母機ヘリコプタが直線飛行を開始する付近からは、パイロットが操縦席から機体下方にある滑走路を目視することが困難である。そこで、直線進入飛行のパイロットへのガイダンスとして TIS を用いることとした。

(c) 分離範囲の条件緩和

分離範囲の条件を緩和したような場合、パイロットへの明確な分離位置の指針が必要となる。その場合でも、パイロットの技量によらず確実な分離位置を示すことができる。

従って、実験の成立確度を上げるためには、確実に実験機を分離位置範囲に持ち込む必要があり、そのためには TIS による母機ヘリコプタの誘導が欠かせない。

(3) 搭載した TIS システム

母機ヘリコプタとして想定した JAXA の実験用航空機 MuPAL-ε (MH2000A 型機) にも、当然ながら TIS が搭載されている。そのため、LIFLEX 用として TIS の表示内容の変更等の設計・開発を行い、飛行シミュレーション試験（4.3.1 項参照）で、その機能確認等を行った。その後、4.3.2 項に述べる予備飛行試験の中で TIS の実飛行環境での評価を行った。MuPAL-ε に搭載した TIS システム構成を図 3.3.1-6 に示す。

母機ヘリコプタの変更により、改めて TIS システムの再構成を行った。変更した機体に、GPS アンテナおよび Micro-GAIA を搭載し、そこから得られる情報をもとに TIS 表示を生成した。AS350B 型機に搭載した TIS システム構成を図 3.3.1-7 に示す。

TIS 演算／制御用ノートパソコン (PC) は右後席計測員

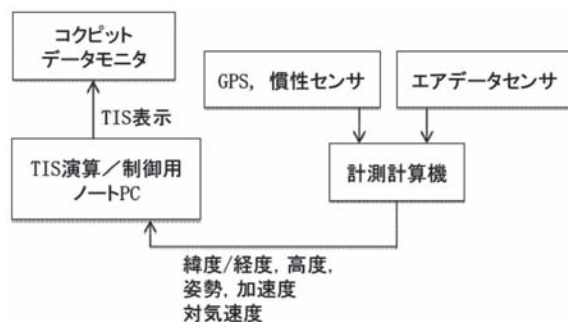


図 3.3.1-5 TIS 構成図

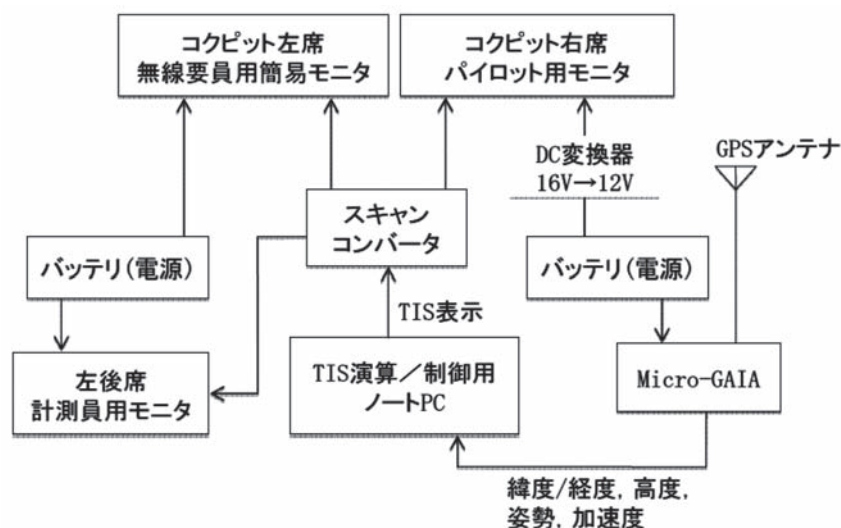


図 3.3.1-6 MuPAL-ε 搭載用 TIS システム構成 (予備飛行試験)

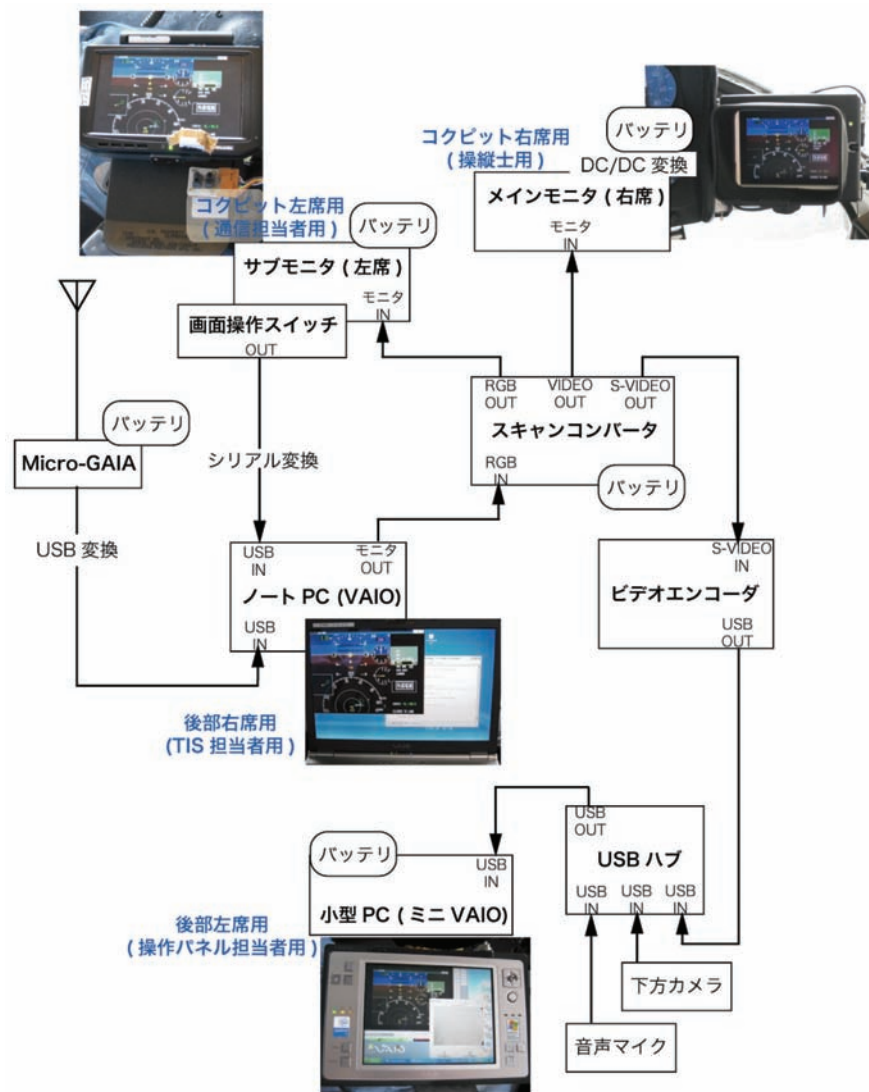


図 3.3.1-7 AS350B 型機搭載用 TIS システム構成
(第一回／第二回懸吊飛行試験)

席前面に搭載した。システム図に見られるように、そこからの TIS 映像信号は、スキャンコンバータを通して、コクピット右席パイロット用モニターと、地上との無線連絡員 (コクピット左席) 用モニターおよび左後席計測員用表示モニターにも流れるようにした。尚、右席パイロットへの提示用ディスプレイは、AS350B 型機に予め搭載されていた小型モニターを使用した (図 3.3.1-8 参照)。

これら搭載品は全て持ち込んだバッテリーにより駆動させ、母機ヘリコプタ (AS350B 型機) の電源系統とは切り離れた。また飛行試験前には EMC 試験を実施し、母機ヘリコプタおよび実験機への影響が生じないことを確認した。

3.3.2 懸吊装置

3.3.2.1 概要

懸吊装置は実験機を地上から上空へ運搬し、定められた



図 3.3.1-8 AS350B 型機搭載小型モニター

位置・高度で実験機を分離するための、実験機を運搬する母機ヘリコプタと実験機とのインターフェース装置である。懸吊装置は、懸吊ロープ、懸吊架台、分離システムおよび外部電源で構成される（図 3.3.2-1 参照）。実験機は実験機の脚を収納した状態で懸吊架台に取り付ける必要がある。また、実験機分離後に懸吊架台は実験機無しで接地（着地）する必要がある。概念検討時には、懸吊架台に脚を装備することも検討されたが、最終的に独立した支持台を設け、懸吊架台は支持台の上に設置することになった（図 3.3.2-2 参照）。

吊上げ前の状態での懸吊装置および支持台を図 3.3.2-3、図 3.3.2-4 に示す。

分離システムは、懸吊装置に搭載され、実験機と懸吊装置を結合し、電気的分離信号の入力によって分離機構を作動させ、実験機を懸吊装置から分離させるシステムである。分離位置や速度、機体姿勢角の条件が厳しく、手動の指令によって実験機を分離させることは困難であると予想されるため、搭載計算機によって自動的に分離させることとした。また、安全上の問題を考えると、不時の分離を避ける必要があるため、母機ヘリコプタからの分離許可信

号と実験機からの分離信号の双方が分離可能となった場合のみ、実験機を分離させるシステムを要求した。

母機ヘリコプタは分離条件を満たすように実験機を懸吊する必要がある、母機ヘリコプタの精密な誘導のために TIS(3.3.1.3 項参照)を付加した。分離前に実験機搭載のバッテリーを消費しないように、懸吊装置に外部電源を設け、分離条件が満たされるまで再進入できるようにした。懸吊状態での地上準備作業では懸吊装置のバッテリーを消費しないよう、地上電源から電気を供給できるようにした。

母機ヘリコプタの整備士やパイロットなどの意見を取り入れ、懸吊装置（および実験機）の吊上げ／吊下ろし作業は合計 8 名の作業員が担当した（表 3.3.2-1）。

吊上げの場合は、母機ヘリコプタが懸吊架台を懸吊した

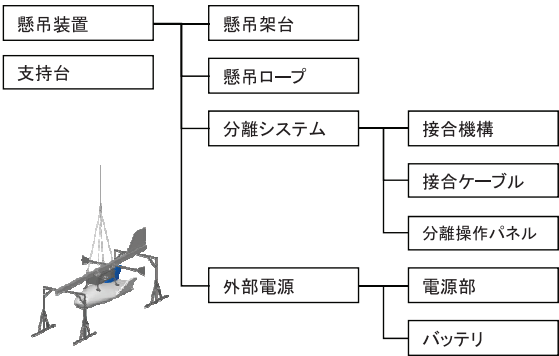


図 3.3.2-1 懸吊装置の構成

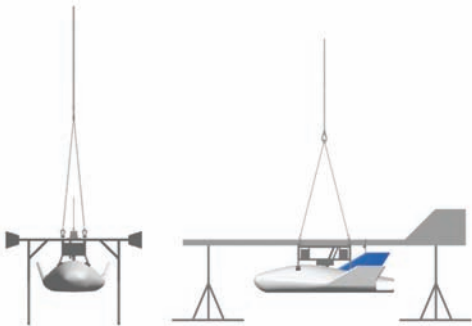


図 3.3.2-3 懸吊装置および地上での支持台



図 3.3.2-4 懸吊装置、支持台および実験機



図 3.3.2-2 実験機を懸吊した懸吊装置と地上での支持台

表 3.3.2-1 吊上げ／吊下ろし作業者

No	担当部署	作業内容
1	連絡員	母機ヘリコプタ・管制と連絡
2	尾部操作員	実験姿勢制御、全体指揮
3	懸吊架台後部－1	懸吊架台の保持
4	懸吊架台後部－2	懸吊架台の保持
5	後ろ支持台操作	支持台の移動
6	懸吊架台前部－1	懸吊架台の保持
7	懸吊架台前部－2	懸吊架台の保持
8	前支持台操作	支持台の移動

ホバリング時（支持台を移動）にダウンウォッシュの影響で実験機が回転する可能性があったため懸吊架台の尾部に取り付けられたロープで方位を維持するようにした。母機ヘリコプタが前進速度を持てば懸吊架台および実験機の見安定により機首が安定する。

ALFLEX の吊下ろしでは、数名の作業員で機体の姿勢および位置をコントロールして懸吊装置を台座に載せる方式がとられたが、LIFLEX は ALFLEX より小さく精密なコントロールは難しいため、直接支持台に下ろすのではなく一度作業員が懸吊架台を保持しその下に支持台を入れる方式とした。実験機と懸吊装置をあわせた重量は 100 kgf を超え、それらの作業をヘリコプタのダウンウォッシュの中で行わなくてはならないことから懸吊架台の担ぎ手は前後でそれぞれ 2 名とした。吊下ろし作業状況を図 3.3.2-5 に示す。

尚、吊上げ・吊下ろし時における、ダウンウォッシュの影響を事前評価や、懸吊飛行試験については 4.3 節で詳細に記述する。

3.3.2.2 懸吊架台および支持台

懸吊架台は、懸吊飛行時に方向安定を保つ安定板を持つバーと実験機支持ラック（その中に自動分離機構が入る：3.3.2.4 項参照）からなる。支持架台はキャスター付きである。懸吊架台の部品を図 3.3.2-6 および図 3.3.2-7 に示す。

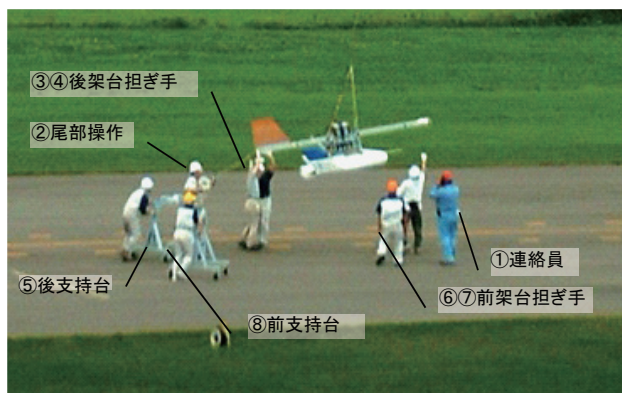


図 3.3.2-5 吊下ろし作業

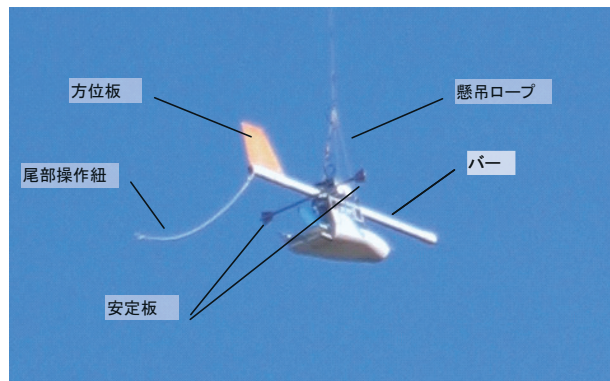


図 3.3.2-6 懸吊架台構成部品名称

母機ヘリコプタ速度が 0 ～ 40 m/s における懸吊架台（単体または、実験機込み）の吊り下げ角度は、安全性、吊上げ／吊下ろし作業時のハンドリング性、分離条件に大きな影響を与えるため、全機結合試験（4.2.5 項参照）および懸吊飛行試験（4.3.3 および 4.3.4 項参照）で確認した。

第一回懸吊飛行試験の結果から、懸吊架台のハンドリング性や懸吊飛行時の吊り下げ角度を改善するために、懸吊架台の前後長を長くし安定板を大きくするなどの改良を行い、第二回懸吊飛行試験で確認を行った。

3.3.2.3 懸吊ロープ

懸吊ロープ（図 3.3.2-6 参照）は懸吊架台を母機ヘリコプタに吊り下げるロープ（材料：ベクトラン）である（図 3.3.2-8 参照）。

懸吊架台は 4 点（前 2 箇所、後 2 箇所）で吊り下げられる。後ろは一度 1 箇所ですとめられ、前 2 箇所とあわせて 3 点で吊るされ、架台から約 2 m 上で 1 本に束ねられる。母機ヘリコプタとは懸吊フックを介して接続される（図 3.3.2-9 参照）。

3.3.2.4 分離システム

分離システムは、懸吊装置と実験機との結合分離機構、母機ヘリコプタ内から分離を許可するための分離操作パネル、分離操作パネルから分離機構までの信号ケーブルで

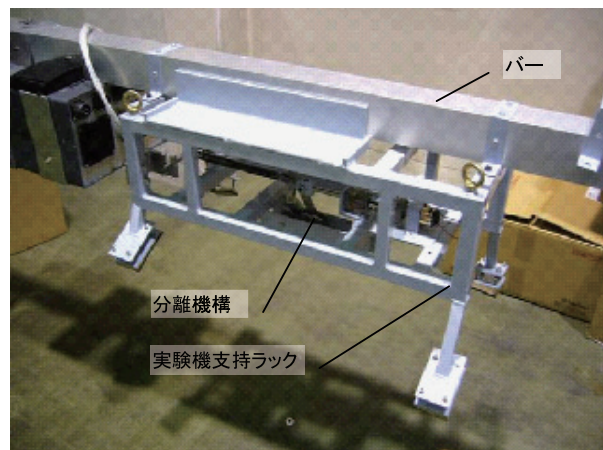


図 3.3.2-7 実験機支持ラックと自動分離機構

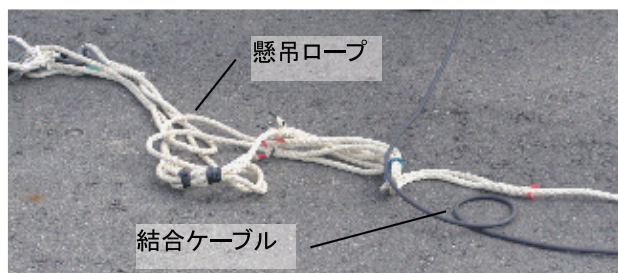


図 3.3.2-8 懸吊ロープと結合ケーブル

構成され、電氣的信号および分離ロジック等を含む。

分離システムは、地上での実験機と懸吊装置との結合／分離作業が円滑に行えるだけでなく、飛行実験での分離シーケンスに従って母機ヘリコプタに搭乗した操作員による分離操作パネルの操作と実験機が分離条件を判断した分離信号により実験機を分離する必要がある。また、母機ヘリコプタの安全を確保するために、母機ヘリコプタ懸吊部にある非常切り離し装置が作動したときに円滑に懸吊装置が切り離される必要がある。

母機ヘリコプタの非常分離システムを含む分離システム全体図を図 3.3.2-10 に示す。

分離操作パネル（図 3.3.2-11 参照）の操作は、母機ヘリコプタに搭乗した操作員が行う。また、離陸から分離許可までの分離操作シーケンスを図 3.3.2-12 に示す。分離許可状態になった時点で、実験機から分離信号を受付けることで、実験機は懸吊装置から分離できる。

分離許可状態で、実験機からの分離信号が出てから分離までの時間が長いとその間に実験機の状態（位置、速度、姿勢など）が変化する。そのため分離機構（図 3.3.2-13 参照）

はなるべく短い時間で分離が行われるように開発された。

最終的に、実験機と直接接合する取り付け部には、グライダを牽引（分離）する装置を使用し、モータの力でラッチを外しバネの力となるべく短い時間で確実に実験機が分離する方式を採用した。これにより、分離時間は 1 秒以下になった。

分離操作シーケンスに従い分離機構を作動させる、ロ

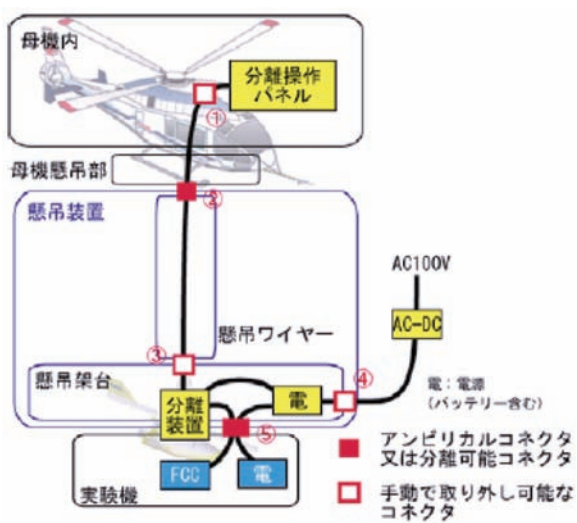
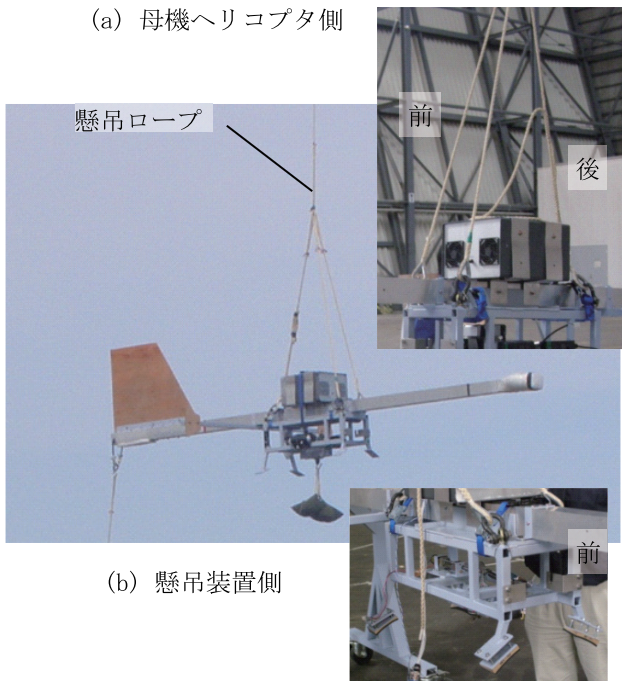


図 3.3.2-10 分離システム全体図



(a) 母機ヘリコプタ側



(b) 懸吊装置側

図 3.3.2-9 懸吊ロープの取り付け



図 3.3.2-11 分離操作パネル

	(1)	(2)	(3)	(4)
○ : LED点灯 ● : LED消灯	外部電源供給	7kHzイータ電源OFF	安全装置解除	分離許可
離陸	○	○	●	●
	↓	↓	↓	↓
7kHzイータ電源ON	○	●	●	●
	↓	↓	↓	↓
内外切替	●	●	●	●
	↓	↓	↓	↓
安全装置解除	●	●	○	●
	↓	↓	↓	↓
分離許可	●	●	○	○

