

ISSN 0452-2982
UDC 533.6.013, 533.6.015,
536.6.072, 629.7.018,
629.734, 629.782

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1369

小型自動着陸実験 (ALFLEX)

NAL/NASDA HOPE 研究共同チーム ALFLEX サブグループ

1998年10月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

ALFLEX 開発実施担当

NAL/NASDA HOP 研究共同チーム

・HOPE 全体統括担当

航空宇宙技術研究所	森 幹彦	坂東 俊夫
宇宙開発事業団	五代 富文	十亀 英司
	紫藤 羊二	丹尾 新治
	伊藤 哲一	河内山治朗

・研究管理担当者

航空宇宙技術研究所	大坪 孔治 ^{*1}	西 武徳 ^{*2}
	鈴木 誠三	多田 章
	末松 俊二	岩崎 和夫
	伊藤婦美子	
宇宙開発事業団	上甲 和郎	永井 啓一
	中野英一郎	

・ALFLEX 技術担当

航空宇宙技術研究所	永安 正彦
	(ALFLEX グループ リーダ)
	上田 哲彦 田中 敬司
	小野 孝次 重見 仁
	宮沢 与和 柳原 正明
	佐々 修一 照井 祐之
	村上 義隆 岡田 典秋
	張替 正敏 井之口 浜木

石川 和敏	藤井 謙二
石本 真二	元田 敏和
塚本 太郎	浅井 圭介
少路 宏和	大貫 武
李家 賢一 ^{*3}	

宇宙開発事業団 中安 英彦

(ALFLEX グループサブリーダー)

鈴木 秀人	高塚 均
滝沢 悦貞	加納 康臣
泉 達司	高野 純
稲葉 基之	松本 秀一
匂坂 雅一	水藤 貴靖
峯野 仁志	

報告書執筆担当者

永安 正彦	全体取りまとめ, 1., 2.1, 2.2, 2.4, 5.
上田 哲彦	3.1, 4.5.3.1
田中 敬司	2.3, 4.1, 4.2, 4.3, 4.4
小野 孝次	3.4, 4.5.3.3
宮沢 与和	3.2.1, 3.2.2, 4.5.1, 4.5.3.2
柳原 正明	4.5.2
元田 敏和	3.2.4
塚本 太郎	3.2.3, 3.3

* 1 現 環境科学研究所

* 2 現 日本航空宇宙学会

* 3 現東京大学

目 次

略 語	1
記 号	3
1 . ま え が き	4
2 . ALFLEX の概要	4
2 . 1 技術課題	4
2 . 2 システム設計概要	4
2 . 3 安全解析	8
2 . 3 . 1 実験場選定に伴う作業の経緯	8
2 . 3 . 2 危険解析の概要	8
2 . 3 . 3 危険解析の要点	8
2 . 4 スケジュール及び実施体制	9
3 . 実験システム構成および開発試験	12
3 . 1 実験機	12
3 . 1 . 1 実験機開発経過	12
3 . 1 . 1 . 1 製作経過	12
3 . 1 . 1 . 2 開発試験経過	13
3 . 1 . 1 . 3 全機技術試験経過	15
3 . 1 . 1 . 4 開発過程での検討と改修	17
3 . 1 . 2 実験機システム開発結果	29
3 . 1 . 2 . 1 構造系	29
3 . 1 . 2 . 2 舵面アクチュエータ系	30
3 . 1 . 2 . 3 通信計測系	32
3 . 1 . 2 . 4 電力電装系	35
3 . 1 . 2 . 5 非常系	37
3 . 2 航法誘導制御系	37
3 . 2 . 1 開発経過	37
3 . 2 . 1 . 1 製作経過	37
3 . 2 . 1 . 2 開発試験経過	40
3 . 2 . 1 . 3 開発過程での検討と改修	41
3 . 2 . 2 航法誘導制御系開発結果	41
3 . 2 . 2 . 1 航法誘導制御系の設計結果	41
3 . 2 . 2 . 2 基本設計からの主要な変更点	46
3 . 2 . 3 懸吊飛行試験による制御系の評価	46
3 . 2 . 4 シミュレーション解析による自動着陸性能の評価	48
3 . 2 . 4 . 1 空力モデル誤差を考慮した感度解析	49
3 . 2 . 4 . 2 システムの総合評価	49
3 . 3 母機系	52
3 . 3 . 1 開発経過	53
3 . 3 . 1 . 1 製作経過	53
3 . 3 . 1 . 2 開発試験経過	53
3 . 3 . 1 . 3 開発過程での検討と改修	53
3 . 3 . 2 母機・懸吊システム	53
3 . 3 . 2 . 1 母機	53

3.3.2.2	搭載支援系	53
3.3.2.3	懸吊装置	54
3.3.2.4	ジンバル	56
3.3.2.5	母機系点検装置	56
3.3.2.6	母機系の解析	56
3.3.2.7	母機系の運用	56
3.4	実験場及び地上設備	58
3.4.1	実験場整備と地上設備開発経過	58
3.4.1.1	実験場整備経過	58
3.4.1.2	地上設備開発経過	60
3.4.2	実験場及び地上設備システム	60
3.4.2.1	実験場の整備	60
3.4.2.2	地上設備の構成と通信計測系	63
3.4.3	インタフェース試験	70
3.4.3.1	地上設備システム試験	70
3.4.3.2	実験機 / 地上設備組み合わせ試験	72
3.4.4	地上設備の運用	72
3.4.4.1	実時間運用（飛行管制）	72
3.4.4.2	オフライン運用（データ解析出力）	74
4	飛行実験	75
4.1	実験概要	75
4.1.1	豪州における飛行実験基本方針	75
4.1.2	豪州実験の特徴	77
4.2	飛行実験の実施	78
4.2.1	豪州における確認試験	78
4.2.2	実験条件	79
4.2.3	実験に係わる作業	79
4.2.3.1	作業の流れ	79
4.2.3.2	実験スケジュールの設定，変更	80
4.2.4	実験計画に関わる豪州関係諸機関との調整	81
4.2.4.1	実験場に関わる調整事項	81
4.2.4.2	実験に係わる豪州側からの協力	81
4.2.5	飛行安全	82
4.2.6	飛行手順	82
4.3	懸吊試験	83
4.3.1	豪州懸吊試験の概略	83
4.3.2	懸吊試験の経過	84
4.4	自動着陸実験	87
4.4.1	自動着陸実験の概要	87
4.4.2	自動着陸実験の経過	87
4.4.3	技術課題	90
4.5	自動着陸実験結果	92
4.5.1	自動着陸結果	93
4.5.2	空力特性推定結果	95
4.5.3	各系実験結果（地上試験 / 飛行実験）	97
4.5.3.1	実験機	97
4.5.3.2	航法誘導制御系	101
4.5.3.3	地上設備	103
5	あとがき	105

付録	表 A-1	ALFLEX 通信計測系計測項目	110
	表 A-2	ALFLEX 地上設備計測項目	118
	表 B-1	ALFLEX 搭載プログラム計測項目 ステータスデータ書式	119
	表 B-2	通信計測系計測項目 ステータスデータ書式	124
	表 B-3	地上設備計測項目 ステータスデータ書式	125

小型自動着陸実験 (ALFLEX)*

NAL/NASDA HOPE 研究共同チーム ALFLEX サブグループ

Automatic Landing Flight Experiment (ALFLEX)*

NAL/NASDA HOPE Team ALFLEX Group

ABSTRACT

The National Aerospace Laboratory (NAL) and the National Space Development Agency of Japan (NASDA) have been cooperating in research work for the unmanned H-II Orbiting Plane (HOPE). In this research, the Automatic Landing FLight EXperiment (ALFLEX) with a HOPE scale model was conducted as an essential step in the development of HOPE. The purpose of the ALFLEX project was to demonstrate the fundamental technology of automatic landing for the HOPE. The flight experiment was conducted successfully at Woomera in the Commonwealth of Australia from June to August, 1996. The present report summarizes the ALFLEX project.

Key words: Flight Testing, Space Transportation System, Automatic Landing, HOPE, ALFLEX

概 要

航空宇宙技術研究所 (NAL) と宇宙開発事業団 (NASDA) は共同で H-II 打ち上げ型無人有翼宇宙往還機 (HOPE) の研究を進めてきている。この研究のなかで、HOPE 開発への重要なステップとして、HOPE の相似小型機を用いた自動着陸実験 (ALFLEX) を実施した。ALFLEX 計画の主要目的は HOPE 自動着陸の基盤技術を実証することである。飛行実験はオーストラリアのウーメラで 1996 年 6 月から 8 月の間に成功裡に行われた。本報告書は ALFLEX 計画及びその結果をまとめたものである。

略 語		ADS	Air Data System エア・データ・システム
ABS	Antiskid Braking System アンチスキッド・ブレーキ・システム	AGC	Autonatic Gain Control 自動ゲイン調整
ACT	Actuator アクチュエータ	AGE	Aerospace Ground Equipment 地上試験装置
A/D	Analog/Digital アナログ / デジタル変換	ALFLEX	Automatic Landing Flight Experiment 小型自動着陸実験

* 受付 平成 10 年 10 月 20 日受付 (received 20 October 1998)

ASO	Australian Space Office 豪州宇宙局	FCP	飛行管制室 Flight Control Program
ASOP	ALFLEX Safety & Operations plan ALFLEX 安全運用計画書	FEM	飛行制御プログラム Finite Element Method
AZ	Azimuth 方位角, MLS 方位誘導装置	FHI	有限要素法 Fuji Heavy Industries
BOM	Bureau of Meteorology 豪州気象局	FMEA	富士重工業株式会社 Failure Modes and Effects Analysis
BP	Buttock Position 水平位置	FTA	故障モードと影響解析 Fault Tree Analysis
BPSK	Biphase Shift Keying 二相位相変位キー方式	GE	故障の木解析 Ground Effect
C/A	Clear/Acquisition Code C/A コード	GFRP	地面効果 Glass Fiber Reinforced Plastic
CCD	Charge Coupled Device 電荷結合素子	GNC	ガラス繊維強化複合材 Guidance, Navigation, Control
CCV	Control Configured Vehicle コントロール・コンフィギュアド・ビークル	GNCAGE	航法誘導制御 GNC Aerospace Ground Equipment
CFD	Computational Fluid Dynamics 数値流体力学	GPS	GNC 地上支援装置 Global Positioning System
CFRP	Carbon Fiber Reinforced Plastics 炭素繊維強化複合材	GPSR	全地球測位システム GPS Receiver
CPU	Central Processing Unit 中央処理演算器	HOPE	GPS 受信機 H-II Orbiting Plane
CRT	Cathode Ray Tube ブラウン管	HSC	H-II 打上げ型有翼回収機 Helicopter Support Computer
DAS	Data Acquisition System データ収集装置	H EMM	ヘリコプタ搭載支援計算機 H Infinity Exaxt Model Matching
DC	Direct Current 直流	IAS	H 無限大エグザクト・モデル・マッチング Indicated Air Speed
DGPS	Differential Global Positioning System 差動 GPS	IGS	指示対気速度 International GPS Geodynamic Service
DGPSR	Differential Global Positioning System Receiver DGPS 受信機	IMU	国際 GPS 地球力学事業 Inertial Measurement Unit
DR	Data Recorder データ・レコーダ	I/O	慣性センサ・ユニット Input/Output
DSP	Digital Signal Processor デジタル信号処理器	KHI	入出力 Kawasaki Heavy Industries
EAS	Equivalent Air Speed 等価対気速度	L/D	川崎重工業株式会社 Lift to Drag Ratio
EL	Elevation 仰角, MLS 高低誘導装置	L/T,LT	揚抗比 Laser Tracker
EMM	Exact Model Matching エグザクト・モデル・マッチング	MDM/MDP	レーザトラッカ Multiple-Delay-Model and Multiple-Design-Point
FCC	Flight Control Computer 飛行制御計算機	MHI	多数遅れモデル / 多数設計点法 Mitsubishi Heavy Industries
FCF	Flight Control Facility		三菱重工業株式会社

MIL	Military Standard 米軍規格	UHF	テレビジョン Ultra High Frequency
MLS	Microwave Landing System マクイロ波着陸システム	UPS	極超短波 Uninterruptable Power Supply
MLSR	Microwave Landing System Receiver MLS 受信機	VHF	無瞬断電源設備 Very High Frequency
NAL	National Aerospace Laboratory 航空宇宙技術研究所	VME	超短波 Versa Module Eurocard
NASDA	National Space Development Agency of Japan 宇宙開発事業団	WBS	VME Work Breakdown Structure
NGC	Navigation Graphic Computer 航法グラフィック計算機	WES	作業区分構成 Woomera Emergency Services
NOTAM	Notice to Airman ノータム (航空情報)	WGS84	ウーメラ救急消防署 World Geodetic System 1984
OS	Operating System オペレーティング・システム	WOW	世界測地系 1984 年 Weight On Wheel
PCM	Pulse Code Modulation パルス符号変調	YAG	接地信号 Yttrium Aluminum Garnet
PID	Proportional, Integral, Derivative 比例積分微分		イットリウム・アルミニウム・ガーネット
PM	Phase Modulation 位相変調方式		記 号
PSDB	Power Sequence Distribution Box 電力信号分配器	Ax , Az	: 機体軸 x 軸 , z 軸加速度計出力
RA	Radio Altimeter 電波高度計	b	: 翼幅
RF	Radio Frequency 高周波電波	C _L	: 揚力係数
RSS	Root Sum Square 二乗和平方	C _D	: 抗力係数
R/W	Runway 滑走路	C _m	: ピッチング・モーメント係数
SIO	Scripps Institution of Oceanography スクリップス海洋研究所	C _{L0} , C _L , ..	: 空力微係数
SOLO	Safety & Operations Liaison Officer 連邦安全運用担当連絡官	H	: 機体高度
SSW-F	Sky Screen Watcher-Front 前方スカイスクリーン監視装置 (員)	P , Q , R	: ロール , ピッチおよびヨー角速度機体軸成分
SSW-S	Sky Screen Watcher - Side 側方スカイスクリーン監視装置 (員)	T , t	: 時間
STA	Station 位置	V _{EAS} , V _{eas}	: 等価対気速度
SW	Switch スイッチ	X , Y , Z	: x , y , z 軸方向位置
T/R,TR	Tracking Radar トラッキングレーダ		: 迎角
TV	Television		: 横滑り角
		a	: エルロン舵角 ($\frac{e_R - e_L}{2}$)
		e	: エレベータ舵角 ($\frac{e_R + e_L}{2}$)
			ただし e _L , e _R は左 / 右エレボン舵角
		r	: ラダー舵角 ($\frac{r_R + r_L}{2}$)
			ただし r _L , r _R は左 / 右ラダー舵角
		s	: スピードブレーキ舵角 ($\frac{s_R + s_L}{2}$)
			ただし s _L , s _R は左 / 右スピードブレー

キ舵角	
：飛行経路角	
， ，	：ロール，ピッチおよびヨー姿勢角
G_x ， G_y	：ジンバルのロールおよびピッチ角
：	標準偏差
添え字	
ac	：空力中心
GE	：地面効果
rel	：分離
RWY	：滑走路座標系

1. まえがき

航空宇宙技術研究所（NAL：National Aerospace Laboratory）と宇宙開発事業団（NASDA: National Space Development Agency of Japan）は共同して、わが国独自の自在な宇宙輸送システムを構築するための無人のH-IIロケット打ち上げ型有翼往還機HOPEの研究を進めている。その一環としてHOPE自動着陸技術の確立を目指した小型自動着陸実験（ALFLEX）計画を進めてきたが、1996年3月からオーストラリア連邦（以下豪州と言う）南オーストラリア州のウーメラ（Woomera）飛行場で自動着陸飛行実験の準備を始め、地上試験及び懸吊飛行試験を経て、6月から8月にかけて自動着陸飛行実験を実施した。飛行実験は予定通り行われ、ALFLXの自動着陸システム設計の妥当性が実証された。また航法誘導制御系及び空力特性に関する飛行データも予定通り取得され、所期の目的を達成することが出来た。

ALFLEXの基本設計結果（1993年9月時点）は航空宇宙技術研究所報告「小型自動着陸実験（ALFLEX）システム設計」として報告されている。基本設計以降、実験システム開発、地上走行試験、国内懸吊試験が実施された。1995年11月に実験場が豪州ウーメラ飛行場に決まり、実験場の整備後、実験システムを輸送し、システム機能の確認後自動着陸実験を行った。

本報告書では、上記に基づく実験システム開発、国内試験及び豪州飛行実験について基本設計結果以降の作業を含め、前記システム設計報告書と一部重複もあるが、ALFLEXプロジェクトの全体が理解できるようとりまとめた。

2. ALFLEX の概要

2.1 技術課題

小型自動着陸実験は、HOPE形状の小型実験機を用いた自動着陸実験を行うことによりHOPE自動着陸のため

の基盤技術の確立を図ることを目的としたものである。HOPE着陸フェーズの技術的特徴として、まず無人・無推力ということがあげられる。無人であるので飛行状況の変化に対してパイロットがいるときのような適応性は期待できない。また無推力であるので着陸のやり直しが出来ず、1回の滑走路への進入で確実に着陸させる必要がある。開発時の飛行試験に際しても、地上走行、着陸復行等を経て徐々に飛行領域を広げていくような開発ステップがとれない。次に、帰還再突入フェーズの高速飛行時の要求から機体形状は揚抗比特性や横方向安定性等の空力特性が着陸時には不利なものになっている。即ち揚抗比が低いことによって進入経路角が大きくなるとともに進入速度が速くなる。また縦および横方向の空力安定性が悪いために安定化のための制御が常時不可欠になる。このように、HOPE自動着陸システムの開発は、通常の航空機と違った難しい技術課題を含んでいる。

ALFLEXは上記技術課題を含んだHOPE形状機体に対して自動着陸システムの設計を行い、小型模型による相似飛行実験によってその設計の妥当性を実証しようとするものである。特に自動着陸のための航法誘導制御方式の設計手法の確立及びその妥当性の評価を行うとともに、HOPE自動着陸システム開発に必要な技術データを取得し、併せて小型実験機による飛行実験技術の評価を行う。具体的技術課題としては以下のものを設定した。

自動着陸技術の実証評価

- ・自動着陸システム技術の総合機能評価、誘導制御則設計手法の確立・評価および航法方式の実証評価
- ・低速飛行特性の評価
- ・飛行特性データ取得および地面効果データ取得
- ・小型実験機による飛行実験技術の評価
- ・実験手法および解析・評価手法

2.2 システム設計概要

実験機の基本形状は、HOPE04c形状を採用した。想定滑走路長は使用可能な滑走路等を考慮して1000mとした。以上の条件のもとに検討した結果からスケール比は37%とした。なお実験機は胴体上面に重心位置において懸吊するためのケーブル取付穴を有し、脚は固定脚とした。実験機三面図を図2.2-1に示す。

実験機を上空で分離投下する方式については、分離投下して自動着陸飛行を行う前に、飛行制御システムが正常に機能することを確認しておく必要のあること、実験機を安定に分離するためには分離前に姿勢制御を確立しておく必要があること、及び上空で実験機の空力特性データを取得して設計確認をする必要のあることを考慮して、実験機の重心位置に取り付けたジンバルをケーブルで1点支持するジンバル懸吊方式を採用することとし

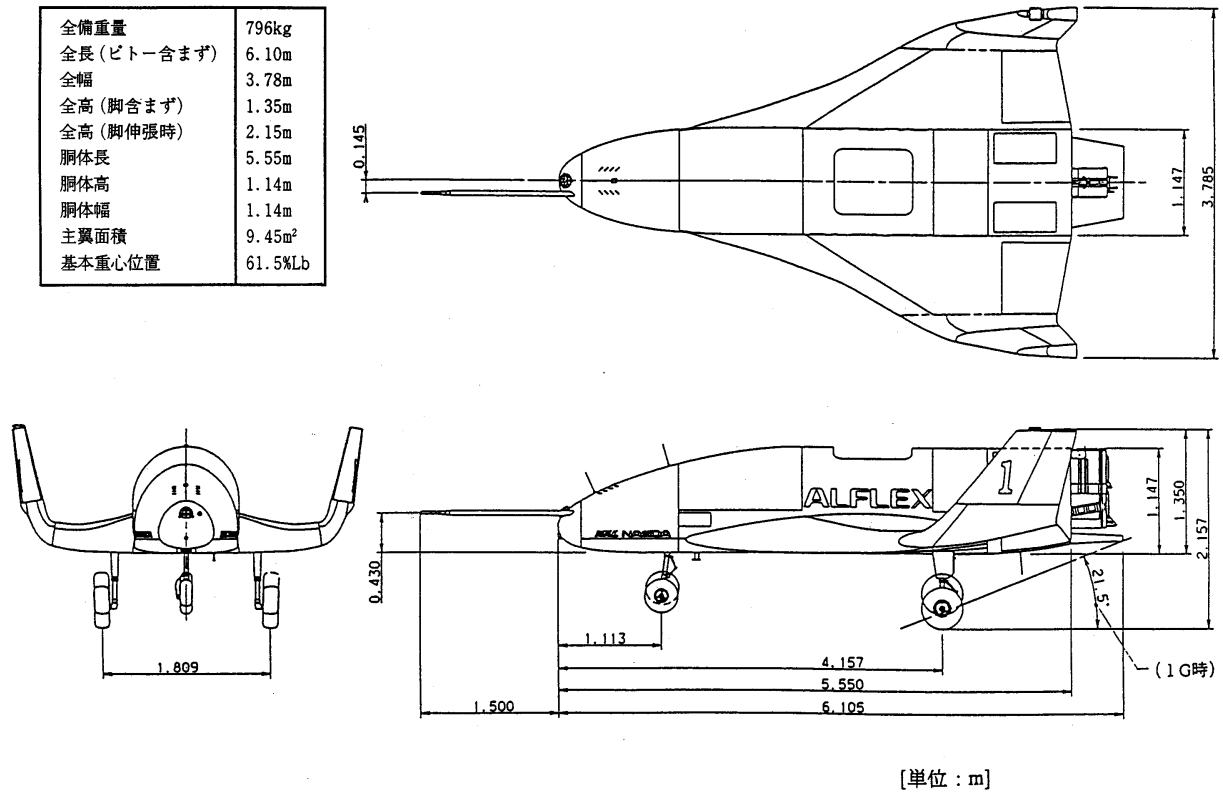


図 2.2-1 実験機三面図

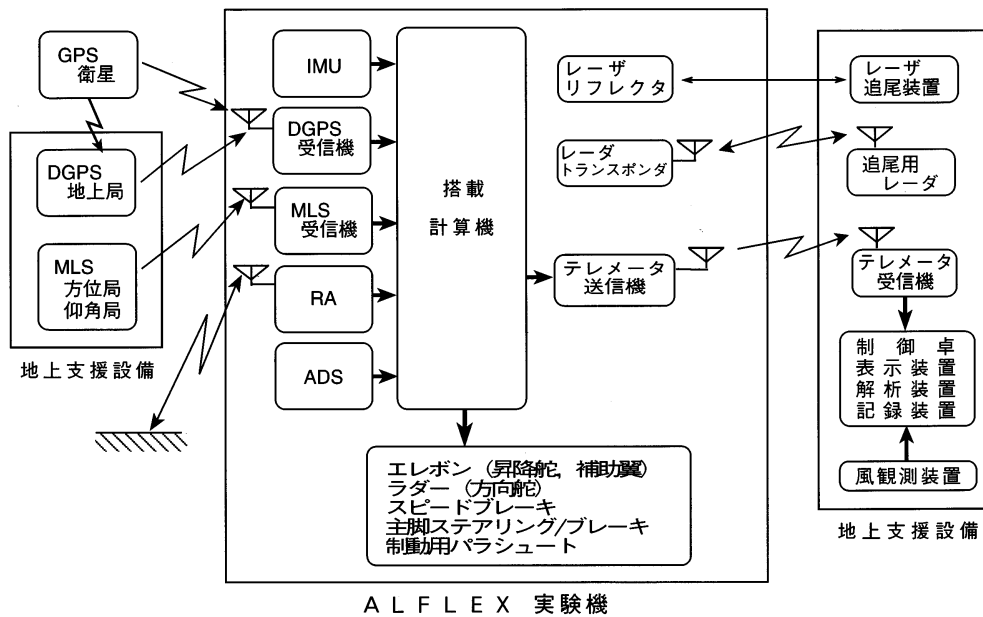


図 2.2-2 自動着陸実験システム

た。

航法誘導制御システムについては、実験機分離後の自動着陸飛行フェーズでは慣性センサ (IMU)、マイクロ波着陸装置 (MLS)、電波高度計 (RA) を用いた航法データに基づいて自動着陸のための誘導制御を行うこととした。ただし懸吊飛行時には衛星を利用した差分型 GPS

(DGPS) を使用して分離時までの航法精度を確保することとした。誘導制御については、ADS 計測値を用いた横滑り角制御を採用すると共に、横風に対しては機首を風上に向けるクラブ方式で対処することとした。自動着陸実験システムを図 2.2-2 に、機器搭載状態の実験機システムを図 2.2-3 に示す。飛行経路設計では相似比でスケール

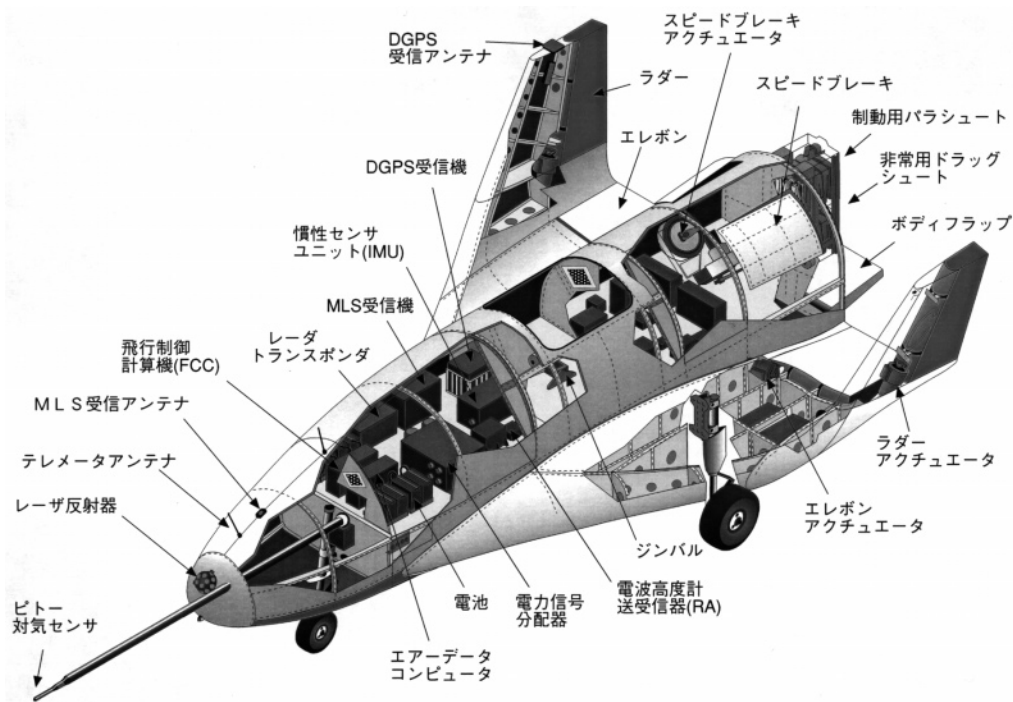


図 2.2-3 実験機システム

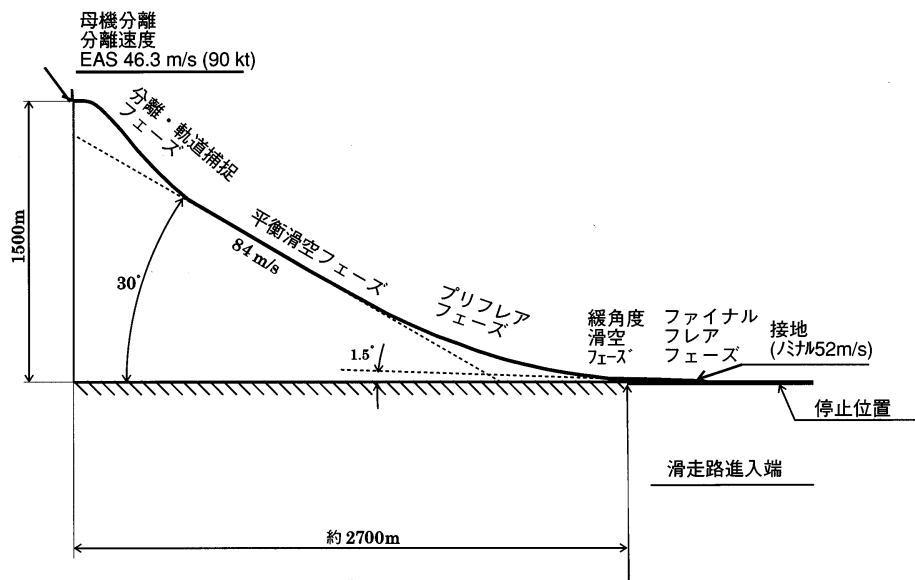


図 2.2-4 基準軌道

ダウンした風モデルを用い、飛行経路もスケールダウンした相似なものを目指した。しかし、実験機は固定脚であるなど HOPE 本機と相似でない部分があり、これら相違点に起因して実験機の平衡滑空飛行経路角は HOPE 本機よりも深くなる傾向にある。このような点も考慮したうえで実験機の平衡滑空時の飛行経路として HOPE 本機に近い - 30 度を設定した。基準軌道を図 2.2-4 に示す。

実験のシーケンスは次の通りである。まず、実験機を懸吊架台に固定した状態（合体形態）で実験機を母機へ

リコプタで懸吊し、高度 1500 m まで上昇し、速度を上げて実験機の姿勢制御系を作動させて徐々にケーブルを伸ばしてゆき、一本のケーブルでの懸吊状態（5 自由度懸吊形態）に移行する。滑走路に向かって速度約 46 m/s で水平飛行し、滑走路手前約 2700 m の地点で実験機を分離する。切り離された実験機は、あらかじめ設定された基準経路に沿って飛行し、滑走路に進入し、接地する。接地後は、前脚のステアリングにより走行を制御し、主脚のブレーキシステム及び制動パラシュートによって減速