図 3.3.2-12 分離操作シーケンス

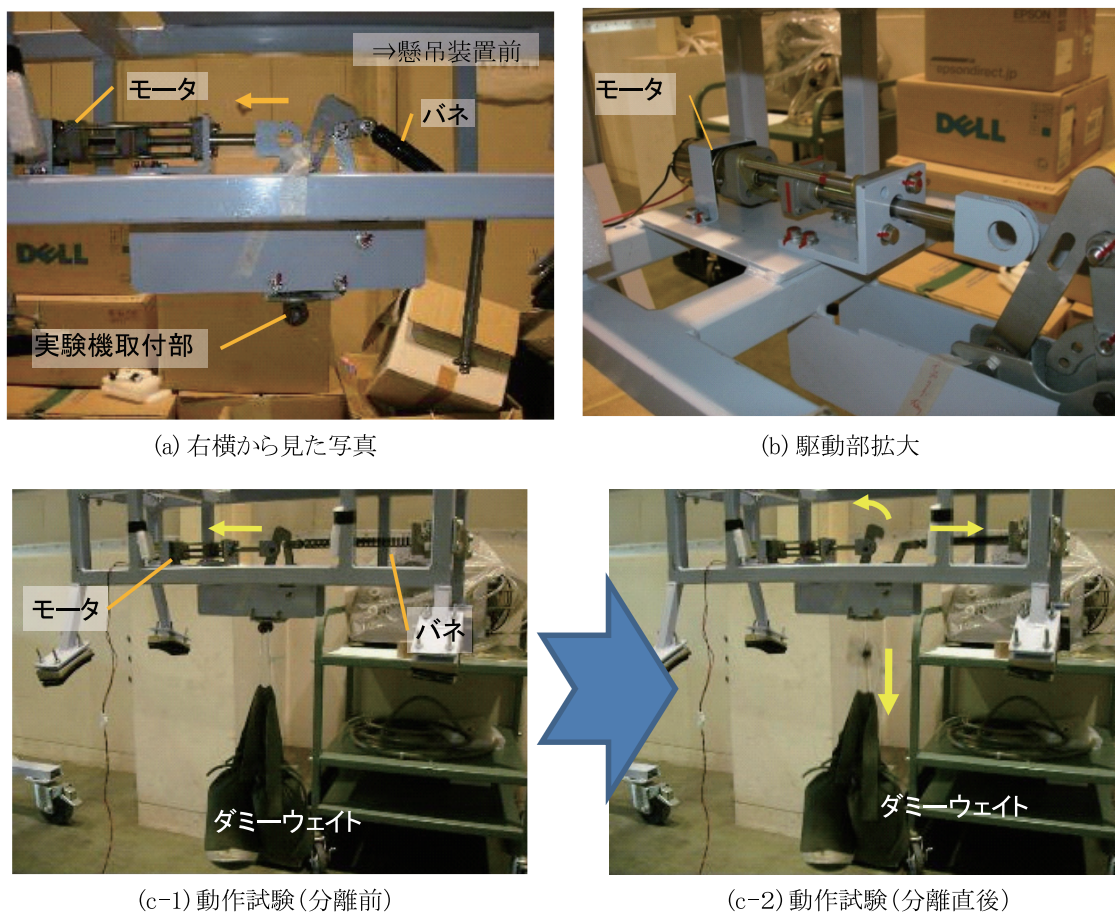


図 3.3.2-13 分離機構

ジック回路，外部電源との制御回路は，懸吊架台に搭載する懸吊機（図 3.3.2-14 参照）内に設けられた。

先に述べたように，母機ヘリコプタの非常時には飛行安全を確保するため，パイロットにより母機ヘリコプタの懸吊装置に備えられた非常切り離し機構を作動させ懸吊物件全体（この場合，懸吊装置+実験機）の分離（投棄）が行われる。その際，懸吊ロープは非常切り離し装置（図 3.3.2-15 参照）で切り離されるが，母機ヘリコプタ機内の分離操作パネルまでの接合ケーブルが非常操作時に安全かつ自動的に分離される必要がある。そのため，信号ケーブルの途中にアンピリカル・コネクタ（図 3.3.2-16 参照，航空用部品を使用）を設け，懸吊飛行前にコネクタ部分の分離の確認（図 3.3.2-17 参照）を行った。

3.3.2.5 外部電源

外部電源は電源分配や変圧機能，地上電力供給部（コネクタに接続するケーブルを含む）を有する電源部とバッテリー（図 3.3.2-18 参照，(株)グローバルテック，商品名：GANGAN，Li-ion バッテリー）で構成される。

外部電源は，懸吊状態時に実験機に電源を供給するだけでなく，懸吊装置の分離システム回路への供給を兼ねる。また，地上作業時において懸吊装置のバッテリーが消費され



図 3.3.2-14 懸吊機

ないように，地上電源からの電力供給も可能なようになっている。そのため，実験機への電力は，地上作業時は地上電源から，懸吊状態では懸吊装置のバッテリーから，切り離

母機系
非常切離装置懸吊装置
ケーブル
アンビリカルコネクタ

図 3.3.2-15 非常切り離し機構



図 3.3.2-16 アンビリカル・コネクタ



図 3.3.2-17 コネクタ分離確認



図 3.3.2-18 バッテリ

し以降は実験機のバッテリーから供給されることになる。

外部バッテリーおよび懸吊機は当初実験機支持ラック前に設置したが、懸吊飛行時に実験機の GPS アンテナが遮蔽されることが予想されたので実験機支持ラックの上部（懸吊機の脇、図 3.3.2-14 参照）に載せることにした。

3.4 地上設備の設計・製作

3.4.1 全体概要

地上設備は、管制系、非常系、支援器材系から構成される（図 3.4.1-1 参照）。

概念設計時には地上航法支援系と手動操縦系が検討されたが、その後、以下の理由でなくなった。

- (a) DGPS 航法（GPS 地上局）による航法精度の向上が検討されたが、MSAS が 2007 年 9 月から運用段階に入り、これを使った GPS 単独航法により所望の精度が満足されることが判明した。
- (b) 非常時に手動操縦で飛行範囲の逸脱を避ける方法が検討されたが、不安定な機体であり非常に短い操作時間での対応が必要になることが判明した。

LIFLEX では、実験場である JAXA 大樹航空宇宙実験場の既存施設・設備¹⁰⁾を有効活用することにした。

図 3.4.1-2 に大樹航空宇宙実験場（2.2.5 項参照）における飛行実験時の地上設備の配置を示す。飛行実験の全体統括機能は全て管制棟 3 階に集約することとし、実験機および母機ヘリコプタの整備などは格納庫などで行うこととした。管制系の主な機器は 3 階室内に、ダウンリンクアンテナは屋上に設置し、支援器材系風観測装置の表示装置は 3 階室内に設置した。非常系送信機の配置は 3 階のベランダと屋上が当初検討されたが、非常時における音声伝達の円滑さを考慮し、3 階のベランダが有力候補となった。

母機ヘリコプタの離発着および実験機等の吊上げ／吊下し作業は当初、格納庫からの乱れた風の影響などを考慮しハンドリングエリアの中央付近を計画していたが、飛行確認試験（4.3 節参照）で行った懸吊飛行試験での母機ヘリコプタパイロットから「実験機等の吊上げ／吊下し時に高度や位置の目標となる建物等があるほうがよい」とのコメントにより、格納庫側に変更された（4.3.3.2 項参照）。

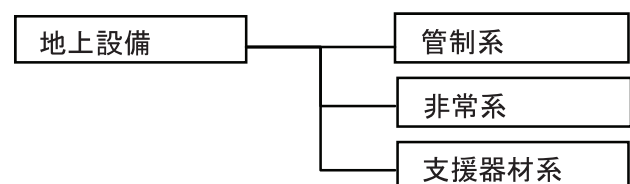
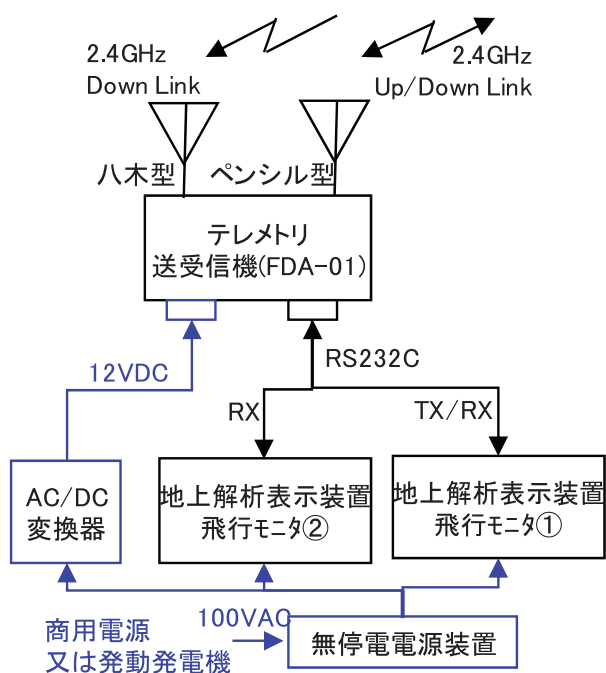


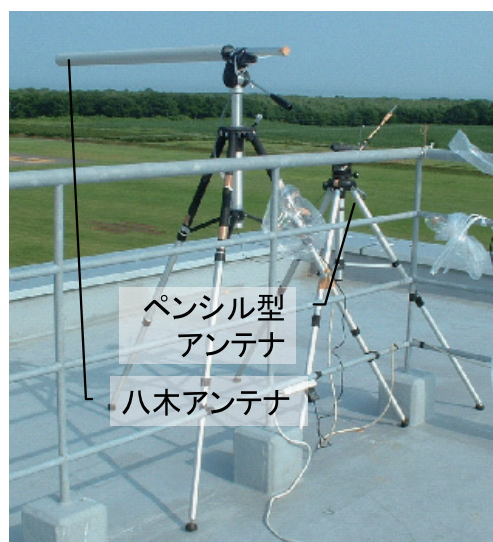
図 3.4.1-1 地上設備の構成



3.4.2 管制系

管制系は、テレメトリ送受信機と地上解析表示装置から構成される（図 3.4.2-1 参照）。地上解析表示装置は以下の機能を持つ。

- ①実験機の飛行経路，飛行状態の監視（リアルタイムモニタ）
- ②実験結果の記録およびクイックルックレビューが可能



(1) テレメトリ送受信機

テレメトリ送受信機（FDA01-01：双葉電子工業株式会社製，実験機に搭載した送受信機と同じもの）には，ペンシル型アンテナおよび八木アンテナ（YA2419A：NATEC製）を取り付け，ペンシル型アンテナはアップ／ダウンリンク，八木アンテナはダウンリンク専用の送受信機のコネクタに接続した。尚，アップリンク機能は使用しなかった。

それぞれのアンテナは実験機の飛行における予想経路を参考にして，管制棟屋上に設置した（図 3.4.2-2 参照）。八木アンテナは操作員が手動で操作し実験機を追尾する

ことで遠方でも実験機の状態をモニタできるようにした（図 3.4.2-3 参照）。これらのダウンリンクの送受信状態は懸吊飛行実験で確認された（4.3 節参照）。

(2) 地上解析表示装置

本装置は、テレメトリ送受信機から信号を受け、飛行状態領等を表示するパーソナルコンピュータおよびモニタソフトウェアで構成される。

モニタを必要とする表示項目が多いために、テレメトリ送受信機からの RS232C 信号を分岐し 2 台の地上解析表示装置を使うことにした（図 3.4.2-4 参照）。

地上解析表示装置のソフトウェアは、実験機から送られるデータ（データ項目は表 3.2.4-1 に示した搭載計算機のログと同じ）を受信し表示する。また、サンプリングは 10 Hz で行われ、受信したデータを記録・再生できる。データ表示形式は、平面地図上および滑走路座標垂直面内への飛行軌跡の描画、グラフ表示（タイムヒストリー）および各種判定条件を視覚的にわかりやすくするための実験実施判断ウインドウで構成されている。各ウインドウの表示、画面上への配置および表示データの選択は設定ファイルによって自由に変更可能となっている。（図 3.4.2-5 参照）

平面地図上および滑走路座標垂直面内への飛行軌跡の描画ウインドウ上の滑走路の位置や基準軌道および安全飛行許容範囲などは設定ファイルで変更可能となっており、また同様にグラフ表示ウインドウの表示レンジやスケール、グラフ表示無しの設定（デジタル表示のみの設定）も自由に変更可能となっている。実験実施判断ウインドウでは実験機分離の最終判断補助として、判断（比較）機能を持たせており、テレメトリデータより実験機分離の可否を判断しグリーン（GO）／レッド（NOGO）をランプ形式で表示することによって時間的に余裕のない分離付近での判断が行いやすいようにしている。また、テレメトリの受信状況（電波感度）を監視し、電波環境の悪化などにより電波が途絶え、テレメトリデータの受信が行えていない状況では画面全体の表示色を反転させる事によって、オペレータが古いデータによって誤った判断を行わないように工夫されている。

このソフトウェアの記録データ変換機能を用いることによって、FCC ログデータを Excel 等で読み込むことのできるテキストデータに変更することができる。

3.4.3 非常系

非常系は、懸吊飛行時又は実験機分離後の異常状態が発生した場合でも第三者等の安全を確保するために、管制系から独立して実験機の飛行を中断するために設けられた。非常系は、二系統の非常系送信機およびスカイスクリーンウォッチャ（SSW）で構成される。



図 3.4.2-3 八木アンテナでの追尾例



図 3.4.2-4 地上解析表示装置
(地上管制装置卓)



図 3.4.2-5 地上管制装置表示画面例

異常時には、地上解析表示装置の操作員またはスカイスクリーンウォッチャ観測員からの報告を受け飛行安全主任が飛行中断を判断し非常系送信機操作員に指示して実験機に対し飛行中断指令（非常パラシュート開傘）を行う（図 3.4.3-1 参照）。

3.4.3.1 非常系送信機

非常系送信機は、日本遠隔制御株式会社製デジタルプロポーショナルラジオコントロールシステム（本体：PCM10X、モジュール：NET-72FM、No.1 73.26 MHz、No.2 3.30 MHz）を使用している（図 3.4.3-2 参照）。

非常系送信機を持った操作員は安全主任との連携や無

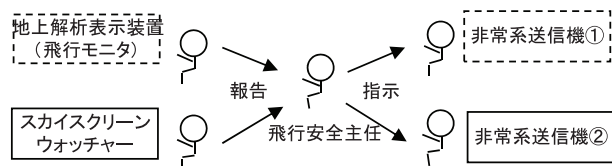


図 3.4.3-1 非常系構成図



図 3.4.3-2 非常系送信機



図 3.4.3-3 非常系送信機による操作

線電波の環境を考慮し、管制棟3階ベランダに配置することとした（図 3.4.3-3 参照）。

非常送信の受信状況は、懸吊飛行試験（4.3.3, 4.3.4 項参照）で確認したが、受信距離を満足できなかったため、電波リンク（アンテナパターン）試験（4.2.3 項参照）を追加で行うことになった（図 3.4.3-4 参照）。

3.4.3.2 スカイスクリーンウォッチャー (SSW)

LIFLEX ではシステム安全の確保のため、管制系とは独立に、実験機異常飛行時の監視員による目視での監視のため SSW を設置（配置）した（図 3.4.3-5 参照）。

窓枠を利用した簡易型のものであるが、机上での飛行位置計算と第一回、第二回の懸吊飛行試験時に母機ヘリコプタでの実飛行で、目視状況検証により正常飛行エリア（上、北、南のリミットライン）を窓ガラス上に糸を貼り、ラインを定めた（図 3.4.3-5、図 3.4.3-6 参照）。

即ち、監視員の目視により設定された糸ライン外に実験機が見えた場合は異常飛行と判定し、安全主任に報告する。尚、リミットラインを設定するにあたっては、決められた位置に設置した三脚に監視員のあごを載せて目視を一定にするようにした。

3.4.4 支援機材系

支援機材系は、主に開発試験時に使用する機材（システム点検装置、慣性モーメント測定装置、質量・質量中心測定装置、等）、飛行実験時に使用する機材（発動発電機、安定化電源、気象観測装置、実験状況記録用TVカメラ、



図 3.4.3-4 非常系受信確認状況（滑走路東端）



図 3.4.3-5 SSW の設置状況

音声交信装置，等），およびその他の機材（実験機搬送・保管装置，等）がある（表 3.4.4-1 参照）。

ここでは気象観測装置としての風観測装置と音声交信装置（航空無線）について述べる。

3.4.4.1 風観測装置

LIFLEX においては，風状況により大きく実験実施が左右される。そのため，風情報は母機ヘリコプタ離陸時や実

験機分離時の重要な判断（GO/NO-GO 判断）の一つである。特に実験機が滑走路への着陸時の機体姿勢等が実験の成否に大きく影響するため，着陸地点付近の風の状況は非常に重要な判断要素である。もっとも，上空仮想滑走路への模擬着陸への計画変更によって，地上風の情報の重要度は下がったが，その場合でもパラシュートによる地上への回収時に地上風の影響を受けるので，地上付近の風情報を参考にして，実験機分離を試みるか，断念して帰投するか，を判断する必要がある。

風向風速計は 2.2.5 項の図 2.2.5-1 大樹航空宇宙実験場の写真に示す No. 1 ～ No. 4 の位置に設置されている。No. 5 の位置にはかつて風向風速計が設置されていたがすでに撤去していたため，今回改めて風向風速計を取り付けた。取り付けられた風向風速計を図 3.4.4-1 に示す。尚，風向風速計の取付（計測位置）は，MIL-F-9490D に定められた滑走路中心高から 20 ft (6.1 m) の高さになるように支柱を設置することとした。これら計測・表示方法等については ALFLEX での風観測¹¹⁾を参考にシステムを構成した。

本風観測装置は（株）日本エレクトリック・インスルメントのウェザーコンバータセンターをベースに構成されている。構成図を図 3.4.4-2 に示す。

風向風速計はプロペラ回転のパルスで風速信号を，プロペラ尾翼の回転角で風向信号を発生させている。北海道での使用を想定して防水装置を付けた。飛行管制棟側では，パソコンでデータを処理・保存をし，ディスプレイに風向・風速を表示する。管制卓脇でのパソコンの設置状況および表示例を図 3.4.4-3 とその拡大図を図 3.4.4-4 に示す。

拡大図の左側のグラフは ALFLEX での表示を参考に，



図 3.4.3-6 設定された窓枠のリミットライン

表 3.4.4-1 支援器材一覧

No.	構成機材	機能・性能	備考
1	発動発電機	AC100V 1kw 4 台	レンタル
2	安定化電源	AC100V 2kw 2 台	レンタル
3	慣性モーメント測定装置	最大 50kg まで、3 軸の測定が可能である事。質量中心は 3 方向可能とする。	新規製作
4	質量・質量中心測定装置	最大 50kg まで、測定が可能である事。	新規製作
5	気象観測装置	風向、風速、気温 風速は 1m/s 以下が測定できる事	レンタル
6	記録用 TV カメラ	母機：1 地上：4 地上のものは望遠ズームとする。	レンタル
7	音声交信装置	航空無線：1（母機との連絡） トランシーバー：17 台	中日本航空 /JAXA 所有
8	実験機搬送・保管装置	実験機の搬送・保管が出来、機能確認時にも使用可能とする。	新規製作
9	その他、インターフェースケーブル等		



図 3.4.4-1 No. 5 風向風速計

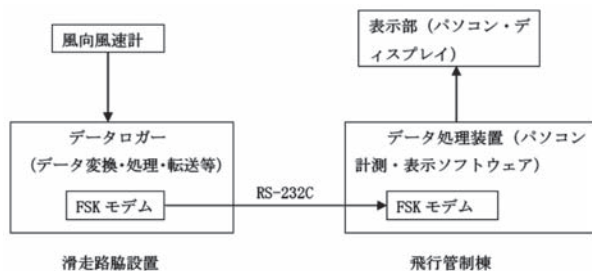


図 3.4.4-2 風観測装置構成



図 3.4.4-5 中日本航空（株）カンパニー無線機

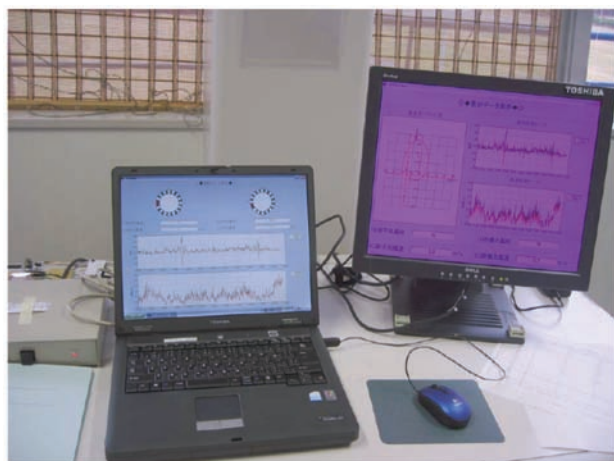


図 3.4.4-3 風向風速計表示例

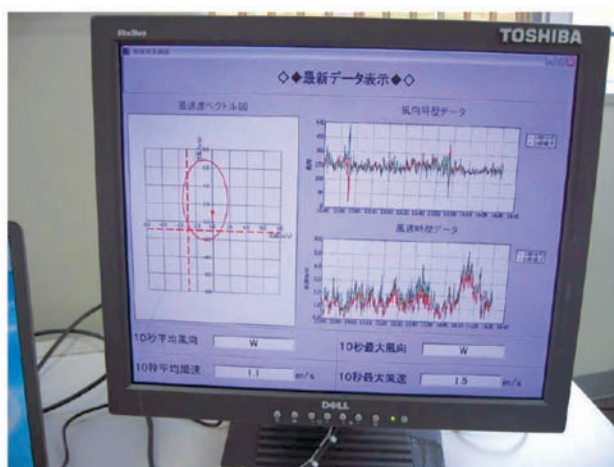


図 3.4.4-4 表示例拡大図

実験時の風制限楕円を描き、ベクトルで風向・風速を表示するようにしている。右側は風向・風速の時歴グラフである。また、下部に10秒平均風向風速と10秒間の中での最大風向風速も表示するようにした。但し、ウェザーコンバータセンターのソフトウェアを基本にしているため、データ加工の大きな変更はできず、更新レートは10秒となっている。

3.4.4.2 音声交信装置

母機ヘリコプタと地上管制室との交信には、中日本航空（株）のカンパニー無線を使用した。そのため、管制担当のJAXA職員（無線従事者資格所有）は、同カンパニー無線局従事者として選任を受けて無線機を使用した。無線機の写真を図3.4.4-5に示す。

4. システム開発試験

4.1 風洞試験

4.1.1 低速風洞試験

初期の設計検討に使用した、CFDデータの確認および誘導制御系設計・各種解析に供する空力特性を取得する目的で1/2スケールの模型を用いた低速風洞試験を2006年11月に富士重工2m×2m低速風洞において実施した（図4.1.1-1参照）。



図 4.1.1-1 低速風洞試験

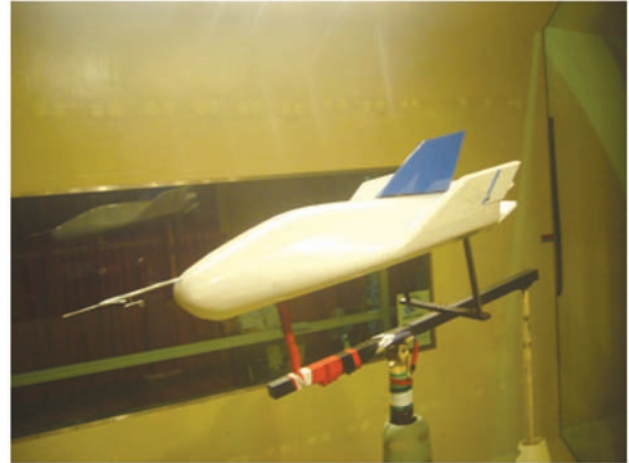


図 4.1.2-1 実機風洞試験

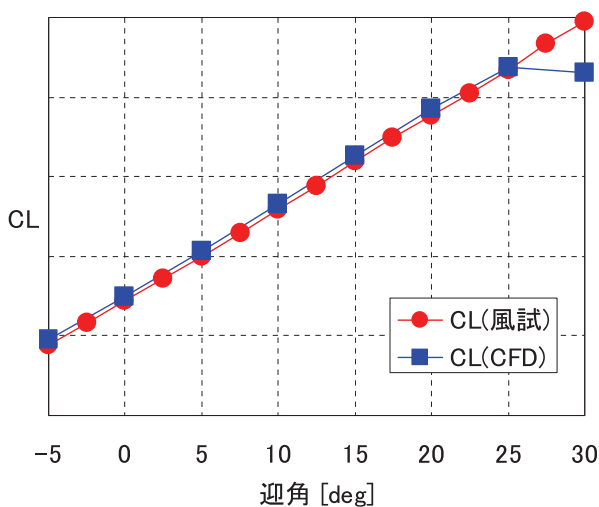


図 4.1.1-2 CFD 結果と低速風洞試験結果の比較例

試験は低速空力特性試験と可視化試験とからなり、低速空力特性試験においては基本形態での6分力および圧力の計測、形態効果（脚、補助主翼、補助垂直尾翼）、操舵効果、レイノルズ効果の計測を実施した。可視化試験においては、チャイナクレイおよび気流糸を用いて、模型表面の流れ場の状態、遷移の状態を確認した。

試験結果を CFD データと比較し、高迎角での剥離に差異がみられるものの、良好に一致し、CFD に基づく設計モデルの妥当性が確認された（図 4.1.1-2 参照）。また、本風試データをベースに誘導制御系設計解析用の空力モデルが再構成された。

4.1.2 実機風洞試験

2007 年 6 月から 7 月に、JAXA6.5 m × 5.5 m 低速風洞において実機風洞試験を実施した（図 4.1.2-1 参照）。

この風洞試験はシステム統合試験の一部として、動圧環境下における実機の動作確認とアクチュエータ特性データ、ADS 較正データ、操舵効果、形態効果取得、パラシュー

ト開傘確認、制動用パラシュート抵抗確認を目的として行われた。結果として、アクチュエータ周波数特性の動圧による顕著な劣化は認められないものの、舵面リンク系の摩擦等による非線形な挙動などの問題が見つかり改修が行われた。エアデータ（動圧、静圧、迎角、横滑り角）については実験機の ADS による計測値と風洞計測値とのずれを評価し、また、較正データを取得した。これにより得られた誤差データおよび較正データを飛行データ解析に反映することとした。また、ここで取得された空力データは低速風試データおよび CFD データを補足する形で誤差モデル設定等に利用された。

4.1.3 パラシュート機能確認試験

実機風洞試験において、想定した最大動圧よりも低い動圧で非常用パラシュートの不時開放が発生した。原因は中央アクセス扉の剛性が足りなかった事と、扉のラッチの強度不足と推定され風洞試験後に対策がなされた。この対策の効果を確認することを目的として、2007 年 10 月に JAXA6.5 m × 5.5 m 低速風洞で実施され、想定最低動圧でパラシュート扉の開放ができること、また、最大動圧下でも不時開放が起らないことを確認した。

4.2 実験機システム確認

システム統合試験として、「操舵系特性試験」、「慣性特性計測試験」、「全機結合試験」および「フィジカルシミュレーション試験」を実施した。その後、質量増加や計画変更に伴い、非常／回収用パラシュートのための構造補強とパラシュート自体の飛行環境下での確認試験として飛行機からのパラシュート投下試験を実施した（4.2.8 項参照）。これらの試験について以下に述べる。

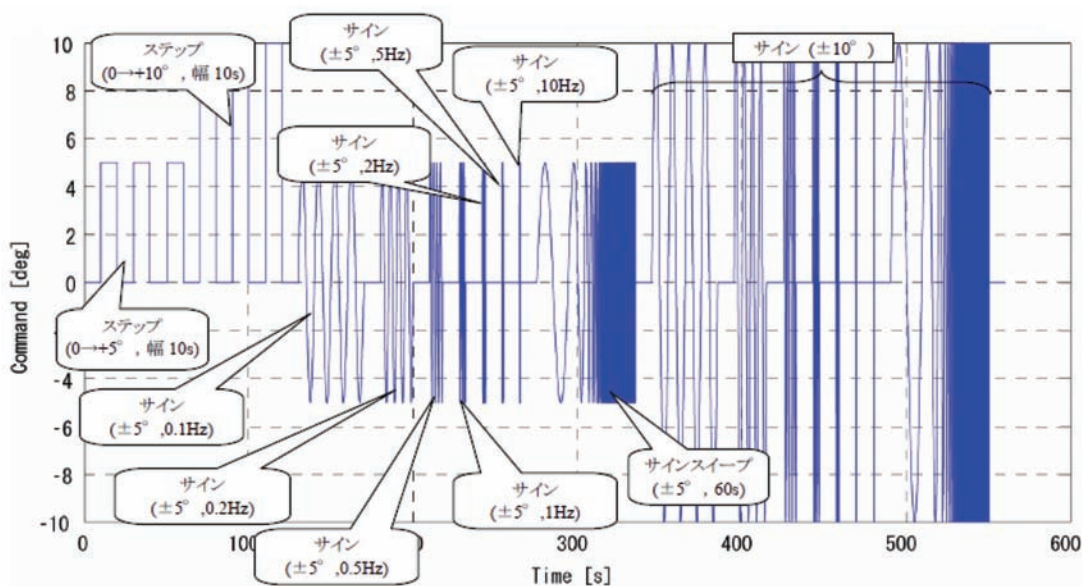


図 4.2.1-1 入力信号パターン

4.2.1 操舵系特性試験

実験機の操舵特性を取得する目的で操舵特性試験を実施した。

・操舵系特性試験（その1）

2007年5月末から6月初めに実施した。エレボン、ラダー、ステアリングの各舵面についてステップ応答特性と周波数特性のデータを取得した。周波数特性は、周波数ごとの正弦波入力に対するゲイン、位相特性の計測と、周波数スイープ入力に対する応答取得を行った。尚、舵角の計測については試験を簡易に行うため、搭載の舵角計測系を使用して実施した。入力信号パターンの例を図4.2.1-1に、取得したデータを処理した周波数応答の一例を図4.2.1-2に示す。

(1) 実機風洞試験での操舵系特性の取得

2007年6月から7月にかけて実施された実機風洞試験において、動圧負荷下での操舵特性の取得を行った。取得したデータを処理した周波数特性からは動圧による顕著な動特性の低下は認められなかったが、ガタやリンク系の摩擦等によると思われる非線形性の影響が顕著に認められた。

(2) 操舵系特性試験（その2）

1回目の操舵系特性試験および実機風洞試験の後、操舵系のリンク機構、舵角ポテンショメータのリンク機構を改修したため、改めて無風時のデータを再取得して特性を確認する目的で、2009年1月にデータの再取得を行った。また、過去のデータからガタやサーボアクチュエータ内の量子化の影響と思われる非線形な挙動が顕著に見られたため、これらについても改めて確認を行った。ここで取得されたデータに基づき、誘導制御系検討用の解析モデルのアクチュエータ特性を修正した。

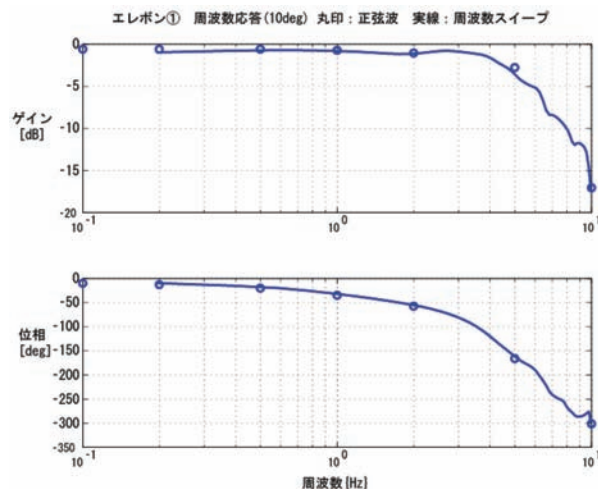


図 4.2.1-2 周波数応答の例

4.2.2 慣性特性計測試験

実験機の慣性特性（質量・質量中心・慣性モーメント・慣性乗積）を算出するために必要な実測データを取得する目的で2009年2月にFHI敷地内の強度試験場にて慣性特性計測試験を実施した。試験内容および結果は以下の通りである。

(1) 質量・質量中心計測

重量計を用いて実験機の質量・水平面内質量中心位置の計測、また、吊り下げ治具を用いて実験機の鉛直方向の質量中心位置を計測した。測定結果は横上げ値と比較して妥当であることを確認した（図4.2.2-1参照）。

(2) 慣性モーメント / 乗積計測

実験機をケーブルにて吊り下げ、二点吊自由振動法¹²⁾により慣性モーメント / 乗積の計測を実施した。

試験は実験機にハンドリング用の治具を取り付け、二台



図 4.2.2-1 質量・質量中心計測（水平面内）

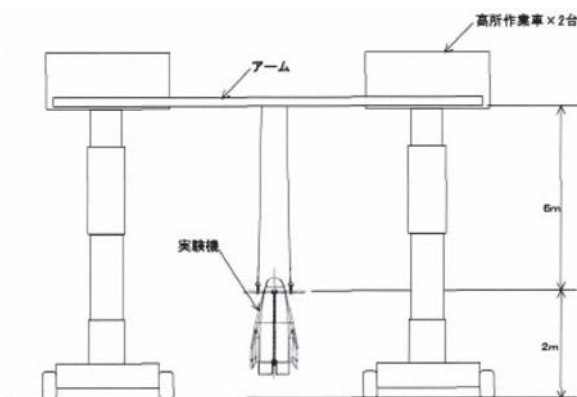


図 4.2.2-2 慣性モーメント計測試験セットアップ

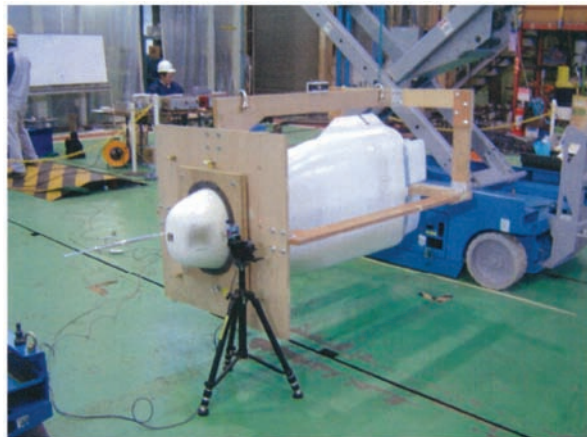


図 4.2.2-3 慣性モーメント計測試験

の高所作業車間に渡した梁から二本のロープで吊下げ、微小な振動を与えてその周期を計測することにより実施した（図 4.2.2-2、図 4.2.2-3 参照）。

周期の計測は計測用のケーブル等の影響を排除するため、レーザ変位計を用いて非接触で実施された。ハンドリング治具についても慣性モーメントの計測を行い、計測結果の差分をとることにより実験機単体の慣性モーメント /

乗積を算出した。算出結果を積上げ値と比較し、妥当であることを確認した。

4.2.3 電波リンク（アンテナパターン）試験

LIFLEX で使用する電波リンクは、テレメータ、非常系の 2 種類がある。また、受信のみ電波を使う機器として、Micro-GAIA 内蔵の GPS 受信機がある。これらの電波リンクが成立していることの確認は、当初は回線解析と懸吊飛行試験で行う計画であった。しかし、懸吊飛行試験の結果、非常系と GPS については性能が不十分であり（4.3.3.3 項、4.3.4.2 項参照）、対策および地上での電波リンク試験を行うこととした。

尚、テレメータについては、分離前のモニタに支障にならない程度にリンクが成立していれば良く、懸吊飛行試験で十分な性能が発揮できていることが確認できた。

4.2.3.1 非常系電波リンク試験

(1) 目的

懸吊飛行試験で非常系電波の到達距離が短かった原因は、主に搭載機器からの電磁干渉であることが地上での確認で判明した。配線にシールドおよびフェライトコアを追加することで干渉を低減することができたが、無視できる程度まで低減することはできず、性能余裕が乏しい状態になった。また、懸吊飛行試験では実験機の姿勢をロールやピッチ軸回りに大きく変えることはできず、異常飛行時の姿勢に対して非常系電波リンクの成立を確認することができないので、地上でアンテナパターン試験を実施することとした。

通常のアンテナパターン試験は電波暗室を用いて行うが、電波暗室が対応している最低周波数は 1 GHz 程度であり、非常系の 73 MHz に対しては電波暗室で自由空間を模擬することはできない。可能な範囲で自由空間を模擬する方策として、屋外の開けた場所で試験を行い、非導電性の材料で実験機を空中に保持し、機体の姿勢を変えてアンテナパターンを計測することとした。

(2) 試験方法

試験は 2009 年 2 月に FHI 工場のグラウンドで実施した。図 4.2.3-1 に非常系アンテナパターン試験の実施状況を示す。実験機は木製のやぐらの上に置かれ、地面からの高さは約 4 m である。

発泡スチロールの治具で機体を保持してロール角を 30 deg おきに設定し、回転台で方位を 10 deg おきに 360 deg 回転させて、全姿勢について計測した。機体姿勢の設定状況を図 4.2.3-2 に示す。送信アンテナの偏波面は、垂直偏波と水平偏波の両方について計測した。

(3) 試験結果

図 4.2.3-3 にアンテナパターン計測結果の例を示す。No.



図 4.2.3-1 非常系アンテナパターン試験状況



図 4.2.3-2 機体姿勢設定状況

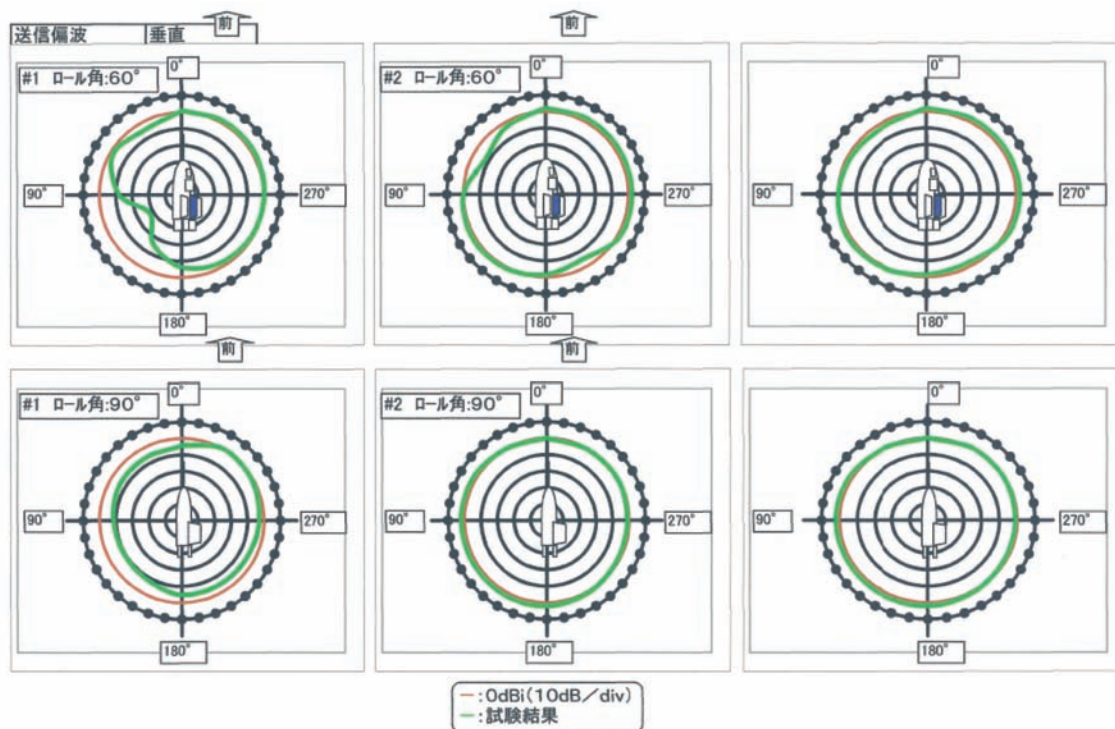


図 4.2.3-3 非常系アンテナパターン試験結果例

1 アンテナ（左の列）と No. 2 アンテナ（中央列）それぞれでは、方位によって受信レベルが落ち込んでいるところがあるが、両者の大きいほうをとる（右の列）と、概ね均一なアンテナパターンが実現できている。

計測結果から非常系電波の到達距離を計算すると、No. 1 アンテナで 4.2 km, No. 2 アンテナで 5.3 km となった。この距離は大樹航空宇宙実験場の飛行管制棟に非常系送信機を置いた場合の飛行範囲をカバーすることはできるが、回線マージンを十分確保できるほどの値ではない。ただし、最低受信電力の計測時に、非常系が安定して動作する条件で計測しており、確実に正のマージンを確保してい

るので、非常系電波リンクは成立していると判断した。

4.2.3.2 GPS アンテナパターン試験

第一回懸吊飛行試験で MSAS 信号が分離待機経路を周回中に受信できないことがあったことから、GPS のアンテナパターンに問題があることが疑われ、地上でアンテナパターン試験を実施することとした。

実機で実衛星の信号を受信して試験を行うこととしたが、GPS 衛星の方向と信号レベルは常に変化しているので、試験に使うのには不便である。そこで、GPS と同様の信号を送信している MTSAT が静止衛星で、方向と信号レベ

ルが一定であることを利用し、実験機の方角を回転させて GPS の受信電力を記録し、仰角一定の条件ではあるが水平面内のアンテナパターンを得る方法をとった。図 4.2.3-4 に試験の状況を示す（大樹町での試験状況）。実験機を懸吊装置と合体し、懸吊架台の方角を約 45 deg おきに変更しながら計測を行った。

最初の試験は、2007 年 10 月 23 日、24 日に FHI 工場のグラウンドで実施した。結果を図 4.2.3-5 に示す。

第一回懸吊飛行試験と同じ状態での計測結果が GP（グラウンドプレーン）無で示した線であり、C/N0 が通常のレベルである 40 dB 程度より明らかに低い。また、GPS アンテナの下を通る ADS プローブを取り付けないと受信状況が良くなることが分かった。

このことから、GPS アンテナ下方からの反射波が影響していると推定し、GPS アンテナの下面の周囲（前胴上面の内側と前方アクセス扉前半分の内側）にアルミテープを貼ってグラウンドプレーンを形成した。この状態でアンテナパターンを計測したところ、図中の GP 有の線の結果が得られ、懸吊装置および懸吊架台で遮蔽される方向以外

は、正常に受信できることを確認した。この時点でのグラウンドプレーンは仮設で、アクセス扉に段差を生じていたが、薄いアルミテープで段差を生じないように本設した後の第二回懸吊飛行試験時に大樹航空宇宙実験場で同様の試験を行い、FHI 工場での試験時と同等の結果が得られることを確認した。

4.2.4 全機落下試験

想定される落下衝撃に機体および搭載機器が耐えられることを確認すること、接地時の降着系の挙動のデータを取得することを目的として全機落下試験を実施した。

試験は第二回懸吊飛行試験をはさんで 2007 年 11 月 8 日と 12 月 26 日の二回に分けて実施された。実施したケースを表 4.2.4-1 に示す。また、試験状況を図 4.2.4-1 に示す。

4.2.4.1 全機落下試験（その 1）

試験は、ADS プローブ等一部の部品は取り外し、ダミーウェイトで質量・質量中心を合わせて実施することとした（表 4.2.4-1 参照）。また、実験機の電源はオフの状態を実施し、機体の挙動データは計測用の加速度計を取り付けて取得した。質量・質量中心計測後、実験機を所定の高さまで手で持ち上げて落下させる方法を用いた。接地時の姿勢角を模擬したため、前脚のみ持ち上げて落下させるケースからはじめて徐々に高さを上げて主脚の高さが 30 cm になるケースまで実施した。接地時の沈下率上限である 0.5 m/s での落下を模擬するためには高さ約 50 cm から落とす必要があるが、万一機体を破損した場合の日程への影響を考慮してこれ以上の高さについては第二回懸吊飛行試験の後に実施することとした。また、機体軽量化のため、脚取付マウント部分を改修する予定があったため、まず改修前の形態について実施したのち、取付部を交換して改修後の形態についての試験を行った。その後、機体電源を投



図 4.2.3-4 GPS アンテナパターン試験状況

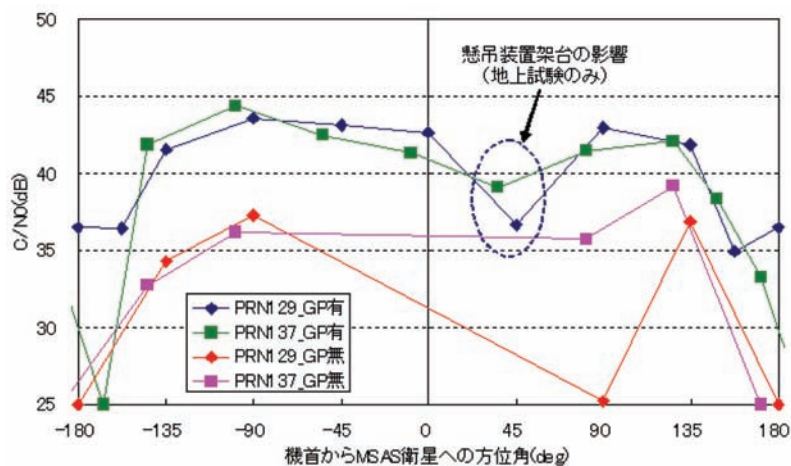


図 4.2.3-5 GPS アンテナパターン試験結果

表 4.2.4-1 試験ケース

(その1)

ケース	脚高さ[cm]		ピッチ角 [deg]	備考
	前	後		
1	10	0	—	
2	20	0	—	
3	10	10	0	
4	—	10	10	
5	—	20	10	
6	—	30	10	
7	—	10	10	改修脚マウント
8	—	20	10	改修脚マウント
9	—	30	10	改修脚マウント

(その2)

10	—	30	10	改修脚マウント
11	—	40	10	改修脚マウント
12	—	50	10	改修脚マウント

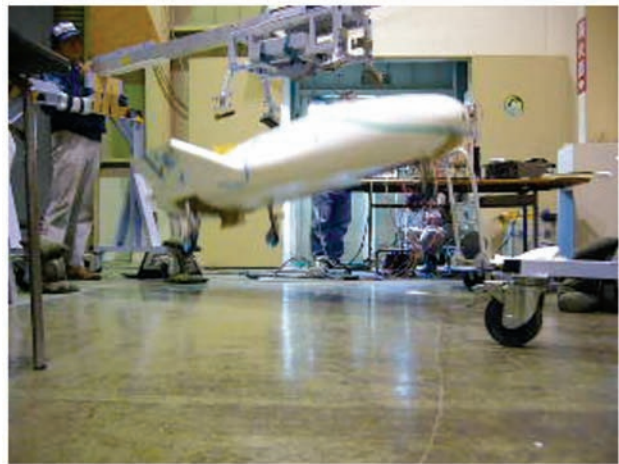


図 4.2.4-1 全機落下試験

入し、搭載機器の動作に問題がないことを確認した。

4.2.4.2 全機落下試験（その2）

第二回懸吊飛行試験後に二回目の落下試験を行った。改修後の脚マウントを使用し、高さ 50 cm までの試験を実施した。実験機は懸吊装置の分離機構を用いて落下させた。また、接地時の機器の動作異常等の有無を確認するため、実験機電源オン状態で落下させた。50 cm の高さからの落下後、機体の状態を目視確認したところ、チップフィン取付部等、複数の箇所に破損が認められたため、その後、機体の構造強度を再検討し、補修／補強を実施することとなった。

4.2.5 全機結合試験

4.2.5.1 試験目的

LIFLEX では、実験機および懸吊装置を結合した状態（全機結合状態、図 4.2.5-1(a) 参照）で母機ヘリコプタから吊



図 4.2.5-1 結合状態と切離状態イメージ

り下げ（懸吊飛行状態、図 4.2.5-1(b) 参照）、所定条件で実験機が切り離され（図 4.2.5-1(c) 参照）、実験機は自動で滑走路まで飛行し、母機ヘリコプタと懸吊装置は着陸場に着陸する。本試験では、実験機、懸吊装置（分離操作パネルを含む）、懸吊架台などの結合状態や分離状態での機能を確認することを目的とする。

本試験の対象外である母機ヘリコプタと懸吊装置間の物理的・電磁気的な確認については、懸吊飛行試験（4.3.3 項および 4.3.4 項参照）において確認を行った。

4.2.5.2 確認項目

飛行実験シーケンスを想定し、以下の物理的・電磁気的な確認を行った。

(1-1) 離陸前における機体結合

- ・支持台を使い懸吊装置と実験機の結合作業を支障なく行えること。
- ・電気ハーネスを結合することで実験機搭載プログラム等に悪影響を及ぼさないこと。
- ・結合状態で GPS 衛星の受信数に大きな変化がないこと。

(1-2) 全機結合状態（離陸前又は懸吊飛行時）

- ・結合状態で懸吊装置を傾けても実験機と懸吊装置の間で過剰な干渉（変形など）がないこと。
- ・支持台から懸吊ロープ一本で吊り上げ／吊り下げ時に実

験機が支持台に接触しないこと。

- ・母機ヘリコプタの操作員が取り扱う分離操作パネルの操作により、分離操作パネルのランプが設計どおりに点灯すること。
- ・非常切り離し装置の電気ハーネスが切り離された状態で、実験機側から分離信号を送っても切り離されないこと。