停止する。自動着陸実験概要を図2.2-5に、懸吊飛行・分離シーケンスを図2.2-6に示す。

上記シーケンスの飛行フェーズは大きく分けて5つに分類される。1番目は、分離前に母機で実験機を懸吊し

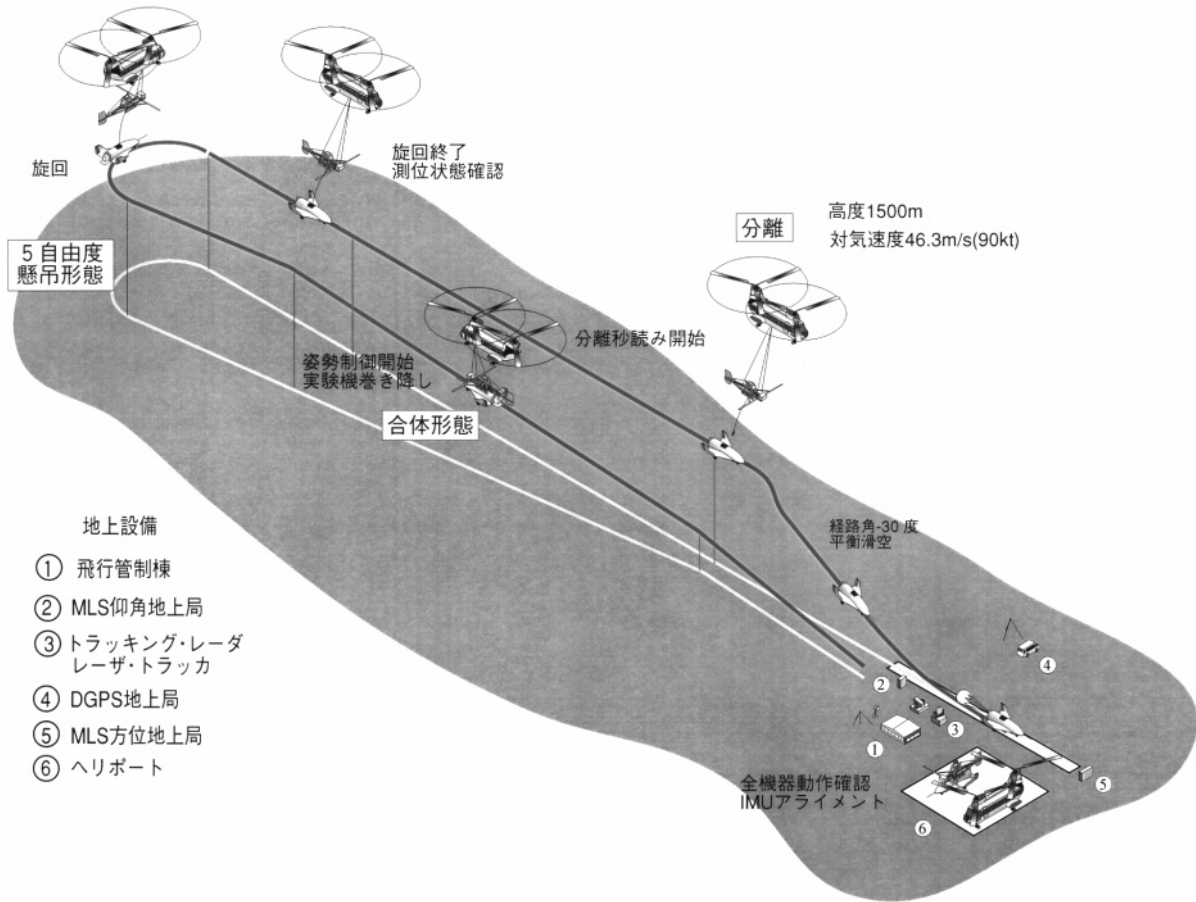


図 2.2-5 自動着陸実験概要

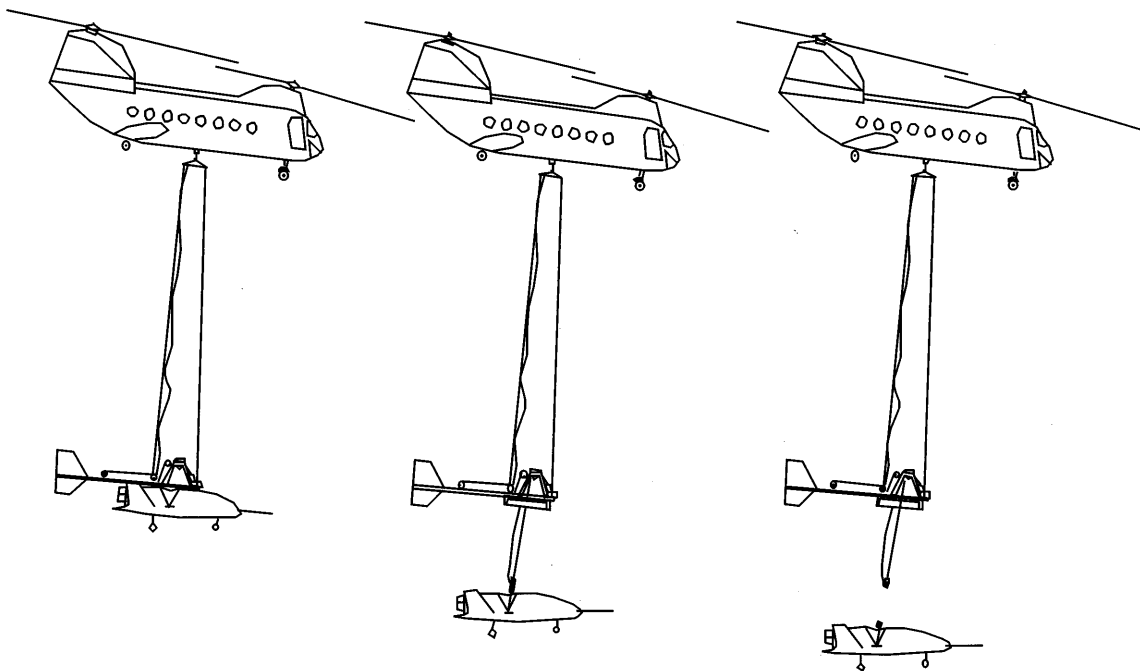


図 2.2-6 懸吊飛行・分離シーケンス

て飛行するフェーズである。2 番目は軌道捕捉フェーズと呼ばれ、ヘリコプタから分離されて平衡滑空飛行に移るまでの飛行である。3 番目は平衡滑空進入フェーズで経路角 - 30 度で動圧一定の直線飛行である。4 番目はフレアフェーズでフレア開始から接地までの飛行である。フレアフェーズは平均 0.5 G で引き起こすプリフレア、経路角 - 1.5 度の緩角度進入及びファイナルフレアから成る。5 番目は地上走行フェーズで接地から停止までである。1 番目及び 2 番目のフェーズは、HOPE 本機にはない ALFLEX 固有のフェーズである。

2.3 安全解析

ALFLEX の飛行中は常時地上でシステム状態を監視し、異常が発生して正常な飛行を続けることが困難と判断される場合には、地上からの指令信号で非常用パラシュートを開傘するとともに舵面を操作して実験機を落下させ、周辺地域に対する安全を確保することとした。この方針に基づき、豪州ウーメラ実験場に対して飛行安全に関する検討確認を行った。

2.3.1 実験場選定に伴う作業の経緯

ALFLEX の実験場の候補地として豪州ウーメラ地区が具体化した 1994 年 7 月より同地区の調査が開始された。その結果、同年 12 月には、同地区にはエベッツ飛行場とウーメラ飛行場があり、横風用を含めそれぞれ 2 本の滑走路を有するため、各滑走路の両端からの進入を考慮すると合計 8 つの着陸進入の選択肢があること、その内着陸実験に最も適した滑走路とその方向がウーメラ主滑走路の 18 (方位 180 度、北側から進入) であることが判明した。しかし、当初豪州側は同滑走路が種々の組織により使用されているため、むしろエベッツ飛行場の使用を推奨した。これに対して、日本側より ALFLEX の使用条件をより明確にした実験場使用計画を提示し、また同実験のための滑走路使用の優先度を下げること、及び詳細な危険解析を実施して安全を確認することを表明し、豪州側の了承を得た。

ALFLEX の実験場に豪州ウーメラ飛行場を選択したことによって、豪州の受け入れ側に対する安全性の説明をする必要上及び実験実施時の運用の基準を設定する必要上から、同地での実験運用に係わる危険解析を改めて整理することとなった。本作業を 1996 年 1 月から 3 月の期間に実施し、日本側から提示した危険解析報告書と、豪州側が BAeA に委託して実施した同危険解析のレビュー報告書を豪州政府に提出した。両報告書によって本 ALFLEX 実験が十分な安全性を有して実施する計画であることが明らかになり、その後の ALFLEX 実験実施に係わる日豪の協定締結が実現した。

2.3.2 危険解析の概要

本解析では、実験計画の概要を述べた後、無人実験機による実験に係わる地上の人や物件に対する安全 (以下ではこれを飛行安全 (Range Safety) という。) について、その概念、手段、運用について説明を行った。また、構造の安全性についても数値を提示した。これらを元に、ALFLEX システムに対する FTA、FMEA の故障解析を行って、信頼性を予測した。信頼性予測に基づいて、故障した場合の実験機の落下予想範囲とその確率を算定しこれらが十分に小さいものであることを明らかにした。

これに対して、豪州側でも独自に簡略化した方法を用いて落下予想範囲を算定した。その結果、両者がほぼ一致したことから日本側の危険解析が妥当であると結論した。なお、非常系は原則 2 重系とするように設計されていたが、その例外として地上からの非常コマンド送信機が 1 台であった。この点を豪州側から改善するように指摘を受け非常コマンド送信機をもう 1 台増設することとした。

2.3.3 危険解析の要点

ALFLEX の飛行安全系の趣旨は、まず第一に地上及び母機ヘリコプタ上の人員の安全を確保することであり、その次に地上の設備やものに対する損害を回避することである。既存の航空機には耐空性及び運航上の規則が厳格に適用されているため、また、ロケットの打ち上げでは飛行安全システムとその運用手順が十分確立されているため、両者の飛行安全が確保されてきた。しかし、無人実験機の ALFLEX は、推進手段を持っていないために着陸復航ができないことで航空機と異なっており、また、実験関係者が近くに待機している特定の地点に着陸しなければならない点でロケットの発射とも異なっている。これらの点を考慮して、飛行安全系を次の方針に基づいて設定した。

実験空域を設定し、その中での実験機の位置を常に監視し、何らかの理由で空域を逸脱する恐れが生じたときに飛行を中断させる。

その飛行停止システムの信頼性を高くするため、できるだけ系を 2 重で構成する。

母機の安全性を十分確保する。

以上の方針の元に設計された飛行安全系の構成、機能、性能については、本報告の実験機、地上設備、実験運用の章で述べられている。ここでは、それらに基づいた故障解析の特徴を要約する。解析では、最終的に地上に落下する範囲とその確率を推定することを目的としたが、まず、ALFLEX が故障して飛行を中断させなければならない事態を次の 4 種に分類した。

モード 1: 懸吊装置と共に落下


表 2.3.1-1 故障モードと非常系故障ケースに対応する事象発生確率

(1) 自動着陸実験時

故障 モード 飛行 停止装置	1 : 合体落下	2 : 不時 分離		3 : 異常飛行	4 : 異常地上 走行
		2-1: 2 重故障	2-2: 単一故障		
1 系統以上 正常作動	$< 7.94 \times 10^{-4}$	2.61×10^{-10}	1.34×10^{-5}	1.86×10^{-3}	5.79×10^{-3}
2 系統 不作動		5.04×10^{-16}	1.34×10^{-13}	1.86×10^{-11}	

(2) 懸吊飛行試験時

故障 モード 飛行 停止装置	1 : 合体落下	2 : 不時分離
		2-1 : 2 重故障
1 系統以上 正常作動	1.88×10^{-3}	1.06×10^{-9}
2 系統 不作動		6.05×10^{-15}

ここに、の部分で落下警戒域とした。

モード 2 : 懸吊装置より不時分離 (分離禁止スイッチがオフの場合 (モード 2 - 1) と, オンの場合 (モード 2 - 2) に細分類した)

モード 3 : 異常飛行

モード 4 : 異常地上走行

これらの発生しうる時間の長さや個々の機器の点検時点からの経過時間を実験手順から算定し、それに基づいてそれぞれの故障モードの発生する確率を計算した。その際、飛行停止システムについては、1 系統故障までのケースと 2 系統共故障して飛行停止できない場合の 2 つのケースにまとめて解析した。但し、モード 1 とモード 4 に対しては非常系が有効ではないので、非常系の故障の有無を考慮しないで算定した。以上の解析の結果を表 2.3.1-1 にまとめる。なお、表中の「1 系統以上正常作動」の行は、エレボン変位と非常シュート開傘の 2 系統の非常系の内、少なくとも一方が作動する場合の発生確率であり、次の行の「2 系統不作動」はどちらも不作動となる場合の発生確率である。この表の中で、発生確率の大きい欄に対応する落下分散域を落下警戒域 (Hazardous Area) とした。

実際の落下警戒域は、故障発生後の実験機の運動について最も飛行範囲が広がる場合を想定し、また、風や要員の飛行停止作業に要する時間等についても安全側の数値を用いて到達範囲が最も広がる条件で算出した。実験に際しては、この落下警戒域を含む地域を、道などの目印になるものを利用して改めて設定した。これを危険区域 (Designated Zone) とし、実験中の人員の立ち入りを制限した (図 2.3.1-1)。なお、同区域内の建造物等に対

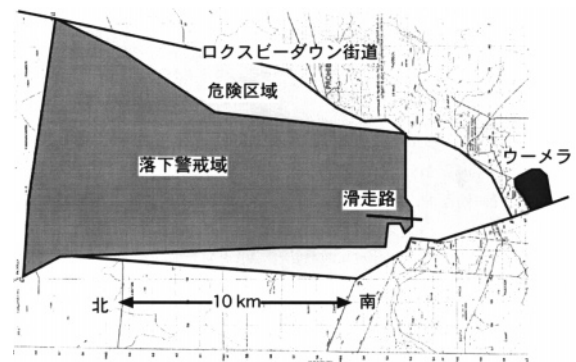


図 2.3.1-1 落下警戒域との危険区域

する被害発生確率についても別途算出し、その事態が発生した場合の対策を ALFLEX 安全運用計画書 (ASOP) に反映した。

2.4 スケジュール及び実施体制

本プロジェクトは開発管理、実験計画検討・解析、システム設計、開発試験、実験機の製作、母機系の製作、地上設備の製作、全機技術試験、実験場整備、補用品の調達、飛行実験、評価解析よりなる。開発スケジュールを図 2.4-1 に示す。

ALFLEX 計画の実施にあたっては、平成 5 年度から NAL / NASDA 及び KHI, FHI, MHI で合同設計チームを組み、基本設計及び詳細設計を進めるとともに、実験機 / 母機系 / 地上設備の各サブシステムの製作を進めた。実験システムの開発体制を図 2.4-2 に示す。

平成 7 年 8 月に宇都宮飛行場で実験機の地上走行試験、

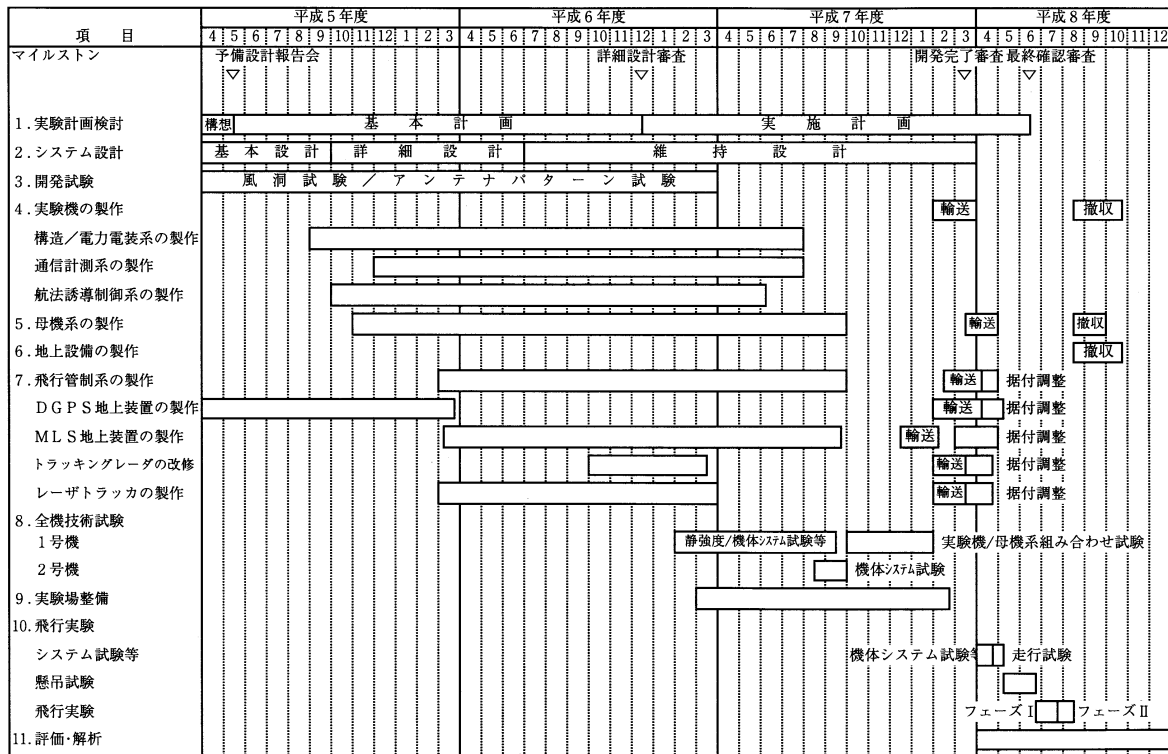


図 2.4-1 開発スケジュール

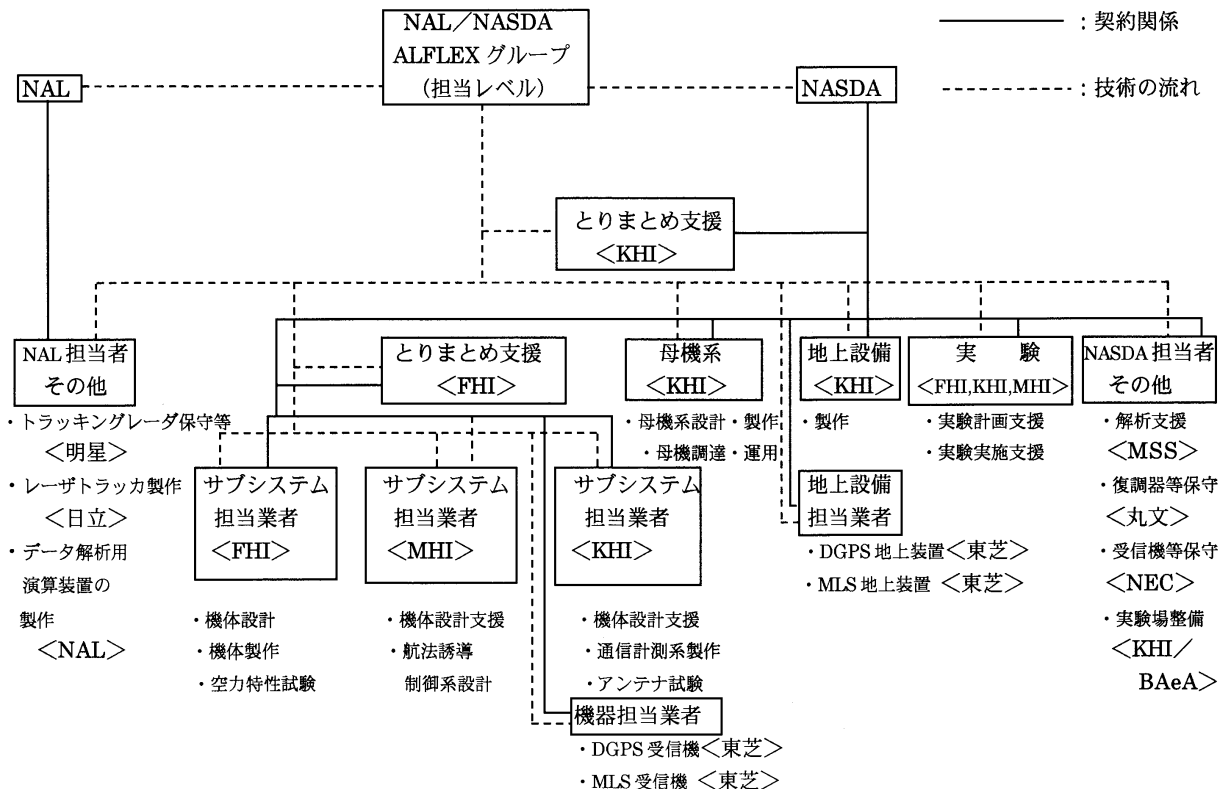


図 2.4-2 実験システム開発体制

10月から名古屋港沖上空で懸吊状態での飛行試験を行い、MLSを除く全体システムの機能確認を行った。その後実験システムを豪州に輸送した。

豪州では1995年11月に実験場整備に着手し、1996年3月下旬に実験システムがウーメラに到着してから、実験機の組立、設備の据え付け調整等を開始し、4月から

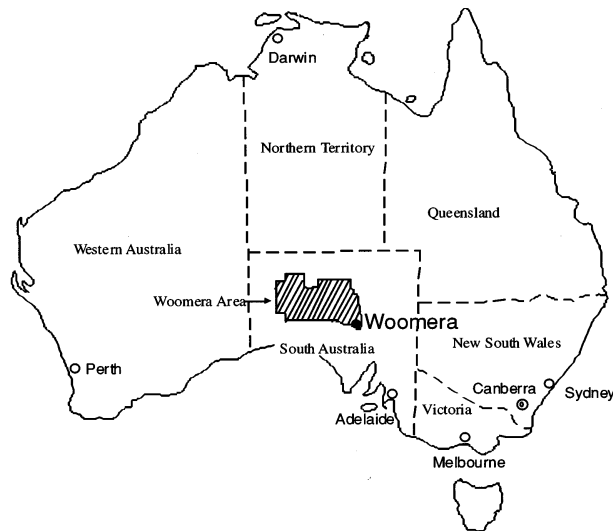


図 2.4-3 豪州ウーメラ

地上試験を開始した。5月から6月に懸吊飛行試験を行い7月6日に第1回目の自動着陸飛行実験を行った。この後8月15日迄の間に13回の自動着陸飛行実験を実施した。豪州ウーメラの位置を図2.4-3に示す。

実験終了後1996年12月に宇宙開発委員会技術評価部会においてALFLEXの初期の目的が達成されたと評価を受け、その後1997年1月に飛行後審査会の審査を受けプロジェクトは完了した。また飛行実験の成果は1996年12月に国内で、また1997年2月に豪州でALFLEXシンポジウムを開催し報告した。(参考文献1, 2)

主要マイルストーンは以下の通りである。

(参考文献3～11)

1993年 5月	予備設計報告会
1993年 9月	基本設計完了
1994年 12月	詳細設計審査
1995年 8月	実験機製作完了
1996年 1月	国内懸吊試験完了
1996年 3月	プロジェクト開発完了審査
1996年 6月	最終確認審査
1996年 6～8月	自動着陸実験
1996年 12月	宇宙開発委員会技術評価部会審査
1997年 1月	飛行後審査会

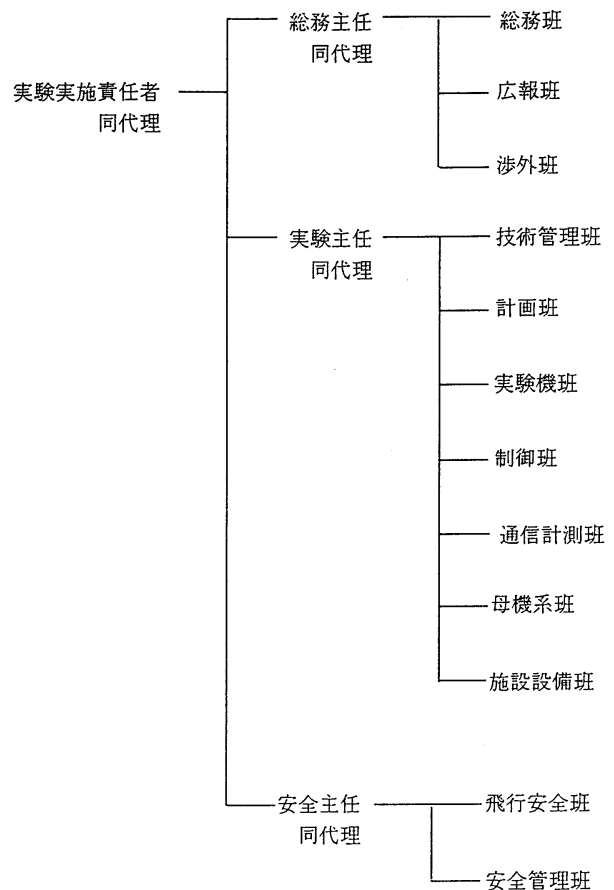


図 2.4-4 NAL/NASDA 実験実施体制

ALFLEX の飛行実験はNAL / NASDA で構成したALFLEX実験隊(約30名)が中心となり、製作メーカ各社の技術者の支援を受けて総勢約80名の陣容で実施した。NAL / NASDAの主要分担は、技術統括をNALが主担当し、全体統括、飛行安全等をNASDAが主担当することとしてNAL / NASDAが一体となって実施した。NAL

/ NASDAの実験実施体制を図2.4-4に示す。

実施に当たっては、NASDAと豪州政府オーストラリア宇宙室(ASO)との間で協定を結び、豪州政府の協力を得て南オーストラリア州ウーメラ飛行場で実施した。豪州側はASOを窓口として、ウーメラ飛行場を管轄する国防省、アデレード防衛センタ及びウーメラ防衛支援セン

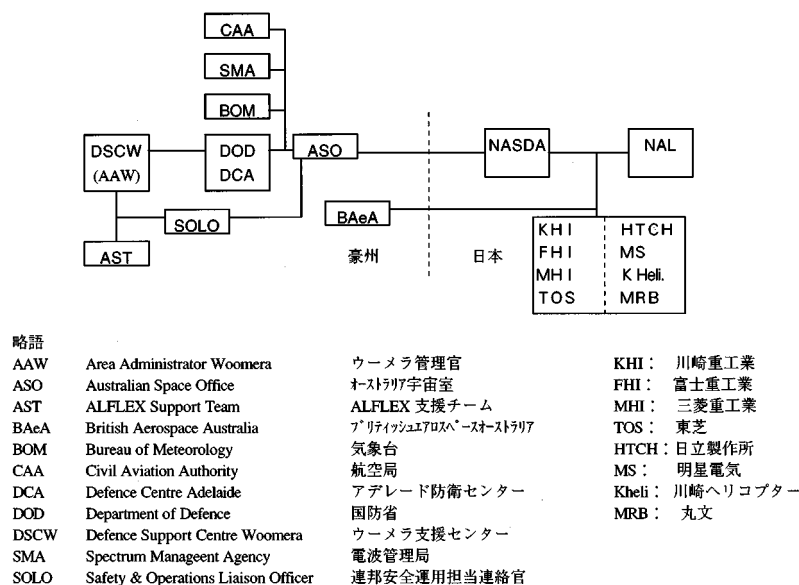


図 2.4-5 日豪協力体制

タ並びに航空局，電波管理局，気象庁等の幅広い協力を得た。また実験実施に関しては，豪州側で ALFLEX 専任の連邦安全運用担当連絡官（SOLO）が任命され，日本側の連絡担当官と実験実施に係る全てについて調整を行った。日豪協力体制を図 2.4-5 に示す。

3. 実験システム構成および開発試験

実験システムは，図 3-1 の WBS に示されるように実験機，母機系，地上設備，および実験場から構成される。これらの基本的なシステム設計は文献 [1] にまとめている。その後，各実験機材の製作や試験が進むにつれて詳細を具体化した。最も大きな相違点は，文献 [1] の段階では未定であった実験場が，関係者の努力と協力によってオーストラリアにある既存の飛行場が使用できるようになったことであった。このため実験場の構成は現地にあったものに変更した。幸い，電波使用の許容範囲なども広く，実験装置や内容を大きく左右するような変更にはならなかった。実験場の整備は平成 7 年 11 月から開始し工期はほぼ半年であった。地上設備の配置に関しては 3.4 で述べるが，たとえば DGPS 地上局は電波のマスキングの障害により現地での試験後，更に設置位置を変更したりした。本章では以下に，システム設計からの試験経過や設計変更について述べ，飛行実験を行った最終的な実験システムの姿を示す。なお，システム構成として航法誘導制御系は実験機のサブシステムのひとつであるが，本実験の本質を担うものであることから記述では独立の節として示した。

3. 1 実験機

実験機システムについて以下に開発経過とその結果を示す。

3. 1. 1 実験機開発経過

3. 1. 1. 1 製作経過

実験機の製作は図 3.1.1-1 に示すように，平成 5 年 10 月の製作開始から平成 7 年 8 月の 1 号機を用いた走行性能試験まで，実質 2 年足らずの短い製作期間であった。機体は 2 機製作した。治具および実験機 AGE の製作は 1 組で機体製作はシリーズに行い，各種確認試験を機体が 2 体あることを利用し効率よく組み込んだ。機体構造はシステム設計で述べたように，製作上の利点を活かして複曲面をもつ外板部に雄型による常温硬化型 GFRP 外板を多用した。しかし，基本的な構造については航空機の製作方法に則ったものである。この 2 体の機体製作において特に大きな問題は発生しなかった。

機体の製作と並行して，基本設計開始から開発試験として風洞試験，アンテナパターン試験，降着系試験，およびパラシュート展開試験などを行い，機体細部形状，パラシュート開傘方式，アンテナ取り付け位置，降着系制御モデルなどを決定した。また舵面アクチュエータの新規開発を行った。機体製作過程における全機技術試験として実験機システム試験を行った。その後，走行性能試験，実験機 / 母機系組み合わせ試験を国内で行った。豪州に輸送組み立て後更に，実験機システム試験，地上設備組 / 実験機組み合わせ試験，走行性能確認試験，実験機 / 地上設備組み合わせ試験，実験機 / 母機系 / 地上設備インターフェイス試験を行い飛行実験に臨んだ。

1. **開発管理**
 - 1.1 コンフィギュレーション管理
 - 1.2 スケジュール管理
 - 1.3 コスト管理
 - 1.4 信頼性 / 品質管理
 - 1.5 安全管理
 - 1.6 対外調整
 - 1.7 周波数管理
2. **実験計画検討**
 - 2.1 実験構想検討
 - 2.2 実験計画検討
 - 2.3 飛行安全検討
 - 2.4 実験実施体制検討
3. **システム設計**
 - 3.1 基本設計
 - 3.2 詳細設計
 - 3.3 維持設計
 - 3.4 インターフェイス設計
4. **開発試験**
 - 4.1 風洞試験
 - 4.2 アンテナパターン試験
 - 4.3 降着系試験
 - 4.4 航法飛行試験
5. **実験機**
 - 5.1 構造系の製作
 - 5.2 蛇面アクチュエータ系の製作
 - 5.3 航法誘導制御系の製作
 - 5.4 通信計測系の製作
 - 5.5 電力電装系の製作
 - 5.6 非常系の製作
 - 5.7 艀装
6. **母機系**
 - 6.1 懸吊装置の製作
 - 6.2 母機系搭載支援機器の製作
 - 6.3 母機改修
7. **地上設備**
 - 7.1 飛行管制系の製作
 - 7.2 地上通信系の製作
 - 7.3 地上計測系の製作
 - 7.4 航法支援地上系の製作
 - 7.5 実験データ処理系の製作
8. **全機技術試験**
 - 8.1 実験機システム試験
 - 8.2 母機系試験
 - 8.3 地上設備システム試験
 - 8.4 実験機 / 地上設備組み合わせ試験
 - 8.5 走行性能試験
 - 8.6 実験機 / 母機系組み合わせ試験
 - 8.7 地上機能確認試験
9. **飛行実験**
 - 9.1 実験機システム試験
 - 9.2 地上設備 / 実験機組み合わせ試験
 - 9.3 走行試験
 - 9.4 実験機 / 母機系組み合わせ試験
 - 9.5 全系組み合わせ試験
 - 9.6 自動着陸飛行実験フェーズ
 - 9.7 自動着陸飛行実験フェーズ
10. **補用品**
11. **実験場**
 - 11.1 着陸場区域整備
12. **評価・解析**

(3 段分岐以下は省略)

図 3-1 開発 WBS

2号機は製作後、国内において実験機システム試験で機体システム試験を行ったが、実験場におけるバックアップと位置付けられており、結局、豪州輸送後の機体全体電源投入は行わずに実験を終了した。2号機の実験は製作過程での効率化をもたらすとともに物理的距離をともなった実験場においてその役割を果たし、表には現われぬ成功をささえた要因であったと考えられる。

3.1.1.2 開発試験経過

以下に開発試験として行った主な試験について述べる。

風洞試験

ALFLEX の開発に当たっては、合計 8 回の風洞試験を実施した。通常行われる基本的な機体の空力特性を取得

する風洞試験 (図 3.1.1-2) のほか、着陸時の空力性能に重点が置かれる特質と懸吊状態から投下されるという運用方法を考慮し、それぞれに対応した試験法を考案し風洞試験を実施した。着陸時の特性についてはロボット模型支持装置を導入した第 2 次低速風洞試験 (図 3.1.1-3) やパラシュート開傘特性確認試験 (図 3.1.1-4) を行った。ロボット模型支持装置を使うことによって、模型の姿勢や位置の変更を容易にし静的地面効果試験の効率を上げることができた。また、地面に接近しつつある移動状態での空気を測定する動的地面効果試験の実施を可能とした。懸吊状態については、風洞内でその状態を模擬して懸吊特性確認風洞試験を行った。この試験では模型に制御能力をもたせ懸吊時における制御系の確認を行った (図 3.1.1-5)。これら二つ試験は、風洞試験法として今ま

平成 5 年度		平成 6 年度		平成 7 年度		平成 8 年度		
基本設計	詳細設計		維持設計				7 月 6 日	
風洞試験 / アンテナパターン試験								
実験機製作						輸送		
						静強度試験 振動試験 システム試験 走行試験 国内懸吊試験		
						ウーメラ		