(1-3) 結合状態で帰投後の分離

- ・支持台に乗った結合状態の実験機を支障なく切り離し作業ができること。

(2-1) 実験開始時の分離

- ・分離信号 ON から1秒以内に実験機が実際に切り離され、電気ハーネスが支障なく切り離されること。
- ・分離操作パネルが分離許可状態で、実験機から分離信号を送ったときに正常に分離されること。
- ・分離後に、懸吊装置側の電気ハーネスのコネクタ部分が懸吊装置に当たらないこと。
- ・電気ハーネスが分離した後、切り離し装置のモータが停止すること。発火など異常な状態にならないこと。分離操作パネルのランプが正常に点灯すること。懸吊装置の電源を正常に OFF できること。

(2-2) 分離後

- ・分離後の懸吊装置が懸吊ロープの一本吊りの状態で異常な角度にならないこと、支持台に問題なく設置できること。

4.2.5.3 試験結果

2007 年 7 月 26 日における試験で、外部電源から内部電源に切り替える際のスイッチングノイズで FCC がリセットされる不具合が発生したため、電源分配器の改修を行い、2007 年 11 月 7 日に全ての要求機能・性能を満足することを確認した (図 4.2.5-2 参照)。

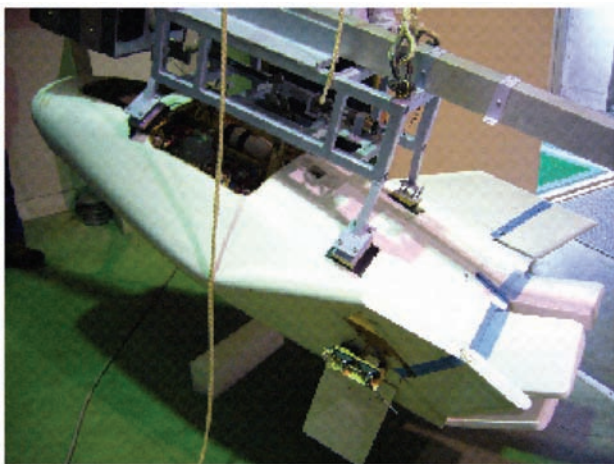


図 4.2.5-2 実験機と懸吊装置の結合状態

4.2.6 フィジカルシミュレーション試験

フィジカルシミュレーション試験は、飛行実験前に実験機を使い誘導制御プログラム (GNCP) の動作を確認することを目的としている。GNCP を実験機上の FCC に搭載した状態で、地上において動作を確認する。

ただし、実験機は地上で静止しており飛行運動は発生しないため、センサ信号は GNCP の入力として使用できない。代わりに飛行シミュレーションを用いた模擬信号を FCC で取り込み、GNCP の入力とする。入力信号に応じた制御舵面の舵角コマンド等が、GNCP 内で計算され出力される。出力された舵角信号により、アクチュエータが駆動される。この試験において確認できることは、次の 2 つである。

(1) 実験機に搭載された状態での GNCP 動作

(2) アクチュエータ動作

ただし以下のような、飛行実験と異なる点がある。

- ・飛行中の FCC はセンサからの信号を受信するが、この試験では飛行運動の模擬信号を取り込むため、FCC への信号伝達経路が飛行中とは異なる。
- ・この試験では、アクチュエータ舵面に空気力は働かない。よって、厳密には飛行中の舵角の挙動とは異なる。特に、バックラッシュは空気力の大きさと方向により、舵角を微妙に変化させる。

4.2.6.1 試験システム

図 4.2.6-1 に、試験システムの概略を示す。システムの主要部は大きく分けて、実験機に搭載された FCC と飛行運動を模擬するシミュレーション計算機の、2 つの部分から成る。

シミュレーション計算機で飛行運動を模擬して、センサ出力相当の信号を出力する。その信号を FCC で取り込み、GNCP で誘導制御コマンドを計算し、アクチュエータを駆動する。各アクチュエータ舵角はポテンショメータで計測され、シミュレーション計算機に送られ、飛行運動計算に反映される。

GNCP の設計確認は、飛行運動シミュレーションと GNCP を含む 1 台の PC 内で実行している (オフラインシミュレーション)。よって本試験システムとは、実物のアクチュエータを使用することが異なるのは明らかだが、違いはそれだけではない。試験システムでは、いくつかの異なるセンサからの信号を、全てシミュレーション計算機からの信号に置き換える必要がある。センサ出力がアナログの場合には、シミュレーション計算機出力をアナログに変換する必要がある。FCC にアナログで取り込んだセンサ信号は再度デジタル信号に変換されて、GNCP に利用される。よって「シミュレーション計算機の出力」と「GNCP の入力」とは微妙な差があり、完全に一致するわけではない。アクチュエータを除いたとしても、1 台の PC 内で実

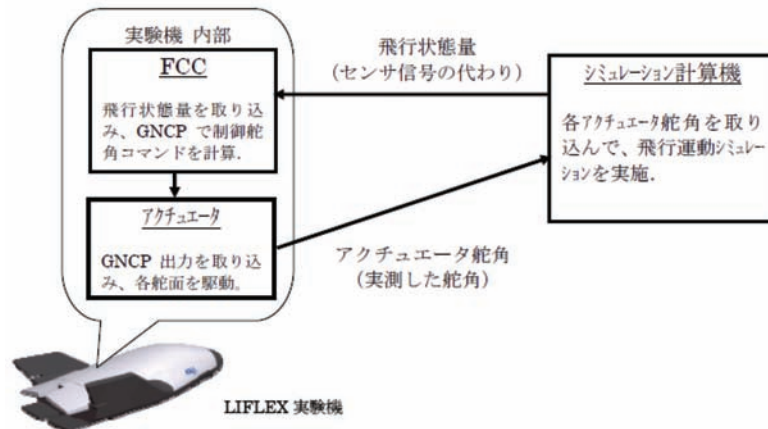
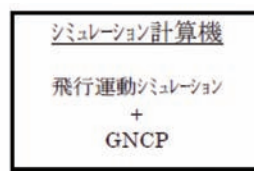
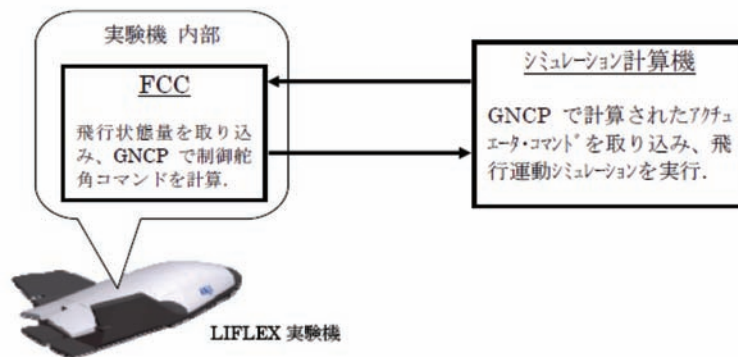


図 4.2.6-1 フィジカルシミュレーション試験システム



（a）第1ステップ：シミュレーション計算機のみ



（b）第2ステップ：アクチュエータを除いたシステム

図 4.2.6-2 試験手順

行する設計確認とこの試験は、信号の伝送部分が異なり、計算結果も微妙に異なる。またこの試験では、飛行運動シミュレーションをリアルタイム処理する必要もある。

以上の設計確認時との違いを考慮し、この試験では段階を追って図 4.2.6-1 の試験システムを構築した。

4.2.6.2 試験手順

図 4.2.6-1 の試験システムを構築するために3つのステップで確認した。第1、第2ステップの試験コンフィギュレーションを図 4.2.6-2 に示す。第3ステップが、図 4.2.6-1 の試験システムとなる。

第1ステップ

シミュレーション計算機を用いて、設計確認時の状況を

再現する。図 4.2.6-2(a) に、試験コンフィギュレーションを示す。シミュレーション計算機に、飛行運動シミュレーションプログラムと GNCP を組み込む。この状態で飛行シミュレーションを実施し、設計確認時と同じ結果が得られることを確認する。

この試験では、設計確認時とは異なるハードおよびソフト（OS、コンパイラ）を使用しても、同じ結果が出力されることを確認する。

第2ステップ

次に、シミュレーション計算機と FCC との接続の妥当性を確認するため、アクチュエータを介さず直接接続する。この試験コンフィギュレーションを、図 4.2.6-2(b) に示す。第1ステップとの違いを、以下に記す。

- (1) GNCP が異なる計算機 (FCC) で動作する.
- (2) 2つの計算機間の, 接続が必要である.
- (3) 接続において, DA 変換, 物理量-電圧変換等の処理が介在する.
- (4) リアルタイムで動作する.

以上の違いがあるが, 基本的には第1ステップとほぼ同じ結果が得られるはずである. 物理量-電圧変換のスケールファクタの誤りなど, 接続の問題を排除することができた.

4.2.6.3 確認項目

フィジカルシミュレーション試験において確認した項目は, 大まかに分類して次の3項目である.

- (1) アクチュエータ特性
各舵面の入出力を計測. 入力と出力に大きな違いが無いことを確認.
- (2) 誘導制御性能
基準軌道, および誘導制御コマンドへの追従性を確認.
- (3) オフラインシミュレーションとの比較
飛行運動状態量, 誘導フェーズ, WOW フラグなどについて, オフラインシミュレーション結果と大きな差

異がないことを確認.

上記のシミュレーションの前に, 実験機分離前に必要となる, 分離条件や各種フラグの確認を実施した. 具体的には, 次の項目である.

(1) 分離判定パラメタ・フラグ

分離判定に用いる各12個の飛行状態量が, 許容幅範囲内外で正しくフラグを出力することを確認.

(2) 分離時フラグ

「分離フラグ」および「電源切替フラグ」に連動して変化する, 「誘導制御フラグ」, 「積分フラグ」, 「誘導フェーズ」の各フラグが正しい値を出力することを確認.

4.2.6.4 試験結果

試験ケースは次の5通りとした.

- (1) ノミナル (誤差無し)
- (2) Y = 50 m オフセット分離
- (3) 向風
- (4) 追風
- (5) 横風

最も基本的なケースであるノミナルケースにより, 垂直

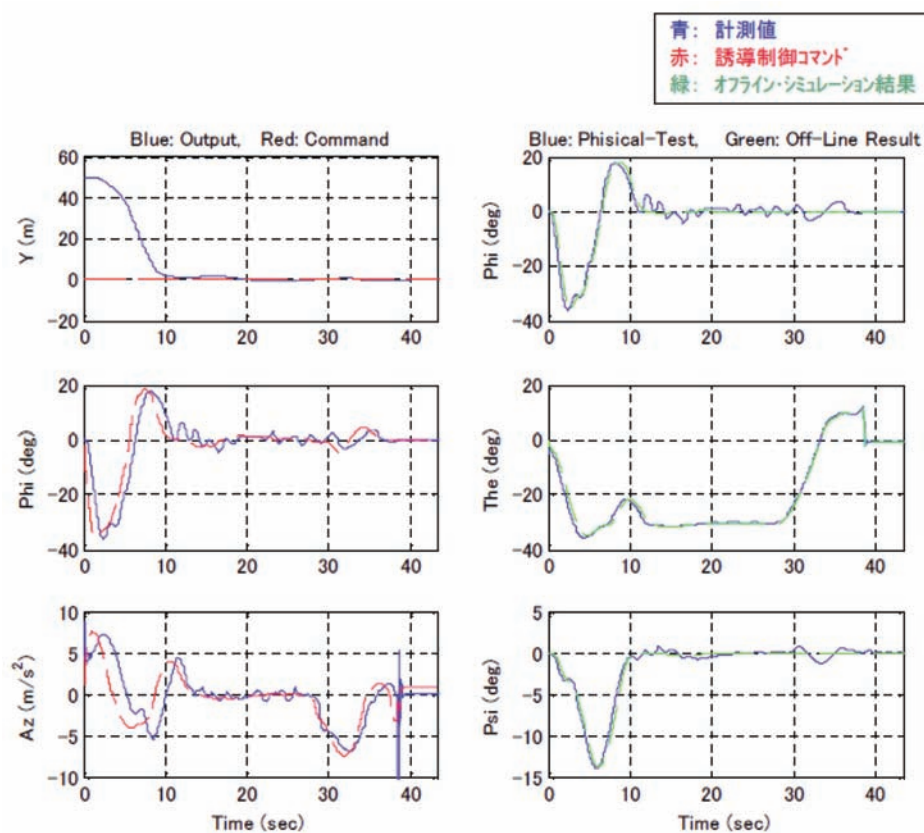


図 4.2.6-3 試験結果例: Y=50 m オフセット分離

面内の飛行と縦運動について確認できる。また(2)のオフセット分離ケースにより、横運動の妥当性が確認できる。さらに比較的影響が大きいと考えられる、風を含む3ケースを追加した。

図4.2.6-3に試験結果例として、Y=50 m オフセット分離ケースの時歴データを示す。左側は誘導制御性能を示しており、赤線がコマンドを表す。少し遅れて実測値(青線)が追従していることがわかる。一方で右側には、姿勢角をオフラインシミュレーション結果と比較したデータを示す。青線で示す試験結果と、緑線で示すオフラインシミュレーション結果は良く一致していることがわかる。

4.2.7 構造補強試験

飛行安全の観点から機体構造に問題のないこと、すなわち、想定される非常用パラシュートの開傘荷重に対して少なくとも機体が分解しないだけの耐荷能力を有することの確認を目的として、部分模擬供試体を用いた耐荷能力の確認試験を実施した。

4.2.7.1 試験供試体

試験供試体として、実機の STA348.5 から STA1406.5 に至る部分の主構造組立を新たに製作した(図4.2.7-1 参照)。

これに、実機を模擬するための部材および、懸吊ポイント周辺で、強度検討の結果必要と判断された補強を追加して、耐荷能力確認試験に供する部分模擬供試体とした。供試体における補強の概要を図4.2.7-2に示す。

また、補強部材は以下のとおりである。

- | | |
|--------------------|-------|
| 1. 補強スティフナ (2 STA) | × 各 1 |
| 2. 上面補強板 (3 mm) | × 1 |
| 3. 上面補強板 (4 mm) | × 1 |
| 4. FCC 縁補強板 (3 mm) | × 1 |

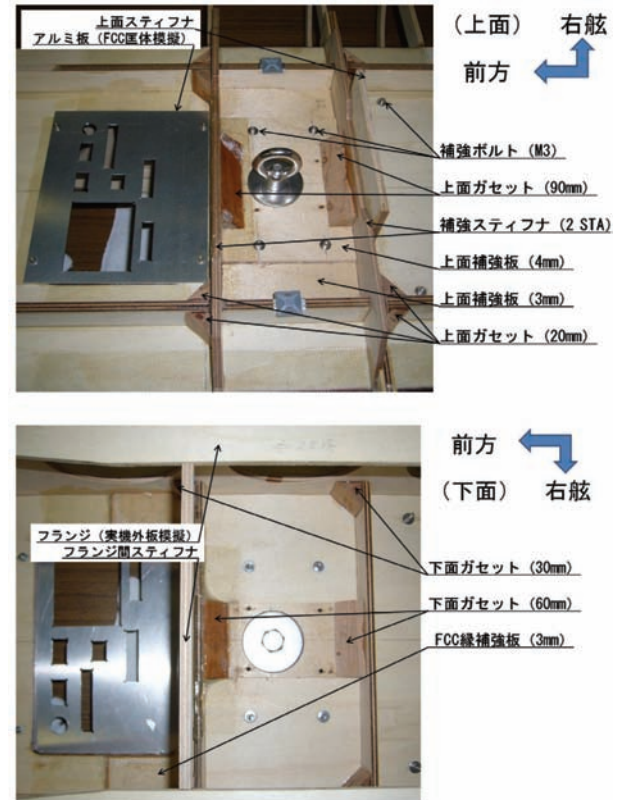


図 4.2.7-2 補強概要

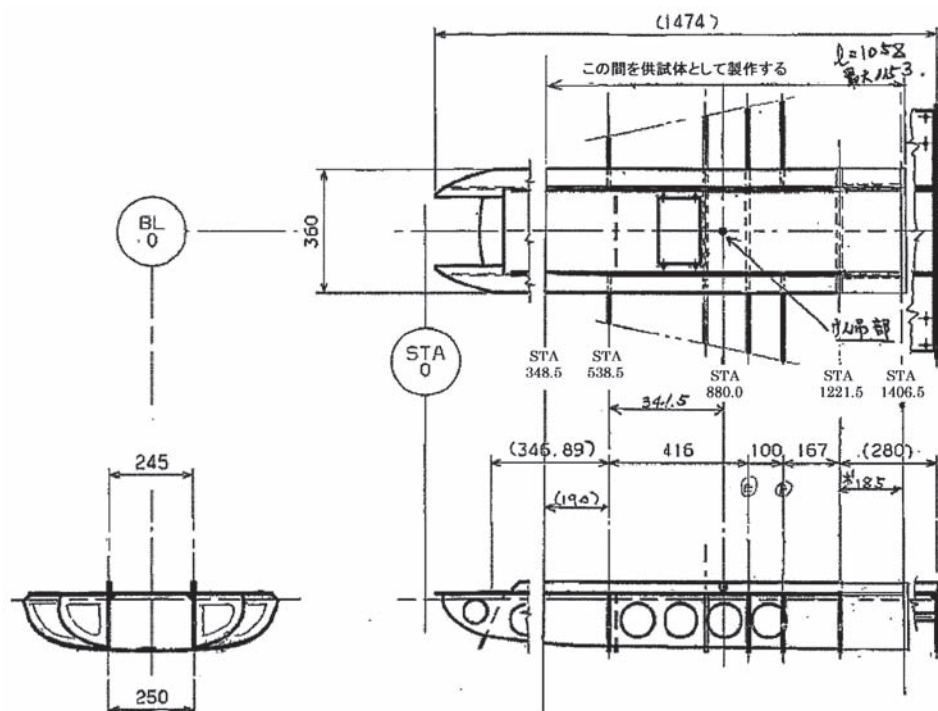


図 4.2.7-1 供試体概要

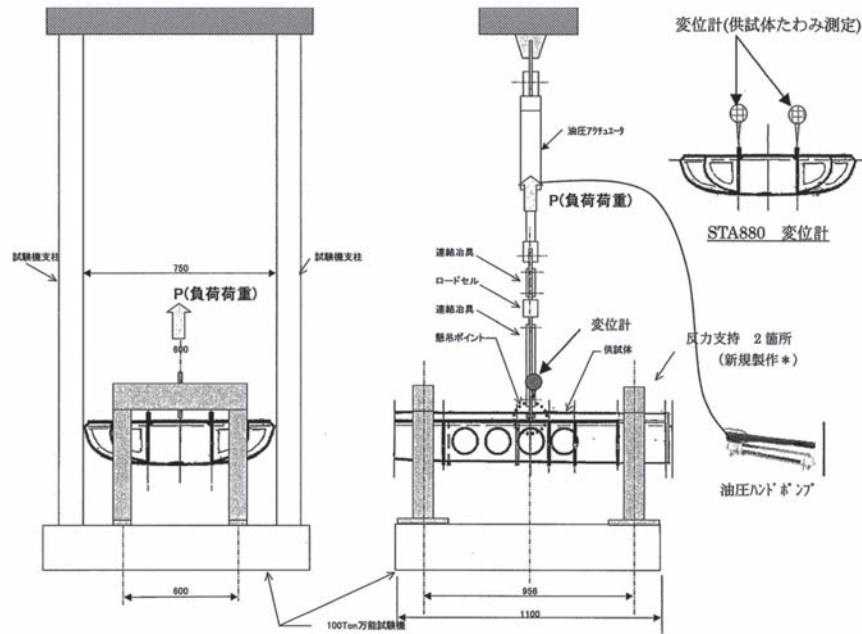


図 4.2.7-3 試験方法概要

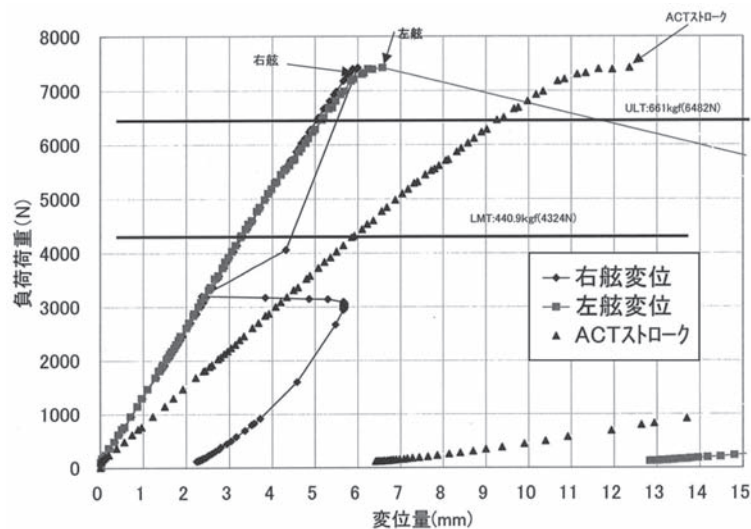


図 4.2.7-4 試験結果概要 (変位～荷重)

- | | | |
|-------------------|-----|--|
| 5. 上面ガセット (20 mm) | × 8 | 3. 左右の上面ビーム板 (STA880: 懸吊ポイント) と、 |
| 6. 上面ガセット (90 mm) | × 2 | アクチュエータに変位計をセットする。 |
| 7. 下面ガセット (30 mm) | × 4 | 4. 僅かに荷重を負荷した状態で、支持点のバランスを |
| 8. 下面ガセット (60 mm) | × 2 | とる。 |
| 9. 補強ボルト (M3) | × 6 | 5. 計測 (印加荷重, 変位, ビデオ画像) 開始する。 |
| 10. GFRP | | 6. 破断により耐荷しなくなるまで、ハンドポンプで徐々に引張荷重を印加する。 |

4.2.7.2 試験方法

試験手順は以下のとおりである。

1. 当て板, 反力支持治具を介して供試体本体を万能試験機にセットする。
2. 連結治具, ロードセルを介して懸吊ポイントを油圧アクチュエータにセットする。

7. 破断部分の写真撮影を実施する。

試験方法の概要を図 4.2.7-3 に示す。

4.2.7.3 試験結果

試験結果の概要を以下に示す。

1. 440.9 kgf (想定開傘荷重) に対しては、部分的な破

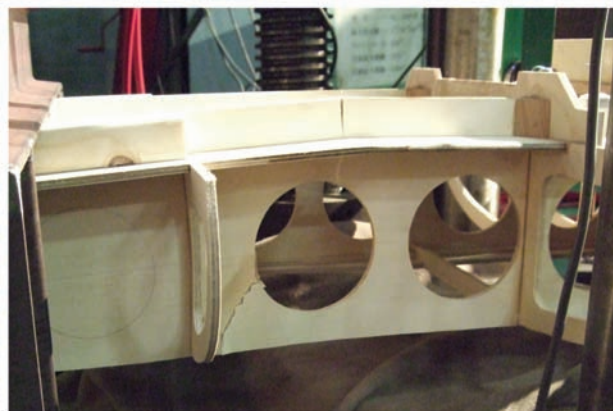


図 4.2.7-5 破断状況概要

損もなく耐荷.

2. 490 kgf あたりから, 異音が生じ始める.
3. 570 kgf あたりから, 左右の変位計に差が生じ始める.
4. 757 kgf で左舷前方破断 (負荷停止).

試験結果概要 (変位データ) を図 4.2.7-4 に, 破断状況概要を図 4.2.7-5 に示す.

強度検討の結果, 想定される非常用パラシュートの開傘荷重 (制限荷重) に対して, 安全率 (1.5) を見込んだ荷重 (終局荷重) まで, 少なくとも機体が分解しないだけの耐荷能力を有することが確認された.