図 3.1.1-1 実験機製作日程

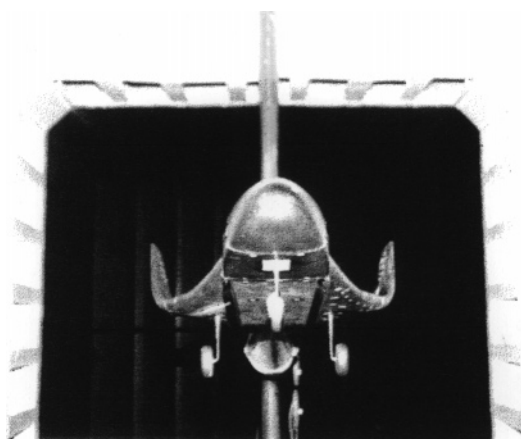


図 3.1.1-2 基本風洞試験（写真）

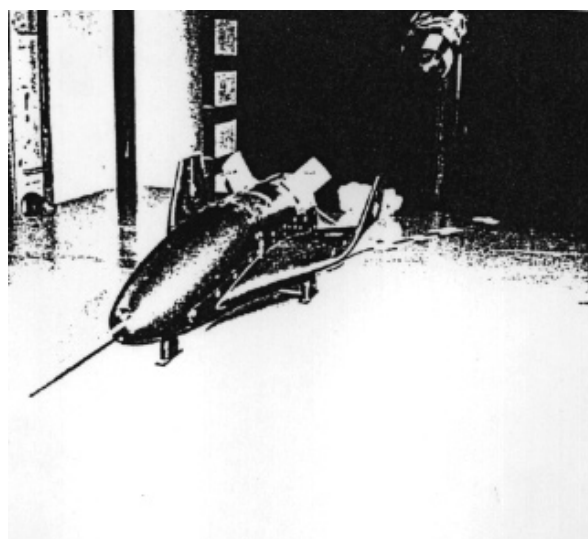


図 3.1.1-4 パラシュート開傘特性確認試験（写真）

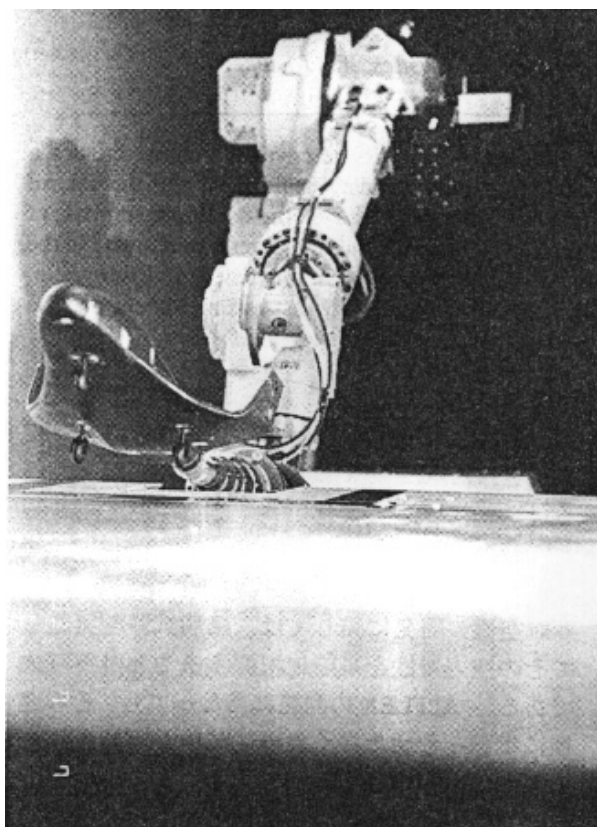


図 3.1.1-3 第 2 次低速風洞試験（写真）

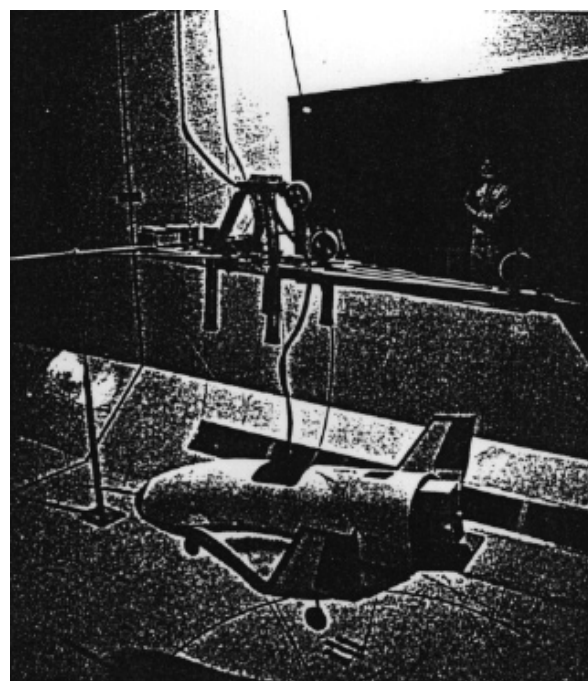


図 3.1.1-5 懸吊特性確認風洞試験（写真）

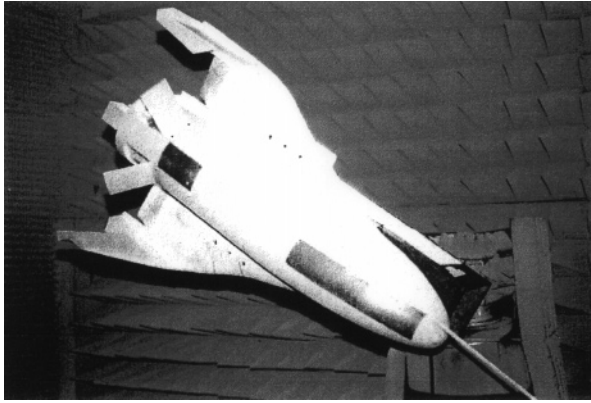


図 3.1.1-6 アンテナパターン試験 (写真)

でない新しい形態の試験であった。このほか実物のコンポーネントを用いて、ADS 性能確認風洞試験および国内懸吊試験で明らかになったケーブルフラッタの対策試験を行った。一連の風洞試験を表 3.1.1-1 にまとめて示す。

アンテナパターン試験

VHF テレメータ, X バンドレーダトランスポンダ, 非常用コマンド, MLSR, DGPSR の各アンテナパターン取得試験を行った。試験の状況を図 3.1.1-6 に示す。結果を RF リンク解析に反映した。

降着系試験

降着装置はシステム設計で示されているように、国産小型航空機 FA 200 の脚にタイヤを高速用のものに付け替えて用いた。本実験機に装備するため、更に前脚に電動ステアリングアクチュエータ, 主脚に ABS を取り付けした。ABS は航空機用とのトレードオフを行い、自動車用 ABS を電源投入立ち上げ信号回路を実験手順に合わせ一部改修して使用した。この降着系について、表 3.1.1-2 および図 3.1.1-7 に示す試験を行った。

パラシュート展開試験

制動用パラシュートおよび非常用ドラッグシュートの開傘について、パイロットシュートの放出方式については縮尺模型を使った風洞試験で検討し上方放出方式とした。このことはすでに文献のシステム設計で反映している。パラシュートは既存品を用い、ソレノイドを使った開扉機構も既存品の改良品であって、それぞれ単体として問題はないと考えられたが、本実験機のシュートコンテナは新規設計であり、パイロットシュートとメインシュートを別々に収納する方式について開傘確認を行う必要があった。この確認のために行ったパラシュート展開試験(図 3.1.1-8)では、実験機の胴体後端に取りついているコンテナボックスを模擬した治具に実物シュート

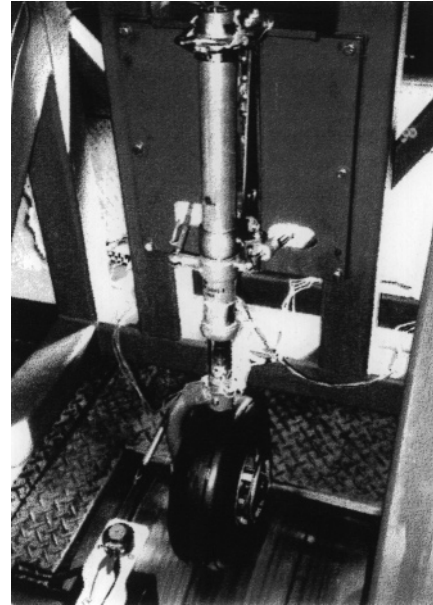


図 3.1.1-7 降着系試験 (写真)

を装填し、約 13 m の高さの建物を利用して滑車で吊した 16 kg と 20 kg の 2 通りの重りを使ってパラシュートの展開を確認した。試験の結果、ライザーやシュートのひっかかりがなくコンテナから引き出され開傘状態になることを確認した。

舵面アクチュエータ試験

実験機に用いた舵面アクチュエータは、既存の技術をベースとした新規開発品であったため、特性を確認する開発試験を行った。その内容を表 3.1.1-3 に示す。

電池性能確認試験

鉛電池は既開発品を用いたが、実験機の要求性能範囲が性能保証範囲を逸脱していたため、その潜在的性能を実測し実験機への適用が可能であることを確認する目的で試験を実施した。試験内容を表 3.1.1-4 に示す。

3.1.1.3 全機技術試験経過

実験機システム試験

全機技術試験として位置付けられた実験機システム試験では、機体構造系試験、航法誘導制御系試験、実験機/懸吊装置組み合わせ試験、および機体システム試験を行った。後述する航法誘導制御系試験を除いたその一覧を表 3.1.1-5 に示す。

静強度試験(図 3.1.1-9)では強度設計を確認するため、引き起こしと着陸荷重について制限荷重の 60% を負荷し強度部材の歪と変位を計測した。荷重を制限荷重の 60% に抑えたのは供試体が実験に使用する本体であり、荷重負荷点を簡略化して粗く採ったことにより負荷が局所的

表 3.1.1-1 風洞試験

風洞試験名称	実施施設	実施時期	模型サイズ	目的	試験項目	結果の反映
1. 第1次低速風洞試験	NAL 突風風洞	1993. 3 ~ 4	8.9%	設計のための基本データを取得する。これは同時に2.で導入するロボット模型支持装置を用いて取得するデータとの比較データとしても用いられる。	・簡易スティング方式が流れ場に及ぼす影響の解明。 ・基礎空力特性試験 ・ヒンジモーメント測定 ・圧力分布測定 ・流れ場の観察（境界線の浸移，剥離）	0次，1次空力モデル
2. 第2次低速風洞試験	NAL 突風風洞	1993. 6 ~ 7	8.9%	ロボット模型支持装置を導入し，それによって得られるデータの質を確認の上，地面効果に係わるデータを測定する。特に実際の航空機の着陸状態に近づけるため，ロボットで模型を地面に接近させつつ空力の変化を測定する動的な地面効果試験を行い，静的な地面効果との差異を調べる。	・ロボット模型支持方式による基礎空力特性取得 ・静的な地面効果試験（6分力，圧力分布） ・動的な地面効果試験	3次空力モデルへの補充
3. 基本風洞試験	FHI 低速風洞	1993. 8	14.9%	予備設計の結果必要性が明らかになった形状の細部変更を模型に取り入れ，1.で得られたデータをさらに充実させて，基本設計に反映させる。	・形状細部変更（胴上穴，フェアリング）に伴う確認試験。 ・固定脚方式採用に伴う効力増加対策の効果確認。 ・ヒンジモーメント測定（スピードブレーキの形状追加，レイノルズ数範囲拡大などによる1.の補充）	2次空力モデル
4. 確認風洞試験	FHI 低速風洞	1993.12 ~ 1994. 2	14.9% および 10.8%	設計の進展に伴い発生した形状変化を盛り込み，最終的な機体の空力特性を確認する（2.を補充する地面効果試験を含む）。また懸吊装置の空力特性，ピトー管が機体の空力特性に及ぼす影響，流れの中でのパラシュート開傘特性等，運用上必要となるデータを取得する。さらに動安定微係数算出のための動安定風洞試験を行う。	・最終形状での確認試験 ・懸吊装置空力特性試験 ・機体 / 懸吊装置干渉空力特性試験 ・ピトー管位置誤差測定試験 ・機体交流のパラシュート開傘への影響確認試験 ・地面効果試験 ・動安定試験	3次空力モデル
5. 懸吊特性確認風洞試験	NAL 大型低速風洞	1994. 6 ~ 7, 9, 10 ~ 11	40%	機体単独，懸吊装置単独，両者合体形態の空力静特性を確認したのち，それぞれの懸吊状態での安全性を試験する。	（静特性試験） ・静的空力データ確認（機体，懸吊装置，合体） ・ピトー位置誤差測定 ・模型支持方式による結果の比較 （懸吊動的風洞試験） ・懸吊装置単体試験 ・合体形態試験 ・5自由度懸吊形態試験	3次空力モデルへの補充
6. 懸吊形態動安定風洞試験	FHI 低速風洞	1994.11 ~ 1995. 3	10.8%	懸吊装置単独，合体形態での動安定微係数を計測する（4.の補充）。	・動安定試験（f 加振時のCl，Cn，q加振時のCm，y加振時のCl，Cnの変化）	3次空力モデル
7. エアータシステム性能確認風洞試験	MHI 2m 低速風洞	1995. 5	実物	エアータシステムの計測範囲，精度の評価，確認を行う。	・気流確認 ・静特性試験 ・スワイプ試験	
8. 母機系ケーブルフラッタ不具合対策試験	NAL 大型低速風洞	1996. 2	100%（部分模型及び実物）	国内懸吊飛行試験で明らかになった分離装置部分の振動に対して，現象解明をし対策を講じる。	・振動再現試験 ・振動対策案効果確認試験 ・振動対策案最適化 / ロバスト性確認試験	

に100%になるためである。地上懸吊作業試験の方は実際の試験運用時に作用する荷重を100%負荷した。この試験では懸吊装置を模擬する装置を用いて懸吊装置自重およびジンバルを介してかしめ力を負荷した。試験の結果，1

胴体外板中央部にある非強度部材であるフレームに過剰な荷重が作用することが判ったため荷重を逃がすようにフレームの一部に変更を加えた。

全機振動試験(図3.1.1-10)では制御系との構造連成解

表 3.1.1-2 降着系試験

試験および実施日	目的	試験項目	試験内容	結果
降着系試験 H6. 11. 21～11. 26 H6. 11. 28～12. 05	・主脚ブレーキ性能の確認 ・前脚ステアリング特性の計測	(1) ブレーキ試験	ブレーキテストに主脚をセットし、油圧源システム特性を計測。125 km/hからブレーキをかけ、制動力を測定し、ABS機能を確認。	ブレーキおよびABSが設計通り性能を有していることを確認した。
		(2) 前脚ステアリング試験	前脚ステアリングシステムをブレーキテストにセットし、バックラッシュを計測。180 km/hまでシミのないことを確認。ステアリングの動特性及び静特性を取得。	ステアリング性能が十分であることを確認した。また、得られたデータをステアリング系解析に反映した。



図 3.1.1-8 パラシュート展開試験（写真）

析およびフラッタ解析を確認するための機体全体の振動特性を明らかにする目的で、固有振動数および固有振動モードを計測した。試験はレーザ振動計を使った伝達関数法による最新の手法を用いた。この試験においてピトーブームの振動特性と制御系との構造連成が問題となり後節に示す改善策をとった。

走行性能試験

機体システム試験終了後、製作工場敷地内および宇都宮飛行場において走行性能試験を行った。試験概要を表 3.1.1-6 および図 3.1.1-11 に示す。この試験では、地上設備とのインターフェイスをとらぬ機体単独の実走行で、着陸走行時の機能確認を行った。牽引車による牽引において分離機構を設け、走行制御性を切り離し後の自由走行で確認した。試験場の制約があり分離速度は 15 km/h からに限られたが、基本的な機能確認を行うことができた。

国内懸吊試験

この試験名はWBSでは実験機／母機系組み合わせ試験となっているが、豪州での同様の試験と区別してこの通称を用いる。国内懸吊試験は、豪州で実施する作業を効率的に行うため、名古屋港上空で行った準備試験である。

その目的は

- ・MLS を除く実験システムの機能確認
- ・実験手順の妥当性の確認
- ・飛行安全システムの確認
- ・豪州実験要員の慣熟訓練

であった。これらの目的は、表 3.1.1-7 にまとめるように合計11回の懸吊飛行試験によって全て達成することができた。この試験において、所謂「1本吊り」と称された5自由度状態で安全に飛行できることを確認した。図 3.1.1-12 に懸吊飛行状況を示す。国内懸吊試験中、次節でも示すように豪州実験にむけて問題点が抽出され、その対策を講じることができた。これらにより、現地では大幅な手戻りが生じないと判断され、豪州実験場整備が完了した時点で速やかに実験に着手できることの見通しを得た。

3.1.1.4 開発過程での検討と改修

機体の製作過程および自動着陸飛行実験までに実験機に関して生じた主要な問題およびその改修点について述べる。まず、前述したように振動試験結果を反映してピトーブームの改修を行った。また、航法誘導制御系との組み合わせ試験においてアクチュエータのストoppが破損し改修した。その後、名古屋で行った国内懸吊試験においてエレボン制御系と構造振動速成が問題となり、アクチュエータおよびその取り付け機構に改修を加えた。この時、エレボンおよびラダーに舵面舵角計測のためのポテンシオメータを外付けにした。豪州に輸送する前に懸吊試験時に起こったケーブルフラッタの対策を講じた。輸送後、国内懸吊試験結果を反映して、エレボンおよびラダーの舵角ポテンシオメータを内装、前脚取り付け剛性の強化、および機器室アクセスパネルのクイックファスナ化などの改修を豪州実験場ハンガにて行った。以下にその具体的内容を示す。

ピトーブームの剛性強化

構造解析でピトーブームの固有振動数が 5.5 Hz と予測

表 3.1.1-3 蛇面アクチュエータ試験

試験および実施日	目的	試験項目	試験内容	結果
蛇面アクチュエータ系試験 (a) 性能・機能確認試験 H6.12～H7.1	・仕様要求を満たすことの確認	(1) 電源確認試験	規定電源電圧範囲での正常動作確認。	試験結果によりエレポンアクチュエータの位置制御周期を 5 ms から 1 ms に変更した。また、過度電流最大値を 60 A から 70 A へ、出力軸拘束時間を 180 秒から 90 秒に設定値を変更した。これらの変更を行うことにより仕様要求を満たすことを確認した。
		(2) 消費電力試験	静止時消費電流および最大消費電流測定。	
		(3) 出力軸回転角度試験	無負荷での指令入力作動および可動範囲の確認。	
		(4) ポジションモニタ出力試験	出力軸回転角度モニタの出力を確認。	
		(5) 温度モニタ試験	温度モニタの出力確認。	
		(6) 最大出力トルク試験	ストールや無負荷などの状態における出力特性の性能確認。	
		(7) 出力軸拘束試験	一定時間拘束トルクを負荷し、損傷がないことを確認。	
		(8) 静特性試験	スレッシュホールド、ヒステリシスおよび直線性を測定。	
		(9) 動特性試験	負荷時の周波数応答および最大振幅の低速三角波入力応答を計測。	
		(10) 最大作動速度試験	無負荷から拘束状態までの作動速度を測定。	
		(11) 出力軸バックラッシュ計測試験	入力指令一定時に CW, CCW の一定荷重を負荷し、出力軸角度差を測定。	
(b) 耐環境確認試験 H7.1～2	・実験機環境条件下での正常作動確認	(1) 温度試験	高温側および低温側について、非作動温度に保持後、作動温度にて作動確認。	電磁干渉に関して放射妨害で一部規格からはずれたが、その量は小さく機体システム側で解決することとした。正常作動および耐久性を確認した。
		(2) 振動試験	環境指定周波数においてサイクリングテスト。試験後更に作動確認。	
		(3) 電磁干渉試験	伝導妨害レベル測定。伝導感受性作動、機能確認。放射妨害レベル測定。	
		(4) 耐久性試験	空力荷重負荷時の作動条件に従って 230 h 以上の耐久性を確認。	

表 3.1.1-4 電池性能確認試験

試験および実施日	目的	試験項目	試験内容	結果
電池性能確認試験 H6.4 H7.12	・電池使用負荷条件に合せた電池特性の取得 ・懸吊試験での電池耐久時間確認	(1) 電池特性取得試験	電池4個を用い、各バスの電圧プロファイルを模擬して、最も厳しい環境温度である -10℃において電力負荷。	最大電流150Aを流した場合を含めて問題ないことを確認した。 12回の閉ループ試験中に規定値27Vを切った。57分のフライト相当時間であり、30分程度の懸吊試験に耐えることを確認した。
		(2) 電池耐久確認閉ループ試験	機体搭載状態で各バス圧力をモニタしながら閉ループ試験を繰り返し、懸吊試験耐久時間を確認。	

されており、この解析値を使った基本設計の制御系の検討結果、ピトー管で計測される偏流信号が機体姿勢の横方向制御に使われるため減衰係数比が0.03以下では構造連成を起こす可能性が示された。制御則設計においてこの振動特性が考慮されるべきであったが、正確な振動モデルができていなかったことでその構造特性は制御則に反映されていなかった。振動試験を行ってこの構造連成

に留意した振動特性を計測した結果、[図3.1.1-13](#)に示すように右ラダー加振に対するピトーboom先端 y 方向変位伝達関数において固有振動数 6.0 Hz、減衰係数比 0.006 の制御対象振動数範囲に入る極めて低い減衰値をもつ振動特性が得られた。この状態で構造特性を精密にモデル化して制御則設計へ反映しても構造特性の微妙な変化が大きく制御性に影響を与えることが懸念されたため、ピ

表 3.1.1-5 全機技術試験

試験および実施日	目的	試験項目	試験内容	結果
静強度試験 H7.2.8～3.7	<ul style="list-style-type: none"> 主構造の歪データ取得 得られた歪データを元に強度計算に用いたFEMモデルの改修および解析の見直し 飛行試験での荷重モニタ用歪ゲージのうち、主翼／チップフィンの曲げモーメントおよびねじりモーメントの出力対応表を作成 	(1) 2.5G水平引き起こし試験	2.5G対象を引き起こし60%LMTケースでの負荷荷重を負荷し、歪と変位を計測。	強度計算に用いたFEMモデルの改修および解析の見直しを行うための実験機主構造の歪データを取得した。また、飛行試験での荷重計算用歪ゲージの較正試験を実施し、出力対応表を作成するためのデータも取得した。 スウェイブレスとの当たりで非強度部材に荷重がかかったために、部材形状を一部修正した。強度を確認した。
		(2) 水平2点着陸（SU）試験	水平2点着陸荷重ケース（水平2点着陸スピンアップ60%LMTケース）の負荷荷重を負荷し、歪と変位を計測。	
		(3) 水平3点着陸（SB）試験	水平3点着陸荷重ケース（水平3点着陸スプリングバック60%LMTケース）の負荷荷重を負荷し、歪と変位を計測。	
		(4) 地上懸吊作業試験	懸吊装置スウェイブレスとのインターフェースである荷重インターフェース位置へ試験装置を取付け、油圧アクチュエータにより負荷し、歪と変位を計測。	
		(5) 計測用モニタ・ひずみゲージ較正試験	主翼曲げ場合、チップフィン曲げ場合、チップフィン振り場合の3ケースについて翼ばさみをういてターンバックルにより負荷。	
振動試験 H7.4.19～5.16 H7.7.25～7.26	・振動特性の確認	(1) 全体モードの確認試験	振動数0.1～100Hzの範囲の主翼、チップフィン、胴体、蛇面、ビトーブームの主要な固有振動数および振動モードを確認	フラッタ解析を行う上で十分満足できる固有振動数および振動モードのデータを取得した。そのデータを基としたフラッタ解析で、十分なフラッタ余裕を確認した。蛇面をランダムに加振したときの伝達関数を取得した。
		(2) 伝達関数計測試験	蛇面をランダムに加振し、その時の蛇面のビトーブーム（Y,Z方向）また、蛇面とIMU（X,Y,Z方向）との伝達関数を取得。	
実験機／懸吊装置 組合わせ試験 H7.5.18～5.19	・実験機と懸吊装置の当にに不具合の無いこと、および機械的な分離機能の確認	(1) フィットチェック試験	実験機の上に懸吊装置をのせ、規定荷重（1,210kgf）まで締め付け、各負荷ステップ毎に歪みの計測およびインターフェースポイントの写真の撮影。	フィットチェック試験実施し、実験機と懸吊装置の当にに關して一部干渉することがわかり懸吊装置側で改修した。胴体歪データに問題の無いこと、残留変形のないことを確認した。分離機能が正常に作動することを確認した。
		(2) 分離確認試験	実験機の上に懸吊装置をのせ、1,210kgfの荷重で締め付け、クレーンで姿勢を水平に保ちながら吊り上げ。姿勢が安定したら懸吊装置から懸吊用ワイヤを下げ、実験機の主脚／前脚の地面からの高さが60mmでほぼ等しくなる位置で静止させ、バランスが取れた時点で分離	
電力電装系点検 H7.6.5～6.9 H7.7.3	・電力電装系について、模擬母機およびAGEと組み合わせて電源系統の正常時／非常時の特性および異常模擬による保護機能の作動等系統が妥当であることの確認	(1) ハーネス導通・絶縁試験	電源ラインのハーネス導通チェック。電源ラインについてワイヤー間が絶縁されていることを確認。	電力電装系各系統について異常のないことを確認した。
		(2) 電源電圧レベル確認試験	電源ラインについて、各搭載機器に接続するコネクタ端での電源電圧が許容値内であることを確認。	
		(3) パワーリレー作動試験	パワーリレーが正常に作動することを確認。	
		(4) 電源切換機能試験	地上／母機／電池の各電源が瞬断なく切り換わることを確認。内部電源（電池）から外部電源（地上または母機）に復帰できることを確認。	
		(5) ディスクリット系作動試験	以下のディスクリット系について、電気的ロジックが要求どおり作動することを確認。 ・空調ファン系 ・ヒーター系 ・降着系 ・ブレーキ系 ・母機系コマンドI/F系 ・非常系	

試験および実施日	目的	試験項目	試験内容	結果
通信計測系点検 H7.6.12～6.20 H7.7.4～7.5 H7.8.22	・通信計測系について、 模 擬 母 機 系 お よ び AGEと組み合わせて 系統が妥当であること の確認	(1) PCMエンコーダ機能確 認試験	PCMエンコーダから出力される各種データの 電機信号について、有線信号による受信データ を確認。	通信計測系について、 センサ／通信／映像の 作動等、系統が妥当で あることを確認した。
		(2) 非常CMD受信確認試験	地上コマンド送信機からキャリアを送信し、機 体側で受信することを確認。	
		(3) レーダトランスポンダ作 動確認試験	レーダトランスポンダが作動することを確認。	
		(4) テレメータ送信機機能確 認試験	テレメータ送信機から出力される各種データの 電気信号について、無線による受信データが有 線信号と同等であることを確認。	
		(5) データレコーダ機能確認 試験	データレコーダが正常に作動すること、記録デ ータが正常に出力することを確認。	
		(6) 映像系機能確認試験	映像がCCDカメラから取り込まれ、VTRに記 録されることを確認。	
アクチュエータ系 点検 H7.6.21～6.22	・アクチュエータを実験 機に艀装した状態で、 アクチュエータが正常 に作動することの確認	(1) 出力角度範囲確認試験	各舵角が要求出力範囲内で滑らかに作動するこ とを確認。	アクチュエータ機能点 検装置（AGE）から の入力により、各アク チュエータの正常に作 動することを確認し た。また、周波数応答 のデータを取得した。
		(2) 静特性試験	制御信号に対する出力特性およびヒステリシス を確認。	
		(3) 動特性試験	周波数特性を計測。	
非常系点検 H7.6.23～6.26 H7.7.17 H7.8.4	・非常時にコマンド送信 により非常用パラシュ ートが作動すること、 および正常時に作動し ないことの確認	(1) 非常系作動試験 （地上モード）	AGEから有線でコマンド模擬信号を機体に送 信し、非常系が正常に作動することを確認。	コマンド模擬信号／無 線コマンドにより非常 系が異常および飛行モ ードにて正常に作動す ることを確認した。ま た、一方が喪失した状 態において、非常系が 正常に作動すること （冗長性）を確認した。
		(2) 非常系作動試験 （飛行モード）	地上コマンド送信機から無線でコマンド信号を 機体に送信し、非常系が正常に作動すること を確認。	
		(3) 非常系作動試験（冗長機 能確認）	無線でコマンド信号を機体に送信し、コマンド 受信機的一方が喪失した状態において、非常系 が正常に作動することを確認。	
降着系点検 H7.6.27～6.28 H7.8.4	・電力電装系テストセッ トおよびアクチュエー タ機能点検装置を用い て降着系に含まれるブ レーキ（ABSを含む）、 ステアリング、WOW SWITCHおよび制動 用パラシュートの作動 が妥当であることの確認	(1) ブレーキ作動 （ABSを含む）	電力電装系テストセットからのコマンドによ り、ABSスタンバイ状態となることおよびブ レーキの作動することを確認。シグナルジェネ レータからの模擬信号によりABSの作動する ことを確認。	電力電装系テストセッ トおよびアクチュエー タ機能点検装置からの コマンド入力により、 降着系各機器の問題な く作動することを確認 した。
		(2) ステアリング特性	アクチュエータ機能点検装置を用いて以下の項 目を計測し、妥当性確認。 ・出力角度計測 ・ヒステリシス計測 ・周波数応答計測	
		(3) WOW SWITCH作動確 認	主脚／前脚WOW SWITCHが、所定のストロ ークにてON-OFFすることを確認。	
		(4) 制動用パラシュート作動 確認	AGEからのコマンドにより、パラシュートお よびパイロットシュート・ドアが開くことを確 認。パイロットシュート分離機構が作動し、金 具が外れていることを確認。	
航法誘導制御系点 検 H7.7.6～7.12 H7.7.14～7.15 H7.8.4	・航法誘導制御系につい て機体側ハーネスおよ び機器間インターフェ ースの確認 ・FCCを中心とした航 法誘導制御系の機能・ 性能が妥当であること の確認	(1) IMU出力確認試験	機体を2方向に傾け、航法誘導制御系AGEを用 いて、水平時点および傾斜時の姿勢データ等を PCMエンコーダに出力。	航法誘導制御系につい て、機体側ハーネスお よび機器間のインター フェースに問題のない ことを確認した。また、 FCCを中心とした航 法誘導制御系の機能・ 性能が妥当であること を確認した。
		(2) ADS出力確認試験	航法誘導制御系AGEにより、ADSからFCC経 由にて、大気圧および加圧時のデータ等を PCMエンコーダに出力。	
		(3) MLSR出力確認試験	アンテナから模擬信号を入力し、航法誘導制 御系AGEにより、MLSRからFCC経由にて、角 度データ等をPCMエンコーダに出力。	
		(4) DGPSR出力確認試験	DGPSRコネクタ模擬信号を入力し、航法誘導 制御系AGEにより、DGPSRからFCC経由にて 位置データ等をPCMエンコーダに出力。	

試験および実施日	目的	試験項目	試験内容	結果
航法誘導制御系点検 H7.7.6～7.12 H7.7.14～7.15 H7.8.4	<ul style="list-style-type: none"> ・航法誘導制御系について機体側ハーネスおよび機器間インターフェースの確認 ・FCCを中心とした航法誘導制御系の機能・性能が妥当であることの確認 	(5) RA出力確認試験	アンテナから模擬信号を入力し、航法誘導制御系AGEにより、RAからFCC経由にて高度データ等をPCMエンコーダに出力。	航法誘導制御系について、機体側ハーネスおよび機器間のインターフェースに問題のないことを確認した。また、FCCを中心とした航法誘導制御系の機能・性能が妥当であることを確認した。
		(6) アクチュエータ出力確認試験	蛇面アクチュエータおよびステアリングアクチュエータを支持制御し、プロトラクタにて舵角を測定。同時に舵角データ等をPCMエンコーダに出力。	
		(7) PSDB入出力確認試験	PSDBからFCCへ / FCCからPSDBへ模擬信号を入力し、航法誘導制御系AGEにより、FCC経由にて、データをPCMエンコーダに出力。	
電磁適合試験 H7.7.18～7.19 H7.8.5 H7.8.11	<ul style="list-style-type: none"> ・各構成品から発生される電磁障害による他構成品への影響のないことの確認 ・センサ / 通信 / 映像 / 誘導制御の作動等および系統の妥当性の確認 	(1) PCMエンコーダ機能電磁適合性試験	搭載機器作動および電波送信時においてPCMエンコーダから出力される有線信号による受信データに異常がないことおよび誤作動のないことを確認。	ALFLEXに搭載した構成品について、AGEおよび飛行管制演算装置と組み合わせ、各構成品から発生される電磁障害による他構成品への影響、センサ / 通信 / 映像 / 誘導制御の作動および系統の妥当性を確認した。試験の結果、テレメータ送信機の非常系コマンド受信機への影響が懸念されたためテレメータ送信機に300MHzのフィルタを追加した。
		(2) 非常系コマンド受信電磁適合性試験	地上コマンド送信機からキャリアおよびコマンドを送信し、機体側で受信することを確認。	
		(3) レーダトランスポンダ作動電磁適合性試験	レーダトランスポンダが作動することを確認。	
		(4) テレメータ送信機機能電磁適合性試験	コマンド送信機とレーダトランスポンダ、電波高度計から電波を発生させた状態で、テレメータ送信機から出力される無線によるデータに異常のないことを確認。	
		(5) データレコーダ機能確認試験	データレコーダが正常に作動すること、記録データが正常に出力されることを確認。	
		(6) 映像系機能確認試験	テレメータ送信機、コマンド送信機、レーダトランスポンダから電波を発生させた状態で、映像がCCDカメラから取り込まれ、VTRに記録されることを確認。	
		(7) IMU出力電磁適合性試験	IMUからFCC経由にて、ステータス状況をPCMエンコーダに出力させ、そのデータに異常のないことを確認。	
		(8) ADS出力電磁適合性試験	MLSRからFCC経由にて、ステータス状況をPCMエンコーダに出力させ、そのデータに異常のないことを確認。	
		(9) MLSR出力電磁適合性試験	アンテナから模擬信号を入力し、MLSRからFCC経由にてステータス状況をPCMエンコーダに出力させ、そのデータに異常のないことを確認。	
		(10) DGPSR出力電磁適合性試験	DGPSRからFCC経由にてステータス状況をPCMエンコーダに出力させ、そのデータに異常のないことを確認。	
		(11) RA出力電磁適合性試験	RAからFCC経由にてステータス状況をPCMエンコーダに出力させ、そのデータに異常のないことを確認。	
		(12) アクチュエータ出力電磁適合性試験	全ての蛇面アクチュエータおよびステアリングアクチュエータを正側 / 負側舵角の交互に振り、蛇面データをPCMエンコーダに出力させそのデータに異常のないことを確認。	
		(13) PSDB入出力電磁適合性試験	PSDBからFCCへ模擬信号を入力し、FCC経由にてステータス状況をPCMエンコーダに出力させてそのデータに異常のないことを確認。PSDBからFCCへ模擬信号を入力し、FCC経由にてステータス状況をPCMエンコーダに出力させてそのデータに異常のないことを確認。	
		(14) 可動部電磁適合性試験	以下の項目について誤作動しないことを目視および作動にて確認。 ・ピトーヒータ ・PWR PLY ・空調ファン ・パラシュート ・蛇面アクチュエータ ・ステアリングアクチュエータ	

試験および実施日	目的	試験項目	試験内容	結果
環境温度確認試験 H7.7.19～7.20	・電子機器等の発熱による機体内部の温度上昇が、空調ファンを駆動させることにより機器要求環境温度以下に抑えられることの確認	(1) 冷却空気流量試験	空調ファンを作動させ、アウトレットにおいて風速を計測、開口面積から空気流量を算出。	冷却空気流量、機器要求環境温度共に要求値を十分に満たした。空調ファンを駆動させることにより、機体内部の温度上昇を機器要求環境温度以下に抑えられるを確認した。
		(2) 環境温度確認試験	空調ファンおよび各電気・電子機器を作動させ、各部温度を計測記録。	
開ループ試験 H7.7.21～7.22 H7.8.6～8.2 H7.9.6～9.9	・模擬航法データをリアルタイムで実験機に入力し、機体システムの応答およびPCMモニタ出力が正常であることの確認。	(1) 地上走行機能確認試験	地上走行機能確認試験のうち、方向・制動機能確認試験を行う。地上走行試験時の方向・制動の確認、ブレーキおよびパラシュート、ABCの動作を確認。	機体システムの応答、PCMモニタ出力に問題のないことを確認した。また、エレボン、ラダーの応答、安定余裕および自動着陸機能での風あり（背風、横風）、逆オフセット分離、低速分離について参考データを取得した。
		(2) 懸吊試験機能確認試験	懸吊試験機能確認として、合体形態から一本吊り形態に遷移後、姿勢角コマンドにタブレット入力を与えることで姿勢角コマンド応答を確認。	
		(3) 自動着陸機能確認試験	全機システム試験の最終段階として、合体形態から分離、停止までの自動着陸機能確認試験を行う。航法誘導制御の評価、ブレーキ、ABC、パラシュートおよび、各種センサ等の確認および部内電源での起動を確認。	
質量特性計測 H7.7.26～8.2	・機体重量重心および各軸（X, Y, Z）回りの慣性モーメントの直接計測。	(1) 重量重心計測試験	ロードセルにより機体体重を計測。バラストを用いて機体の角度を変え、角度とバラスト重量より重心を算出。	重量および重心X座標は要求を満足していることを確認した。その他の座標および慣性モーメントは、ほぼ目標に近い値を得た。
		(2) Iz 慣性モーメント計測試験	実験機を2本吊りにて、微小回転させ、振動数（時間）を計測し、振動数より慣性モーメントIzを算出。	
		(3) Ix, Iy 慣性モーメント計測試験	機体をX軸周りに動揺させ、そのときの周期より慣性モーメントIxを算出。Y軸周りに動揺させ、そのときの周期より慣性モーメントIyを算出。	

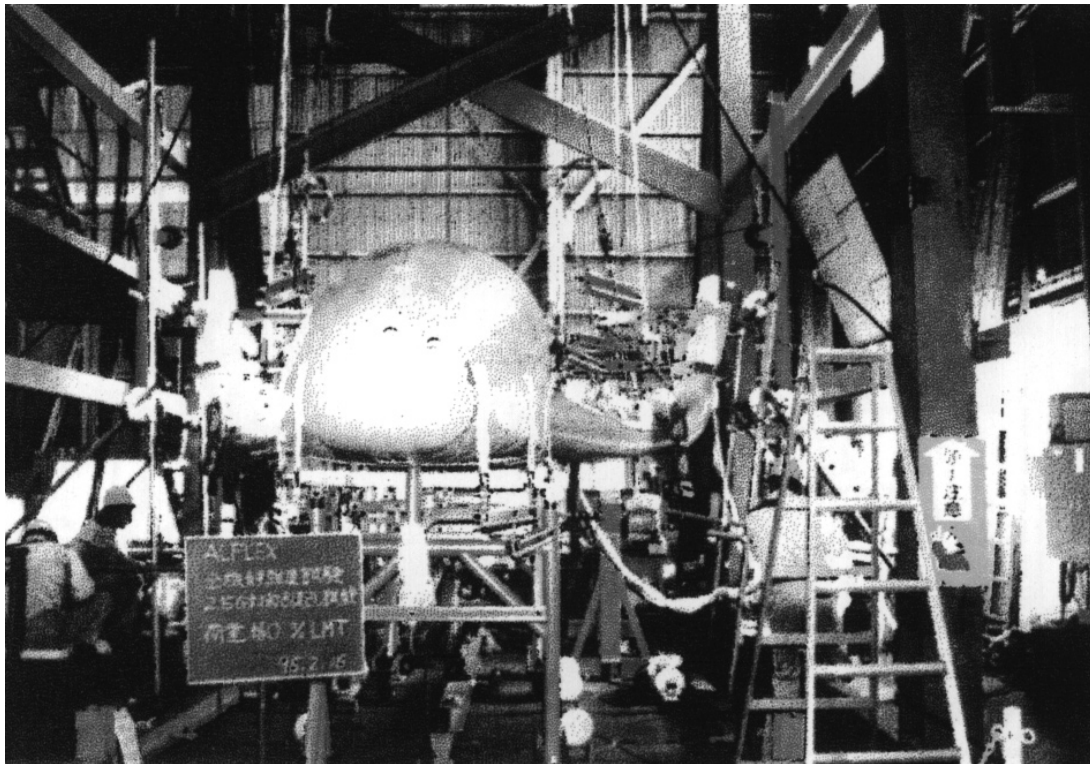


図 3.1.1-9 静強度試験（写真）

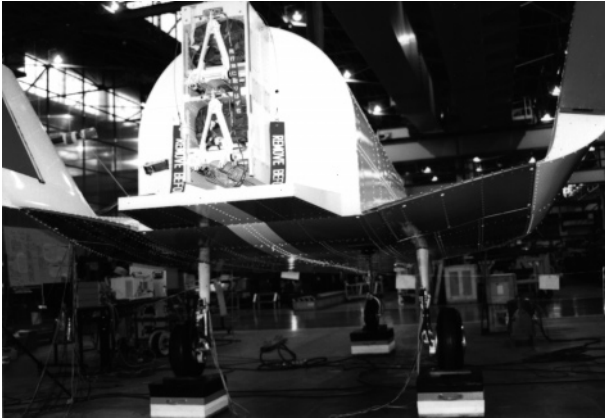


図 3.1.1-10 全機振動試験 (写真)



図 3.1.1-11 走行性能試験 (写真)

表 3.1.1-6 走行性能試験

試験および実施日	目的	試験項目	試験内容	結果
走行性能試験 H7.8～7.9	・実走行環境下で機体装置の作動および走行機能の確認	(1) 制御能力計測	牽引車により、実験機を時速50Km/hで牽引し、ブレーキをかけ制動力を測定。	ブレーキ力が要求値を満足することおよびステアリング制御性を確認した。 直進性については試験によりNULL調整を行い規定値を満足した。
		(2) パイロットシュート開傘	スピードブレーキを40度開、70Km/hでパイロットシュートを開傘。	
		(3) 直進走行性能計測	牽引車により実験機を15Km/hで分離し、ステアリング角を0度に保持し、直進走行性を計測。	
		(4) ダブレット挙動計測	15Km/hで分離。FCCによりダブレット入力により機体運動応答を計測。	
		(5) 方向制御計測	15Km/hで実験機を分離。ステアリング制御を行いながら自立走行し、ブレーキを作動させ停止。	

トープームの固有振動数を高くする対策を講じることとした。具体的な変更点は

- ・板厚 1.65 mm のアルミ合金製 50 mm パイプであったブームを曲げ剛性を向上させるように繊維方向を最適化した肉厚 5 mm のカーボン繊維複合材 (CFRP) で作り替えた。外径 51 mm となった。
- ・ブーム長を 200 mm 短縮し 1,500 mm とした。
- ・ピトー管取り付け金具を鋼材からアルミ製とし先端質量を軽減した。以上のピトーブーム固有振動数向上対策により左右曲げ固有振動数を 14.9 Hz に上げることができ制御系との連成が回避された。

舵面アクチュエータ改修

(2.1) 航法誘導制御系との組み合わせ試験において、エレボンアクチュエータのメカニカルストップが破損し、出力軸が固着した。回転軸側にネジ留めされたメカニカルストップが衝突する時のエネルギーをハウジング側のアルミの受け材で吸収する機構になっていたが、本実験機では慣性負荷が大きく、エネルギーを吸収しきれずにストップの固定ネジを破損した。その対策として、衝突時のエネルギーをまずナイロン製の緩衝材で吸収し、残りを

メカニカルストップで受ける構造に変更した(図3.1.1-14参照)。これに伴って、実際の舵角がメカニカルストップの制限を越えるところまで動く可能性があったため、電気的リミット範囲を2度から1度にせばめた。さらに、メカニカルストップの回転軸への固定方法を溶接に変え、荷重を受ける断面積を大きくした。

(2.2) 平成7年10月の国内懸吊試験においてエレボン駆動系が約10 Hzの共振振動数を持ち、この時点のフライトコントロールプログラム(FCP)に比較的高いゲインがあったため姿勢制御が発散する可能性のあることが判明した。この構造連成による発散不安定を防ぐ対策として、エレボンアクチュエータの出力軸の剛性強化、エレボンアクチュエータコントローラの特性変更、エレボンアクチュエータ取り付け部の剛性強化およびフライトコントロールプログラムの特性変更を行った。出力軸の剛性強化では図3.1.1-15に示すように、出力軸端部に支持ベアリングを追加し、軸受けを深溝ベアリングからアンギュラベアリングに変更した。取り付け部は図3.1.1-16に示すようにブラケット補強金具および後桁内側にバックアップ金具を追加した。これらの改修の結果、共振振動数を16 HzまであげることができFCPの変更とあわせて安定余裕

表 3.1.1-7 国内懸吊試験

飛行番号	実施日	飛行試験(時+分)	試験項目	結果
F2-1	H7.10.16(月)	0+34	実験機懸吊時(合体形態)電磁干渉確認	実験機, 懸吊装置, 母機搭載支援機器, 地上装置(飛行管制, トラッキングレーダ, レーザトラッカ, DGPSR 地上局)をそれぞれ操作し, 母機の飛行に影響する電磁干渉がないことを確認した。
F2-2	H7.10.17(火)	1+10	合体形態特性/機能確認 レーザートラッカ, トラッキングレーダ 機能確認	合体形態での旋回, 加減速, 上昇降下は実用上支障ないことを確認した。横振り子モードの特性は解析とほぼ一致した。レーザートラッカ, トラッキングレーダは概ね問題ないことを確認した。
F2-3	H7.10.27(金)	1+15	通信計測系機能確認 航法誘導制御系機能確認 非常系機能確認	通信計測系の機能は概ね良好であった。 合体形態での制御on/offで問題になる挙動はなかった。 非常系の機能を確認した。
F2-4	H7.10.27(金)	1+00	全系機能確認 自動着陸飛行実験手順確認 航法誘導制御系機能確認	全系概ね問題ない。ただし複合航法(DGPS)の不調により, 自動着陸飛行実験手順の確認は行えなかった。
F2-5	H7.11.21(火)	1+20	操舵系特性確認 航法系機能確認	飛行状態における蛇面の応答特性確認用データの取得を行った。DGPSRの動作は不調であった。
F2-6	H7.11.28(水)	0+57	懸吊形態移行確認	懸吊装置に関する問題の発生はあったが, 合体形態から一点吊り状態に安定した状態で移行できることを確認した。DGPSRの動作は順調であった。
F2-7	H7.11.29(水)	0+58	懸吊特性確認, 機能確認 制御系機能確認	一本吊り形態で, 加減速, 旋回が安定して行えることを確認した。DGPSRの動作は不調であった。
F2-8	H7.12.7(木)	1+00	複合航法機能確認	ADSが点検時に動作不安定であることが判ったため, 当初の予定の5白山度懸吊状態での試験は実施できなかった。DGPSRの動作は今回の試験までで最も順調であった。
F2-9	H8.1.24(水)	0+28	複合航法機能確認 ADS機能確認 フリーフライト模擬	雪およびケーブルテンションが800Kg位まで低下し, 巻き上げ不能となったため1ケースの試験終了後試験を終了した。尚, 短い飛行であったが, DGPSR, ADS共にその間特に問題なく動作した。
F2-10	H8.1.27(土)	1+20	全系機能確認 自動着陸飛行実験手順確認 複合航法機能確認	DGPSR/ADS/懸吊装置の動作も順調であり, 全系とも動作は順調であった。また, 自動着陸飛行模擬を実施した。
F2-11	H8.1.29(月)	1+15	実験機特性確認	全系とも動作は順調であり, 実験機特性のデータ取得/確認を行った。

を確保することができた。この改修前の10 Hzの振動は, アクチュエータを固定した外加振による振動試験では現われなかったもので(表 3.1.2-2 の19 Hzの振動を参照), 電動アクチュエータのロータの慣性力が関与し, その反力を受けるブラケットのねじり剛性などが不足していたことによると考えられる。この現象は電動アクチュエータを用いる場合の一つの教訓として捉えられる。

(2.3) 国内懸吊試験の機体点検中に右スピードブレーキがオーバーシュートする現象が確認された。分解点検の結果, アクチュエータのコイル電線が焼けており, ロータに埋め込まれている永久磁石が減磁していることが判明した。電線の焼けた原因は, コントローラに内蔵されている入力指令を変換するA/Dコンバータの不良で, ノイズなどによりモータ電流が過大になったと推定された。この対策として, 指令変化量にリミットを設け, 指令電圧を読み取るA/Dコンバータをサンプルホールド付きにし, さらにソフトによるリミッタを追加して過大電流を

制限した。またスピードブレーキアクチュエータに対して温度モニタを取り付けアクチュエータの作動状態を監視できるようにした。アクチュエータは機体に取り付けた状態では無負荷の試験しかできないため, ロータの減磁という深刻な状態でも舵面がわずかにオーバーシュートするといった現象しか表われていない。重要な機能部品に対してセンサによる監視システムを充実させることが必要であることが認識された。

舵角ポテンショメータの取り付け

エレボン駆動系の共振現象対策に関連して, 舵角センサとしてアクチュエータの舵角モニタ信号では構造弾性変形を含んだ舵面舵角はとらえられないため, 国内懸吊試験では舵角ポテンショメータをリンクロッドとともにエレボンとラダーに外付けにして舵面特性を計測した。もともと設計においてはポテンショメータの取り付けは構造的に困難があって断念したものであったが, 飛行実

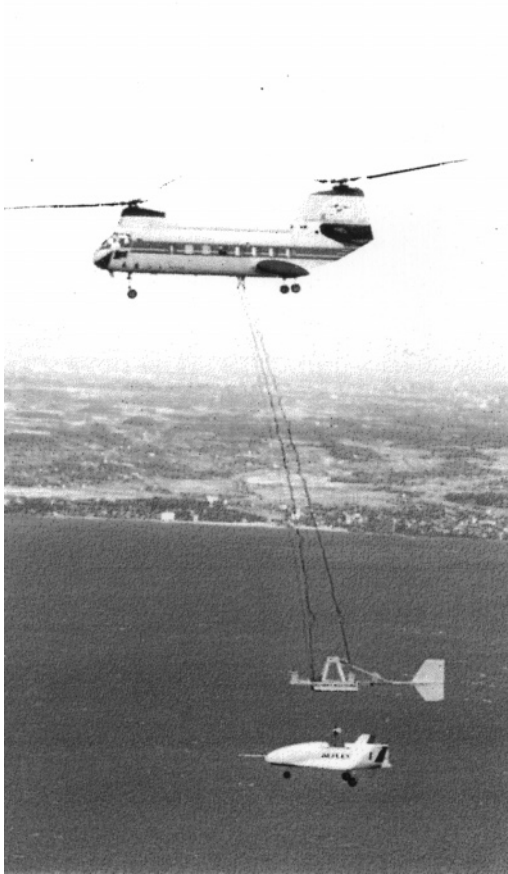


図 3.1.1-12 国内懸吊試験 (写真)

験においても実舵角は重要パラメータであることから、できる範囲のデータを得るとして国内懸吊試験後、位相特性型のポテンショメータをエレボンとラダーに中付けにした。その取り付けを図3.1.1-17に示す。このためシグナルコンディショナとDC/DCコンバータを追加した。

ケーブルフラッタ対策

国内懸吊試験時、5自由度飛行中に分離装置に働く空気力とケーブルの弾性復元力によって分離装置にフラッタが発生した。フラッタ振動数は4.1 Hz、振幅はジンバルロール角で両振幅4度以上であった。懸吊飛行(F2-7)で発生したフラッタの記録を図3.1.1-18に示す。この試験は46 m/sから懸吊装置のウインチを下げ4 m ロールダウンした状態で加減速を行った5自由度懸吊飛行である。ロールダウン状態で対気速度 V_A が変化している区間のデータをみると、速度が低くなるにつれて振幅(線の太さ)が小さくなっていることがわかる。最下段はケーブル張力を示している。このフラッタ現象はアンピリカルコネクタ接触不良の原因となることや分離時に悪影響およびすることが考えられたため、国内懸吊試験後、現象を再現する風洞試験を行いマスバランスをつけて防止策を施し、豪州懸吊試験においてフラッタが起こらなくなったことを確認した。マスバランスの取り付け位置を図3.1.1-19に示す。また、この現象の解析については文献を参照されたい。

前脚取り付け補強

国内懸吊試験での点検において、ステアリングアク

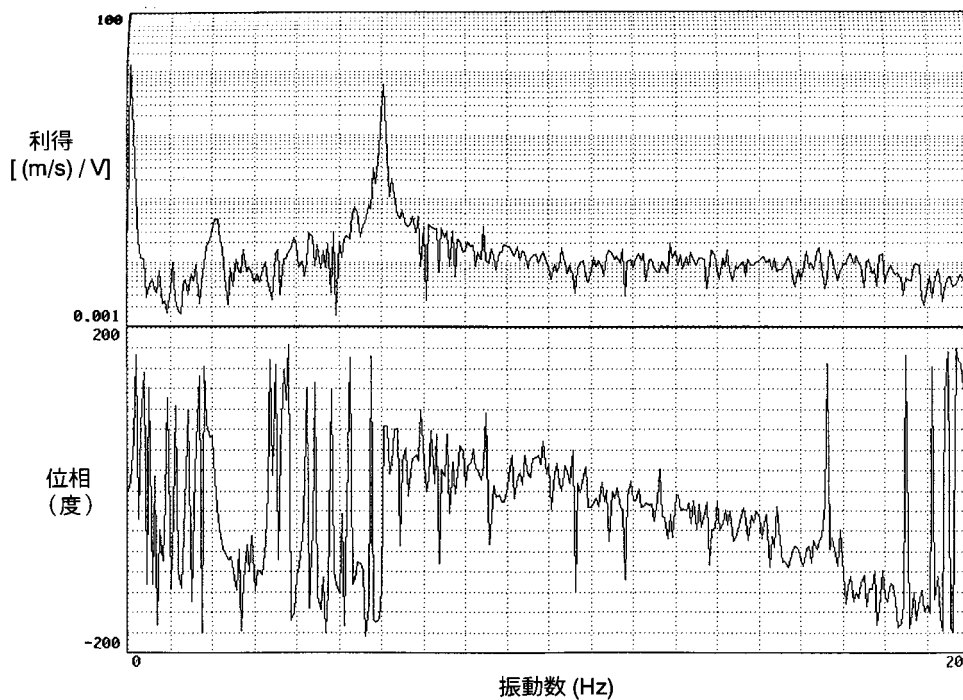


図 3.1.1-13 ピトーブーム先端 y 方向変位伝達関数

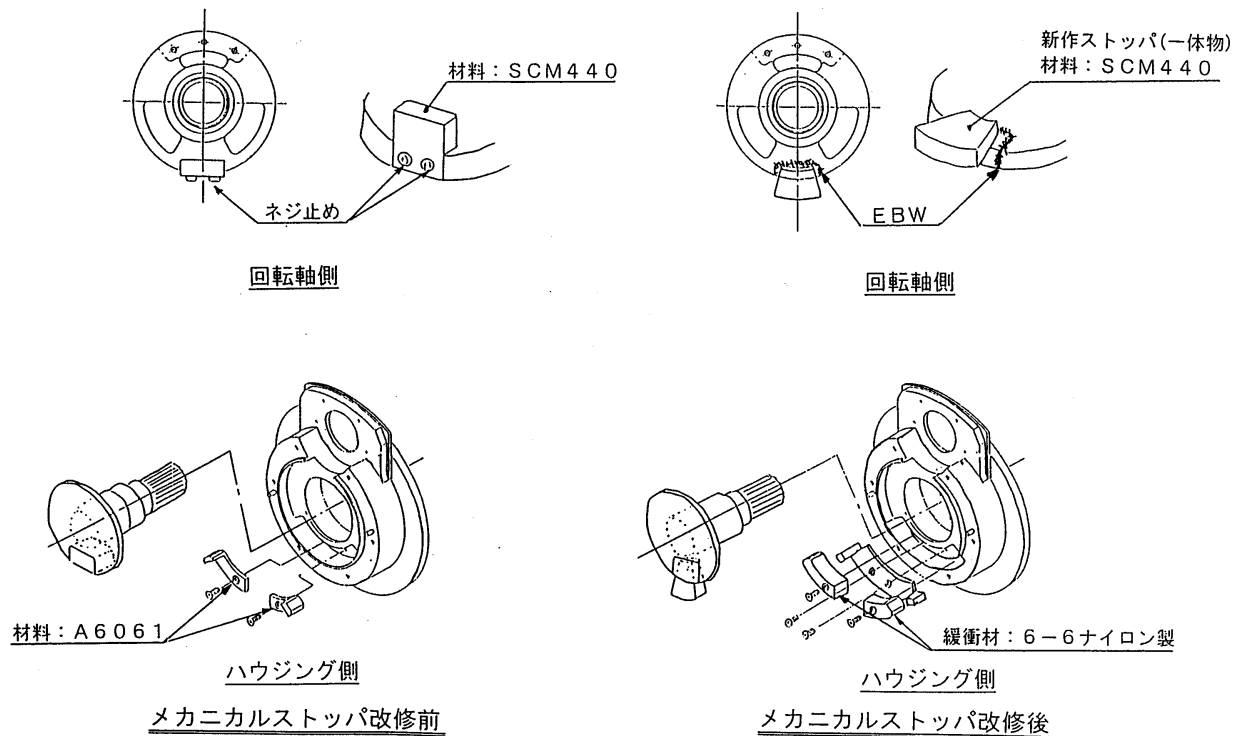


図 3.1.1-14 舵面アクチュエータ改修

3.1.1-20に示す。この改修により、バルクヘッドのたわみ比にして3.3の剛性向上効果を得た。

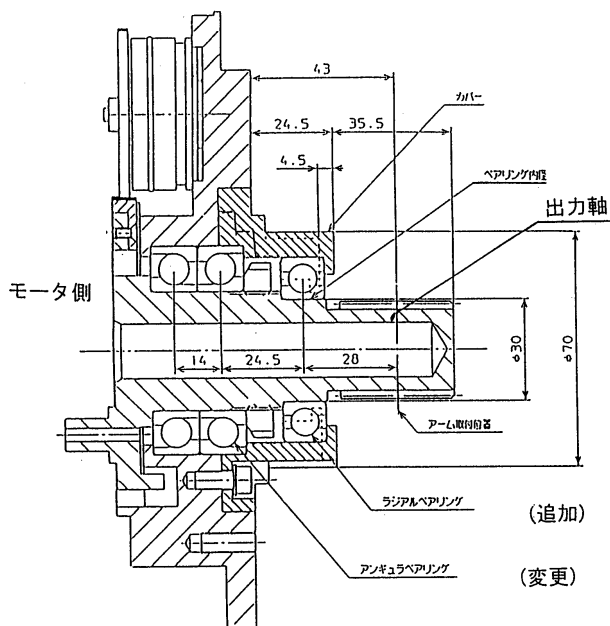


図 3.1.1-15 出力軸の剛性強化

チュエータ駆動力に較べて前脚取り付け金具が取りつく STA1300にあるバルクヘッドの剛性が不足してステアリング駆動力の逃げができ、降着系試験との相違が認められた。この事象はシミー特性およびステアリング特性の劣化につながることから前脚取り付け部の補強を現地作業として行った。剛性強化のため付加した構造部材を

アクセスパネルのクイックファスナ化

国内懸吊試験において機器室アクセスパネルの開閉作業に時間がかかり、効率の悪さと機体側のナットプレートの摩耗（セルフロック性能劣化）が懸念された。試験点検作業において予想以上に開閉作業があり、現地においても同様の状況が予測された。作業時間を短縮して効率化をはかり操作に付随する故障原因を未然に取り除くため、前方機器室パネル174個、後方機器室パネル140個のファスナをそれぞれ54個と48個のクイックファスナに置き換えることにし、豪州作業で変更を行った。その結果、国内懸吊試験では2人で1時間以上かかった開閉が、2人で10分程度に短縮された。その後の作業経過を振り返ってみるとこの効果は絶大であった。

ラダー構造連成

国内懸吊試験においてエレボン駆動系の共振と同様にラダー駆動系についても 22 Hz の構造連成が問題となった。この現象と対策については制御系の節で述べる。

IMU ピッチレートに現われた 27 Hz 振動現象

国内懸吊試験の時点から懸吊飛行速度が 40 m/s 以上になると IMU のピッチレートに 27 Hz 程度の振動数をもつ

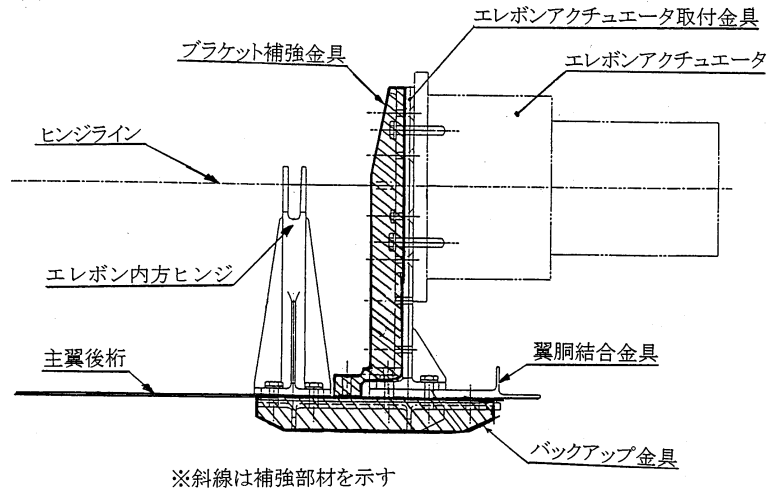


図 3.1.1-16 取り付け部の剛性強化

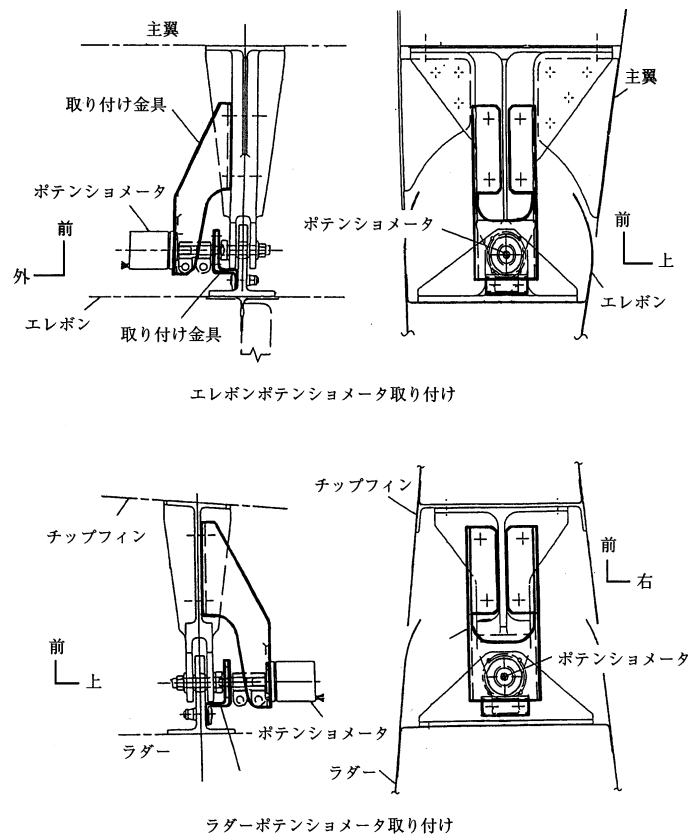


図 3.1.1-17 ポテンシオメータの取り付け

ノイズが現われた。この信号自体は飛行に障害となる影響をおよぼすような振動数帯に入るものではなかったが、IMUとFCC間のデータ伝送タイミングの微妙なズレにより、約450秒毎に25秒間程度、8回に1回の割合で80 Hzの伝送が欠ける事象があり、これがピッチレートのノイズを10 Hz間隔で変調し、結局7 Hz程度のコマンド信号ノイズとなりエレベータをランダムに動かした。この振動源は胴体の開口部が関与した空力加振と思われた。し