4.2.8 非常／回収用パラシュート飛行確認試験

パラシュートの仕様や製作・設計に関しては 3.2.3 項に述べた通りであるが, LIFLEX では当初非常系用としてのみパラシュートの使用を計画していた. その後の計画変更に伴い, 非常／回収用パラシュートとして, 二つの用途に用いる事にした. 即ち, (1) 実験機が予定飛行経路を逸脱する可能性が生じた場合 (異常飛行時) にパラシュートを作動させ, 実験機を減速, 落下させる. そして地上または海上への落下時の衝撃を緩和し, 飛行実験データを保全するために使用する. その非常系としての役割, (2) 実験機が正常飛行し, 上空での着陸模擬後, 実験機を地上まで回収する役割, である.

実験機の開発・進捗過程での見直し等, 特に, 実験機の質量増加に伴い, 本パラシュートの開傘荷重の見直しおよび確認が必要となった. 即ち, 非常系として実験機最速時 (68 m/s) でのパラシュート開傘荷重を計算値で 440.9 kgf と予測し, パラシュートの実験機への取付部の構造補強 (4.2.7 項参照) を実施した. 一方, 解析での開傘荷重の推定には不確定さが伴うため最終的に現物での開傘状況を含めた飛行確認が必要であった.

4.2.8.1 飛行確認試験

2009 年 2 月 12 日～13 日に, 現有の LIFLEX 用パラシュ



図 4.2.8-1 セスナ 172 型機 (JA3333)

トの開傘確認試験として, 茨城県大利根飛行場 (滑走路長 800 m) で飛行確認試験を実施した. 飛行確認試験は藤倉航装 (株) の単発のセスナ 172 型機 (図 4.2.8-1 参照) を使用して行った.

本飛行試験ではパラシュートの開傘挙動の確認, 開傘荷重 (降下速度も併せて) の確認および強度確認 (開傘時に破損しないこと) を目的として, 実験機質量に相当するダミーウェイト (30 Kg) を懸吊して行った. 使用したパラシュートは相互比較のため, LIFLEX 用パラシュート (フジ・インバック社製) と藤倉航装製のパラシュートを用いた.

- (1) 藤倉航装 (株) 製同等品での試験手順, 計測系等の確認
- (2) LIFLEX 用改修品での開傘荷重, 降下速度の把握
- (3) LIFLEX 用改修品 (傘体頂部付近補修, ライザ部は藤倉航装 (株) 製と同等) での開傘荷重, 降下速度の把握
- (4) 藤倉航装 (株) 製同等品での開傘荷重, 降下速度の把握
- (5) LIFLEX 用新規製作品 (ライザ部は藤倉航装 (株) 製と同等) での開傘挙動の確認

パラシュート投下時の機体速度はセスナ 172 型機の最大速度を勘案し, 110 kt (56.6 m/s) とし, 解析で 68 m/s 時の開傘荷重を推定することにした. また, 投下高度は 500 ft (152 m) とし, 図 4.2.8-2 の試験環境図に示す滑走路中央付近脇を投下ポイントとした. 高度 500 ft で最初の滑走路進入時に, リボンを投下し, 周辺状況, 風状況を確認後, パラシュート投下飛行の進入を行った. 搭乗者はパイロット, 投下責任者, 補助者の 3 名である.

パラシュートとダミー計測器一式の供試体の概要図を図 4.2.8-3 に, 搭載状況を図 4.2.8-4 に示す. また, ダミー質量の一部として計測器材 BOX を搭載した. 計測器材

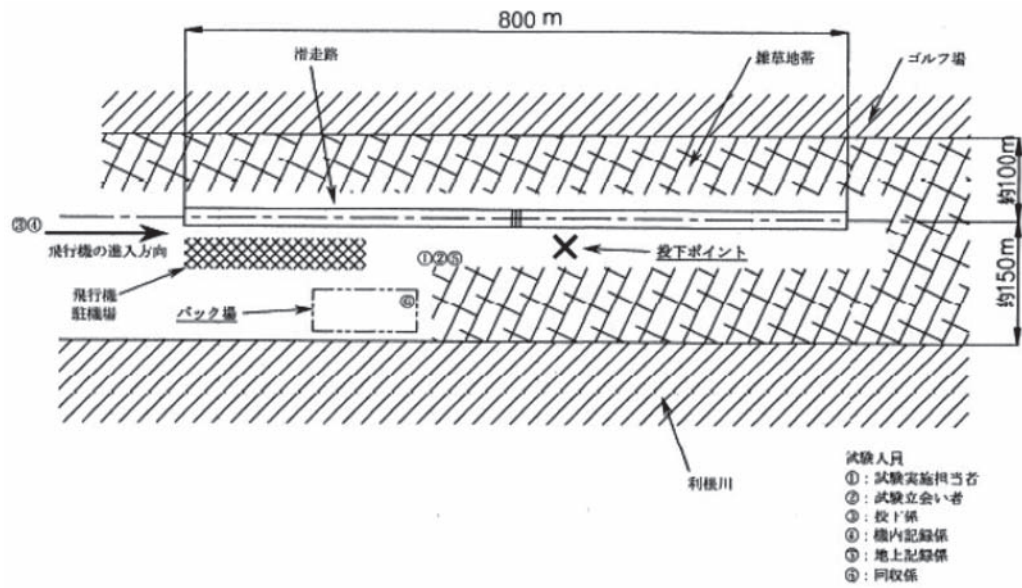


図 4.2.8-2 試験環境図

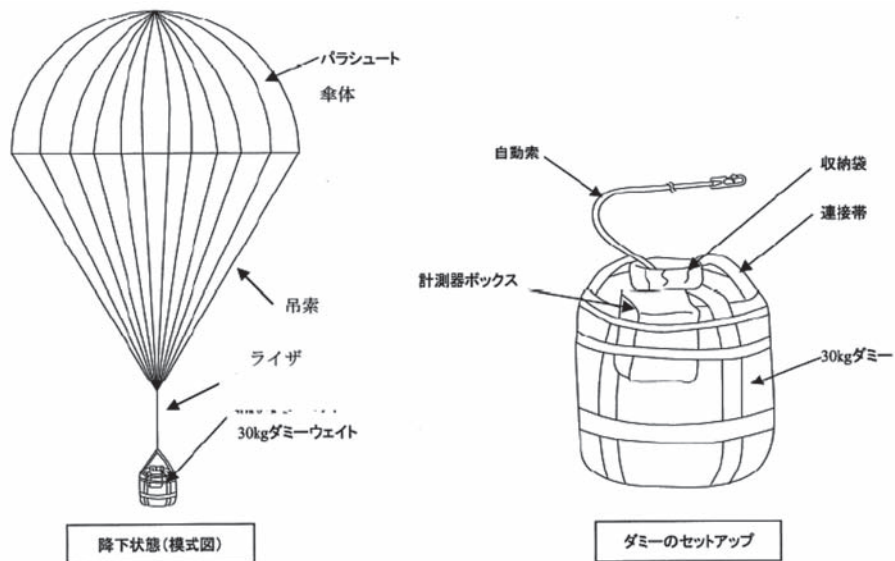


図 4.2.8-3 供試体概要図



図 4.2.8-4 投下レール取付状況とパラシュート・ダミー計測器一式投下準備状況



図 4.2.8-5 計測器材一式



図 4.2.8-6 投下飛行状況

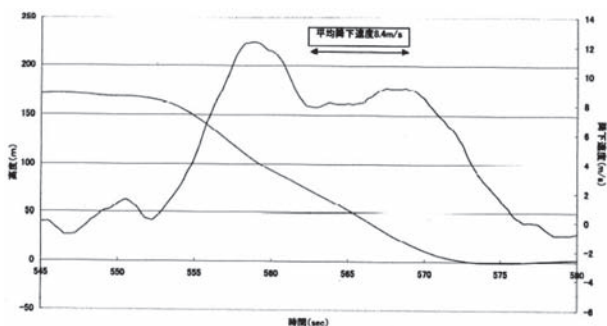


図 4.2.8-7 高度／降下速度データ例

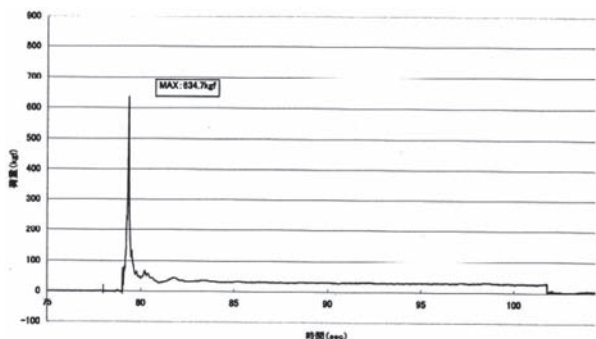


図 4.2.8-8 開傘荷重データ例

BOX には自記位置計測計（GPS）とデータロガーとシグナルコンディショナーが内装されている。図 4.2.8-5 に計測器材一式を示す。

2 月 12 日の飛行試験では合計 5 回の投下飛行を行った。始めに藤倉航装製のパラシュートで、試験手順、計測系等の確認のための投下飛行を実施し、データ取得の確認もできた。しかしながら、2 回目の LIFLEX 用パラシュートの投下飛行で、投下直後にライザが破断し、ダミーは滑走路脇へ落下した。落下の衝撃で計測系が破損したため、データは取得出来なくなった。一部予備の計測器材で再投下飛行を行ったが、傘体生地の一部に破損などが生じ、満足なデータ取得ができなかった。

2 月 13 日に改めて投下飛行を 5 回行った。パラシュートの反転開傘と思われる状況が 1 回見られたが、残りの 4 回は正常開傘で開傘荷重のデータ取得ができた。但し、降下速度計測については前日の気圧高度測定器の修復が出来ずに、データ取得が出来なかった。投下飛行状況を図 4.2.8-6 に示す。また、データ例を図 4.2.8-7、4.2.8-8 に示す。

4.2.8.2 飛行確認試験結果のまとめ

以上の飛行試験結果より、110 kt (56.6 m/s) での LIFLEX 用パラシュートの開傘荷重の実測値から推定した 68 m/s 時の開傘荷重予想値は 1,124 kgf (11,023 N) と推定された。しかしながら、先に述べたように計算値で 440.9 kgf (4,324 N) と約 2.5 倍の違いが見られた。種々検討の結果、改めて新規パラシュートの設計製作の見直しを行い、製作後に確認飛行試験を実施することにした。

パラシュート再設計 / 製作の要件として、雨天時の使用は想定しないことを条件に、JAXA の要求を以下のように設定した。しかし、この時点で LEFLEX 凍結となったため、新規パラシュートの製作・確認飛行試験には至らなかった。

- (1) パラシュートは実験機のパラシュート収納ベイに収納可能なこととし、質量は 1 kg 程度とし、パラシュートを含む実験機の吊り下げ質量は実験機質量上限値の 30 kg を超えないこと。
- (2) 開傘速度範囲は 20 ～ 68 m/s とし、降下速度（終端速度）は 8 m/s 以下とする（更に低減出来れば望ましい）。
- (3) 開傘荷重（最大値）は構造補強試験で確認されている値 4,315 N (440 kgf) 以下とする。
- (4) 開傘荷重（最大値）まではパラシュートが破損しないこと。

4.2.9 地上走行試験

4.2.9.1 概要

実験機の着陸後の滑走路走行時のステアリング、ブレー

キ等の機能確認および、走行制御系の設計評価に供するための走行特性を取得する目的で走行試験を実施した。実験機の滑走状態を模擬するため、自動車による牽引/加速後分離する方法を用いることとした。

試験は FHI 工場敷地内での予備試験と大樹航空宇宙実験場での走行試験を行った。

4.2.9.2 地上走行予備試験

地上走行予備試験は 2007 年 11 月 4 日に FHI 工場敷地内で実施され、低速での実験機および牽引装置の予備的な機能確認を行った。実施内容は以下の項目である。

①ブレーキ機能確認

実験機を手で押して走らせた後、ブレーキをかけ、制動機能を確認した。

②ステアリング機能確認

同じく実験機を手で押して走らせた後、ステアリングを切ってステアリング機能を確認。

③分離機能確認

実験機を牽引装置に取り付け、静止した状態から正常に分離できることを確認した。

④牽引機能確認

実験機を牽引装置に取り付け 25 km/h 未満の微速で牽引走行できることを確認した。

4.2.9.3 地上走行試験

2007 年 11 月 23 ～ 24 日に大樹航空宇宙実験場において懸吊飛行試験に引き続いて滑走路上で地上走行試験を実施した。ここでは以下の試験項目を実施した。

- ①制動力確認：分離後にブレーキ作動し、減速時歴から制動力を推定する。
- ②横力計測：分離後にステアリングをステップ操舵し、旋回軌跡から横力を推定する。
- ③制動用パラシュート機能確認：分離後に制動用パラシュートの開傘指令を送り、パラシュートが問題なく開傘することを確認する。また、減速時歴から制動力を推定する。

準備作業として、格納庫内で手押し加速によるステアリング、ブレーキの調整を行った後、滑走路に出て自動車で実験機を牽引して加速し、車上からの操作で分離することによって試験を実施した（図 4.2.9-1 参照）。試験ケースを表 4.2.9-1 に示す。尚、横力計測のケースではステアリングを切るため、初めは安全のため滑走路中央からステアリング方向と逆にオフセットした位置から分離を行い、その後、滑走路センターライン上から分離しての試験を行った。

表 4.2.9-1 試験実施ケース

ケース	項目	実施条件
(試験1日目)		
①	制動力確認	速度20km/h,ブレーキ50%
②	横力計測	速度20km/h,ステアリング舵角2deg
③	横力計測	速度20km/h,ステアリング舵角4deg
④	制動力確認	速度30km/h,ブレーキ50%
⑤	横力計測	速度30km/h,ステアリング舵角1deg
⑥	制動力確認	速度40km/h,ブレーキ50%
⑦	横力計測	速度40km/h,ステアリング舵角1deg
⑧	横力計測	速度40km/h,ステアリング舵角1deg,センターラインから分離
⑨	横力計測	速度20km/h,ステアリング舵角2deg,センターラインから分離
(試験2日目)		
①	制動力確認	速度30km/h,ブレーキ50%
②	制動力確認	速度30km/h,ブレーキ35%
③	制動力確認	速度30km/h,ブレーキ65%
④	制動力確認	速度40km/h,ブレーキ50%
⑤	制動力確認	速度40km/h,ブレーキ35%
⑥	制動力確認	速度40km/h,ブレーキ65%
⑦	横力計測	速度20km/h,ステアリング舵角4deg,センターラインから分離
⑧	横力計測	速度40km/h,ステアリング舵角0.5deg
⑨	制動力確認	速度50km/h,ブレーキ50%
⑩	制動用パラシュート	速度50km/h,制動用パラシュート開傘



図 4.2.9-1 試験実施状況

4.3 飛行確認試験

短期間で LIFLEX のシステム開発の確認試験を行うためには、地上での確認試験と並行して、飛行環境（飛行パターン、飛行計画・実験手順、電波リンクやセンサの飛行環境確認、等）での確認試験も実施する必要があった。その飛行環境での確認試験として、母機ヘリコプタ単体での飛行試験（予備飛行試験）および実験機懸吊での飛行試験（第一回／第二回懸吊飛行試験）を大樹航空宇宙実験場で実施した。また、同時に実験機の走行試験も実施した（4.2.9 項参照）。

ここでは上記飛行試験および飛行試験に先立って JAXA

の飛行シミュレータで行った模擬試験についても述べる。

4.3.1 飛行シミュレーション試験

飛行試験に先立ち、まず LIFLEX 飛行実験を想定し、JAXA の研究開発用飛行シミュレータである回転翼機型可動コックピット・システム FSCAT-R¹³⁾ を用いて、下記項目を確認するための飛行シミュレーション試験を実施した。但し、モーションシステムによる実験機懸吊時の運動模擬は行わないこととした。即ち、パイロットに計画された飛行パターンを飛んで貰い、問題点の洗い出しとパイロットの操縦慣熟等を目的に飛行シミュレーション試験を実施した。

LIFLEX において、母機ヘリコプタから実験機を切り離す場合、母機ヘリコプタの高度、速度はもちろん、その飛行経路等を母機ヘリコプタのパイロットへ指示をすることが欠かせない。特に、どのようにパイロットへ基準飛行経路を表示し、分離位置へ正確に誘導指示できるかは、LIFLEX の成否に関わる課題である。そのためには、飛行シミュレータにおいてこれらの課題を検討しておくことが非常に重要である。確認項目と目的は以下の通りである。

- (1) 実験機の懸吊状態での母機ヘリコプタの飛行性確認
- (2) 飛行実験時に想定している飛行パターンの確認（電波リンク確認用の試験パターンを含む）と TIS（によるパイロットへの基準飛行経路等の指示（表示）の評価
- (3) 実験機の分離シーケンス評価

この飛行シミュレーション試験は、MuPAL-ε の操縦担当である JAXA および MHI のパイロットの搭乗で実施した。その後、母機ヘリコプタがチャータ機である AS350B 型機に決定したため、同じ飛行シミュレーション試験を、中日本航空（株）の担当パイロットの搭乗で実施した。

FSCAT-R の外観写真を図 4.3.1-1 に示す。写真からも判るように、FSCAT-R はハーフドーム型スクリーン投写方式の模擬視界映像表示装置で、大樹航空宇宙実験場の模擬視界映像を発生させることができる。また MH2000A 型機の特長データを有しているのでその運動模擬が可能であった。

想定飛行パターンは図 2.3-1 に示した当初計画飛行パターンである。飛行シミュレーションでは以下のパターンを準備した。

- (1) ノミナルパターン 2 ケース（母機ヘリコプタ離陸後、実験機分離位置まで進入する飛行パターン）
- (2) リトライパターン（分離条件が整わず、実験機を分離出来ずに再度実験機分離位置まで進入する飛行パターン）
- (3) 実験中止パターン（分離条件が整わず、または異常



図 4.3.1-1 FSCA-R

時に実験を中止して実験機懸吊形態で着陸地点に戻る飛行パターン）

また、TIS の表示内容は MuPAL-ε 仕様の表示をベースにし、下記項目を追加または現状の内容を修正することにした。

- (1) 直線進入時に、「電源切り替え」、「実験機静定」、「分離安全装置解除」、「分離許可信号 ON / OFF」、「実験機分離」の表示等
- (2) 実験機分離アーム（電源切り替え時）開始位置（この位置を決める）から分離まで、トンネル枠の色または点滅、分離許可信号 ON 時には音声、文字の点滅等

実験手順の確認として、実験ケースに従って、パイロット、ミッションオペレータの実験機分離作業手順を行うことにした。

飛行シミュレーション試験は 2 回に分けて実施した。その結果、飛行形態として旋回半径 1000 m、左旋回、速度 80 kt が最も良好で、上昇中は速度を下げる方が良いということになり、これをノミナルの飛行パターンとすることにした（図 4.3.1-2 参照）。これらを反映して予備飛行試験（4.3.2 項参照）の飛行試験計画書等を作製していった。

4.3.2 予備飛行試験

上記、飛行シミュレーション試験を基に、2006 年 10 月 23 日（月）～ 25 日（水）に MH2000A 型機（MuPAL-ε）を使用し、大樹航空宇宙実験場で予備飛行試験を実施し

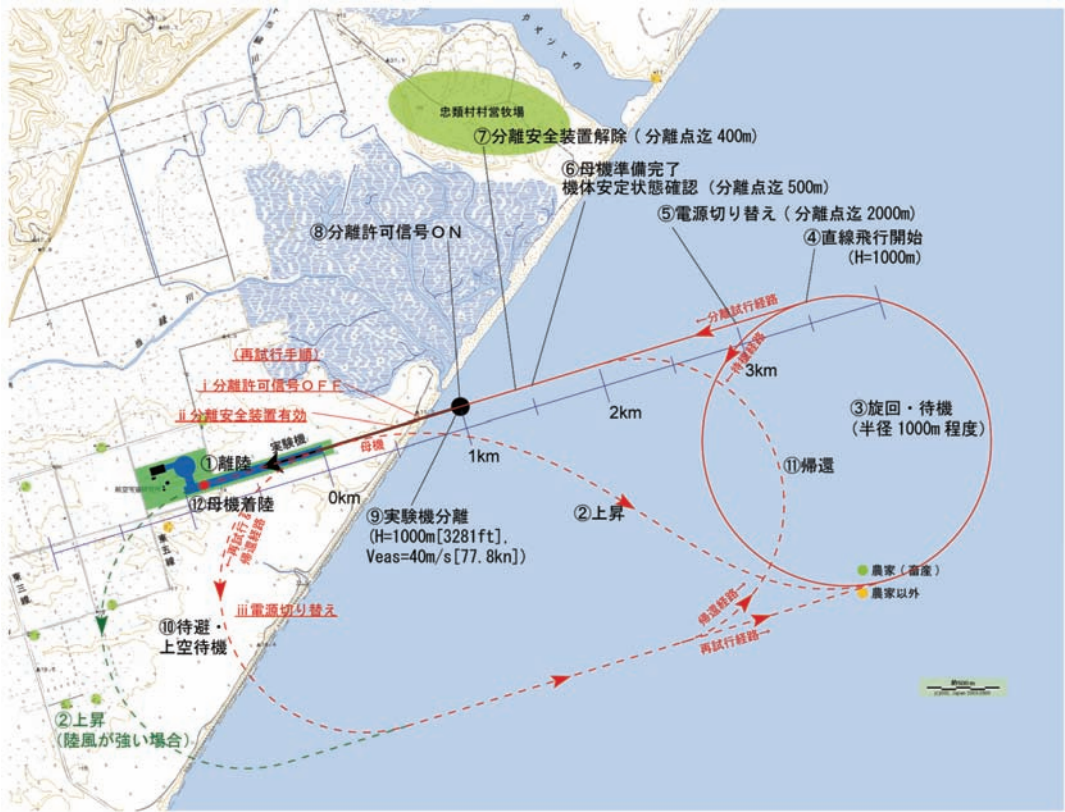


図 4.3.1-2 ノミナル飛行パターン

た。この予備飛行試験では、懸吊装置も実験機も無い形態で、LIFLEX 実施時の飛行環境上の調査を主目的に飛行試験を計画した。

4.3.2.1 飛行試験の目的と概要

予備飛行実験は、LIFLEX の事前調査を目的として飛行試験が計画され、以下の項目の確認を行った。

- (1) 母機ヘリコプタの飛行パターンの実現性（実験手順含む）の確認および経路誘導のための TIS の表示内容の妥当性確認
- (2) 実験場における電波リンク確認
- (3) 実験場の地面に対するレーザ測距機能の確認
- (4) ダウンウォッシュ風計測と体感確認

上記項目確認のため、飛行ケースは大きく下記の 4 ケースとし、

- a) 飛行パターン・表示内容確認（TRACK）
- b) 電波リンク確認（LINK）
- c) レーザ測距器機能確認（LASER）
- d) ヘリコプタ風圧確認試験（WASH）

注 括弧内のローマ字は飛行方案，飛行結果等で簡便に記載するために使用した試験項目名の略語である。

それぞれ飛行方法をさらに細分化して、より効率的な飛行をするように飛行実験方案を作成し実験に臨んだ。試験

表 4.3.2-1 飛行結果一覧

飛行番号	M-1 (F1)	M-2 (F2)	M3 (F3)
飛行日	10月23日 (月)	10月24日 (火)	10月25日 (水)
天気	曇り	曇り	曇り
気温	6℃	5℃	9℃
気圧	30.42 inHg	30.52 inHg	30.40 inHg
飛行時間	14:00-15:25 1時間25分	10:00-11:35 1時間35分	10:10-11:35 1時間25分
試験目的	LIFLEX事前調査 (ダウンウォッシュ計測、飛行パターン確認、レーザ測距機能確認、電波リンク確認)	LIFLEX事前調査 (ダウンウォッシュ計測、飛行パターン確認、レーザ測距機能確認、電波リンク確認)	LIFLEX事前調査 (ダウンウォッシュ計測、飛行パターン確認、レーザ測距機能確認、電波リンク確認)
飛行内容	WASH、TRACK-1、TRCK-1a、TRACK-2、TRACK-2a、LINK-3、LASER-2(2回)、LINK-3、LASER-2	WASH、TRACK-1a、TRACK-1、LINK-5、LINK-3、LINK-1、LASER-2(2回)、LASER-1、LASER-3	WASH、TRACK-1a、TRACK-1、TRACK-2、LINK-1、LINK-3、LASER-3、LASER-2a、LASER-1、LASER-2a、LASER-2
備考	2回のLASER-2ケース実施後、データリンク不具合調査のため、一度着陸した後(E/Gは止めない)、実験を再開し2ケース追加	LINK-1とLASER-2の間で搭載計算機不具合のため一度着陸(E/Gは止めない)して再立ち上げ後、実験再開	1ケース追加
総飛行時間：4時間25分			