かし、発生機構は明らかではなく時間の制約もあり振動源を除去することができなかった。豪州懸吊試験において前方機器室側のバルクヘッドに断熱用の厚さ20 mmのラバースフォームを遮音減衰を期待して貼ったところピッチレートのノイズレベルが半減した。この効果を図3.1.1-21にラバースフォームの有無の比較により示す。振動数も若干変化している。また更に、この振動について変調タイミングをペンレコ上でもニタするようにし運用時に現

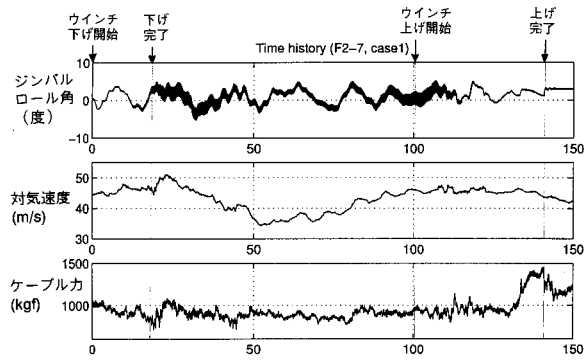


図 3.1.1-18 フラッタの記録

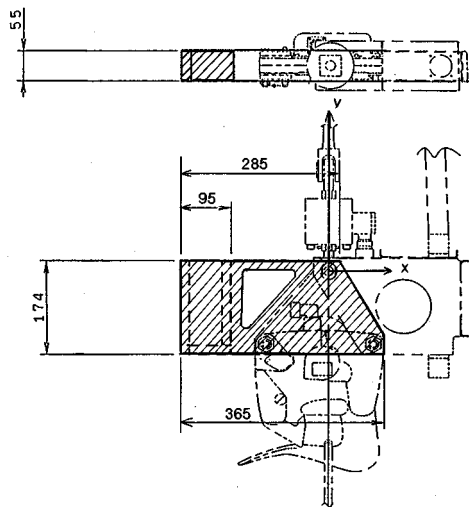


図 3.1.1-19 マスバランスの取り付け

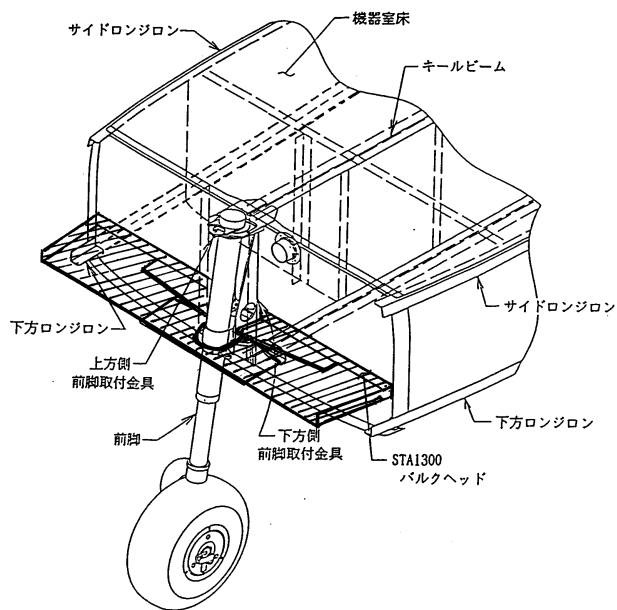
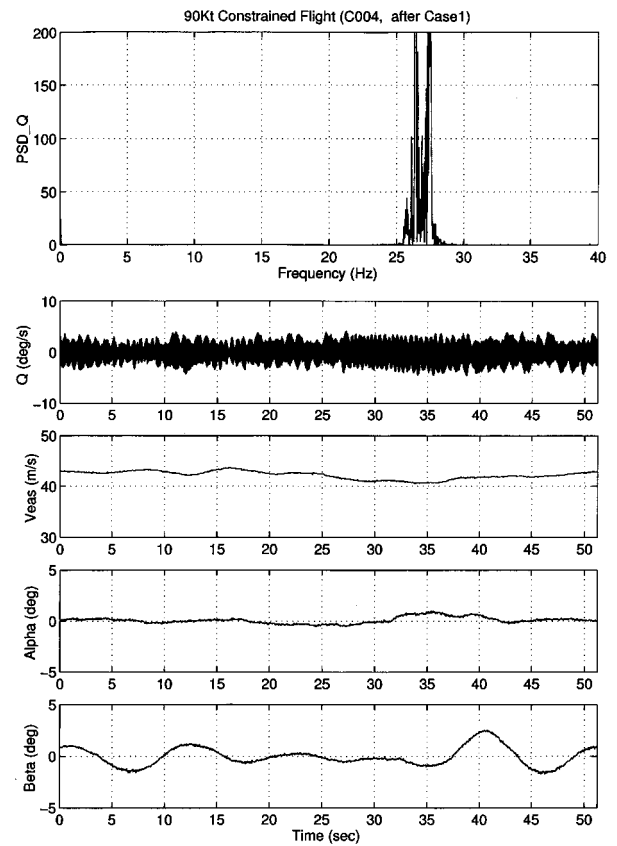
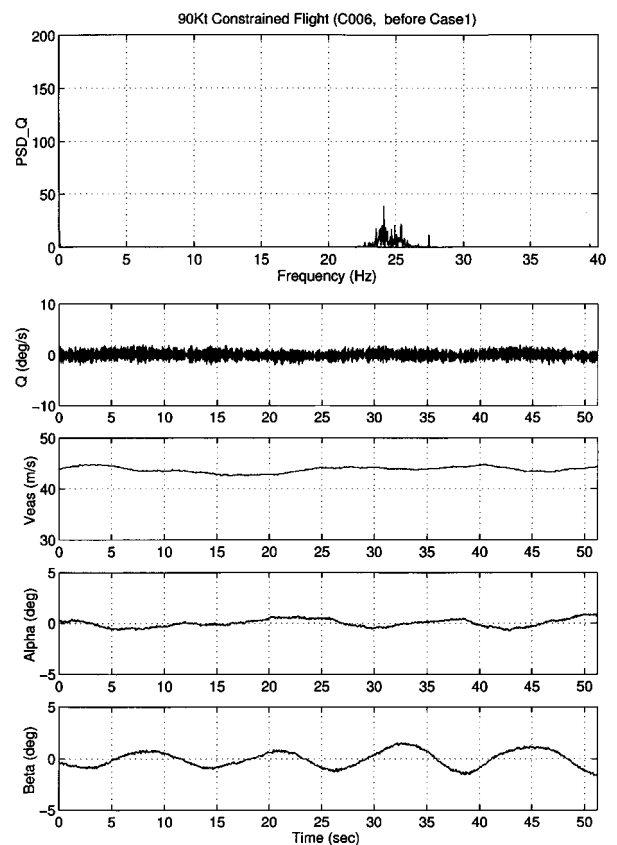


図 3.1.1-20 前脚取り付け補強



(a) ラバーフォームなし



(b) ラバーフォームあり

図 3.1.1-21 ラバーフォームの効果

象を避けることにしてラハーフォームを貼った状態で飛行実験を実行した。

飛行実験に至るまで機体に関して生じた主な問題を述べた。更に、個々について記述しておくべきと思われるものは各サブシステムで言及する。

3.1.2 実験機システム開発結果

実験機の写真を図3.1.2-1に示す。最終的な三面図は図2.2-1に示してある。システム設計からの外見上の変化は、ピトーブーム長、後部のシュートコンテナ形状の具体化、右チップフィン上のGPSRアンテナ取り付け、ノーズの空気吸入用のスリットなどである。最終全備質量は構造改修を優先したため設計値より若干重くなり、796 kgであった。また質量中心位置（文献13）および慣性モーメントを表3.1.2-1に示す。なお慣性モーメントは国内システム試験での値を基にした修正値である。以下に各系の開発結果について述べる。

3.1.2.1 構造系

実験機構造製作結果

構造図を図3.1.2-2に示す。フレームは前脚取り付け補強用の部材が付いた他は、部材が具体的に変わっただけで設計からの変更はない。材料なども初期の設計のまま実現した。全機振動試験結果を表3.1.2-2に示す。これをFEMモデルに反映した結果の比較も同時に示した。解析モデルを用いてフラッタ確認計算を行った結果、フラッタ速度はチップフィン対称曲げと胴体上下曲げの達成で250 m/sとなり十分余裕のある値であった。総節点数674個、総要素数1,599個のFEMモデルを図3.1.2-3に示す。

降着系製作結果

降着装置は設計通り、FA-200の固定脚を使用した。脚の取り付け状態を表3.1.2-3に示す。主脚には抵抗軽減用にスパッツをつけた。ブレーキもFA-200のものをそのまま使用した。ただし、油圧源はアキュムレータであるが、油圧アキュムレータは国内懸吊試験後、豪州の高圧ガス規制にあわせて規格の承認を再取得した。油圧アキュムレータおよびアキュムレータバルブ諸元を表3.1.2-4に示す。バルブはスプール式は漏れ量が多く不适当でありポペット式のものを採用した。各車輪には回転検出とABS用に30枚の歯数をもつトーンホイールを追加した。ABSは、国内技術で開発製造された自動車用のものを実験にあわせて演算開始制御ロジックを一部改修して用いた。ABSの油圧ユニット諸元を表3.1.2-5に示す。制動用パラシュートは、コンテナ扉に型材を用いパイロットシュートとメインシュートそれぞれにソレノイドを用いる開扉方式とした。メインシュート扉の慣性力が大きいことから、メインシュート用ソレノイドが作動した後、PSDBから0.15秒後にパイロットシュート用ソレノイドに信号が送られるようにした。また、試験においてパイロット

象を避けることにしてラバーフォームを貼った状態で飛行実験を実行した。

飛行実験に至るまで機体に関して生じた主な問題を述べた。更に、個々について記述しておくべきと思われるものは各サブシステムで言及する。

3.1.2 実験機システム開発結果

最終的な三面図は図2.2-1に示してある。システム設計からの外見上の変化は、ピトーboom長、後部のシュートコンテナ形状の具体化、右チップフィン上のGPSRアンテナ取り付け、ノーズの空気吸入用のスリットなどである。実験機の写真を図3.1.2-1に示す。最終全備質量は構造改修を優先したため設計値より若干重くなり、796 kgであった。また質量中心位置(文献13)および慣性モーメントを表3.1.2-1に示す。なお慣性モーメントは国内システム試験での値を基にした修正値である。以下に各系の開発結果について述べる。

3.1.2.1 構造系

実験機構造製作結果

構造図を図3.1.2-2に示す。フレームは前脚取り付け補強用の部材が付いた他は、部材が具体的になっただけで設計からの変更はない。材料も初期の設計のまま実現した。全機振動試験結果を表3.1.2-2に示す。これをFEMモデルに反映した結果の比較も同時に示した。解析モデルを用いてフラッタ確認計算を行った結果、フラッタ速度はチップフィン対称曲げと胴体上下曲げの達成で250 m/

sとなり十分余裕のある値であった。総節点数674個、総要素数1,599個のFEMモデルを図3.1.2-3に示す。

降着系製作結果

降着装置は設計通り、FA-200の固定脚を使用した。脚の取り付け状態を表3.1.2-3に示す。主脚には抵抗軽減用にスパッツをつけた。ブレーキもFA-200のものをそのまま使用した。ただし、油圧源はアキュムレータであるが、油圧アキュムレータは国内懸吊試験後、豪州の高圧ガス規制にあわせて規格の承認を再取得した。油圧アキュムレータおよびアキュムレータバルブ諸元を表3.1.2-4に示す。バルブはスプール式は漏れ量が多く不適当でありポペット式のものを採用した。各車輪には回転検出とABS用に30枚の歯数をもつトーンホイールを追加した。ABSは、国内技術で開発製造された自動車用のものを実験にあわせて演算開始制御ロジックを一部改修して用いた。ABSの油圧ユニット諸元を表3.1.2-5に示す。制動用パラシュートは、コンテナ扉に型材を用いパイロットシュートとメインシュートそれぞれにソレノイドを用いる開扉方式とした。メインシュート扉の慣性力が大きいことから、メインシュート用ソレノイドが作動した後、PSDBから0.15秒後にパイロットシュート用ソレノイドに信号が送られるようにした。また、試験においてパイロットシュートコンテナが引き出し紐と干渉があり形状を一部外に広げる変更を行った。図3.1.2-4と図3.1.2-5に前脚と

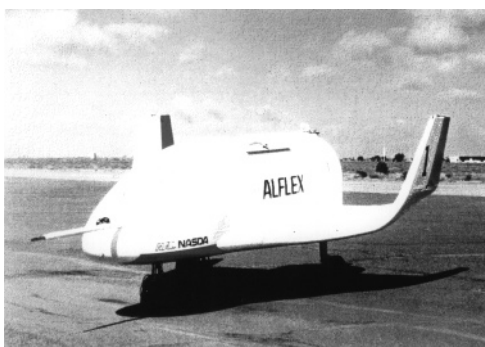


図 3.1.2-1 実験機 (写真)

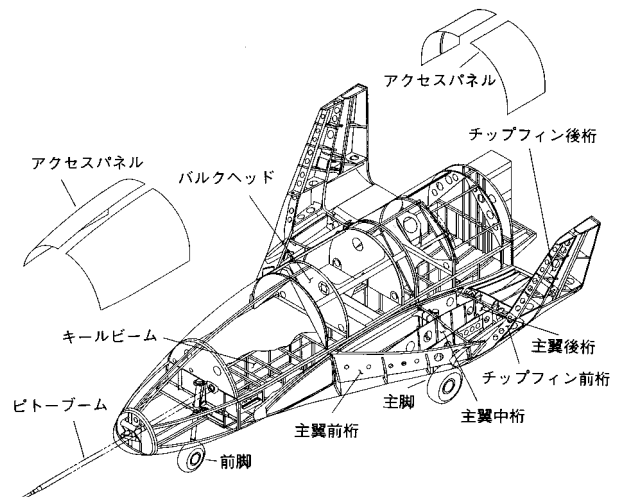


図 3.1.2-2 構造図

表 3.1.2-1 質量特性

質量 (kg)	重心位置 (m) (括弧内は設計重心位置との差)
796	x = 3.412 (- 0.001), y = - 0.003 (- 0.003), z = 0.399 (- 0.021)
慣性モーメント (kgm ²)	慣性乗積 (kgm ²)
Ix = 382, Iy = 1,500, Iz = 2,085	Ixy = - 3, Iyz = 9, Ixz = 50

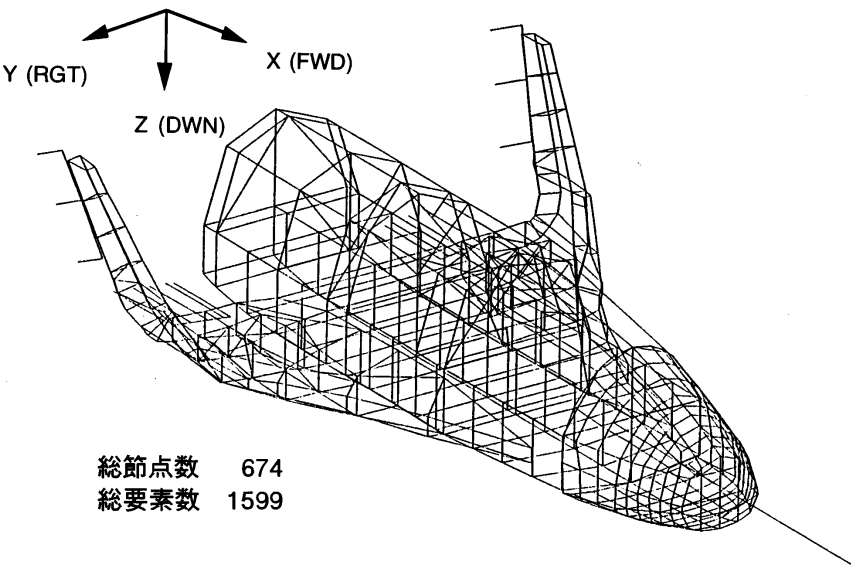


図 3.1.2-3 FEM モデル

表 3.1.2-2 全機振動試験

モード 番号	振動モード	振動数 (Hz) 解析モデル	振動数 (Hz) 試験結果
1	ビトーム左右曲げ	14.9	14.9
2	ビトーム上下曲げ	14.8	15.0
3	エレボン対称	18.9	19.0
4	エレボン逆対称	18.8	19.3
5	チップフィン前後対称	20.9	20.5
6	チップフィン前後逆対称	22.3	22.5
7	チップフィン曲げ逆対称	29.9	29.5
8	チップフィン曲げ対称	31.4	32.8
9	胴体上下曲げ	39.1	41.1
10	ラダー対称	41.4	43.2
11	ラダー逆対称	41.5	44.7

表 3.1.2-3 降着装置取付

前脚取付角	8度
静止時機体傾き	- 1.4度
前脚キャスト角	6.6度
ステアリング許容角	± 25度
転覆角	52.7度
転倒角	21.9度

表 3.1.2-4 油圧諸元

アキュムレータ	容量	0.3 l
	質量	3.4 Kg
	最高運用圧力	24,500 kPa
アキュムレータ バルブ	電磁式切換弁 (ボベット式)	
	質量	0.76 Kg
	定格電圧	24 V
	流量	12 l / 分
	最高使用圧力	50 MPa

表 3.1.2-5 ABS 装置諸元

油圧ユニット (H/U)	質量	4.4 Kg
	入力電圧	12 V
	定格電流	42 A
	寸法	160 × 105 × 162 mm
	制御ソレノイドバルブ	2 チャンネル
電子制御ユニット (ECU)	質量	0.6 Kg
	入力電圧	DC 12 V
	定格電圧	1.5 A以下
	寸法	177 × 111 × 40 mm
	2センサ入力 / 2チャンネル制御	

主脚の写真 図3.1.2-6に油圧系の取り付け状態の写真,また, 図3.1.2-7に制動用パラシュートの装備状態の写真を示す。制動用パラシュートの下の着力点が左方にオフセットして装備されているのは非常用ドラッグシュートである。

3 . 1 . 2 . 2 舵面アクチュエータ系
各舵面アクチュエータの写真を図 3.1.2-8 ~ 図 3.1.2-10 に示す。エレボンとスピードブレーキのアクチュエータには電磁干渉試験の放射妨害試験で一部規格を満たさないところがあったためEMC対策として金属テープにより



図 3.1.2-4 前脚 (写真)

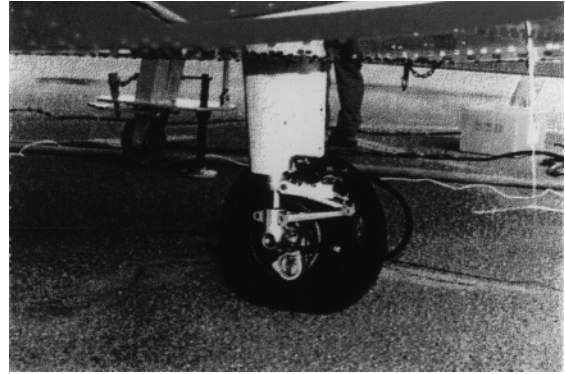
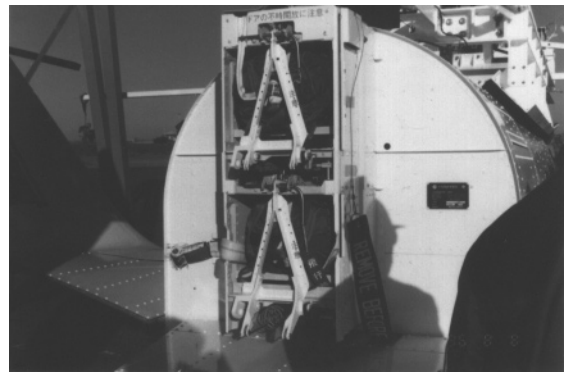


図 3.1.2-5 主脚 (写真)



図 3.1.2-6 油圧系の取り付け状態 (写真)

図 3.1.2-7 制動用パラシュート (上) および
非常用ドラッグシュート (下) (写真)図 3.1.2-8 ラダーアクチュエータ (機体取り付け前)
(写真)

シールドを施した。各舵面とアクチュエータとの結合方式は、舵面とアクチュエータ軸との調整が可能であり、がたも小さく航空機での適用例の多いロッドを介したリンク方式とした。アクチュエータ単体で設計要求性能を満たすものが得られたが、国内懸吊試験で明らかになったようにエレボン舵面の構造連成があった。外付けポテンショメータにより計測して得られた改修後のエレボン応答を図3.1.2-11に示す。応答の入力は ± 5 度の高いレベル

で非線形領域での出力になっている。この舵面応答に対して、トルク飽和やバックラッシュの非線形要素を加えて得られた4次の数学モデルの応答曲線も同時に示した。両者は驚くほど一致しており、飛行シミュレーション解析に一層の信頼性を与えたことがわかる。

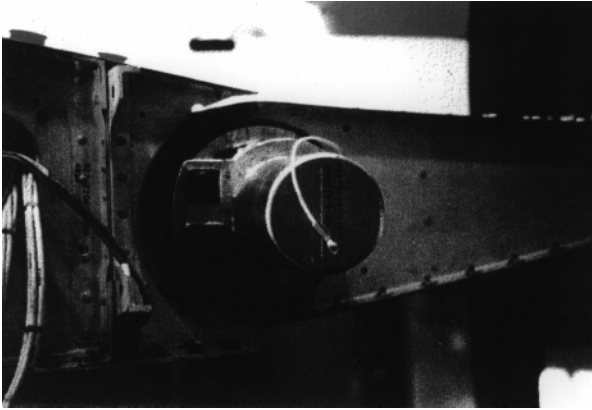


図 3.1.2-9 エレボンアクチュエータ
(主翼取り付け状態)(写真)

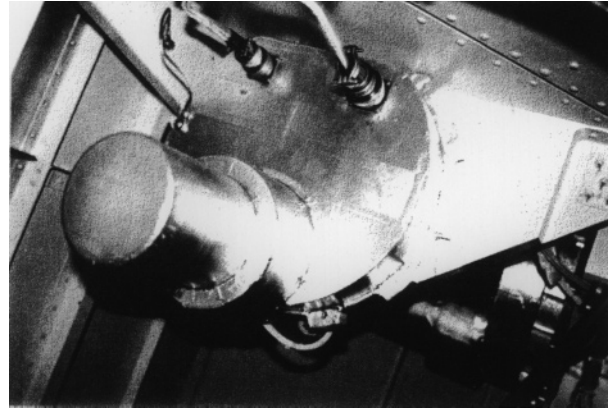


図 3.1.2-10 スピードブレーキアクチュエータ
(胴体後部取り付け状態)(写真)

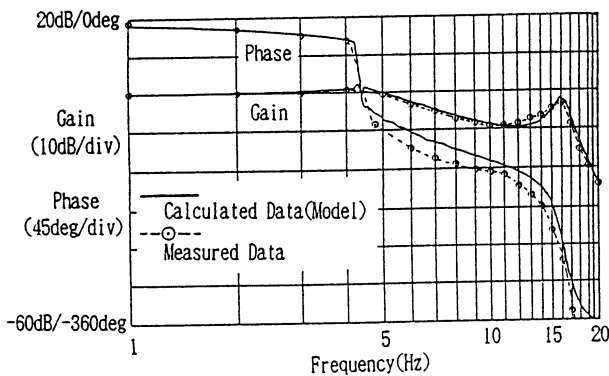


図 3.1.2-11 エレボン応答 (± 5 度)

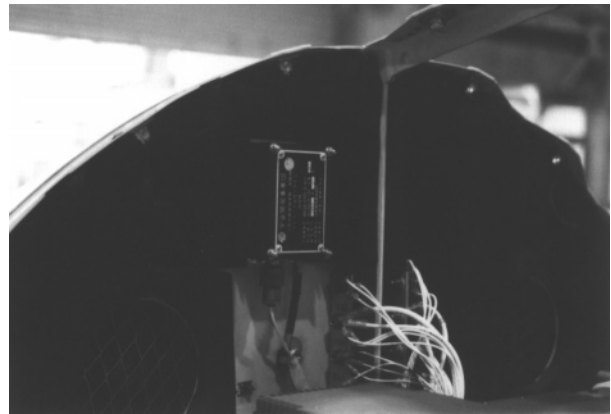


図 3.1.2-12 テレメータ送信機 (写真)

3.1.2.3 通信計測系

テレメータ送信機および PCM エンコーダ

通信計測系は、各種センサ、PSDB、FCC などからの計測データやモニタ信号を収集し、これらを VHF テレメータによってリアルタイムに地上に送信する。このためのテレメータ送信機および PCM エンコーダの写真をそれぞれ図 3.1.2-12 および図 3.1.2-13 に示す。送信機には非常系との電波干渉をさけるため 300 MHz 帯フィルタを追加した(図 3.1.2-14)。設計時から変更したり当時未定のものも多かったので最終的な PCM データフォーマットと計測項目一覧をそれぞれ表 3.1.2-6 と付録にある表 A-1 に示す。

データレコーダ

データ収集のバックアップとして PCM データを約 2 分間記録するメモリタイプのデータレコーダを搭載した。これを図 3.1.2-15 に示す。

レーダトランスポンダ

地上設備トラッキングレーダからのレーダパルスに 응답して 10 GHz 帯のパルスを送出するレーダトランスポンダおよびそのアンテナを図 3.1.2-16 に示す。



図 3.1.2-13 PCM エンコーダ (写真)

レーザリフレクタ

ノーズ先端に取り付けられたレーザリフレクタの写真を図 3.1.2-17 に示す。

映像装置

左チップフィン先端に取り付けられた CCD カメラおよび

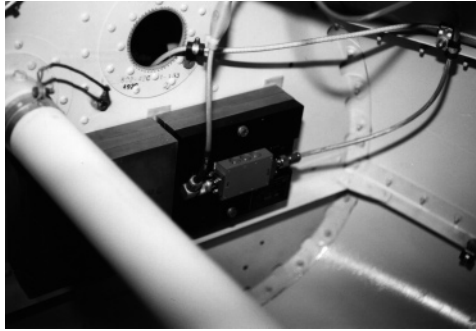


図 3.1.2-14 300MHz 帯フィルタ (写真)

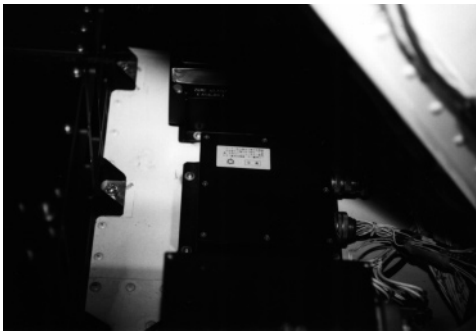


図 3.1.2-15 データレコーダ (写真)

び後部機器室に搭載された民生用 8 mm ビデオ記録装置の写真を図 3.1.2-18 に示す。この装置のリモートコントロールは前部アクセストリア内に置かれた (図 3.1.2-19)。

歪センサ

構造設計に影響を与えない範囲内で歪計測を行うために、合計 14 チャンネルの歪計を備えた。内訳は、翼荷重モニタ用に 6 チャンネル、エレポンとラダーヒンシモー

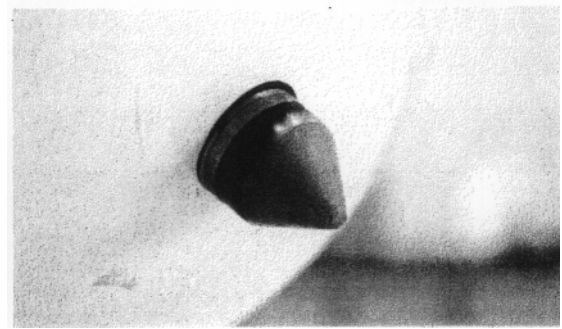
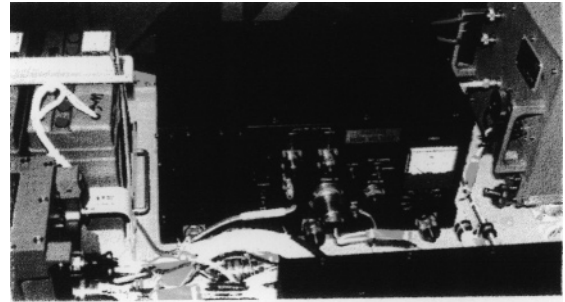


図 3.1.2-16 レーダトランスポンダおよびそのアンテナ (写真)

表 3.1.2-6 PCM データフォーマット

		0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	
	0								A80-1			A80-2		A80-3		A80-4	A80-5	A80-6
F 0	16	A80-7	A80-8	A80-9	A80-10	A80-11	A80-12	A80-13	A80-14	A80-15	A40-1	A40-2		A40-3			A 5-1	D20-1
	32	A20-1	A20-2	A20-3	A20-4	A20-5	A20-6	A20-7	A20-8	A20-9	A 5-2	S-1	S-2	S-3	S-4	S-5	S-6	
F255	48	FCP 00	FCP 01	FCP 02	FCP 03	FCP 04	FCP 05	FCP 06	FCP 07	FCP 08	FCP 09	FCP 0A	FCP 0B	FCP 0C	FCP 0D	FCP 0E	FCP 0F	
	64	FCP 10	FCP 11	FCP 12	FCP 13	FCP 14	FCP 15	FCP 16	FCP 17	FCP 18	FCP 19	FCP 1A	FCP 1B	FCP 1C	FCP 1D	FCP 1E	FCP 1F	
	80	FCP 20	FCP 21	FCP 22	FCP 23	FCP 24	FCP 25	FCP 26	FCP 27	FCP 28	FCP 29	FCP 2A	FCP 2B	FCP 2C	FCP 2D	FCP 2E	FCP 2F	
	96	FCP 30	FCP 31	FCP 32	FCP 33	FCP 34	FCP 35	FCP 36	FCP 37	FCP 38	FCP 39	FCP 3A	FCP 3B	FCP 3C	FCP 3D	FCP 3E	FCP 3F	
	112	FCP 40	FCP 41	FCP 42	FCP 43	FCP 44	FCP 45	FCP 46	FCP 47	FCP 48	FCP 49	FCP 4A	FCP 4B	FCP 4C	FCP 4D	S-7	S-8	



フレーム周期 (FS) マーカー



サブフレーム周期 (SF) ID
オール"0" → オール"1"



フレームカクツ



PCM リモートデータ

W0	11111010
W1	11110011
W2	00100000

A80 : アナログデータ (80 サンプル/秒)
 A40 : アナログデータ (40 サンプル/秒)
 A20 : アナログデータ (20 サンプル/秒)
 A5 : アナログデータ (5 サンプル/秒)
 D20 : ディスクリットデータ (20 サンプル/秒)
 FCP : FCC入力データ (78ワード/フレーム)
 S : スペックデータ

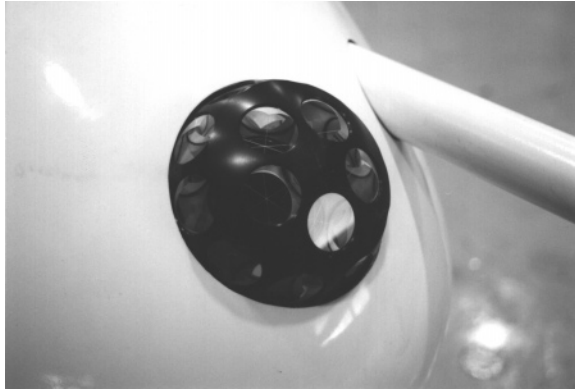


図 3.1.2-17 レーダリフレクタ (写真)



図 3.1.2-19 リモートコントローラ (写真)

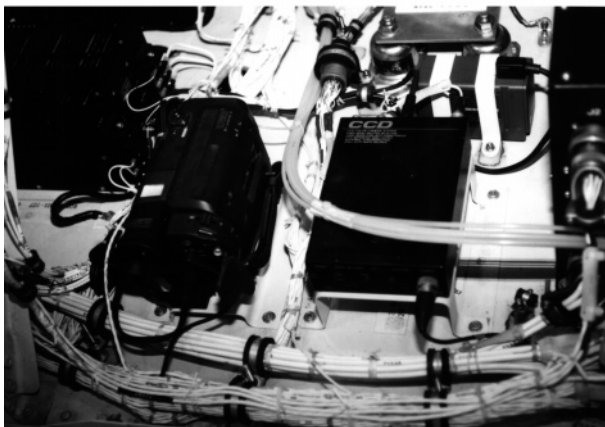
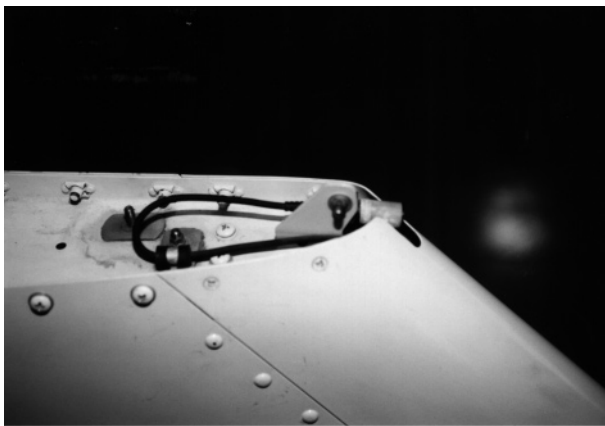