期間中3回の飛行を行い、データを取得した。飛行結果の一覧を表4.3.2-1に示す。

4.3.2.2 確認試験結果と課題

上記「飛行試験の目的」に沿って、その結果の概要および課題について以下に述べる。

(1) 母機ヘリコプタの飛行パターンの実現性（実験手順含む）の確認および経路誘導のためのTISの表示内容の妥当性確認

母機ヘリコプタの飛行パターンの実現性を確認するために、図4.3.2-1に示す飛行パターン案①、②を準備した。

この飛行パターンに従って、実験機分離に至る、ノミナル飛行、再試行飛行、着陸等の飛行を行い、その間での実験手順、交信シーケンスを確認・修正した。修正したシーケンス等も本予備飛行試験の中で確認し、実現性のある飛行実験シーケンスがほぼ確立できた。実験手順の複雑さから実験機分離までの時間的余裕を持たすために進入直線部をさらに延ばすこととなった。

また、TISに関しては3.3.4項で述べたように、飛行シミュレーションでの課題の洗い出しも行っていたのと、TISがMuPAL-εの標準装備機能として種々の飛行実験にも用いられていた実績から、本予備飛行試験でのLIFLEX用のバージョンの作動確認で、ほぼパイロットにも受け入れられる表示内容となった。MuPAL-ε搭載時のTISシステムについては3.3.1.3項の(3)に述べた通りである。

(2) 実験場における電波リンク確認

データ転送のためのテレメータ（実験機から飛行管制棟へ）や実験機異常飛行時の非常系（飛行管制棟から実験機へ）の電波のリンク確認は、回線解析計算だけではなく実験環境（地上、海上、建物、樹木等の影響）での確認が必要である。テレメータについては3.2.2項で述べたように小電力データ通信システムによるデータリンクを用いている。本来、実験機（空中）から電波を出して地上で受信する必要があるが、予備飛行試験では実験機が無いため、送信機をMuPAL-εに搭載し、電波を発射することを検討した。しかし、法的にMuPAL-εからこの電波の発射は出来ないため、送受信機の場所を入れ替えて、飛行管制棟屋上に送信機を置き、MuPAL-εへ向けての電波発射を行い、機上に搭載した受信機で受信するという、逆の電波リンク確認方法をとった。即ち、MuPAL-εの機内に持ち込んだノート型PCで受信状況を記録およびモニタした。非常系電波リンクに関しては、産業用RCのプロポを使って管制室前のベランダからMuPAL-εに向けて電波の発射を行い、機上で受信機の受信状況を確認した。電波リンク確認のための飛行パターンを図4.3.2-2に示す。

テレメトリデータは、ほぼ予定した全域で受信できたが、約20%程度のデータ欠損があることが判った。欠損の割合が距離によらないことから、使用した通信ソフトウェアの問題で、無線通信自体に問題は無いと判断し、実験機を製作した後で、懸吊飛行試験で再度確認することとした。非常系に使用している産業用RCシステムに関しては、分離以降に相当する距離での受信にほぼ問題のないことが確認された。

また、地上アンテナの設置状況による影響が確認されたため運用に反映する必要があった。

(3) 実験場の地面に対するレーザ測距機能の確認

3.2.2項で述べた、精密な高度計測のためのレーザ測距計（高度計）の機能確認のため、MuPAL-εの機内で計測員の手持ちにより測距を行った。確認飛行パターンを図4.3.2-3に示す。

MuPAL-εの高度を変化させ、計測員が窓越しに滑走路にレーザを照射した。滑走路に対するオフセット水平飛行や照射角度等を変えて計測した結果、ヘリコプタの窓ガラスの影響などの問題があり、十分な機能確認が出来なかった。そのため、懸吊飛行試験で再確認することにした。

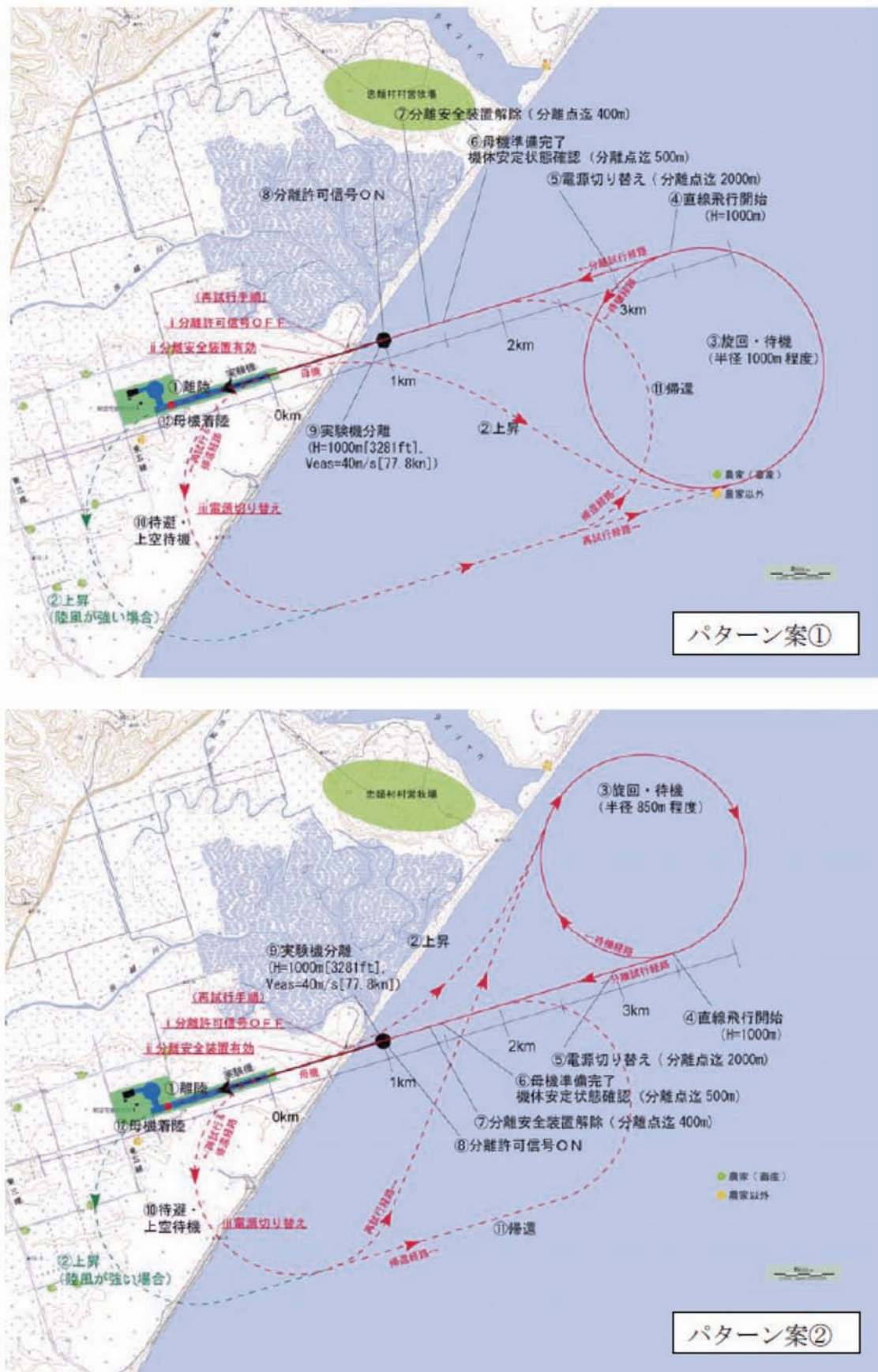
(4) ダウンウォッシュ風計測と体感確認

LIFLEXのように懸吊物のあるヘリコプタの離陸や着陸には、地上作業員のサポートが必要となる。この地上作業ではヘリコプタのダウンウォッシュの影響を受けることは避けられない。特に実験機および懸吊装置を吊り上げ／吊り下ろしでは、このダウンウォッシュの影響で懸吊物である実験機および懸吊装置が回転などの悪い挙動をしないように作業員は慎重に取扱わなくてはならない。

同様の飛行実験であったALFLEXにおいてヘリコプタ（川崎バートルKV107ⅡA機：大型ツインロータ）による吊り上げ／吊り下ろしの経験はあるが、LIFLEXで使用する予定の小型シングルロータのヘリコプタはダウンウォッシュが強くなることが予想された。そのため、その下での地上作業が可能か否かを確認するために、改めて計測および体感試験を試みた。ヘリコプタ直下風圧確認概要と試験配置を図4.3.2-4に示す。

MuPAL-εはエンジン始動・離陸後、計測員の前方約20mの目印を置いた地点に一度接地し、管制塔や整備士と連絡した後、計測員の上空高度60ft（18.3m）、90ft（27.4m）でそれぞれ約1分間のホバリングを行う。計測員は計測が完了した後、整備士を通してパイロットに計測終了を知らせる。また、避難方向などを決めるなどの安全手順を決めて実験を行った。

また、ダウンウォッシュの計測・体感実験状況を図4.3.2-5に示す。計測結果の一例を図4.3.2-6に示す。この図



は、横軸時間（秒）で縦軸が気温と風速を示すもので、手持ち式の風速計（KANOMAX 社製、CLIMOMASTER Model6542）で2006年10月24日に計測した値である。ダウンウォッシュの最大風速は11.6 m/sであり、高度によ

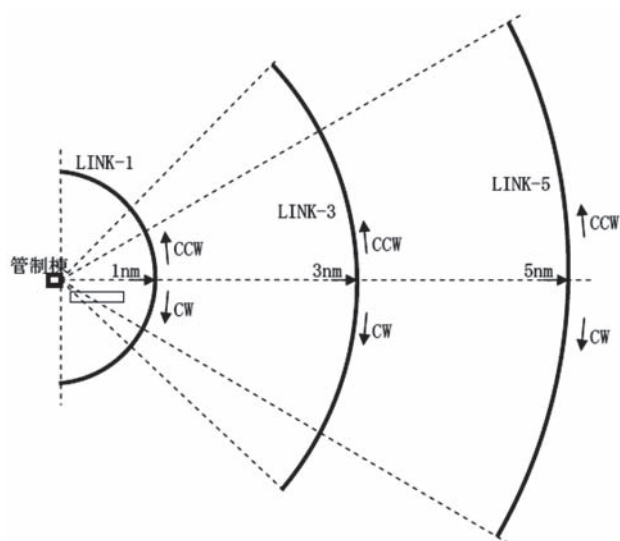


図 4.3.2-2 電波リンク確認飛行パターン

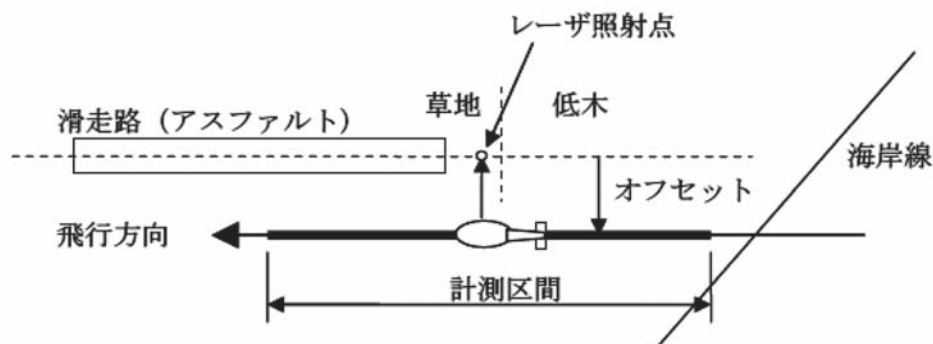
る違いはあまり見られなかった。むしろ計測員とヘリコプタの位置による違いのほうが顕著に見られた。

この確認試験の結果、MuPAL-εのホバリング時のダウンウォッシュ程度ならばヘリコプタ離着陸時の吊り上げ/吊り下ろし作業は訓練を必要とするが十分可能であると判断できた。同時に地上作業員とヘリコプタなどとの連携は管制塔が作業者の合図を無線中継することで円滑にできることを確認した。

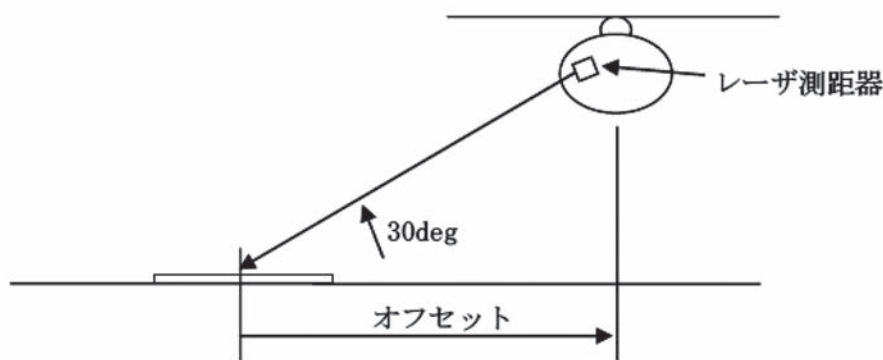
また、ハンディ GPS 受信機によりヘリコプタの下での衛星捕捉状況を確認してみたところ、ホバリングの前後で捕捉数に変化は見られず、ロータの影響はあまり無いことを確認した。

4.3.3 第一回懸吊飛行試験

実験機や懸吊装置の製作に伴い、実験システムの必要な機能性能について、早期に飛行状態で確認可能な項目を洗い出すため、懸吊飛行試験を計画した。中日本航空（株）のヘリコプタ AS350B 型機を母機ヘリコプタとして使用する上での課題や同社パイロットへの実験習熟に主眼をおいて、2007年7月30日（月）～8月9日（木）に第一回



(a) 平面図



(b) 前方から見た図

図 4.3.2-3 レーザ測距計機能確認飛行パターン

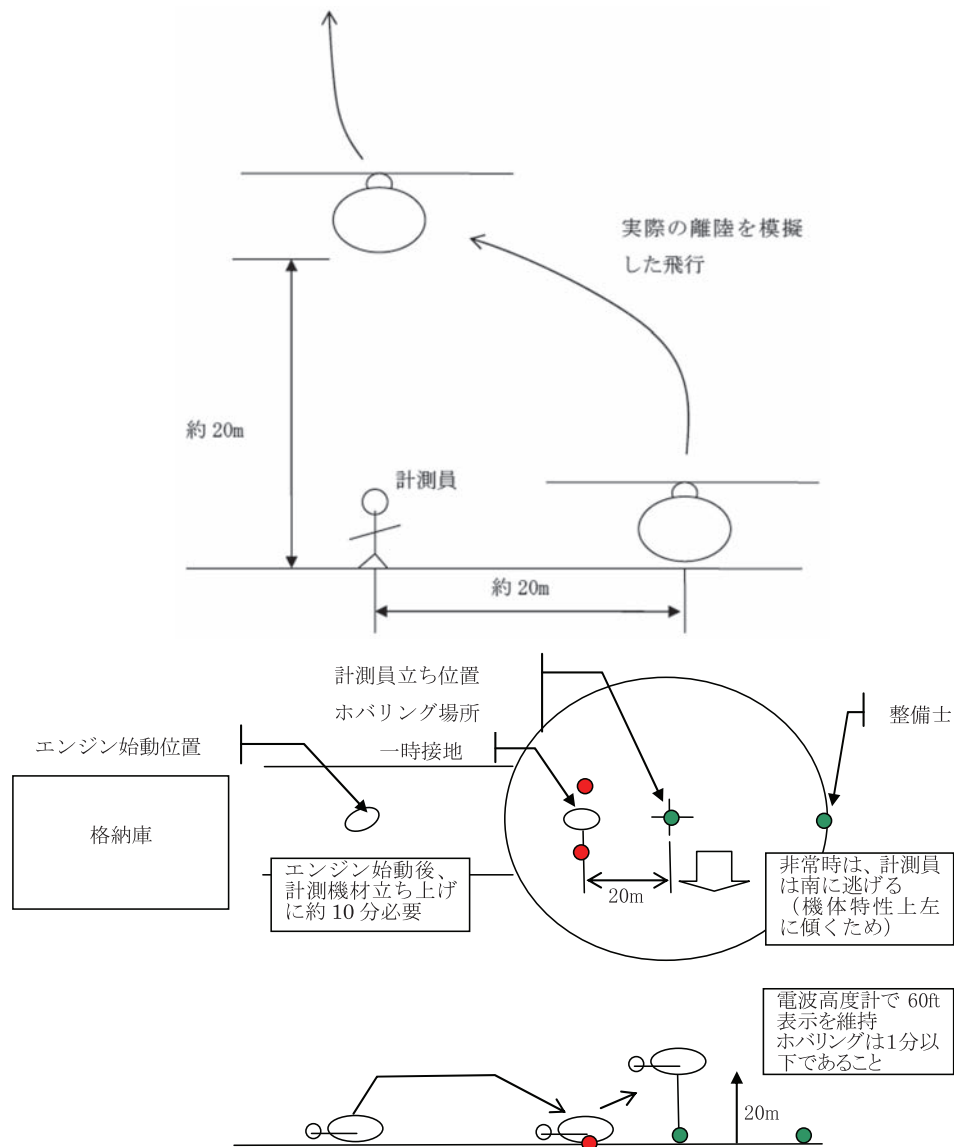


図 4.3.2-4 ヘリコプタ直下風圧確認概要と試験配置図



図 4.3.2-5 ダウンウォッシュ計測・体感実験状況

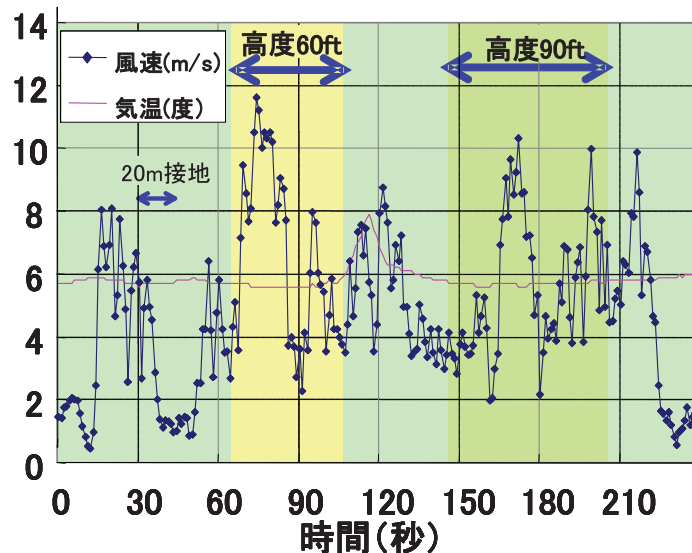


図 4.3.2-6 ダウンウォッシュ計測結果例

懸吊飛行試験を大樹町航空宇宙実験場で実施した。

4.3.3.1 飛行試験の目的と概要

この飛行試験の目的は、「実験システムが実験に必要な機能性能を有していることを、飛行状態で確認するための試験で、リスク低減のために、早期に実施が可能な項目について確認を行うもの」で、以下の項目の確認を行った。この中には、母機ヘリコプタと実験機、懸吊装置とを組合せて実施した地上試験も含まれている。また、飛行毎に飛行方案を作製し、ブリーフィング／デブリーフィングにより作業内容や飛行内容を確定した。

- (1) トンネル表示装置（TIS）機能確認
- (2) スカイスクリーン（SSW）設定
- (3) 母機ヘリコプタ運用手順の確認
- (4) 母機ヘリコプタと実験システムの電磁適合性確認（EMC 地上試験）
- (5) 実験機 GPS 受信試験
- (6) 懸吊装置単体運用確認
- (7) 実験機懸吊特性確認
- (8) 通信系電波リンク確認
- (9) 非常系電波リンク確認
- (10) レーザ高度計機能確認
- (11) Micro-GAIA 航法機能確認
- (12) 分離直前までの実験運用手順の確認

上記以外に、取得した飛行データにより、ADS（付録1 参照）等、搭載機器の健全性なども確認した。

上記項目を効率よく確認するため、飛行方案を作成した。試験期間中7回の飛行（離着陸回数は9回だが、エンジン始動から停止までを一連の飛行とした）を行い、データを取得した。以下に飛行結果の一覧を表4.3.3-1に示す。表中の飛行内容のローマ字略語の意味は以下の通りであ

り、詳細は各飛行方案に記載される。

- HOVER : 懸吊装置等の上げ下ろし時のホバリング飛行
 HNG : 懸吊装置のみを吊り下げた飛行
 TRACK : 想定した飛行パターンに沿った飛行
 TURN : 旋回飛行（主に、母機ヘリコプタが懸吊装置単体または実験機を組み合わせた状態で、パイロットがその飛行状態の確認を行う）
 MANUVR : 操舵運動を行う飛行（同上）
 LEVEL : 水平飛行（主に、母機ヘリコプタが水平に飛行をした時、懸吊物体（懸吊装置単体または実験機を組み合わせた状態）の姿勢・安定性などの状況確認を行う）
 APCH : 進入飛行
 LINK : 電波リンク確認時の飛行
 SSW : スカイスクリーンの飛行リミットライン設定の飛行

4.3.3.2 懸吊準備作業

先に述べたように、母機ヘリコプタは中日本航空（株）が運航する機体である。同社パイロットおよび整備士は物件の懸吊飛行には熟知しているが、JAXAが実施するような飛行試験については未経験であった。一方、懸吊物件の吊上げ／吊下ろしの地上作業者はALFLEX時の経験者も含まれていたが、ほとんどが未経験者であった。そのため懸吊飛行に先立ち、格納庫内のクレーンで懸吊装置＋ダミーウェイト（実験機質量相当）を吊り下げ、中日本航空（株）の整備士の指導の下で、吊上げ／吊下ろし作業の訓練を実施した。その状況を図4.3.3-1に示す。

一方、中日本航空（株）のパイロットも飛行シミュレータでの慣熟飛行は実施したが、実際にこのような物件の懸

表 4.3.3-1 飛行結果一覧

飛行番号	F1-1	F1-2	F1-2-1	F1-3	F1-3-1	F1-4	F1-5	F1-5-1	F1-6
飛行日	7月31日（火）	8月1日（水）	8月1日（水）	8月2日（木）	8月2日（木）	8月2日（木）	8月5日（日）	8月5日（日）	8月5日（日）
天気	曇り時々晴れ	晴れ	晴れ	晴れ	晴れ	晴れ	雨のち曇り	曇り	晴れ
気温	19℃	24℃	24℃	28℃	30℃	26℃	25℃	25℃	22℃
気圧	29.79 inHg	29.77 inHg	29.77 inHg	29.78 inHg	29.78 inHg	29.76 inHg	29.71 inHg	29.71 inHg	29.72 inHg
飛行時間	10:21-11:43 1時間22分	13:53-14:16 23分	14:39-14:56 17分	10:57-11:10 13分	11:57-12:25 28分	15:47-16:22 35分	11:54-12:20 26分	12:34-13:26 52分	16:13-17:13 1時間
試験目的	ヘリコプタ運用 確認（母機単 体、SSW設定）	懸吊装置単体運 用確認	懸吊装置単体運 用確認	風状況調査（母 機単体）	実験機懸吊特性 確認	電波リンク、航 法系機能確認	ヘリ運用慣熟 （懸吊装置単 体）	ヘリ運用慣熟 （母機単体に てTIS慣熟）、 SSW設定	電波リンク、航 法系機能確認
飛行内容	地上で表示器か らの干渉チェック TURN, TRACK-1 (2 回), TRACK-1a, SSW-North, SSW-South (2 回), TRACK-2, TRACK- 2a	HOVER（懸吊装 置吊上げ、吊下 ろし） LEVEL- 80, MANUVR	HOVER（懸吊装 置吊上げ、吊下 ろし） LEVEL- 80, MANUVR	風がやや強いた め、中日本整備 士搭乗にて、ホ バリング、滑走 路周り調査（懸 吊飛行が出来る かどうかの確認 のための飛行）	懸吊装置＋実験 機を吊上げ LEVEL-80、 MANUVR 懸吊装置＋実験 機を吊下ろし	懸吊装置＋実験 機を吊上げ LEVEL-80で姿 勢、安定確認、 LEVEL-1, 懸吊 装置＋実験機を 吊下ろし	HOVER（懸吊装 置吊上げ、吊下 ろし） LEVEL-80、 MANUVR	TRACK-1 (2回), TRACK-2, SSW- TOP, SSW-South	懸吊装置＋実験 機を吊上げ TRACK-1, TRACK- 2, LEVEL- 1, LEVEL- 2, LEVEL- 3, APCH-1, 懸吊 装置＋実験機を 吊下ろし
備考		地上から懸吊装 置姿勢および ロープ長状況を 確認	80kt飛行時に懸 吊装置が頭下げ になるので、ロ ープ長を修正 した後、再度確 認飛行		LEVEL-80で実験 機が頭下げるに なるので、再度 ロープ長の修正 必要	ロープ長修正後 のFLT バッテリー電圧低 下と、気流が悪 いためTRACK- 1, 2, LEVEL- 2, 3, APCH-1は キャンセル	交替パイロ ットによる慣熟	懸吊装置を外 しての慣熟飛 行とSSW設定の 残り確認	Micro-GAIA出力 異常で再立ち上 げのため、離陸 時間が遅れた
			総飛行時間：6時間40分						
			母機：約3,700lb＋燃料530lb＝全備重量：4230lb（約1,923kg）						

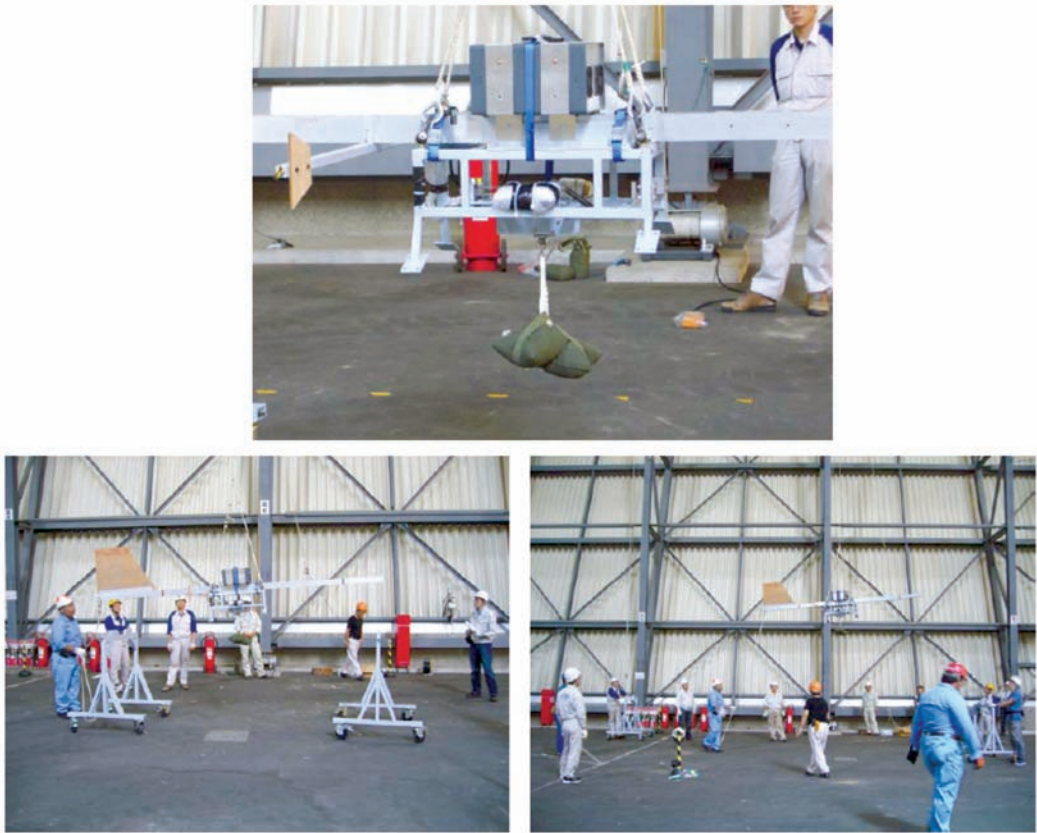


図 4.3.3-1 懸吊装置＋ダミーウェイトによる吊上げ／吊下ろし訓練

吊は初めてであり、離着陸の懸吊作業時のホバリング飛行状態を維持する訓練が必要であった。一般に、精密なホバリング飛行を行うにはパイロットは目視目標とする建物

や樹木を必要とする。今回は格納庫の前面扉を目標物とした。そのため、吊上げ／吊下ろし作業場所も当初予定していたヘリポート位置（予備飛行試験時のダウンウォッシュ

計測場所) から、格納庫前位置に変更し、図 4.3.3-2 に示すようなホバリング訓練を実施した。その後、格納庫にあまり近接すると実験機の GPS の受信状況が悪くなることが判明した。そこで、最終フライト (F1-7) では、離陸は



図 4.3.3-2 格納庫扉を目標にホバリング確認飛行



図 4.3.3-3 吊上げ作業状況



図 4.3.3-4 ミラーによる吊上げ作業／飛行確認状況

格納庫から約 100 m 離れた場所で行い、着陸は格納庫扉が高度の目標になりやすいように格納庫前約 40 m まで接近して行うことに変更した。

吊上げ時の作業状況を図 4.3.3-3 に示す。作業は、パイロットと整備士との間で無線によるコミュニケーションをとりながら、訓練に基づいて実施した。パイロットは自機の真下は直接目視できないため、足下のミラーにより実験機／懸吊装置の懸吊状態を常に把握しながら格納庫前面扉を目標とした。図 4.3.3-4 にその状況を示す。

今回の訓練などで、懸吊装置等の吊り上げ／吊り下ろしの手順はほぼ確立できた。尚、ダウンウォッシュの影響を懸念していたが、実際は問題なく作業を行えることが確認できた。

4.3.3.3 確認試験結果と課題

上記「飛行試験の目的」に沿って、その結果の概要および課題について以下に述べる。

(1) トンネル表示装置 (TIS) 機能確認

母機ヘリコプタとした AS350B 型機への TIS 搭載は初めてであるため、まず地上で搭載／作動確認を行った。

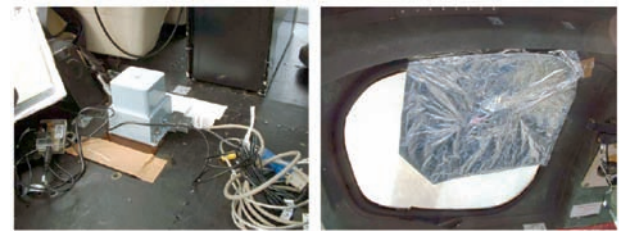
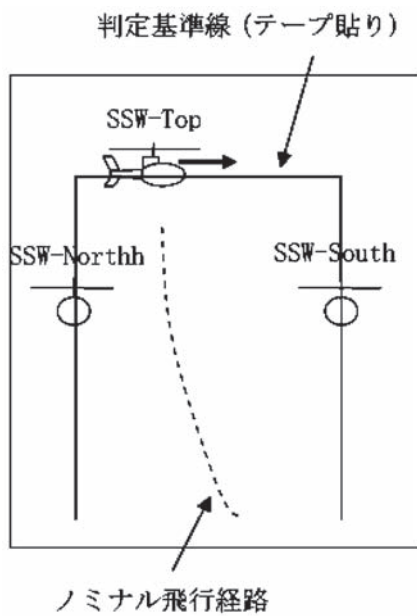


図 4.3.3-5 Micro-GAIA と GPS アンテナ取付状況

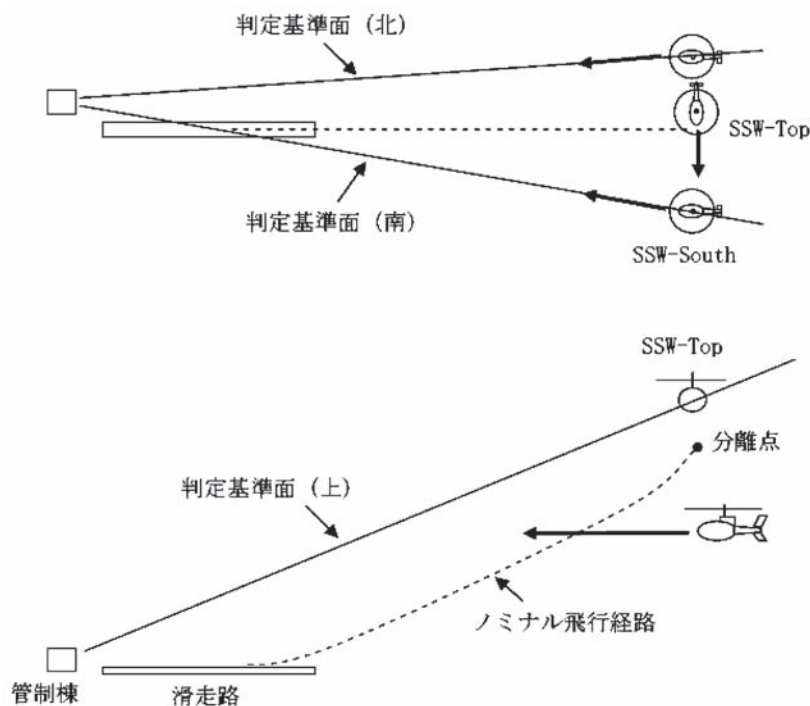


図 4.3.3-6 飛行中の TIS 画面と確認作業風景

図 3.3.1-5 の TIS 構成図に示したように本来、TIS に必要な速度／高度情報については ADS との接続が必要だが、AS350B 型機の ADS との結線が困難なため断念し、その代わりに Micro-GAIA から得られる対地速度および GPS 高度情報を TIS 画面に表示した。TIS 用に母機ヘリコプタに搭載した Micro-GAIA はキャビン床中央に固定し、その GPS アンテナは上部窓に内側から貼り付けた。GPS アンテナの下面には、機内からの反射波による受信不良を防ぐために試験途中から図 4.3.3-5 に見られるように約 30 cm



(a) 管制棟の窓からの見え方



(b) 飛行ケース

図 4.3.3-7 スカイスクリーンの設定方法

四方のアルミ箔を貼り付けた。

尚、AS350B 型機搭載時の TIS システムについては 3.3.1.3 項の (3) に述べた通りである。

地上での作動確認後、飛行状態での確認作業を行った。その状況および TIS 画面とコクピット左席用簡易モニタ（パイロットの脚に取付）を図 4.3.3-6 に示す。飛行中、飛行後に整備士やパイロットコメントにより搭載／結線状況、TIS 表示状況についてコメントを貰い修正を行った。

中日本航空（株）のパイロットは事前の飛行シミュレータでのトレーニングもあり、またコクピット左席に JAXA パイロットが座り、種々アドバイスをしたため、TIS に対する理解も深まり、母機ヘリコプタ誘導に特に違和感を持たない操縦が出来るようになった。その他、予定した飛行パターンでの操縦についても特段の問題も生じなかった。

(2) スカイスクリーンの設定

3.4.2.2 項で述べたように、実験機異常飛行の目視監視を行う地上計測員（SSW：スカイスクリーンウォッチャ）が配置される。その際、飛行管制室の所定位置より実験機の正常飛行範囲（リミットライン）を設定する方法として、机上で計算したラインを窓ガラス上にテープで引くことにした。その検証として、実験機の代わりに母機ヘリコプタを使用して TIS の誘導により SSW の左右上下のリミットラインの設定・確認を行った。即ち、ヘリコプタの特徴を生かしてリミットライン上のホバリングや低速飛行を行い、管制室内より目視監視で窓ガラスを透して見える母

機ヘリコプタの位置にラインを設定することが出来た。この設定方法を図 4.3.3-7 に示す。

上方ライン設定検証には、所定の高度まで母機ヘリコプタが上昇する必要がある。しかしながら本試験内では、天候（雲など）に左右され、予定の 1 回の飛行では検証できなかったことや、リミットライン位置の机上計算ミスや TIS の経路設定ミス等があり、再検証飛行が必要となった。

(3) ヘリコプタ運用手順の確認

予備飛行試験でも実施したが、中日本航空（株）のパイロットでの飛行パターンの妥当性や慣熟のために再度確認飛行を行った。飛行パターンは一部手直しをしたが、ほぼ予備飛行試験時のパターンと同様とした（図 4.3.2-1 参照）。また、分離手順模擬も実施しその結果、特に問題はなかった。ただ、母機ヘリコプタとの通信において管制室内のカンパニー無線機のホイップアンテナ（図 3.4.4-5 参照）ではノイズなどで明瞭度が悪く、室外アンテナが必要であることが分かった。

(4) 懸吊母機ヘリコプタと実験システムの電磁適合性確認（EMC 地上試験）

実験機を懸吊しての飛行に先立ち、地上で実験システムと母機ヘリコプタの電磁適合性（EMC：Electro Magnetic Compatibility）試験を実施した。試験は試験計画書および試験手順書に従って、ハンドリングエリア上で母機ヘリコプタ、懸吊装置、実験機を結合し、実験機システムを立ち上げた状態でヘリコプタのエンジンを始動、その後実験機側のスイッチの ON/OFF を行い、電波の送受信を実施して干渉状況を確認し、チェックシートに記録した。その結果、問題になるような電磁干渉は認められなかった。

地上の機材配置を図 4.3.3-8 に、実際の試験状況を図 4.3.3-9 に示す。

(5) 実験機 GPS 受信試験

EMC 地上試験と同時に、実験機搭載の Micro-GAIA 内蔵 GPS の受信状況を確認するため、障害物の無いハンドリングエリアに懸吊装置と結合した実験機を置き、Micro-GAIA のデータを記録した。また、各飛行前後での GPS の受信状況の確認を行った。その結果、静止状態での動作に関して、搭載プログラムの修正が必要な点がある、等の問題が判明した。

(6) 懸吊装置単体運用確認

懸吊装置単体で母機ヘリコプタによる懸吊飛行手順、懸吊装置の操作手順、懸吊状態でのヘリコプタの飛行性、懸吊装置単体の収容手順等を確認した。吊り上げ、吊り下ろしについては 4.3.3.2 項に述べた懸吊準備作業訓練に従っ

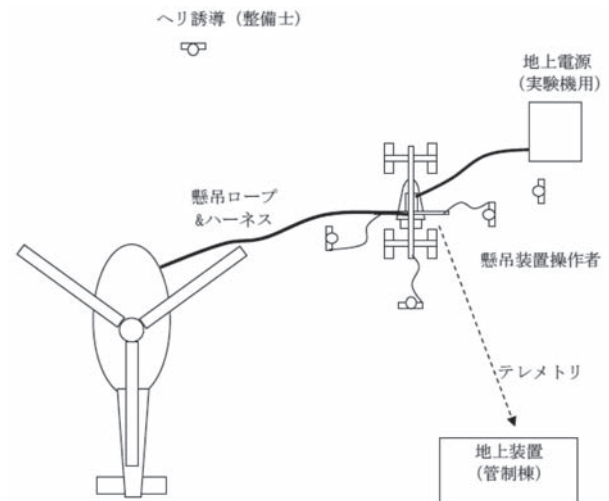


図 4.3.3-8 地上の機材配置



図 4.3.3-9 母機ヘリコプタ + 懸吊装置 + 実験機の電磁適合性試験状況

て実施した（図 4.3.3-4、図 4.3.3-5 参照）。訓練により、パイロット、誘導員（整備士）、地上作業員間の密なる連絡により安全に操作ができることが確認できた。

また、実験機分離予定飛行速度である母機ヘリコプタ 80 kt (40 m/s) で懸吊装置の安定性や姿勢状況の確認を行った。その結果、パイロットからは懸吊自体の飛行性・操縦性に対するコメントは無かったが、地上からの目視で懸吊装置の頭下げ状況が見られたので、懸吊ロープ長を調整した。

(7) 実験機懸吊特性確認

懸吊装置単体運用確認と同様に、実験機と懸吊装置の合体形態での母機ヘリコプタによる吊り上げ、吊り下ろし手順確認や、実験機懸吊状態での母機ヘリコプタの飛行性や実験機 + 懸吊装置の安定性や姿勢状況の確認を行った。手順確認はスムーズに行えることが確認できたが、母機ヘリコプタ 80 kt (40 m/s) での実験機 + 懸吊装置の安定性や

姿勢状況では、テレメトリデータでピッチ角が -6 deg ～ 0 deg の頭下げが確認され（目視でも頭下げ確認）た。懸吊飛行試験後の検討で、これ以上の懸吊ロープ長の調整ができないので、懸吊装置と実験機の取り付け角度を調整することになった。

(8) 通信系電波リンク確認

通信系電波リンク確認試験では、テレメトリによるデータ転送が全飛行範囲で受信できることを確認した。遠方ではしばしば短時間の受信断が発生するが、分離前後の実験機のモニタには支障のないことが確認できた。

(9) 非常系電波リンク確認

非常系（産業用 RC システム）の電波リンクについては、分離後の飛行領域で地上からの非常指令が実験機で受信できることを確認する必要がある。そのため、実験機懸吊状態で母機ヘリコプタが想定飛行パターンを飛行したり、滑走路上空を水平飛行している間に、地上の非常系送信機（プロポ）のモニタチャンネルを連続的に操作し、実験機にその信号を送った。管制室では、実験機から送られてくるテレメトリのデータを受信し、そのモニタ信号が受信できたかどうかを確認する方法をとった。その結果、滑走路近辺を実験機が通過する 20 秒程度のみ断続的に受信できる程度であった。地上での調査を行ったが原因不明であった。



図 4.3.3-10 滑走路上での電波リンク確認試験状況

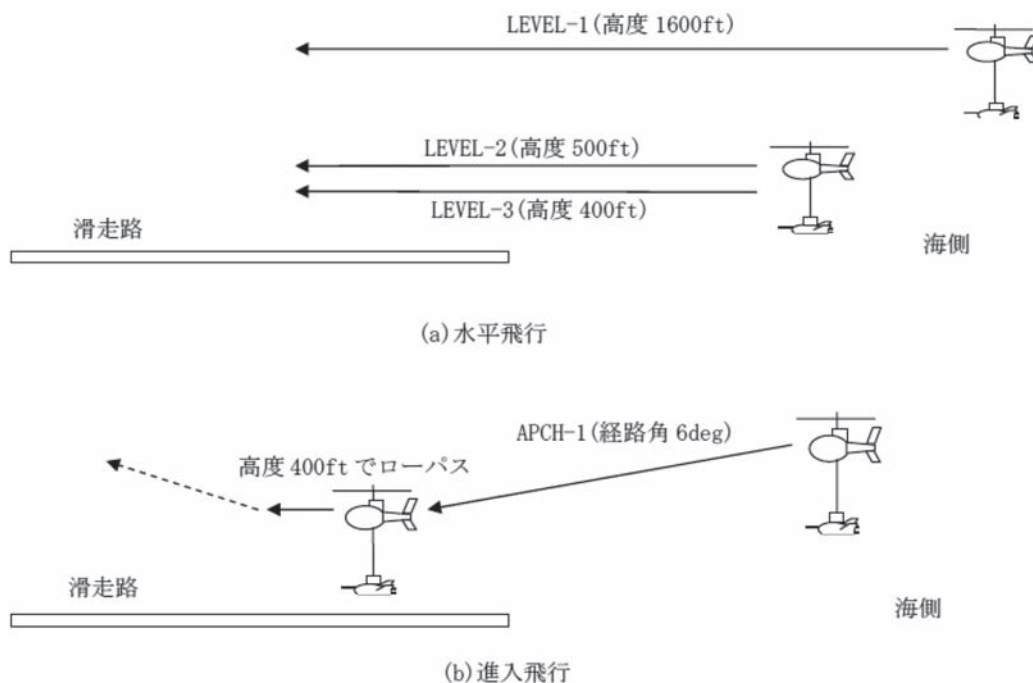


図 4.3.3-11 電波リンク／レーザ高度計確認飛行パターン

そのため、改めて工場等で調査する必要が生じた。滑走路
上での非常系電波リンク調査状況を図 4.3.3-10 に示す。

(10) レーザ高度計機能確認

レーザ高度計の機能確認のために、実験機を懸吊した
母機ヘリコプタは TIS の誘導により海側から陸へ進入し
滑走路上を水平飛行し、データを取得した。飛行高度は
1600 ft (500 m), 500 ft (152 m), 400 ft (122 m) の 3 ケー
スとした。また、径路角 6° の着陸進入飛行でもデータ取
得を行った。その結果、レーザ高度計は使用の想定される
範囲の高度で正常に機能していることが判った。但し、精
度や応答性等の性能については評価出来なかった。電波
リンク／レーザ高度計確認飛行パターンを図 4.3.3-11 に示
す。

(11) Micro-GAIA 航法機能確認

Micro-GAIA の機能確認は、本試験中に随時データの取
得をしながらその評価を行った。その結果、下記の状況が
判った。

- (a) 静止状態での動作に関して、搭載プログラムの修正
が必要な点がある ((5) 実験機 GPS 受信試験, 参照)
- (b) 飛行状態での機能は概ね問題ない
- (c) MSAS の受信状況が悪く、航法精度が十分で無いと
推定される

- (d) MSAS の受信状況がリアルタイムでモニタできない
問題がある

これらを踏まえて、プログラムの修正や運用方法の検討
をすることにした。

(12) 分離直前までの実験運用手順の確認

「地上班⇄母機班音声通信シーケンス」や飛行手順書
に従い、計画書の飛行パターンに沿って、母機ヘリコプタ
離陸から懸吊した実験機の分離直前までの手順を確認し
た。その際、管制室と母機ヘリコプタ間の通信や TIS によ
る飛行コース誘導がスムーズに行くか、分離操作が無理な
くできるか、等を調べた。その結果、概ね良好な手順となっ
ていることが確認できたが、さらなる見直しも必要である
ことも判った。

以上、第一回懸吊飛行試験で予定した試験項目の実施状
況表を表 4.3.3-2 に示す。

4.3.4 第二回懸吊飛行試験

第一回懸吊飛行試験での課題や再確認項目を飛行環境
で確認することを主目的に、2007 年 11 月 12 日 (月)～11
月 24 日 (土) に第二回懸吊飛行試験 (走行試験含む) を
大樹航空宇宙実験場で実施した。

表 4.3.3-2 試験項目実施状況一覧

確認項目	7月31日		8月1日	8月2日		8月5日		8月6日
	F1-1	EMC	F1-2	F1-3	F1-4	F1-5	F1-6 (F1-4の 再実験)	F1-7
(1)トンネル表示装置(TIS)機能 確認	●					●		
(2)スカイスクリーン(SSW)設定	●					●		
(3)ヘリコプタ運用手順の確認	●					●		
(4)懸吊母機と実験システムの電 磁干渉適合性確認(EMC地上試 験)		●						
(5)実験機GPS受信試験	●	●	●	●		●	●	●
(6)懸吊装置単体運用確認			●			●		
(7)実験機懸吊特性確認				●				
(8)通信系電波リンク確認					—		●	●
(9)非常系電波リンク確認					—		●	●
(10)レーザ高度計機能確認					—		●	●
(11)Micro-GAIA航法機能確認					—		●	●
(12)分離直前までの実験運用手 順の確認								●
●: 項目実施								