図 3.1.2-18 映像装置 (写真)

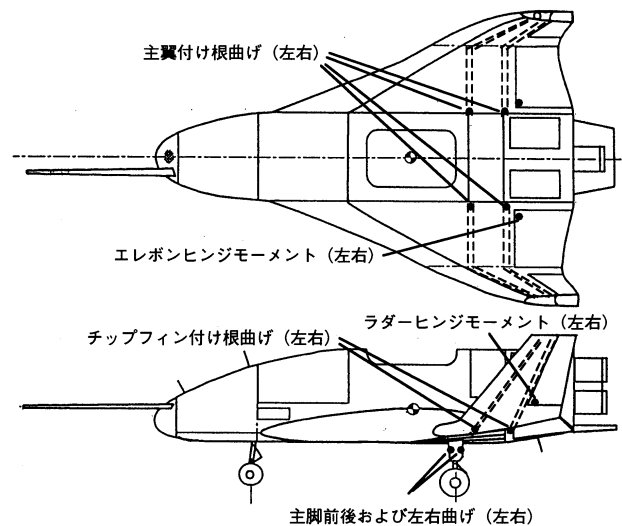


図 3.1.2-20 歪ゲージ取り付け位置

3.1.2-21 に示す。

圧力センサ

飛行中の空力特性を解析するために、合計 30 点の表面圧力を計測した。測定点の位置を図 3.1.2-22 に示す。翼面に 20 点、胴体ベース面に 7 点、チップフィンベース面に 3 点である。参照圧は後胴内にとった。圧力センサモジュールは、半導体型圧力変換器で 8 チャンネルからなるユニットを 4 個使用した。図 3.1.2-23 に後方機器室に取り付けられた圧力センサモジュールの写真を示す。翼およびチップフィン上の圧力を処理する他のモジュールは主翼内に取り付けられている。なお、国内懸吊試験後、得られたデータを反映してアンプレンジの改修を行った。

温度センサ

器材は温度環境に余裕がないことで温度をモニタしておく必要があり、機器室温度前後 2 チャンネル、バッテリー 1 チャンネル、各舵面アクチュエータコントローラ 6

メント用に 4、主脚前後左右荷重用に 4 チャンネルである。国内懸吊試験でスピードブレーキアクチュエータの温度による減磁の問題が生じたため重要度を考慮して、計測精度がないスピードブレーキヒンジモーメントのチャンネルを温度モニタへ振り替えた。歪ゲージ取り付け位置を図 3.1.2-20 に示す。ヒンジモーメント用歪ゲージはリンクロッドの軸方向に貼り付けた。後方機器室に置かれた歪ゲージ用シグナルコンディショナの写真を図

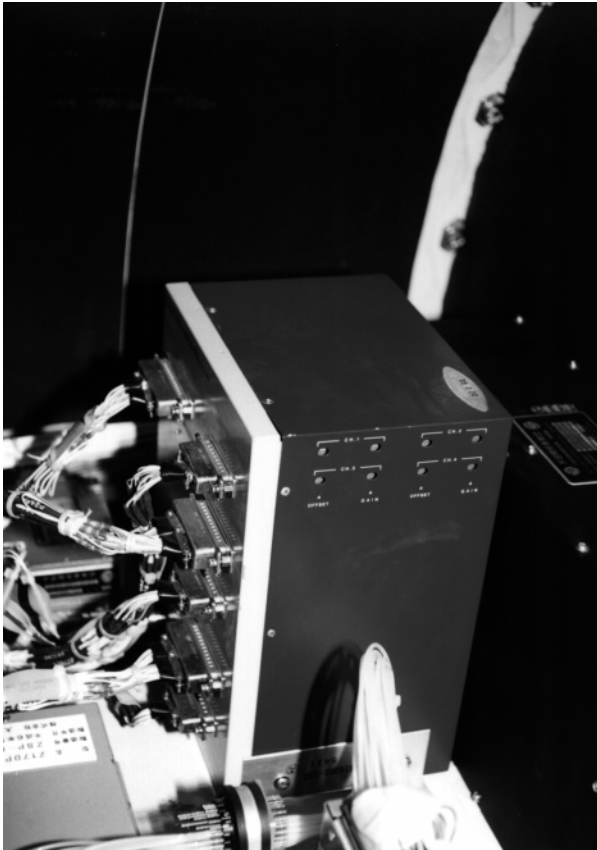


図 3.1.2-21 歪ゲージ用シグナルコンディショナ
(写真)

チャンネル, 大気温度 1 チャンネルの合計 10 チャンネルの温度モニタを行った。胴体下面に外付けした大気温度センサの写真を図 3.1.2-24 に示す。

3.1.2.4 電力電装系

電池および PSDB

電力電装系は電池と PSDB を中心に構成された。14 V の鉛蓄電池を直列に 2 個つないで 28 V 1 組とした 4 組の電池を搭載した。前方機器室にセットされた電池および PSDB (電力信号分配器) をそれぞれ図 3.1.2-25 と図

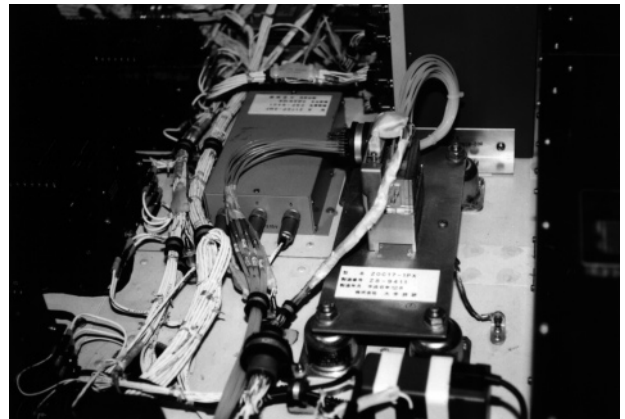


図 3.1.2-23 圧力センサモジュール (写真)

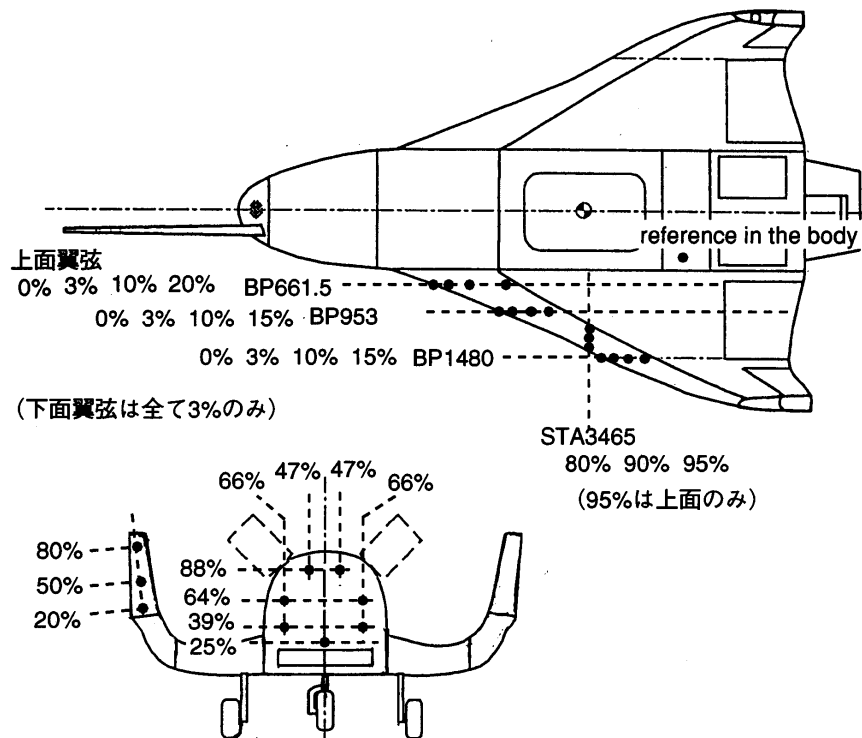


図 3.1.2-22 圧力測定点の位置



図 3.1.2-24 大気温度センサ (写真)

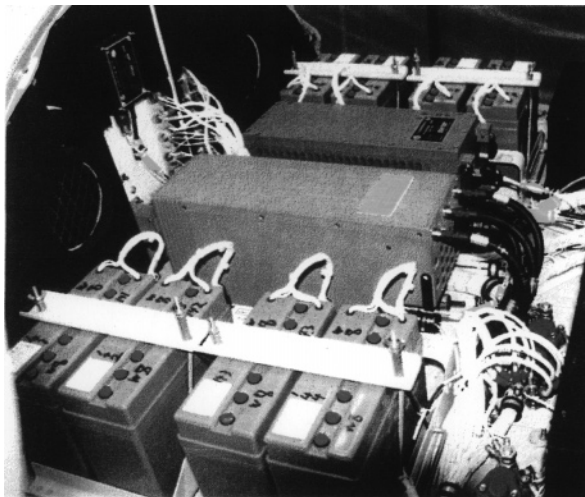


図 3.1.2-25 鉛蓄電池 (写真)

3.1.2-26に示す。使用電力に関して電池負荷解析を行い電圧、電流について問題のないことを確認したが、非常用コマンド受信機については最悪値が22.8Vとなりスペック値である24Vを下回った。このため非常用コマンドの評価試験を22Vで実施し、22.8Vで問題なく作動することを確認して使用した。懸吊飛行中は母機ヘリコプタか

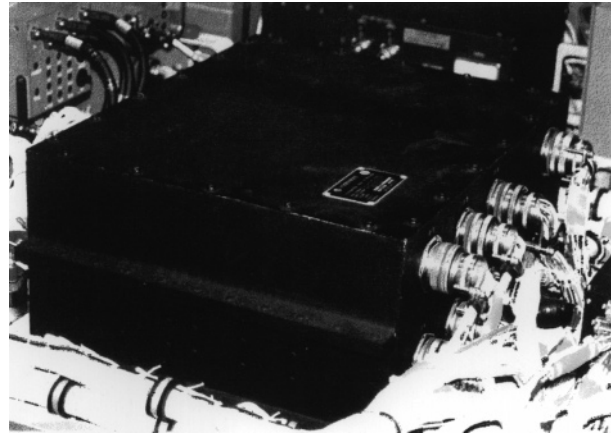


図 3.1.2-26 PSDB (電力信号分配器) (写真)



図 3.1.2-27 DC/DC コンバータ (写真)

らも電力供給を行った。スリングが20mと長く電圧降下が大いことからアンビリカルコネクタラインに電流逆流防止用ダイオードを挿入した。機器に既存品を多く用いたため定格電源が異なり、このため7個のDC/DCコンバータを使った。図3.1.2-27に後方機器室に取り付けられたDC/DCコンバータの一部を示す。電池は規格により3回の充電回数で運用したが電池の実力から地上試験用には運用回数を6回に緩和して用いた。外部電源および外部からの制御信号をPSDBにつなげるアンビリカルコネクタの写真を図3.1.2-28に示す。

空調ファン

実験機機器室内電気・電子機器の発熱による機器室内の温度環境を保持するために前方および後方機器室の前方に吸気口を設け、2個の空調ファンによりクーリングを行った。胴体後部の空調ファンを図3.1.2-29に示す。空調ファンの使用は地上のみとした。実験中に外気温が高くなることが予想されたため、太陽光照射を考慮して機体の上面の塗装色は基本的に白色とした。また、短時間の熱流出入を防ぐため、機器室アクセスパネルに20mm



図 3.1.2-28 アンビカルコネクタ (写真)

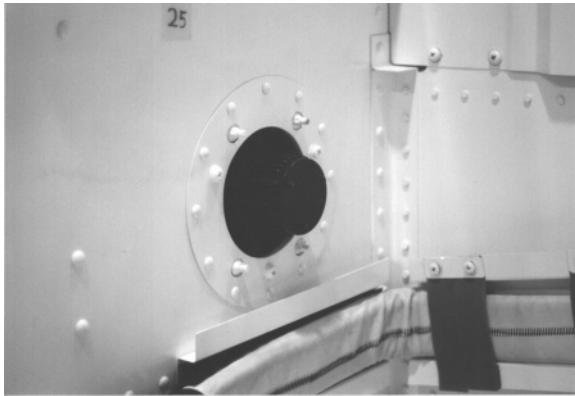


図 3.1.2-29 空調ファン (写真)

の断熱ラバーフォームを貼り付けた。実際に実施された冬期早朝の上空飛行試験では、低温側も余裕のない状況があった。

3.1.2.5 非常系

非常系のみ2重系とした。後方機器室に取り付けられた2台の非常用コマンド受信機の写真を図3.1.2-30に示す。非常用ドラッグシュートはすでに図3.1.2-7に示した。非常系は豪州懸吊試験(C006)時、飛行後点検中アームとエキューキュートがかかり不時作動を起こした。原因は通信計測系AGEの不要輻射であった。実験中の不時作動はあってはならないことであるため、懸吊試験(C007)において実験飛行経路に沿ってキャリアおよびノイズについてコマンド受信機のAGCレベルを測定し、設定値に問題のないことを確認した。

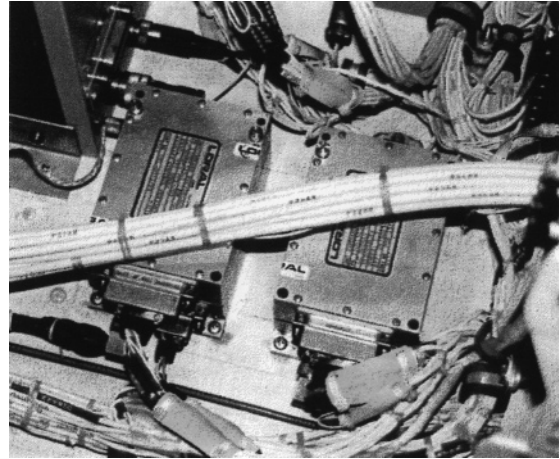


図 3.1.2-30 非常用コマンド受信機 (写真)

3.2 航法誘導制御系

3.2.1 開発経過

3.2.1.1 製作経過

基本設計において航法誘導制御系のハードウェアの仕様を決定した後、各機器の製作を行った。また、搭載プログラム(ソフトウェア)の製作も行った。航法誘導制御系は詳細設計においても設計と評価解析を継続して行ったので、その結果を反映しながら搭載プログラムの製作を行った。

航法誘導制御系は、以下の6個の機器によって構成される。

- ・搭載計算機(FCC) / 搭載プログラム(FCP)
- ・慣性センサユニット(IMU)
- ・エアデータシステム(ADS)
- ・電波高度計システム(RA)
- ・マイクロ波着陸システム受信機(MLSR)
- ・ディファレンシャルグローバルポジショニングシステム受信機(DGPSR)

それぞれの主要諸元を表3.2.1-1に示す。基本設計で定めた仕様からの変更はない。以下は、開発された機器の概要である。

搭載計算機(FCC) / 搭載プログラム(FCP)

FCCはFCPが実行されることによって、センサからデータを取り込み、自動着陸に必要な航法誘導制御演算を行い、舵面アクチュエータ等に制御信号の出力を行う。計算機のマイナーサイクルは80 Hzである。FCCは、筐体、電源部の他にCPUが搭載されたマスターボード、1553ボード、PCMボード、ディスクリートI/Oボード、アナログI/Oボードからなり、それぞれはVMEバスにより接続されている。CPUには、計算量を考慮してプログラマブルDSP(TMS320C30)が採用された。

表 3.2.1-1 航法誘導制御系機器の主要性能

搭載計算機 (FCC)

CPU	TMS320C30(33MHz) 16.5 MIPS
メモリー	EEPROM: 512Kbytes SRAM: 512Kbytes
I/O	MIL-STD-1553B PCM 出力 (H-II フォーマットに準拠) ディスクリート入力: 24ch ディスクリート出力: 10ch アナログ入力: 13ch (12bitA/D) アナログ出力: 8ch (12bitD/A)
外形寸法/重量	389×127×200 mm/12 kg 以下
消費電力	128 W 以下

慣性センサーユニット (IMU)

速度増分 (加速度) 計測	レンジ: ± 20 G バイアス安定性 (1 年後): $150 \mu\text{G}$ 以下 (3σ) スケールファクタ安定性 (1 年後): 241 ppm 以下 (3σ) スケールファクタ非直線性 (1 年後): $18 \mu\text{G/G}^2$ 以下 (3σ) バイアス振動感度 (1 年後): $3 \mu\text{G/G}^2\text{RMS}$ 以下 (3σ)
角度増分 (角速度) 計測	レンジ: ± 400 deg/s バイアス安定性 (1 年後): 0.075 deg/h 以下 (3σ) スケールファクタ安定性 (1 年後): 40 ppm 以下 (3σ) スケールファクタ非直線性 (1 年後): 0~120 deg/s; 60 ppm 以下 (3σ) 120~220 deg/s; 250 ppm 以下 (3σ) 220~400 deg/s; 60 ppm 以下 (3σ) ランダムウォーク係数 (1 年後): $0.048 \text{ deg}/\sqrt{\text{h}}$ 以下 (3σ) ランダムノイズ (1 年後): $0.66 \text{ deg/s}_{0.1}$ 以下 (3σ)
ミスアライメント角度安定性	30 s 以下 (1 年後; 3σ)
初期アライメント精度	方位角: 0.6 deg 以下 (3σ) ロール角: 0.03 deg 以下 (3σ) ピッチ角: 0.03 deg 以下 (3σ)
更新周期	80 Hz (マイナーサイクル)
外形寸法/重量	389×210×211 mm/16 kg 以下
消費電力	100 W 以下

エアデータシステム (ADS) (Air Data Computer)

気圧高度	レンジ: 305 ~ 1829 m 誤差: ± 6.1 m (3σ)
CAS 出力	レンジ: 25.7 ~ 103 m/s 誤差: ± 2.1 m/s (at 25.7 m/s; 3σ)
迎角	レンジ: -25 ~ 25 deg 誤差: ± 0.3 deg (1σ)
横滑り角	レンジ: -25 ~ 25 deg 誤差: ± 0.3 deg (1σ)
マッハ数	レンジ: 0.1 ~ 0.4 誤差: ± 0.01 (at 0.15M; 3σ)
動圧	レンジ: 0 ~ 6.77 kpa 誤差: ± 50.8 pa (3σ)
静圧	レンジ: 77.9 ~ 108 kpa 誤差: ± 50.8 pa (3σ)

FCC と各機器のインタフェースに関しては, IMU/ADS/DGPSR/MLSR とのインタフェースには 1553B データバスを用い (ただし A 系のみ), RA にはアナログ I/O を用い, 母機とのインタフェースにはディスクリート I/O 地上の点検時に使用する航法誘導制御系システム点検装置 (GNCAGE) とのインタフェースには RS-422 を用いた。その他, 分離信号 / 接地信号 (WOW) / 開傘コマンド / ブレーキコマンド等はディスクリート入出力により,

舵角コマンド / ステアリングコマンドはアナログ出力 (12 bit) により行った。飛行中のデータは, PCM エンコーダを介してテレメトリで地上に送信されるが, PCM エンコーダへの出力レートは 80 Hz であり, 1 フレームあたり 128 word, 8 bit/word である。

FCC の機能は, OS / 入出力管理 / 計算機システム制御機能からなる計算機システム管理機能, 航法誘導制御の演算を行う航法誘導制御機能, シーケンス制御信号の生

更新周期	32 Hz
外形寸法／重量	436×155×242 mm / 8.6 kg 以下
消費電力	70 W 以下

電波高度計送受信機 (RA)

高度	レンジ: 762 m 誤差: $\pm(0.91 + (\text{実高度}) \times 0.03)$ m (3 σ)
計測可能機体姿勢範囲	0 ~ 91 m; $\pm 15\text{deg}$ 91 ~ 457 m; $\pm 30\text{deg}$ 457 ~ 762 m; $\pm 10\text{deg}$
周波数の許容偏差	4300 MHz ± 5.375 MHz
出力	5W
外形寸法／重量	129×96×84 mm / 1.4 kg 以下
消費電力	25 W 以下

マイクロ波着陸システム受信機(MLSR)

周波数	5090.7 MHz
データ出力	Az, EL, 受信レベル, ステータス
更新周期	10Hz
レンジ	Az: -40 deg ~ 40 deg EL: 0.9 deg ~ 40 deg
精度	バイアス: 0.017 deg 以下 (at -81 dBm) ノイズ: 0.015 deg 以下 (at -81 dBm ; 2 σ)
外形寸法／重量	350×250×250mm / 10 kg
消費電力	40 W 以下

ディファレンシアルグローバルポジショニングシステム受信機(DGPSR)

周波数	GPS 衛星: 1575.42 MHz (C/A code) / 擬似衛星: 1624.61 Mhz
チャンネル数	GPS 衛星用: 5 ch, 擬似衛星用: 1 ch
最大加速度	± 25 m/s ²
出力データ	観測時刻, 擬似距離, デルタレンジ, 搬送波位相, GPS メッセージ, 擬似衛星メッセージ
更新周期	2 秒
精度	擬似距離: 25 m (3 σ) デルタレンジ: 5.0 cm (at 100 ms, 3 σ) 搬送波位相: 3.3 cm (3 σ) 時計: 10 ⁻⁹
外形寸法／重量	受信機: 230×260×225mm / 7.5kg, RF プリアンプ: 0.35 kg
消費電力	30 W 以下

成 / FCPモードの管理 / テレメータデータ管理を行うシステム管理機能, 点検支援やアンビリアル系管理を行うサブシステム管理機能に大別される。プログラムの開発は C 言語によって行われた。

慣性センサユニット (IMU)

IMU は, 航空機用小型リングレーザジャイロ, 加速度計各 3 個を直交 3 軸用に有し, 角速度に対応する角度増分および加速度に対応する速度増分を出力する。通常の航空機で使用するストラップダウン方式の慣性航法装置と同レベルの精度を有する。さらに IMU は慣性航法機能も有しており, 姿勢角に関しては IMU の内部航法演算結果を使用することとした。出力のサイクルは 80 Hz であるが, FCC とは非同期である。なお, 地上静止状態で約

30 分間のセルフアライメントを行う機能を持っている。

エアデータシステム (ADS)

ADS は, ピトープローブから得られた 5 カ所の圧力をエアデータコンピュータで計測処理することによって流れの動圧, 迎え角, 横滑り角等を推定する。ピトープローブは, 機体の影響がなるべく小さくなるように機体前方に突き出されたブームの先端にとりつけられており, 円筒の先端を切り落とした 4 角錐台の 5 つの平面に圧力孔が配置されている。ADS はこの 5 孔圧力から, マッハ数で区分けされた係数による近似多項式を用いて, 気流の状態量を求めている。係数は風洞試験により校正されたものを用いている。演算は, FCC と非同期で 32 Hz で実行されている。

電波高度計システム (RA)

電波高度計はパルス方式のものを採用した。時間幅の狭いマイクロ波パルスを用いて電波を発射してから反射波が戻ってくるまでの時間を計測して高度を計測する方式である。測定レンジは0～750 mである。計測可能姿勢範囲においては、実験機の縦の姿勢角変化が着陸直前に大きいため余裕が少ないが、ノミナル飛行状態で計測可能範囲内となっている。

マイクロ波着陸システム受信機 (MLSR)

MLSRは、MLS地上装置からの等速度で往復走査された扇状ビームを受信し、その走査タイミングからMLS地上装置からの方位角および高低角(仰角)を出力する機器である。本MLSRの特徴は、一般の航空機用に比較して深い経路角で進入するALFLEXに対応して覆域を拡大したこと、滑走路上でも方位角情報が得られること、平均39 Hzの測角データを10 Hzで移動平均した値を出力として信頼度を上げたこと、電波の受信状況に応じて機体の上下にある受信アンテナの選択切換を行うこと、等である。

ディファレンシャルグローバルポジショニングシステム受信機 (DGPSR)

DGPSRは、通常のGPS受信機の機能に加えて、DGPSジュードライト地上局から送信されるジュードライト信号を受信し、ジュードライト地上局からの疑似距離情報を得ると同時に、その補正量を用いてジュードレンジの補正を行い、通常のGPS受信機より高精度の位置/速度情報を得るものである。データ観測周期は1 Hzであるが、FCCとの通信はそのデータ量が多いため、2秒以内に2サイクルのデータが送れるよう特殊なフォーマットとしている。

3.2.1.2 開発試験経過

単体試験

航法誘導制御系の各機器は、DGPSを除いて既に実績のある製品を使用していることから、基本的には開発のための特別な試験はせず、製造の確認を行う検査だけを行った。DGPSシステムは、地上装置および搭載受信機からなるシステムの開発とその試験を行った。DGPSシステムの開発は、ALFLEX計画がスタートする以前からHOPE基礎研究としてNASDA筑波宇宙センタで行われたものであり、ALFLEXへの搭載の決定に従い、引き続きALFLEXの開発とともに、その開発・試験・改良を行った。(文献31)DGPSを除く航法誘導制御機器については、単体試験を省略したが、重要と思われる以下の機器については、動特性や性能を確認するための試験を実施した。

・動特性試験 (ADS, IMU)

制御(機体姿勢の安定と制御)に用いられるIMUとADSに関しては、その遅れが機体の安定性に重大な影響を与えるので、その動特性を確認する試験を特別に行った。

ADS

ステップ状に圧力を変化させて、出力を計測して遅れ時間を確認した。

IMU

テストテーブル上で、一軸周りの正弦波状の回転を与え、各振動数における位相の遅れを計測して、角速度計および加速度計の出力の動特性を確認した。

・精度確認試験 (ADS)

ADSに関しては、実機による使用実績が少ないことから、風洞試験を再度行い精度の確認を行った。

航法誘導制御系システム試験

航法誘導制御系は、各機器単体の確認試験・検査を行った後に以下のシステム試験を行い、機能の確認を行った。開発試験ならびに点検を行う装置としてGNCAGEが製作された。それぞれの試験は、～は、平成6年12月～平成7年5月までの間に三菱重工名古屋航空宇宙システム製作所(大江)で行われた。～は、平成7年8月に富士重工宇都宮製作所で行われ、～は、平成7年11月および平成8年1月に川崎重工名古屋第一工場で行われ、さらに輸送後組立が終わった平成8年4月にウーメラ飛行場で同等の試験が行われた。

ハードウェア・ソフトウェア適合性試験

FCPをFCCにインストールし、FCPがFCC上で正常に作動することの確認試験を行った。GNCAGEとの通信機能(RS422)を確認した後、GNCAGEにより機器を模擬し、MIL1553B、アナログ、ディスクリート信号の各インタフェース機能について確認した。また、あらかじめ計算した各機器の模擬信号をGNCAGEから出力し、FCC/FCP出力をモニタして航法誘導制御機能を開ループで確認した。その他、処理時間の計測、出力タイミングの計測も行い、問題のないことを確認した。

機器組み合わせ試験

IMU/ADS/RA/MLSR/DGPSR/電力信号分配器/PCMエンコーダ/舵面・ステアリングアクチュエータとFCCを接続し、FCCと各機器との通信を行い、機器のインタフェース機能および通信機能を検査し、問題のないことを確認した。

フィジカルシミュレーション試験

FCC/FCPと舵面およびステアリングの実物アクチュエータをテストリグに取り付け、他のセンサ出力はGNCAGEで模擬することにより、FCC/FCPおよび舵面・

ステアリングアクチュエータを閉ループ状態で試験し、航法誘導制御系の機能に問題のないことを確認した。GNCAGEは舵角センサ等の情報から機体の運動計算を行い、GPSデータの生成を含むセンサ出力の模擬を行う。風条件、分離位置誤差を変えた着陸シミュレーションを行い、応答を確認した。また、懸吊飛行状態での安定余裕（ゲイン余裕、遅れ余裕）を確認した。

閉ループ試験

FCCをはじめ他の機器も機体に艀装した状態で、実物の舵面を使用して閉ループ試験を実施した。ただし、機体の運動模擬やセンサ出力模擬はフィジカルシミュレーション試験と同様にGNCAGEで行った。テストリグによるフィジカルシミュレーション試験結果と比較し、問題がないことを確認した。内部電源（バッテリー）を用いた試験も実施し、確認した。

追加の閉ループ試験

エレボン剛性強化を行った機体および構造連成対策を施したFCP (Ver3.3.2) の変更に対し、懸吊飛行状態を中心に閉ループ試験を実施して確認した。舵面駆動特性が問題であったので、モータの出力軸回転角信号ではなく外付けの舵角計測用ポテンジオメータ出力を操舵量として閉ループ試験を実施した。さらに、国内の予備飛行試験の結果を反映して変更した最終制御則によるFCP (Ver3.4.4) について、豪州の実験場で閉ループ試験を実施し、組立後の制御系の機能確認を行った。

3.2.1.3 開発過程での検討と改修

開発過程ではいくつかの問題が生じたが、主要なものは航法誘導制御則に関わる事項である。これらは次章の設計において論じる。ハードウェアの開発過程では、細かな不具合はあったが、基本的には実績のある機器を選択したため、その都度適切な処置を行い対処した。以下は、その中でも比較的大きな変更を必要とした改修である。

FCC

RAのアナログ入力における計測レンジを1/2に縮小して分解能を上げ、AD変換部のノイズ対策を行った。

ADS

計測の精度と信頼性を向上させるためにソフトウェアの改良を行った。また、環境条件（外気温度）を満足するために、部品の交換を行った。

RA

低高度における機体と地面との干渉問題による精度劣化が豪州での懸吊飛行試験で明らかになったが、要求精度そのものに余裕が十分あることから、そのまま着陸実験を行った。

3.2.2 航法誘導制御系開発結果

3.2.2.1 航法誘導制御系の設計結果

航法誘導制御系の設計は、ALFLEXの中でも重要な要素であるので、本節において開発をふまえて得られた設計結果の概要を述べ、つぎの節において詳細設計ならびに維持設計において変更した点を述べる。

宇宙往還機の航法誘導制御系にとって全飛行のなかでみると着陸時に最も厳しい精度が要求される。この高い精度要求により着陸時の航法誘導制御には特別な配慮が必要である。これは軌道上でのランデブードッキングと比べても、風などの外乱の存在、特性の不確かさ、時間スケールの短さなどの点で異なり、着陸技術の困難さになっている。航法・誘導・制御の困難さの特徴を具体的に列挙すれば、以下の通りである。

高精度な航法精度要求を満足すること。

固有不安定な機体に対して速く確実な応答性能を実現する制御系であること、さらに風洞試験やアクチュエータ試験などの地上の試験結果から推定した機体の特性に含まれる誤差を考慮しても確実に機能すること。

外乱や計測誤差、制御系の誤差に対しても機能する誘導則であること。

HOPE 開発のためには、これらの問題を解決して自動着陸技術を確立することが必要である。HOPE 構想の中で検討されていた機体が長さ3000 m級の滑走路に着陸する事を前提にALFLEXの航法誘導制御系の設計を行った。ALFLEX 航法誘導制御系の設計の基本方針は以下の通りである。

相似模型実験

着陸実験がなるべく HOPE 本機と相似となるように航法誘導制御系の設計を行い、小型自動着陸実験システムの飛行実験が HOPE 自動着陸技術の実証となるようにする。風などの外乱に対しても十分安全に着陸できるように設計する。

既存品による航法誘導制御系

開発の期間やコストを考慮し、機器の開発は行わずに既存のものを使用し、その性能を条件として設計を行う。ただし、DGPS は開発中のものを着陸実験成功の成否に関わらない条件の下で使用する。

1重系による航法誘導制御系

開発の期間やコストを考慮し、更に、実験の回数に限られていること、飛行安全の確保された実験場での着陸実験であること、使用する機器の信頼性が航空機用レベルであることから実験の目的を十分達成できると判断して、機器はすべて1重系で構成した。