4.3.4.1 飛行試験の目的と概要

本飛行試験は、第一回懸吊飛行試験で識別された技術的課題への対策の妥当性を確認するとともに、開発リスクの低減のために、以下の項目を実施した。

- (1) 実験機 GPS 受信試験
- (2) 懸吊母機ヘリコプタと実験システムの適合性確認（EMC 地上試験）
- (3) 懸吊ハンドリング訓練
- (4) 実験機懸吊特性確認
- (5) 通信系電波リンク確認
- (6) 非常系電波リンク確認
- (7) レーザ高度計機能確認
- (8) Micro-GAIA 航法機能確認
- (9) 誘導制御プログラム機能確認
- (10) 分離直前までの実験運用手順の確認
- (11) 懸吊装置分離機構の安全確認
- (12) 懸吊装置単体飛行特性確認

上記以外に、取得した飛行データにより、ADS（付録1参照）等、搭載機器の健全性なども確認した。

それぞれ飛行方法をさらに細分化して、より効率的な飛行をするように飛行実験方案を作成し実験に臨んだ。試験期間中4回（実質5回）の飛行を行い、データを取得した。以下に飛行結果の一覧を表4.3.4-1に示す。表中の飛行内容の略語の意味は、4.3.3.1項および下記に記載された通りであり、飛行詳細は各飛行方案で確定した。

CIRCLE：非常系電波受信確認のための円周飛行

4.3.4.2 確認試験結果と課題

上記確認項目に従って、確認試験結果の概要および課題について以下に述べる。

(1) 実験機 GPS 受信試験

第一回懸吊飛行試験で、懸吊発進地点において実験機搭載 Micro-GAIA 内蔵 GPS の受信状況に格納庫の影響と思われる悪化現象が見られた。そのため適切な場所を選定す

表 4.3.4-1 飛行結果一覧

飛行番号	F2-1	F2-2		F2-3	F2-4
飛行日	11月16日（金）	11月17日（土）		11月19日（月）	11月19日（月）
天気 気温 気圧	晴れ 6℃ 29.93 inHg	晴れ 8℃ 29.83 inHg		晴れ 0℃ 29.93 inHg	快晴 2℃ 29.98 inHg
飛行時間	15:10-16:05 55分	13:53-14:41 48分	14:49-15:27 38分	09:55-10:38 43分	14:36-15:39 1時間03分
試験目的	懸吊特性、電波リンク、航法系機能、誘導制御プログラム機能確認	非常系電波リンク、誘導制御プログラム機能確認		懸吊装置分離機構確認（実験機の替わりに重り30kg吊す）	非常系電波リンク、航法系機能確認、分離手順模擬
飛行内容	・実験機＋懸吊装置吊り上げ ・LEVEL-80、TRACK-1a、TRACK-1、LEVEL-1、LEVEL-2、LEVEL-3 ・実験機＋懸吊装置吊り下ろし	・実験機＋懸吊装置吊り上げ ・LEVEL-1（2回） ・CIRCLE-R、L（各4周） ・懸吊装置＋実験機を吊下ろし	・実験機＋懸吊装置吊り上げ ・LEVEL-1、 ・CIRCLE-R、L（各4周） ・懸吊装置＋実験機を吊下ろし	・HNG ・重り取り外し ・TRACK-1（分離模擬） ・懸吊装置の吊り下ろし	・LEVEL-1、CIRCLE-R、TRACK-1、APCH-1、TRACK-1a、TRACK-1 ・懸吊装置＋実験機を吊下ろし
備考	地上から実験機姿勢およびロープ長状況を確認	一度着陸し、非常系アンテナ配置換え後、再飛行		着陸地点にてホバリング状態で重りを外し、10:14より再度離陸、懸吊装置単体での飛行状況を確認	
	総飛行時間：3時間04分				
	母機全備重量と重心：1,892kgf（燃料214kgf搭載）、129in				

るために、地上で事前に GPS 受信機単体で、GPS の受信データを取得し、高度と速度の変動を評価して、格納庫からどれくらい離れば問題無いかを調査した。その結果、格納庫から約 100 m 離れた発進地点で問題ないことが分かった。その上で実験機を用いた GPS アンテナパターン確認試験を行った。器材配置を図 4.3.4-1 に示す。

実験機の格納庫搬入後に、GPS グラウンドプレーンの改修（アルミテープを薄いものにしてハッチ部の段差を無くす）を行ったが、悪影響はなく、問題なく GPS 信号を受信できることが確認できた。また、Micro-GAIA の初期

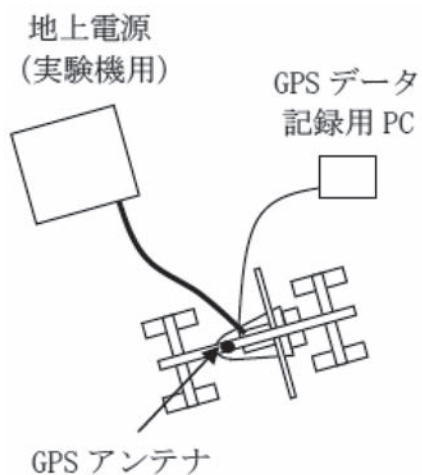


図 4.3.4-1 実験機 GPS 受信試験配置図

方位角に対する磁気補正データの取得と補正も行った。

(2) 懸吊母機ヘリコプタと実験システムの適合性確認 (EMC 地上試験)

第一回懸吊飛行試験の後、懸吊装置の電源制御器等の改修を行ったため、再確認のため前回同様（4.3.3.3 項の（4）および図 4.3.3-12 参照）、飛行試験実施前に地上において母機ヘリコプタ、懸吊装置、実験機の組合せで、チェックシートに従い電磁適合性（EMC）試験を実施した。その結果、特に問題がないことを確認した。また、併せて誘導制御プログラム（GNCP）のチェックを行った。確認作業状況を図 4.3.4-2 に示す。

(3) 懸吊ハンドリング訓練

最も危険な作業の一つである、懸吊物の吊り上げ、吊り下ろし操作訓練を前回同様（4.3.3.2 項参照）実施した。前回の第一回懸吊飛行試験から、（1）懸吊バー前部分の延長（305 mm）、（2）実験機後ろ支え部の延長（61 mm）、これにより実験機が懸吊装置に取り付けられた状態で以前より 5 deg 頭上げになる、（3）切り離し機構部の変更、等の懸吊装置の一部改修を行った。

吊上げ/吊下ろし作業の訓練風景を図 4.3.4-3 に示す。

(4) 実験機懸吊特性確認

第一回懸吊飛行試験時に、飛行中の懸吊装置（実験機含



図 4.3.4-2 GNCP、EMC 確認作業状況

む)に頭下げの傾向が見られたため、実験機取り付け部を改修し頭上げになるようにした。この効果を確認するため、実験機懸吊状態での母機ヘリコプタの安定性や実験機の姿勢状況の確認を行った。その結果、母機ヘリコプタ 80 kt (40 m/s)での水平飛行でも、懸吊装置(実験機含む)は目視でほぼ水平になっていることが確認できた(テレメトリのモニタで $-1\text{ deg} \sim 3\text{ deg}$)。また、マヌーバーを行っても、特に母機ヘリコプタへの影響(振動など)も無いことが確認できた。実験機懸吊飛行状況を図 4.3.4-4 に示す。

(5) 通信系電波リンク確認

第一回懸吊飛行試験後に実施したテレメトリ送信アン

テナの移設で、テレメトリの受信状況が改善したかどうかを評価するために、想定飛行パターン of 全飛行範囲で、その受信状況を調べた。その結果、モニタ表示ではあるが、ほぼ受信できていることが確認できた。しかしながら、受信データ内容にいくつか課題(逆符号表示のデータ、ノイズ発生、等)が判明した。

(6) 非常系電波リンク確認

第一回懸吊飛行試験時ではほとんど実験機側で非常系電波の受信が出来なかったため、非常系の二重化および実験機の受信アンテナ配置を見直し、再設置を行った。その上で、実験機分離後の飛行領域で非常指令信号が実験機で受信できるかどうか、飛行試験でその電波リンク状況を確認することにした。

その結果、改善が見られたものの、やはり至近距離でしか受信できない状況が判明した。そのため、地上での原因調査として実験機の搭載機器からの電波干渉の有無を調べることにした。その結果、実験機の 14.8 V 系搭載機器(FCC、電源分配器、Micro-GAIA、レーザ高度計)からの干渉が、非常系受信不良の原因のひとつであることが判った。非常系電波受信に悪影響を及ぼしている干渉源に対しては応急のシールド等を施したが十分でなかった。そのため、根本的な改善方策を立てるため工場に持ち帰り、電波リンク試験で解決策を探すことにした(4.2.3 項参照)。



図 4.3.4-3 懸吊ハンドリング訓練風景

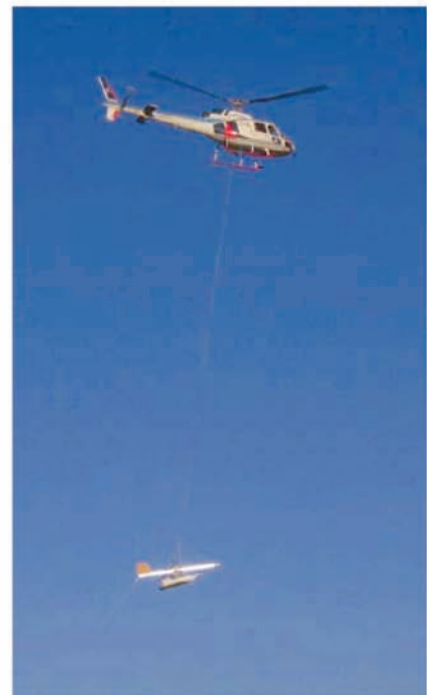


図 4.3.4-4 懸吊飛行状況

(7) レーザ高度計機能確認

レーザ測距機能を確認するため、第一回懸吊飛行試験時と同様（図 4.3.3-11 参照）に、母機ヘリコプタが、高度 500 ft (152 m) および 400 ft (122 m)、速度 80 kt で滑走路を水平飛行して、データの確認を行った。また、速度 70 kt (36 m/s) で、6 deg の降下パスで進入した後、高度 400 ft (122 m) でローパスする着陸進入飛行についても実施した。その結果、レーザ高度計はモニタ上で想定使用範囲の高度で正常に機能していることが判った。

(8) Micro-GAIA 航法機能確認

Micro-GAIA の GPS 受信アンテナにグラウンドプレーンを追加したので、GPS 受信状況が改善されたかどうか、その効果を確認することと、Micro-GAIA の位置姿勢計測機能を確認するため、想定飛行パターンでの飛行確認を行った。大樹町周辺では MSAS 衛星の電波は南から来るため、直線経路への進入直前に左旋回する飛行パターンでは、実験機の GPS アンテナが懸吊装置で遮られて MSAS 信号が受信できない。そのため、GPS 測位の精度が低下するので、母機ヘリコプタでの右旋回からの進入を行い、進入前に MSAS 信号受信を確認する手順を試みた。その結果、概ね良好な結果が得られた。

(9) 誘導制御プログラム機能確認

誘導制御プログラム（GNCP）はまだ完全でないが、その機能を確認するため、地上での確認後（図 4.3.4-2 参照）、飛行試験でのデータ収集を行った。実験機の内部電源に切

替、分離操作パネルでアクチュエータ電源を ON として、(1) 実験機の挙動に異常が起きないか、(2) GNCP で計算したパラメータが、テレメトリとログに正常に出力されているかを調べることにした。その結果、ロジックを確認するためのデータを取得することができた。

(10) 分離直前までの実験運用手順の確認

離陸前点検手順、離陸手順、再試行手順、分離手順、着陸手順等の飛行手順書および管制／母機ヘリコプタ間音声通信シーケンスに従い、想定飛行パターンでの実験機分離前までの手順と着陸手順を確認した。その結果、概ね手順通りに試験が行えることが確認できた。

(11) 懸吊装置分離機構の安全確認

懸吊装置の分離機構の安全確認のため、懸吊装置に抱かせる実験機の代わりにダミーウェイト（15 kg × 2）を懸吊して母機ヘリコプタでのマヌーバを行い、着陸後の点検で分離機構が動いていないことを確認した。ダミーウェイトの吊り下げ状況を図 4.3.4-5 に示す。

(12) 懸吊装置単体飛行特性確認

実験機分離後の母機ヘリコプタ帰還時を想定して、(11)での飛行後、ダミーウェイトを外して懸吊装置単体での懸吊飛行を実施し、その安定性の確認を行った。その結果、母機ヘリコプタに懸吊された懸吊装置は若干ピッチング傾向が見られるものの、水平飛行ではほぼ安定した状況であることが確認できた。懸吊装置単体での懸吊飛行状況を



図 4.3.4-5 ダミーウェイトの吊り下げ状況



図 4.3.4-6 懸吊装置単体の懸吊飛行

表 4.3.4-2 第二回懸吊飛行試験 試験項目実施状況

確認項目	11月14日		11月16日			11月17日	11月19日	
	GPS確認 試験	懸吊訓練	GNCP確認 試験	EMC試験	F2-1	F2-2	F2-3	F2-4
(1) 実験機GPS受信試験	●							
(2) 懸吊母機と実験システムの適合性確認 (EMC地上試験)				●				
(3) 懸吊ハンドリング訓練		●						
(4) 実験機懸吊特性確認					●			
(5) 通信系電波リンク確認					●			
(6) 非常系電波リンク確認					▲	▲		▲
(7) レーザ高度計機能確認								●
(8) Micro-GAIA航法機能確認					●			
(9) 誘導制御プログラム (GNCP) 機能確認			▲		▲			▲
(10) 分離直前までの実験運用手順の確認								●
(11) 懸吊装置分離機構の安全確認						●	●	
(12) 懸吊装置単体飛行特性確認							●	
●: 項目実施、問題なし ▲: 項目実施、課題あり								

図 4.3.4-6 に示す。
上記の項目の実施状況を表 4.3.4-2 に示す。

5. まとめ

本報告では LIFLEX のシステム設計，製作，開発試験の一連の作業について記述した。
LIFLEX は、将来宇宙輸送系研究の一環として、リフティ

ングボディ形態に関する着陸技術の蓄積を行うとともに、将来輸送システム設計の自由度拡大、小規模で低コストな飛行実験システムの実現を目指すものであった。第 2 章で述べたような経緯により、実際の着陸実験には至らなかったものの、開発の過程では一定の技術的な成果があった（表 5.1 参照）。
誘導制御アルゴリズムの開発においては、実質的には高速飛行実証など過去のより大規模な飛行実験と遜色のな

表 5.1 LIFLEX での技術成果

項 目	成 果
誘導制御技術	<ul style="list-style-type: none"> ・リフティングボディ形態での自動着陸技術の蓄積。 ・風条件に適応する基準経路調整技術の適用。 ・統計的評価・最適化技術の適用。
空力設計技術	<ul style="list-style-type: none"> ・CFDデータを主とした空力設計。 ・垂直尾翼追加によるエルロン特性改善等、空力設計上の知見。
小規模飛行実験システム技術	<ul style="list-style-type: none"> ・MEMSを利用した低コスト複合航法システムの技術蓄積。 ・小電力データ通信システムを用いたテレメトリシステムの適用。
母機系技術	<ul style="list-style-type: none"> ・分離実験用の誘導システムとしてのTISの有効性確認。

い設計解析手法を適用し、リフティングボディ形態での着陸のための誘導制御の経験と技術蓄積を図る一方、風条件に対応したオンボードでの基準経路調整等の技術的な工夫や、統計的最適化等の新規性のある技術の適用を試み、一定の成果を得ている。これらの技術は今後の実験機開発や将来の輸送システム開発時にも適用することができる。

また、開発の初期に大規模な CFD 解析を行って空力データベースを構成し、これに基づいて設計を進めたことも特筆すべき成果であった。CFD に基づく空力データベースは後から行われた風洞試験ともよく一致しており、今後、新規の機体を設計する際に CFD を積極的に活用して開発効率を高めることができると考えられる。また、CFD、風洞試験の結果を通して、空力設計上の知見も得られた。例えば、リフティングボディのような上反角効果の大きな形状ではエルロン操舵時に生ずる横滑りによりローリングモーメントが発生し、有効な舵効きが損なわれる傾向があるが、垂直尾翼を設けることにより、方向安定のみならず操舵特性を改善することができることがわかった。

小規模飛行実験用のシステム技術の成果としては、JAXA 内で開発している MEMS 技術を用いた複合航法装置（Micro-GAIA）を無人実験機に適用してその技術蓄積に寄与したことや、無線免許のいらない小電力データ通信システムを用いたテレメトリ装置が飛行実験に使用可能であることを確認したことなどがあげられる。

そのほか、小規模なシステムである特徴を生かして、実験機での風洞試験など独自性のある実験手法を試みている。

また、母機ヘリコプタに搭載した経路表示システムは JAXA 内で開発しているトンネル表示を用いたディスプレイ技術を適用したものだが、このような投下実験における精密な経路誘導に対する有効性を示した。

システム開発においては小型で低コストなシステムを用いてリフティングボディ機の自動着陸という難易度の

高い実験を試みたことから、大規模な開発とはまた違った種々の問題（質量管理の問題、アクチュエータ特性の問題、民生品の電磁干渉の問題など）に遭遇したが、それらの解決を図る過程でこの規模の実験システム開発における貴重な経験が得られた。

例えば 4.2.3 項に記述したアンテナパターン試験などは、小規模な飛行実験でよく用いられる電波（73 MHz 帯）に対して全機アンテナパターンを取得したものであるが、このような試験を実施した例は過去になく、稀有な試みであった。

現在、将来宇宙輸送系研究では、桁違いのコスト低減、安全性・信頼性向上を目指す再使用型輸送システムの実現に向けた主要技術獲得のための検討を継続している。その技術開発過程において、LIFLEX のような小規模の飛行実験を技術開発の 1 ステップとして位置づける方針であり、LIFLEX で得られた技術的な経験が生かされるものと考ええる。

謝 辞

実験システム製作や各種試験の担当・支援をして頂いた富士重工業（株）、多目的航空公園の使用に関してご協力頂いた大樹町役場、予備飛行試験で MH2000A 機の運航を担当された三菱重工業（株）、懸吊飛行試験でチャータ機の運航担当の中日本航空（株）にこの場を借りて、深く感謝の意を表します。

参考文献

- 1) 塚本太郎，他：LIFLEX 飛行実験計画について，平成 18 年度 JAXA 総合技術研究本部公開研究発表会前刷り集，2006.10.

- 2) NAL/NASDA HOPE 研究共同チーム ALFLEX サブグループ：小型自動着陸実験 (ALFLEX)，航空宇宙技術研究所報告 TR-1369, 1998.10.
- 3) 川戸博史，他：リフティングボディ型再突入機 遷音速，超音速及び極超音速風洞試験，航空宇宙技術研究所報告 TR-1468, 2003.8.
- 4) H.Kawato *et al.*, "Aerodynamic Design of a Lifting-Body Type Reentry Vehicle", AIAA-2003-7059.
- 5) 山本行光，他：LIFLEX 飛行試験における CFD の役割と成果，第 51 回宇宙科学技術連合講演会講演集，2007.
- 6) 富田博史，他：MEMS INS/GPS 航法装置 "Micro-GAIA" のリアルタイム化と飛行実証結果，第 45 回飛行機シンポジウム講演集，2007.
- 7) 岩佐 正：SS 無線通信の計測への応用，計測技術第 27 巻第 11 号，日工 NO.99.8.08.500，日本工業出版
- 8) 奥野善則，他：実験用ヘリコプタ MuPAL-ε の開発，航空宇宙技術研究所資料 TM-764, 2002.6.
- 9) Funabiki, K., "Design of Tunnel-in-the-Sky Display and Curved approach", 24th International Congress of the Aeronautical Sciences, Yokohama, Oct., (2004).
- 10) 定点滞空飛行試験実験隊：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－，宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-06-010, 2007.3.
- 11) 村上義隆，他：ALFLEX 飛行実験における風計測結果について，ALFLEX/HOPE シンポジウム講演前刷集，1996.12.
- 12) 柳原正明，他：ケーブル支持動的風洞試験模型の慣性特性推定，航空宇宙技術研究所資料 TM-641, 1991.10.
- 13) 若色 薫，他：研究開発用飛行シミュレータの開発，宇宙航空研究開発機構研究開発資料 JAXA-RM-04-015, 2005.2.

付録 1 懸吊飛行試験における ADS 機能確認

(1) 第一回懸吊飛行試験

本試験により得られたエアデータを解析し、ハードウェアとしての ADS を構成する各センサ等の機能健全性を評価した。ただし、本試験では GNCP にエアデータ補正ロジックが搭載されていなかったため、定性的な評価にとどまっている。

絶対圧センサ（静圧孔圧力計測）は Micro-GAIA により計測された高度の比較により、差圧センサ（総圧孔圧力と静圧孔圧力の差圧計測）は Micro-GAIA により計測された対地速度の大きさととの比較により、また、迎角計測用矢羽根ポテンシオメータ出力は Micro-GAIA により計測された各方向の対地速度と機体姿勢角から算出した迎角との比較により、健全に機能することが確認された。

一方、横滑り角計測用矢羽根ポテンシオメータ出力と Micro-GAIA により計測された各方向の対地速度と機体姿勢角から算出した横滑り角の比較を行ったが、Micro-GAIA 計測値から算出した横滑り角の振動が大きく、両者の比較は困難であった。そのため、地上において直接、矢羽根の横滑り角を変化させ、出力を確認することにより、機能の健全性確認を行った。

(2) 第二回懸吊飛行試験

本試験により得られたエアデータを解析し、以下の 2 項目について健全性を評価した。

(イ) エアデータ補正ソフトウェアの健全性

(ロ) ADS を構成する各ハードウェアの健全性

GNCP エアデータ補正ロジックの健全性確認は、記録された補正後のエアデータ値と、補正前のエアデータを用いてオフラインで補正を行った値とを比較して行った。両者は厳密には一致しなかった。これは、データを記録する周期と、GNCP エアデータ補正ロジックの計算周期に時間的

なズレが生じているためと考えられる。この時間的なズレの間のエアデータの物理的な変化量を考慮すると、記録された補正後の値と、オフラインで補正した値の間には妥当な一致が見られた。従って、GNCP エアデータ補正ロジックは健全に機能していると考えられる。

ADS を構成する各ハードウェアの機能健全性確認については、以下の手法により行った。

- (a) 絶対圧センサ（静圧孔圧力計測）：絶対圧センサ出力と Micro-GAIA により計測された高度との比較（定性的）
- (b) 差圧センサ（総圧孔圧力と静圧孔圧力の差圧計測）：差圧センサ出力から算出（補正を含む）した等価対気速度と Micro-GAIA により計測された対地速度の比較（定量的）
- (c) 迎角計測用矢羽根ポテンシオメータ：ポテンシオメータ出力から算出（補正を含む）した迎角と Micro-GAIA により計測された各方向の対地速度と機体姿勢角から算出した迎角の比較（定量的）
- (d) 横滑り角計測用矢羽根ポテンシオメータ：ポテンシオメータ出力から算出（補正を含む）した横滑り角と Micro-GAIA により計測された各方向の対地速度と機体姿勢角から算出した横滑り角の比較（定量的）

(a) については妥当であることが確認された。また、(b) および (c) については良好な一致が確認された。従って、絶対圧センサ、差圧センサおよび迎角計測用矢羽根ポテンシオメータは健全に機能することが確認された。一方、(d) については Micro-GAIA 計測値から算出した横滑り角の振動が大きく、比較は困難であった。そのため、第一回懸吊飛行試験における機能健全性確認と同様に、地上において直接、矢羽根の横滑り角を変化させ、出力を確認することにより、横滑り角計測用矢羽根ポテンシオメータの機能の健全性確認を行った。