開発試験

開発の期間やコストを考慮し、開発試験についても風洞試験やその他の簡単な地上試験を前提にして、特別な試験を必要としない設計とする。機器誤差、機体誤差などは、これまでの既存のデータ及び上記の試験で得られるレベルを前提とした設計を行う。

航法誘導制御系の設計目標

着陸実験の設計要求は、実験機が与えられた滑走路に安全に着陸する事である。脚などを壊さず、また、転倒などにより機体を破壊しないために、接地時の機体状態量を最も重要な評価項目とした。長さ1000 m、幅45 mの滑走路への着陸という実験の基本要求を満足するように、接地時沈下率3.1 m/s以下など表3.2.2-1に示す項目について航法誘導制御系の設計目標を定義した。

航法誘導制御系の構成と機能

自動着陸を実現するために航法誘導制御系を3つの機能、即ち、文字通り、航法、誘導、制御に分割し、設計を進めた。それぞれの機能は、航法は滑走路に固定された座標系を基準にして機体の位置、速度を求めること、誘導は機体の位置や速度に関する基準の状態を計算してそれからの誤差が小さくなるように機体の姿勢に関わる量の誘導コマンドを求めること、制御は誘導コマンドに対する誤差が小さくなるように舵角コマンドを求めて機体の姿勢を制御することである。図3.2.2-1に航法誘導制御

の機能ブロック図を示した。航法誘導制御系の中心であるFCC/FCPにおいて、これらの機能を実現するための演算、機器との通信を行う。航法においてはIMU、DGPSR、MLSR、RAの航法機器からの出力を使用し、誘導制御においては、ADSからのエアデータとIMUからの姿勢角/角速度を使用する。図2.2-2に航法誘導制御関連も含めて機器の構成が示されている。

航法と誘導への性能要求の振り分け

航法の精度と誘導の精度のバランスを図ること、即ち両方の精度が同程度であることがコスト最小の観点からも適当である。ただし、航法誤差が機器の誤差に依存するのに対して、誘導誤差は機体の特性誤差ばかりでなく風などの自然条件による外乱の影響が大きく、結果として誘導に対してはより厳しい要求となる。風外乱が弱いときには、機体本来の性能が発揮されるべきであると考

表 3.2.2-1 着陸精度の要求

評価ポイント	要求精度
接地時 位置 速度 姿勢角	X: 0m 以上、Y: ±18m 以内 対地速度: 62m/s 以下、対気速度: 51.5 m/s ±8m/s 以内 沈下速度: 3m/s 以下 ピッチ角: 23 度以下、バンク角: ±10 度以内 方位角: ±8 度以内
滑走中 停止時位置	Y: ±20m 以内 X: 1000m 以下

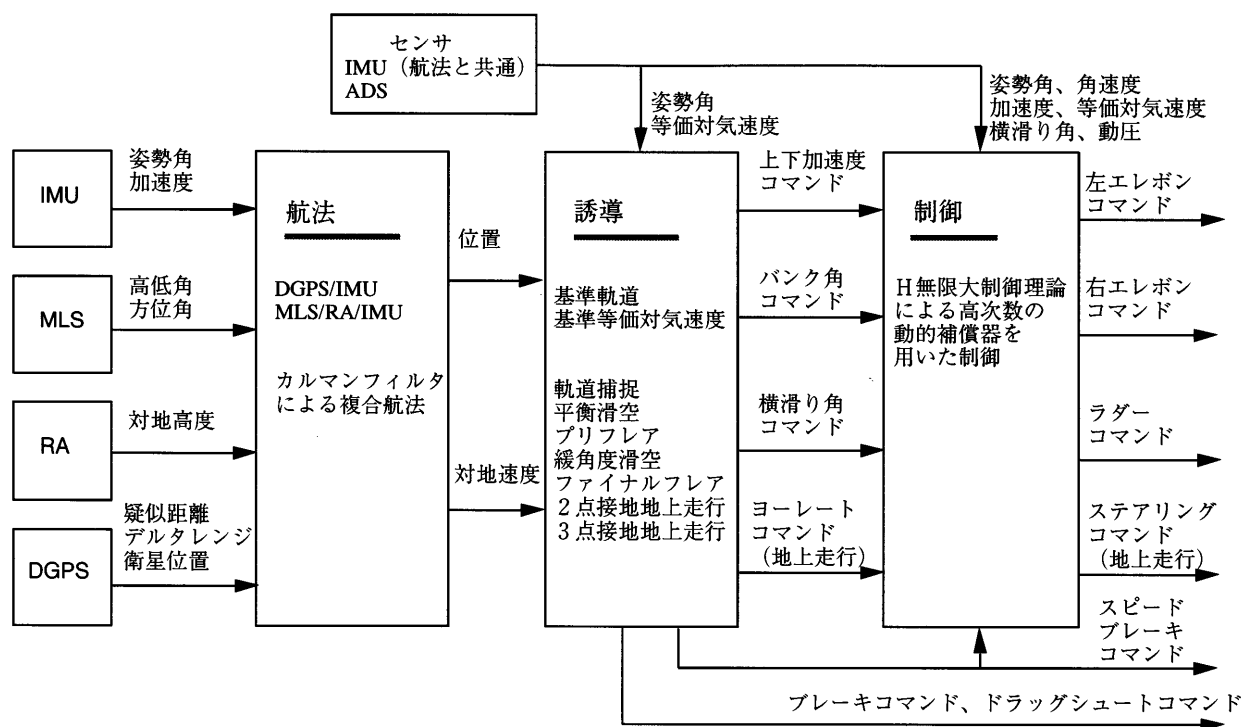


図 3.2.2-1 機能ブロック図

えて、この時の誘導誤差と航法精度が同程度となるように精度の割り振りを行った。航法誤差の要求値を表3.2.2-2に示す。航法誤差と誘導制御誤差が独立であると仮定してRSS（Root Sum Square）により両者を積算して全体誤差となると考えて誘導誤差の要求値も定めた。誘導の精度要求値は航法精度の要求値に比べて大きく、横の位置誤差以外は着陸精度の要求値とほぼ等しい値である。

基準軌道の設計

自動着陸システムの設計においては、どの程度の強さの風に対して安全に着陸できるか、ということが重要であり、風条件を明確にする必要がある。基準軌道の設計においても向い風・追い風の条件が設計条件となる。ALFLEXでは、HOPE本機が航空機で通常使用されている基準に従って設計されると仮定して、その相似変換から風条件を定義した。即ち、飛行経路ならびに誘導制御則の設計解析では、自動飛行制御の規定MIL-F-9490Dならびに飛行性の規定MIL-F-8785Cで与えられた風モデルを参考にし、ALFLEXの特殊性も考慮した風条件を設定した。システム設計の報告書に記載したモデルからの変更はない。

着陸実験で使用した基準軌道は、先の図2.2-4に示すとおり一本の経路である。X-15ヤリフティングボディ実験機、スペースシャトルで使用されている着陸方法に倣って軌道が設計された。即ち、一定等価対気速度、一定経路角の状態で定められた目標点に向かった滑走路に正対する直線経路上を進入降下し、風や機体誤差による影響を排除した後に、定められた高度でプリフレアと呼ばれる引き起こしを開始して水平飛行に近い緩角度滑空経路角に遷移し、この経路上で速度を減少しながら誤差を修正した後ファイナルフレアにより接地するものである。通常の航空機のように最大揚抗比速度に近い速度で進入できないのは、低揚抗比のために深い経路角となりプリフレア開始から接地に至るまでの経路角を変更する間に減速が進むために速度の余裕が必要になるからである。速度を上げるとさらに揚抗比が悪くなるという悪循環もあり、進入の平衡滑空角は深くなる。この平衡滑空を設

定する3つの条件、すなわち最大向い風で飛行可能なこと、最大追い風で飛行可能なこと、引き起こし後接地まで速度の余裕があること、を簡単に示したものが、図3.2.2-2である。ALFLEXでは30度の進入降下角、84 m/sの等価対気速度を平衡滑空状態と設定した。プリフレア以降の軌道は単純な2次曲線を使用し、途中からは経路角1.5度の緩角度滑空経路になめらかにつなげるために指数関数を用いた軌道である。ALFLEXでは、緩角度滑空経路がノミナルで約1秒と大変少ない設計となっていることが特徴である。

航法系の設計

HOPEが高精度なIMUを搭載し、適当に選択された航法機器により慣性航法誤差の補正を行う複合航法を採用する予定であることから、同等精度のIMUを搭載することを前提に航法系の設計が行われた。着陸に必要な航法精度を確保するために機器の選定が行われた。航法の基本は、IMUから80 Hzで出力される加速度の累積値である速度増分と姿勢角から滑走路座標での速度、位置を推定するものである。このIMUによる慣性航法の誤差を補って接地時および地上走行中の精度を確保するためにシステムの確実さと実績からMLSの高低角および方位角の計測システムを採用した。また、接地直前の高度の精度を確保するために電波高度計を使用した。将来の着陸航法として有望視されているDGPSについては、分離時の航法精度を確保するために分離前の懸吊飛行時に航法機器として使用することとした。複合航法則は、懸吊飛行時のDGPS/IMU複合航法と自由飛行時のMLS/RA/IMU複合航法の2つを設計し、分離直前に切り換える方式とした。

表 3.2.2-2 航法精度の要求

評価ポイント	要求精度
分離 20 秒前	
位置	X, Y, Z 軸方向: $\pm 25\text{m}$ 以内
速度	X, Y, Z 軸方向: $\pm 0.5\text{m/s}$ 以内
接地時	
位置	X: $\pm 60\text{m}$ 以内 Y: $\pm 8\text{m}$ 以内 Z: $\pm 0.8\text{m}$ 以内
速度	X: $\pm 2\text{m/s}$ 以内 Y: $\pm 0.5\text{m/s}$ 以内 Z: $\pm 0.5\text{m/s}$ 以内
姿勢角	ピッチ角: ± 0.15 度以内、バンク角: ± 0.15 度以内 方位角: ± 0.72 度以内
地上走行中	Y: $\pm 8\text{m}$ 以内

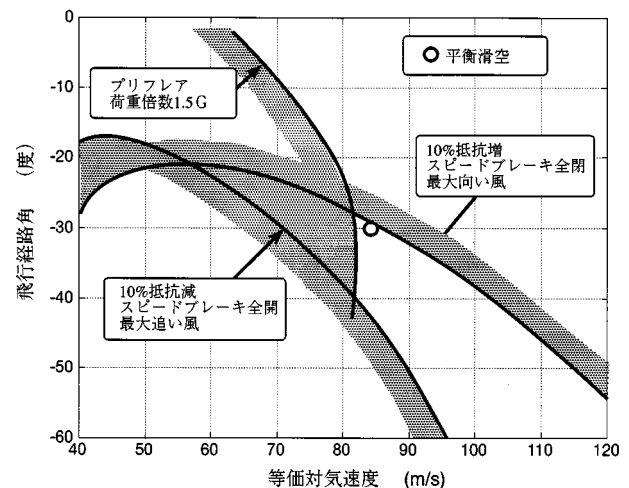


図 3.2.2-2 平衡滑空状態の設計

姿勢角

IMUはそれ自身で慣性航法機能を備えており、地球の自転や球面を補正して局所水平面からの姿勢角を出力する機能がある。IMUは実験直前にアライメントを地上で行うことができ、実験の時間が短いことから姿勢角についてはIMU出力をそのまま使用することにして航法則を簡素化した。アライメント後1時間以内のピッチおよびロールの姿勢角誤差は0.05度(3σ)以下、方位角の誤差が0.65度(3σ)以下である。

DGPS/IMU 複合航法

DGPSシステムが開発品であり、電波リンクの観点から機体姿勢がデータ取得に及ぼす影響が未知であることから懸吊飛行時のみDGPS/IMU複合航法を行った。フリーフライト中の受信データは実験後に解析評価された。表3.2.2-2における要求値のうち分離20秒前を示すものが、DGPS/IMU複合航法の精度要求であり、位置および速度の3軸方向に関してそれぞれ25m(3σ)、0.5m/s(3σ)である。航法精度は滑走路座標系で示されている。11個の状態量を用いてDGPSによる更新を行う複合航法システムを設計した。機器の誤差モデルに基づき複合航法フィルタの最適設計を行った。DGPSから異常なデータが入力された場合にも棄却できるようにインテグリティ機能を持たせた。更新サイクルは0.5Hzである。

MLS/RA/IMU 複合航法

分離前20秒の時点でDGPS/IMU複合航法からMLS/IMU複合航法へ切り換えた。実験機の分離、即ち着陸実験飛行の開始は、遷移後の航法精度をレーザトラッカによる測位データと比較して確認した後に行った。切り換え点では、DGPS/IMU複合航法で得られた実験機の位置、速度を初期値として与える。MLSは測角機能を有するのでYおよびZ方向については精度を向上させることができるが、X方向の精度向上がなく、距離誤差は時間とともに増大する。Y方向については距離誤差の影響が小さく、停止まで十分な精度をMLS/IMU複合航法により得られる。Z方向については、MLS/IMU複合航法では距離誤差の影響が大きく、接地直前の高度誤差要求を満足しない。一方、RAは測定高度に限界があり、また滑走路手前の平坦面の長さにも限界がある。MLS/IMUから高度100mにおいてRA/IMU複合航法の切り換えを開始し、3秒間で完了するようにして接地直前の高度精度を確保した。表3.2.2-2の航法精度において、MLS/RA/IMU複合航法の精度要求に関しては接地時を評価点とした。MLS/IMU複合航法は、10個の状態量からなる定常カルマンフィルタによって行われる。高低角、方位角のYおよびZ座標に及ぼす感度の変化を考慮して飛行中を5個の区間に分け、区間内では一定のゲインを用いた。RA/IMU

複合航法は一定のゲインを用いる4個の状態量からなる定常カルマンフィルタによって行われる。更新サイクルはいずれも10Hzである。

誘導系の設計

分離後軌道捕捉フェーズ、平衡滑空フェーズ、プリフレア・緩角度滑空フェーズ、ファイナルフレアフェーズ、地上走行フェーズからなる各フェーズに対応した誘導則の設計を行った。縦と横に分けて誘導則を設計した。制御則を含め、誘導制御系の6自由度シミュレーションを行い、設計結果の妥当性を確認した。設計条件で定めた定常風、乱気流の他にさらに厳しい条件としてベクトルシアも考慮し、十分なマージンがあることを確認した。

縦の誘導則の設計

縦の誘導の基本は、飛行経路からの高度誤差と基準速度からの速度誤差を上下加速度コマンドとスピードブレーキ舵角コマンドにより制御するものであり、縦の誘導則は縦の経路の誘導と速度の誘導に分けられる。分離後軌道捕捉フェーズはALFLEX固有のものであるが、分離後ゼロ揚力で落下加速した後なめらかに平衡滑空に遷移するように非線形の誘導則を用いた。平衡滑空フェーズ以降の縦の経路の誘導では、滑走路座標系のX座標で定義された基準軌道高度を参照して高度誤差および変化率をフィードバックし、プリフレア中はさらに基準軌道を飛行するために必要な加速度を計算してフィードフォワードコマンドとし、両者を加算して上下加速度コマンドを生成する。ファイナルフレアの誘導則は、0.5m/sの沈下率を下限とするエキスポネンシャル型のフィードバック制御と脚高度5mのファイナルフレア開始時に生成される開ループコマンドを合成した加速度コマンドによるものである。速度の誘導は、平衡滑空中は84m/s、フレア中は滑走路X座標の2次式で与えた基準軌道上の基準等価対気速度を算出し、その誤差からスピードブレーキ操舵コマンドを直接生成するフィードバック制御である。ファイナルフレア以降はスピードブレーキを固定し、主脚接地後に全開とした。誘導則におけるフィードバックゲインは固定であり、PID制御である。制御系の設計を先に行い、制御系の応答性能と干渉しない範囲で十分高い誘導のゲインを設計し、誘導制御誤差要求を満たすかどうか確認した。線形モデルを用いた解析の他、6自由度非線形シミュレーションを用いてゲインの調節を行った。

横の誘導則の設計

ALFLEXの横の誘導は、基準軌道が直線であるため単純である。バンク角コマンドにより横の誤差を制御する

ものである。横滑りを抑える制御を行うため横力の発生が小さいので、バンク角と横経路誤差の加速度はほぼ比例する。速度による特性の変化も少ないので、固定ゲインPID制御による誘導則である。縦の誘導と同様に、制御系の設計を先に行い、制御系の応答性能と干渉しない範囲で十分高い誘導のゲインを設計し、誘導誤差要求を満たすことを確認した。分離後軌道捕捉フェーズでは、バンク角を零度に保持し、平衡滑空では45度以下、低高度ではさらに高度に依存する上限値、リミッタを設定した。さらに動圧、方位角に依存するバンク角のリミッタも設定し、6自由度非線形シミュレーションを行って詳細な設計を行った。接地直前におけるデクラブの可否について検討した結果、デクラブせずに接地しても荷重や運動の点で問題ないことが確認されたので、デクラブ無しとした。3点接地の地上走行においては、自由飛行中のバンクコマンドに比例するヨーレートコマンドにより横誤差を抑える誘導則を設計した。

制御系の設計

HOPE本機ならびにALFLEXの機体は、通常の航空機に比べて特殊な飛行特性を有している。即ち、縦の静安定が負で制御により安定性を付与しなければならない。横・方向においては、通常の迎え角において風見安定が負かつ強い上反角効果をもち不安定な特性を有している。これらの性質により、フィードバック制御により機体の安定を確保しなければならない。また、風外乱の影響を抑えるために十分速い応答特性が必要である。さらに設計は応答性能を追及すると同時に、センサ誤差やモデル誤差を考慮して十分な余裕を持たせる必要もある。モデル誤差には、機体の空力特性の誤差、機体の構造振動による高周波ノイズ、アクチュエータの動特性、センサの動特性、演算処理や信号伝達の遅れなどがある。設計初期段階では、風外乱などの設計条件の設定と着陸精度の要求を与え、誘導制御系の設計を行って着陸性能を評価し、アクチュエータの応答特性や計算機の性能等の制御系を実現するために必要な機器の要求性能を設定した。

縦の制御則の設計

縦の制御は、誘導からの上下加速度コマンドに追従するように機体のピッチレートをエレベータにより制御するものである。フレア以降の縦の経路の誘導制御が重要であることから、低速での速い応答特性を重視して、上下加速度コマンドをピッチレートコマンドに変換してピッチレートをフィードバック制御する方式とした。エレベータによるピッチレート制御は、多数遅れモデル/多数設計点法(MDM/MDP, Multiple-delay-model and multiple-design-point approach)を適用した。速度による操

舵応答の変化は大きく、固定ゲインで制御することによる性能劣化が大きいので、舵の効きが動圧に比例することを考慮して動圧に反比例するスケジュールゲインを採用した。構造振動との連成(control structure coupling)を抑えるために、応答特性を変えないで閉ループのロバスト性を向上させる動的補償器の設計をエグザクトモデルマッチングH無限大設計法(H EMM, H infinity Exact Model Matching Approach)により行った。制御系の感度関数、相補感度関数を周波数領域で評価し、外乱のスペクトラムをパラメタとして両関数を調整した。ピッチレートコマンドには迎え角が制限値を越えたり、激しい引き起こしを制限するためのリミッタが挿入された。

横・方向の制御則の設計

機体の横・方向特性は不安定である。ラダー操舵によるロールへの干渉が大きく、エルロン操舵によるアドバースヨーの性質もあり、飛行制御上の問題が数多く含まれている。横・方向の制御の目的は、飛行経路を横に曲げるために機体に働く空気力を鉛直方向から定められた角度だけ傾けることである。機体の横滑りを抑えて機体の方位角を変化させる方式(クラブ進入)と横滑りを許して機体の方位角を滑走路方向に保持する方式(ウィングロー)があるが、ALFLEXにおいては強い上反角効果を有するため横滑りを発生させることは制御を複雑にすることから、前者の方式としている。機体の横滑りは、エアデータセンサから推定した横滑り角をフィードバックして抑えている。縦と同様に、舵の効きが動圧に比例することを考慮し、動圧に反比例するスケジュールゲインを採用した。制御則の設計では、縦の制御と同様に多数遅れモデル/多数設計点法により制御系の応答の検討を行い、エグザクトモデルマッチングH無限大設計法によりロバスト性を向上させるための動的補償器を設計した。

制御系の設計基準

制御系の設計はコマンドに対する応答と安定性の余裕に対する基準により設計された。コマンドに対する応答は整定時間とオーバーシュート量で規定し、縦のピッチ角応答は1.5秒(ファイナルフレア時)、バンク角応答は5秒、横滑り角応答は7秒とし、オーバーシュートは各々10%以下とした。横・方向におけるロールとヨーの干渉については、45度バンク角コマンドに対する横滑り角の発生は2度以下、横滑り角コマンドに対するバンク角の発生は横滑り角コマンドの50%以下とした。安定性の要求について、詳細設計においては、ゲイン余裕は6dB以上、位相余裕は45度以上とした。地上試験等により機体モデルが詳細になった維持設計の時点では、ゲイン余裕、

位相余裕とともに 1/2 まで許容することとした。また、ロバスト性の基準として、感度特性と相補感度特性についても考慮した。

地上走行制御則

3 点接地状態で機体の横方向運動を制御する地上走行制御則を設計した。ステアリングと空力舵面を操舵して滑走路中心線からの横のずれを抑えるためのヨーレートコマンドに従うような制御系を最適サーボ問題として設計した。速度による特性の変動やモデルの不確かさも考慮して設計を行った。

3.2.2 基本設計からの主要な変更点

詳細設計・維持設計において航法誘導制御則の見直しを行い、必要な変更を行った。国内の予備試験（懸吊飛行試験）後に航法誘導制御則の最終変更を行い、着陸実験に臨んだ。豪州における懸吊飛行試験・着陸実験の過程では、設計変更の必要性はなかった。以下、開発過程における主要な変更点である。

航法則

センサ性能の明確化に伴って、必要なゲインやパラメタの変更が行われた。具体的には、MLS 地上局位置の変更にもともなうゲインの調整、異常データを棄却するリミット値の変更、センサ誤差の特性に合わせたチューニング等である。DGPS/IMU 複合航法においては、DGPS が開発品であったことから、全機システム試験以降に数多くの不具合が発生したが、DGPS の改良に併せて、受信がとぎれた場合の論理の変更等、複合航法の変更も行った。

誘導則

誘導則は航法・制御を含めたシミュレーション結果を検討しながらチューニングを行った。主要な変更点は、横の誘導誤差を抑制するために積分のフィードバックを追加したことである。また、誘導は制御の応答（機体姿勢の応答）と干渉しない範囲で性能追求を行い、余裕を取らなかったため、制御の設計変更に対応して誘導則のゲインやリミット値の変更を行った。

制御則・風洞試験結果を反映したチューニング

詳細設計中にも風洞試験を実施し、基本設計結果を確認しながら、新たな空力データに対応するゲインのチューニングを行った。

・制御・構造連成対策

横・方向制御においては、次の 3 つの構造振動が問題になり、制御・構造連成を避けるために高周波のゲインを下げるフィルタ設計を H 無限大エグザクトモデルマッ

チング法を用いて行った。

ラダー操舵によりピトーブーム振動が励起され ADS 横滑り角に出力される現象、

ラダー操舵によりティップフィンの曲げ・主翼の逆対称曲げモードが励起され IMU のロール角速度に出力される現象

エレポン操舵において取り付け部の振動が励起される現象

これらの構造連成問題は、構造振動試験や懸吊飛行試験の過程で明らかになったが、その都度評価解析を行い、制御の応答を著しく劣化することなくフィルタの変更により対処する事ができた。また、縦の制御においても、IMU のピッチレートに卓越した構造振動の雑音が含まれたためフィルタの追加を行った。

3.2.3 懸吊飛行試験による制御系の評価

ALFLEX 自動着陸実験に先だって懸吊飛行試験を行い、制御系の確認を行った。離陸時、実験機は懸吊装置に固定されており（合体形態）、飛行中にケーブルを巻き下ろして 5 自由度懸吊形態に移行する。この形態は実験機をその重心においてジンバル装置を介してケーブルで一本吊りにし、重心周りの回転の自由度を持たせた状態で曳航するものである（図 3.2.3-1）。この方式の利点の一つとして、懸吊飛行状態において制御系の機能、および特性を確認できることがある。ここでは 5 自由度懸吊形態での制御系確認について記述する^{2), 42)}。

定常飛行による制御系機能確認

合体形態で制御系をオンにして、5 自由度形態に移行し、定常飛行状態での制御系の姿勢安定化能力を確認した。図 3.2.3-2 はその定常飛行部分の飛行時歴の一例であり、良好に安定化されているのがわかる。図 3.2.3-3 は、懸吊飛行試験の各フライトで、5 自由度定常飛行している部分の各状態量（機体姿勢角 θ, ϕ, ψ ・角速度 P, Q, R ・迎角 α ・横滑り角 β ・ジンバル角 γ_g, γ_r ・舵角 δ_a, δ_r ）のばらつきを示したものである。縦軸は各状態量の変動についてその標準偏差をとり、設計に用いた最大突風下のシミュレーションの場合の標準偏差で割った値を示している。また横軸は懸吊系の各状態量であり、その各々について、7 回のフライトのデータを並べている。ほとんど全ての値が 1 以下であって、状態量の変動がシミュレーションで予測された範囲に収まっていることを確認した。

スワイプ試験

迎角 α 及び、横滑り角 β をゆっくりと変化させ、釣合状態を保ったまま対気姿勢を変化させるという試験である。この試験により、静的な空力特性と、姿勢角ゼロ以

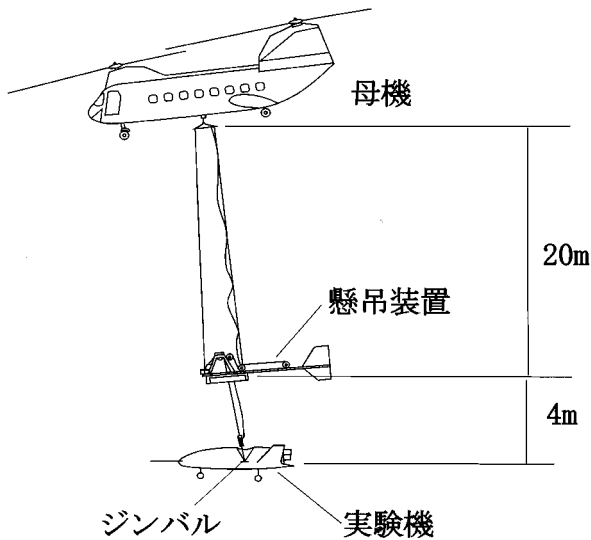


図 3.2.3-1 5自由度懸吊形態

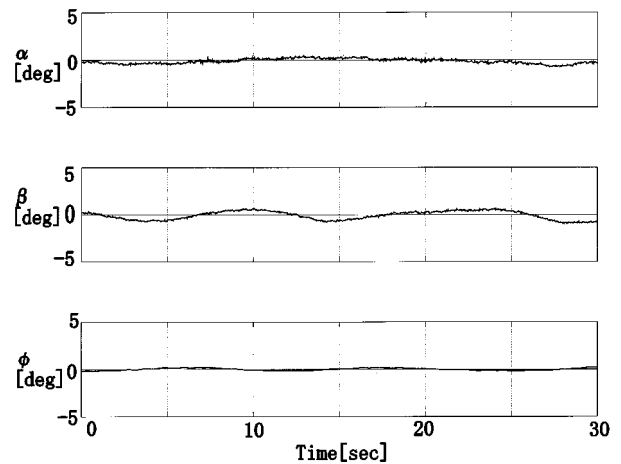


図 3.2.3-2 5自由度懸吊形態での定常飛行

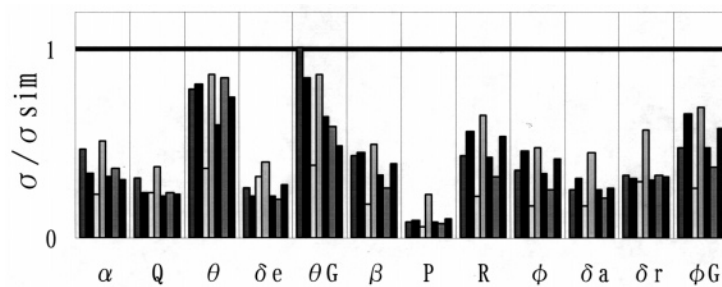


図 3.2.3-3 定常飛行中の実験機状態量の変動のシミュレーションとの比較

外での安定性が確認できる。図 3.2.3-4 に、スワイプ試験の時歴と対応するシミュレーション結果を示す。迎角は安定にコマンドに追従しており、シミュレーションともよくあっている。一方、スワイプ試験結果とシミュレーションを図 3.2.3-5 に示す。実験結果はスワイプの前に何らかの原因で励起された 1 次の振り子運動が残留している。このモードについては、解析から減衰が悪く一度励起されると収まりにくいことが予想されており、その意味では予測通りの結果といえる。また、この点を除けば安定にコマンドに追従しており、制御系の安定化能力には問題がないことを確認した。

コマンド応答試験

迎角、横滑り角、バンク角の姿勢角コマンドにステップ入力を加え、機体姿勢のコマンドに対する応答特性が予測した範囲内であることを確認した。

迎角ステップ応答

図 3.2.3.6 にコマンドにステップ入力を入れたときの飛行試験時歴を示す。は対応するシミュレーション

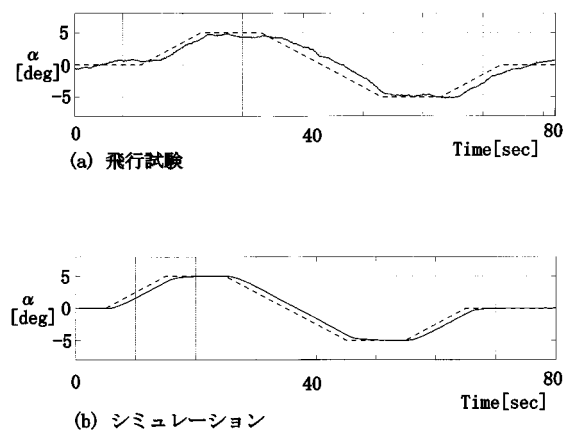


図 3.2.3-4 スワイプ

時歴であり、ほぼ一致する結果となっている。この時歴に対して 2 次遅れモデルを仮定して、最小自乗法で非減衰振動数の n 、減衰率 ζ を求めると、シミュレーションがの $n \sim 1.01$ [Hz]、 $\zeta \sim 1.0$ に対して試験結果はの $n \sim 1.2$ 、 $\zeta \sim 1.2$ となる。

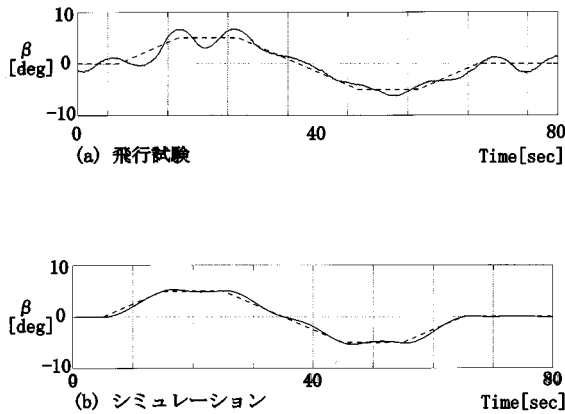


図 3.2.3-5 スイープ

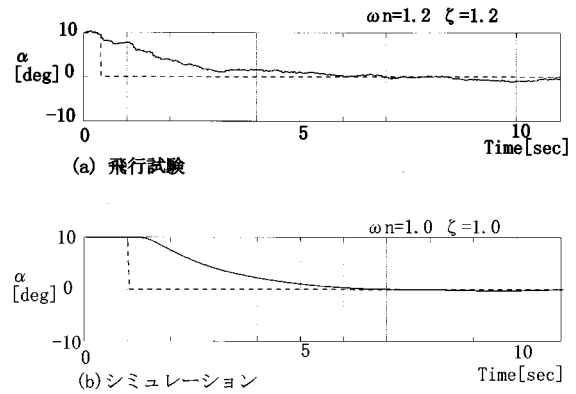


図 3.2.3-6 ステップ応答

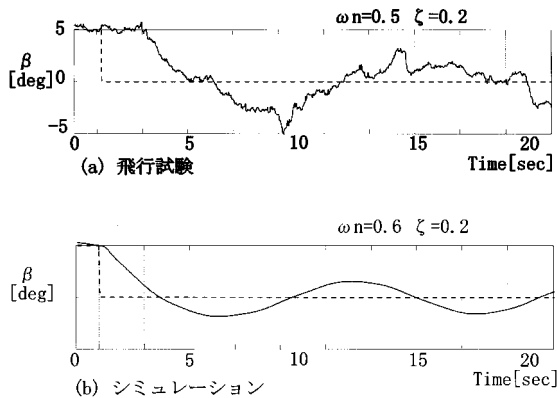


図 3.2.3-7 ステップ応答

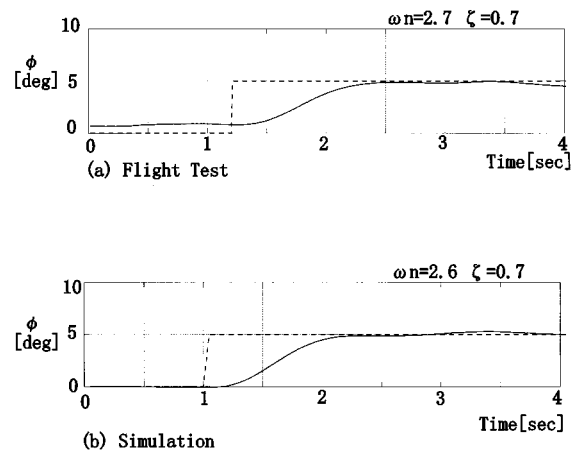


図 3.2.3-8 ステップ応答

横滑り角ステップ応答

図 3.2.3-7 に コマンドにステップ入力を入れたときの飛行試験時歴を示す。は対応するシミュレーション時歴である。いずれもコマンドに対しオーバーシュートした後、10 秒程度の周期の振動がゆっくりと減衰してゆく。この振動は振り子運動によるものである。 n は、シミュレーションが $n \sim 0.51$ [Hz]、 ~ 0.2 に対して試験結果は $n \sim 0.6$ 、 ~ 0.2 であり、試験結果は予測の範囲内にあったと言える。

バンク角ステップ応答

図 3.2.3-8 に ϕ ステップ入力に対する試験時歴示す。 ϕ にくらべ外乱の少ない時歴となっており、 ϕ に示すシミュレーション時歴と似た波形となっている。 n をもとめると、シミュレーションが $n \sim 2.61$ [Hz]、 ~ 0.7 に対して試験結果 $n \sim 2.71$ [Hz]、 ~ 0.7 と良く一致している。

5 自由度懸吊飛行試験とその結果について記述し、シミュレーションによる予測との比較を行った。懸吊時の

実験機の姿勢運動の特性はほぼ数学モデル [1] による予測と一致しており、制御系の特性は設計予測範囲内であることを確認した。

3.2.4 シミュレーション解析による自動着陸性能の評価

自動着陸実験を実施するに当たり、システムパラメータを変化させて計算機による数値シミュレーションを行い、実験が安全に実施できること及び接地位置や接地時沈下率などの着陸性能が目標を達成できることを事前に検討・確認した。

ここでは、このシミュレーションの方法と解析結果について述べる。実験機の運動の制御は搭載される計算機に組み込まれた航法誘導制御則に従う。このため航法フィルタ及び誘導制御則の数学モデルを正確に記述することができる。これにセンサモデル、機体モデル、外部環境モデルを組み合わせ、初期条件を用いて機体の運動を計算機上で模擬することが可能である。ただし、これらのモデルには様々な不確定要素が存在するため、モデ

ル化誤差が着陸性能に及ぼす影響を明らかにすることが重要である。そこで、表3.2.4-1に示す誤差を仮定し、この誤差の影響を明らかにすることを試みた。これらの誤差はその大きさを確定することが困難であることが多く、また着陸性能に及ぼす影響が少なくないものも含まれている。これらの誤差が存在した場合にも、実験機は安全に飛行し、着陸性能は目標を達成することが要求される。ここでは、これらの誤差要因を考慮したシステムを総合的に評価する方法として、RSS (Root Sum Square) による評価法及びモンテカルロシミュレーションによる評価法を用いた。また、特に不確定要素が大きいと思われる空力モデル誤差については、誤差の変動範囲を ± 3 の外側まで考慮した感度解析を実施し、 ± 9 の範囲における着陸性能の変動を調べた。

この他にも、システム試験や懸吊試験の結果、その誤差の大きさが明らかとなったものについては、個別にその影響をシミュレーションにより解析した。このように、多くのケースについて実験機の分離から着陸までの数値シミュレーションを実施し、自動着陸実験の前に飛行の安全性と着陸性能を確認してきた。

3.2.4.1 空力モデル誤差を考慮した感度解析

ALFLEXの空力特性については、風洞試験により得られた「3次空力モデル」⁽¹⁷⁾を基準としている。この空力モデルの誤差量として基本的にスペースシャトルのデータを用いた。本解析では、この値が現実に発生しうる誤差の最大値であると考え、統計的に3値に相当するものであると仮定した。しかし、風洞試験から得られた空力モデルでは、パラメータによっては不確定要素が大きく、これらのモデル化誤差による飛行への影響が懸念された。そこで、仮定した空力モデル誤差の3値に対して十分な余裕を考慮し、 ± 9 の誤差範囲まで考慮したシミュレーションを実施して、着陸性能の変化を調べた。

表 3.2.4-1 モデル化誤差

センサ誤差	・ ADS, IMU, MLS, RAのバイアス誤差, スケールファクタ誤差, ランダム誤差, 計測時間遅れ
機体モデル誤差	・ 空力モデル誤差 ・ アクチュエータモデル誤差 ・ 慣性特性誤差
外部環境誤差	・ 風条件 ・ 重力加速度の誤差 ・ 大気温度誤差 ・ 大気圧誤差
分離時初期誤差	・ 実験機の位置, 速度, 姿勢角, 姿勢角速度の誤差 ・ 初期航法出力誤差 (位置, 速度)

感度解析の結果得られた、空力パラメータの変動に対する着陸性能の変化を図3.2.4-1に示す。図に接地時の沈下率(Z_{dot})、図に接地位置を滑走路端からの距離(X 位置)で、それぞれの変動の様子を示す。各接地時の状態量について、ここでは影響の大きなものから上位10個を示した。それぞれの図において、横軸はパラメータの変動量を3値に対する割合として(%)で表している。その範囲は、 $-300(\%) \sim +300(\%)$ 、つまり $-9 \sim +9$ である。図中の×印で示されるケースは、着陸時の状態量が定義できない状態、つまり着陸に失敗したことを表す。図の配列は、最初に着陸に失敗したケースを含むもの、次に着陸性能の最大値と最小値の差が大きい空力パラメータを順に左上から右に並べてある。この結果から、 C_m , C_{m_0} , CL , 地面効果(G.E.)等の変動が、着陸性能への影響が大きいことがわかる。このため、懸吊試験において実機を用いた空力特性の確認を行い、風洞試験結果(空力モデル)の誤差量を算出した。その結果、実際の空力モデル誤差量は問題ない範囲であり、着陸性能に大きく影響しないことが確認できた。

3.2.4.2 システムの総合評価

全ての誤差要因を考慮した総合的な評価を行うために、RSS法、及びモンテカルロシミュレーションによる方法を用いた。

RSS法は従来からロケット打ち上げのプロジェクト等でよく用いられている方法である。一方、モンテカルロシミュレーションは何度もシミュレーションを行って統計量を求める必要があるため、長時間の計算が必要となる。しかし、あらゆる誤差を同時に且つランダムに加えるため、誤差に対する影響の線形性を仮定する必要はなく、また誤差の組み合わせの影響についても信頼性のある結果が得られる。このため、RSS法よりもシステムの総合評価には適している。しかし、影響の大きなパラメータを抽出することは難しく、この点ではRSS法の方が適している。

そこで、ここでは従来から用いられてきたRSS法と、モンテカルロシミュレーションによる方法を併用して解析を行った。

RSS (Root Sum Square) 法による解析

この方法は感度解析を応用したものであり、1つ1つの誤差の影響を自乗和で積み上げて、全システムの分散値とするものである。以下の2つの条件が成り立つとき、この方法により妥当な結果が得られる。

- ・ 誤差の変動に対して、着陸性能は線形に変化する
- ・ 個々の誤差は互いに独立であり、相関がない

RSS値は次式で表される。ここで、 y_{3-j} はj番目のパラ

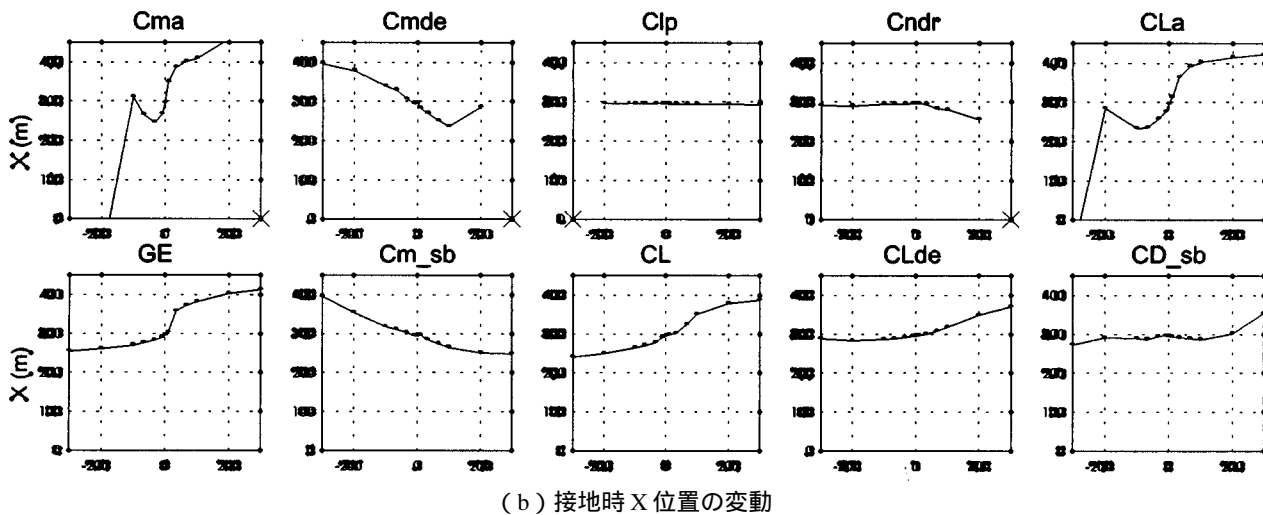
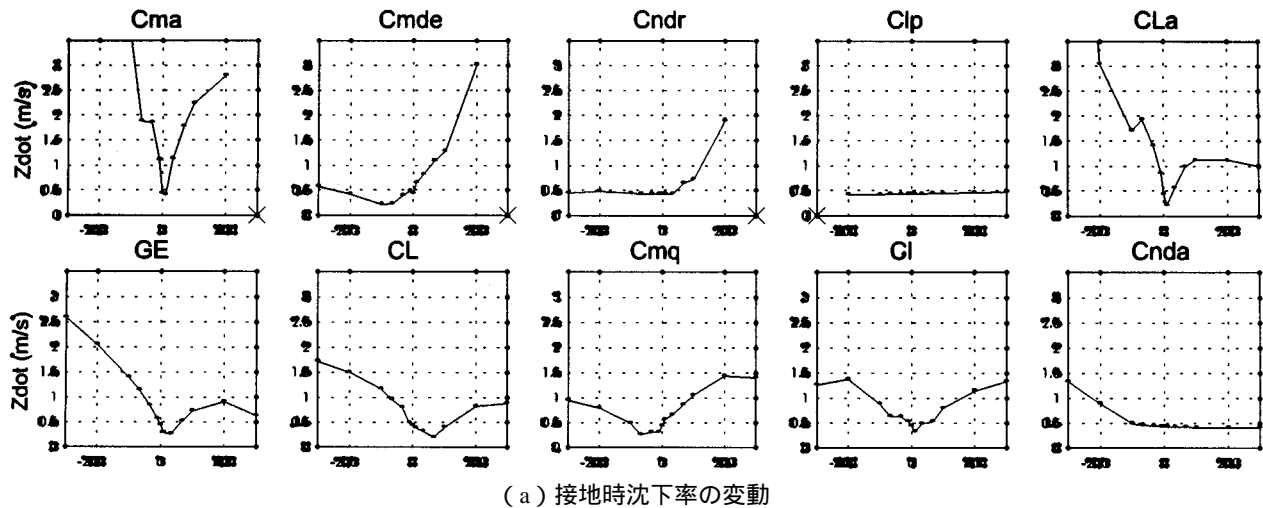


図 3.2.4-1 空力モデル誤差を考慮した感度解析結果

メータが 3 値の誤差量を持った場合の、接地位置や接地時沈下率などの着陸性能のノミナル状態からの変動を表す。ノミナル状態とは、誤差を含まない場合のケースを表す。

$$y_{RSS} = \sqrt{\sum_j y_{3sj}^2}$$

RSS 解析では、この y_{RSS} を全システムの着陸性能のばらつきの 3 値であるとする。しかし、現実のシステムは上記の 2 つの条件を満たさないため、RSS 法で得られる y_{RSS} 値は正確さに欠けることが予想される。従って、この結果をより正確な結果が得られるモンテカルロシミュレーション結果と比較し、その違いを定量的に明らかにした。

ノミナルケースの接地時状態量を表 3.2.4-2 に示す。図

3.2.4-2 に結果例として、接地時の沈下率と X 位置に及ぼす影響が大きなパラメータを上位 10 個とそのノミナルからの変動量 (y_{3j} 値)、及び RSS 値 (y_{RSS} 値)を示す。この結果から、初期航法誤差 (X 位置・X 方向速度) が比較的大きく影響することがわかる。初期航法誤差の影響が大きいのは、実験機の分離後には X 方向の位置・速度は直接計測しておらず、初期の計測誤差が着陸時まで影響するためである。また接地時の X 位置に関しては、 V_{EAS} バイアス誤差、電波高度計出力のスケールファクタ誤差の影響が大きいことがわかる。

総合的な評価指標である RSS 値に着目すれば、接地時の沈下率についてはノミナル値が 0.5 m/s であり、これに RSS 値 2.5 m/s を加えると全誤差を考慮した場合のばらつきは、3.0 m/s となる。これは、表 3.2.2-1 の要求値を満たす。一方、接地時 X 位置は、RSS 値が 269 m である。こ

れはノミナル値を中心として前後に 269 m のばらつきがあることを意味している。ノミナル値から RSS 値を差し引いても実験機は滑走路上に着陸することとなり、この結果は接地位置の要求 $X > 0$ を満たす。次に、モンテカルロシミュレーションによる結果と、その RSS 解析結果との違いを示す。

モンテカルロシミュレーション

この方法では、システムに存在する誤差の分布を仮定し、全ての誤差を仮定した分布に従ってランダムに発生させる。実験機の分離から着陸まで、その誤差を含んだシミュレーションを繰り返すことにより、着陸性能の統計量を得るものである。個々の誤差をランダムに、かつ、同時に加えるため、誤差の変動に対して着陸性能が線形に変化しない場合にも信頼性のある結果が得られる。また、RSS 解析では誤差の組み合わせは全く考慮されていないのに対して、モンテカルロシミュレーションでは様々な誤差の組み合わせの影響についても信頼性の高い結果が得られる。

着陸シミュレーションの回数は 1000 回とし、誤差の分布は基本的に正規分布であると仮定した。また、RSS 解析で用いた誤差に加えて、風の方向はランダムとして乱気流を加え、さらに航法機器のランダム誤差も考慮した。

図 3.2.4-3 に結果を示す。(a) 図に接地位置、(b) 図に接地時の沈下率と対気速度を図にプロットした。図にはシミュレーションにより得られた分布の平均値を点線、要求値を破線で示している。また、表 3.2.4-3 に接地時の状態量についてそれぞれ、平均値、3 σ 値をまとめた。ここで最も重要なのは要求値を越える確率である。シミュレーションの結果、実験機の飛行に最も重大な影響を及ぼす接地時状態量は、沈下率であることがわかった。着陸ができなかったケースが 1 ケースあり、接地時沈下率は 11 ケースが要求を満たさなかった。従って全体で約 1 % 強のケースが要求を満たしていないことになるが、逆にこの結果はあらゆる誤差を考慮しても殆ど 99 % のケースは要求を満たしていることを示す。

次に RSS 解析結果と比較してみる。

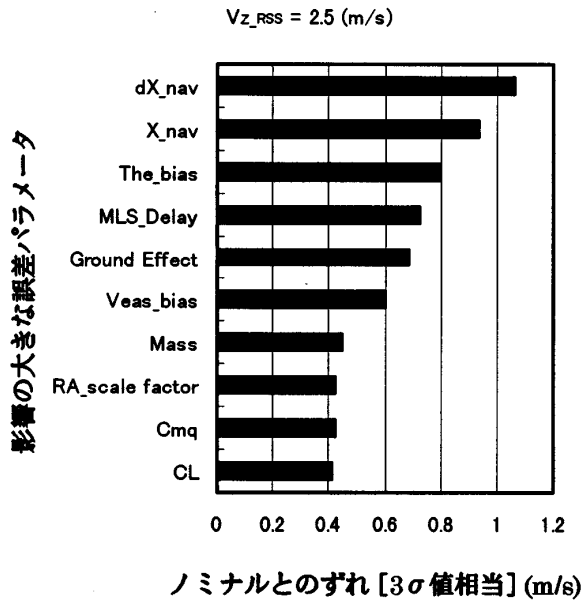
・接地時 X 位置

モンテカルロシミュレーションの結果、その分布の 3 σ 値は 222 m であった。この結果は RSS 解析による結果 269 m よりもかなり小さい。また平均値はノミナル値 303 m よりも遠方の 358 m である。これは誤差が接地位置に及ぼす影響が非線形であるためであり、誤差の存在により実験機は遠方に接地する傾向が強いことがわかる。

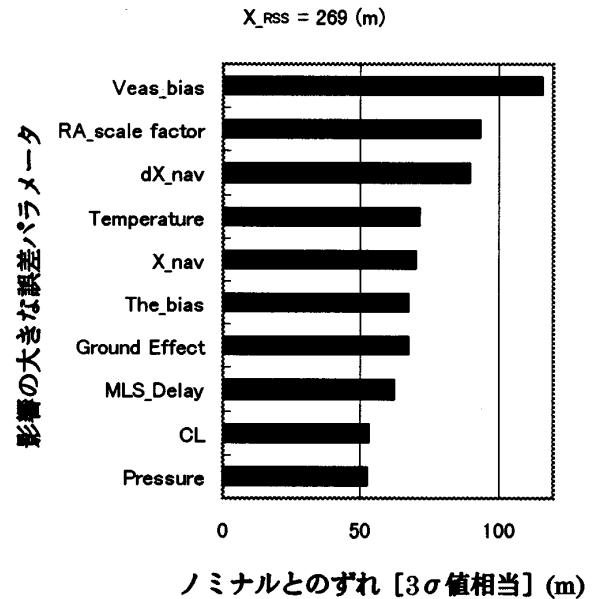
・接地時沈下率

3 σ 値は、モンテカルロシミュレーション結果は 1.8

m/s であり、これは RSS 解析結果の 2.5 m/s よりも小さい。しかし平均値については、モンテカルロシミュレーション結果は 1.2 m/s となっており、ノミナルケースの 0.5 m/s よりも大きいことがわかる。これは誤差が存在すれば接地時の沈下率は大きくなる傾向にあることを示すものであり、誤差の変動に対して接地時沈下率は非線形に変動することを表している。RSS 解析では、平均値はノミナル値と同じであると考えざるを得ず、誤差の非線形な影響に対しては無力であることがわかる。



(a) 接地時沈下率への影響



(b) 接地時 X 位置への影響

図 3.2.4-2 RSS 解析結果

これはノミナル値を中心として前後に 269 m のばらつきがあることを意味している。ノミナル値から RSS 値を差し引いても実験機は滑走路上に着陸することとなり、この結果は接地位置の要求 $X > 0$ を満たす。次に、モンテカルロシミュレーションによる結果と、その RSS 解析結果との違いを示す。

モンテカルロシミュレーション

この方法では、システムに存在する誤差の分布を仮定し、全ての誤差を仮定した分布に従ってランダムに発生させる。実験機の分離から着陸まで、その誤差を含んだシミュレーションを繰り返すことにより、着陸性能の統計量を得るものである。個々の誤差をランダムに、かつ、同時に加えるため、誤差の変動に対して着陸性能が線形に変化しない場合にも信頼性のある結果が得られる。また、RSS 解析では誤差の組み合わせは全く考慮されていないのに対して、モンテカルロシミュレーションでは様々な誤差の組み合わせの影響についても信頼性の高い結果が得られる。

着陸シミュレーションの回数は 1000 回とし、誤差の分布は基本的に正規分布であると仮定した。また、RSS 解析で用いた誤差に加えて、風の方向はランダムとして乱気流を加え、さらに航法機器のランダム誤差も考慮した。

図 3.2.4-3 に結果を示す。(a) 図に接地位置、(b) 図に接地時の沈下率と対気速度を図にプロットした。図にはシミュレーションにより得られた分布の平均値を点線、

表 3.2.4-2 ノミナルケースの接地時状態量

接地時状態量	
沈下率 \dot{Z} (m/s)	0.50
対気速度 V_{EAS} (m/s)	52.5
X 位置 (m)	303
ピッチ角 Q (deg)	13.7
Y 位置 (m)	-0.4
方位角 (deg)	-0.2
バンク角 (deg)	0.5

X 位置：滑走路端からの距離

Y 位置：滑走路センターラインからのずれ

要求値を破線で示している。また、表 3.2.4-3 に接地時の状態量についてそれぞれ、平均値、 3σ 値をまとめた。ここで最も重要なのは要求値を越える確率である。シミュレーションの結果、実験機の飛行に最も重大な影響を及ぼす接地時状態量は、沈下率であることがわかった。着陸ができなかったケースが 1 ケースあり、接地時沈下率は 11 ケースが要求を満たさなかった。従って全体で約 1 % 強のケースが要求を満たしていないことになるが、逆にこの結果はあらゆる誤差を考慮しても殆ど 99 % のケースは要求を満たしていることを示す。

次に RSS 解析結果と比較してみる。

・接地時 X 位置

モンテカルロシミュレーションの結果、その分布の

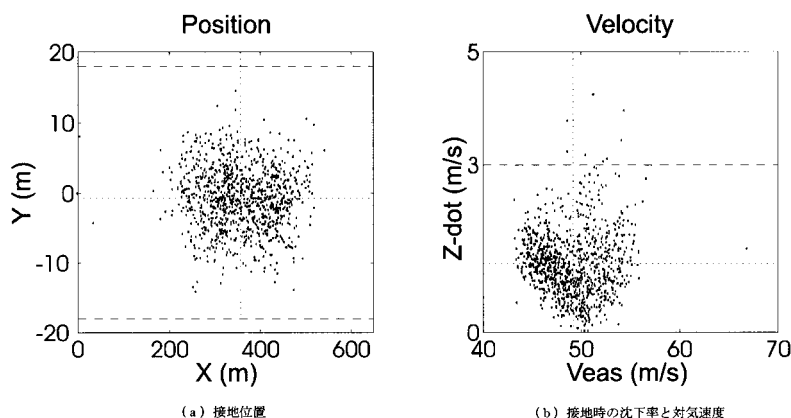


図 3.2.4-3 モンテカルロシミュレーション結果

表 3.2.4-3 モンテカルロシミュレーション結果

(全 1000 回)

接地時状態量	ノミナル値	平均	3 値
接地時X位置 (m)	303	358	222
接地時Y位置 (m)	-0.4	-0.7	13.4
沈下率 [Z-dot] (m/s)	0.5	1.2	1.8
対気速度 [Veas] (m/s)	52.5	49.2	9.0

3 値は 222 m であった。この結果は RSS 解析による結果 269 m よりもかなり小さい。また平均値はノミナル値 303 m よりも遠方の 358 m である。これは誤差が接地位置に及ぼす影響が非線形であるためであり、誤差の存在により実験機は遠方に接地する傾向が強いことがわかる。

・接地時沈下率

3 値は、モンテカルロシミュレーション結果は 1.8 m/s であり、これは RSS 解析結果の 2.5 m/s よりも小さい。しかし平均値については、モンテカルロシミュレーション結果は 1.2 m/s となっており、ノミナルケースの 0.5 m/s よりも大きいことがわかる。これは誤差が存在すれば接地時の沈下率は大きくなる傾向にあることを示すものであり、誤差の変動に対して接地時沈下率は非線形に変動することを表している。RSS 解析では、平均値はノミナル値と同じであると考えざるを得ず、誤差の非線形な影響に対しては無力であることがわかる。

試験データとの比較

全 13 回の飛行試験結果は、図 4.5.1-1 に接地位置、図 4.5.1-4 に接地時の等価対気速度と沈下率が示されている。試験結果は全てのケースで要求値を満たしている。また、モンテカルロシミュレーション結果の図 3.2.4-3 と比較しても、その傾向はよく一致していることが確認できる。こ

のことから、シミュレーションによる事前検討が非常に有効であったことがわかる。

ここで述べた解析の他、実験機の分離位置や舵面加振振幅の妥当性の検討、風データを用いた運動評価、システム試験結果から得られた誤差量の影響の検討などの解析を実施した。本実験においてシミュレーション解析が果たした役割は大きい。今回特に、影響の大きなパラメータを抽出するための RSS 解析とシステムを総合評価するためのモンテカルロシミュレーションを併用したことが、有効であった。

3.3 母機系

ALFLEX 実験機は無推力の実験機であるので、指定された分離点まで運び、所定の高度、速度で分離するための補助的な手段が必要となる。母機系はこの目的で開発された³⁾。ALFLEX では実験機をその重心で一本吊りにするジンバル支持方式を採用しているため、母機系はこれを実現するための懸吊装置、ジンバル等を備えている。ジンバル支持方式には以下の様な利点がある。

分離前の姿勢の拘束が無く、また分離前から姿勢制御を行っているため分離後の自由滑空飛行への滑らかな遷移が可能である。

懸吊飛行状態において制御系の機能、及び特性を確認できる。

懸吊飛行状態において実験機空力特性の確認ができる。

このような利点を生かし、自動着陸実験に先立って実施された懸吊飛行試験では、種々の確認試験が行われた。この際、母機系は確認に必要な様々な飛行条件を実現し、また、試験ケースに対応したコマンド等を実験機に設定する役割を担っていた。

3.3.1 開発経過

3.3.1.1 製作経過

懸吊装置、ケーブルで懸吊するために実験機に取り付けるジンバル、及び懸吊飛行のために必要な母機搭載支援機器は平成5年度に設計が開始され、平成6年7月維持設計フェーズの開始とともに製作が開始された。製作は国内懸吊試験の始まる平成7年10月までに完了した。また、国内懸吊試験時に発見された分離装置のフラッタについて、豪州輸送前に対策を施した。

3.3.1.2 開発試験経過

実験機 / 懸吊装置組み合わせ試験

平成7年5月、富士重工業宇都宮製作所で実施した。実験機と懸吊装置台車の機械的インターフェース、分離装置の機械的分離機能、アシビリカルコネクタの分離機能、実験機と懸吊装置の合体 / 分離作業手順を確認した。

母機系地上試験

平成7年8月、川崎重工業岐阜工場で実施した。母機と懸吊装置を組み合わせ、母機と懸吊装置の間のインターフェースを確認し、また、母機、母機搭載支援機器、懸吊装置の間の有害な電磁干渉が無いことを確認した。

母機系飛行試験

平成7年9月、川崎重工業名古屋第一工場で実施した。母機と懸吊装置を組み合わせ、飛行試験により、母機系システムの特性および飛行状態における母機系全体の機能を確認した。本試験では、実験機の質量と空気抵抗を模擬したダミー球を懸吊して分離する試験も行った。

国内懸吊試験

平成7年10月から翌1月にかけて実施した。懸吊飛行状態での母機系と実験機との間のインターフェース、懸吊飛行システムの特性、合体分離作業手順を確認した。また懸吊装置の取付角の調整も行った。

3.3.1.3 開発過程での検討と改修

地上作業用門型クレーンの導入

システム設計時、懸吊装置と実験機の合体分離作業は、懸吊装置台車に取り付けられたジャッキを使用することになっていたが、この方法では作業時に台車と実験機とのクリアランスが十分にとれないことが判明したため、クレーンを用いて作業するように変更した。具体的な作業手順については3.3.3.7節に示す。

消費電力解析と電源切り替え手順の変更

システム設計時、5自由度飛行は母機からの電力供給によって実施されることになっていたが、地上試験での閉ループシミュレーション時に電流のピーク値を実測したところ、規定された最大供給電流を越える電流が流れることがわかった。一方、バッテリーの寿命を測定したと

ころ、実験機搭載バッテリーによって1フライトに30分以上5自由度飛行が可能であることがわかったため、5自由度飛行は実験機内部バッテリーを用いて実施するように手順を変更した。

分離装置のフラッタ

国内懸吊試験時、分離装置に作用する空気力とケーブルの弾性によるフラッタが観測された。これに対し、風洞での再現試験を行い、マスバランスを付加する対策をとった。詳細は3.1.1.2節(A-a)風洞試験、および3.1.1.3節(d)ケーブルフラッタ対策を参照。

3.3.2 母機・懸吊システム

母機系は母機ヘリコプタ、母機搭載支援系、懸吊装置、ジンバル、及び母機系点検装置(懸吊装置台車、合体 / 分離作業用門型クレーン、懸吊装置 AGE)から構成されている。

3.3.2.1 母機

母機は川崎パートルKV 102IIA(図3.3.2-1)で最大懸吊能力35,600N(8000lb)の双発タンデムロータ型のヘリコプタである。表3.3.2-1に同機の諸元を示す。

3.3.2.2 搭載支援系

搭載支援系は、機上からの実験機状態の監視、パイロットへの位置情報の提供、懸吊装置の操作、実験機へのコマンドの設定、懸吊飛行中の実験機への電力の供給といった役割を持つ。搭載支援系の構成を図3.3.2-2に示す。

表 3.3.2-1 母機ヘリコプタ KV107IIA 諸元

寸度	全幅	15.24m
	全長	25.40m
	全高	5.13m
	胴体全幅	2.21m
	胴体全長	13.59m
	ホイールトラック	3.94m
	ホイールベース	7.57m
面積	主ローター円板面積(主/尾各)	182.32m ²
	主ローターブレード面積	10.45m ²
性能	最大速度	274km/h /SL
	巡航速度	261km/h /SL
	最大上昇率	634m/min
	実用上昇限度	4267m
	航続距離	396km
重量	離陸最大重量	8618kg
	自重	4590kg
	最大積載量	4029kg

また母機内の配置を図 3.3.2-3 に示す。母機キャビン前部のラックに支援計算機、航法グラフィック計算機、制御監視パネル、電源系統、監視用 TV モニタ系統を配置した。

支援計算機（HSC）は実験機から有線で送られてくる PCM（Pulse Code Modulation）データを元に実験のシーケンス、及び実験機の状況等をモニタに表示するとともに航法グラフィック計算機（NGC）へ実験機の航法データを供給する。NGCはこのデータを元にコックピット内のパイロット用表示器に誘導用画像を表示する（図 3.3.2-4）。又、母機系は懸吊装置のスウェイブレス後方と、母機床下に 2 台の CCD カメラを有しており、2 つの監視用 TV モニタにその映像を映し出す。電力供給系統は、実験機へのメイン系 30 VDC、アクチュエータ系 28 VDC の 2 系統の電力、及び、コマンド信号用の + 15V 電源を供給する、これらの電流、電圧は制御監視パネル上のメータで監視する。制御監視パネル（図 3.3.2-5）には電源切替スイッチ、FCC モード設定スイッチおよび分離スイッチを配置してある。分離スイッチは誤作動や操作ミスを防ぐため、分離アームズスイッチと分離スイッチの 2 つのスイッチが同時に ON になったときのみ通電するようにし

てある。

キャビン後方の監視用窓付近には巻き取り装置制御器が配置され、下方を監視しながら実験機の巻き下げ、巻き上げ操作を行う。

3.3.2.3 懸吊装置

懸吊装置の役割は、合体形態で実験機を安定に運搬すること、ケーブルの巻き下げ、巻き上げを行って、5 自



図 3.3.2-1 母機ヘリコプタ（写真）

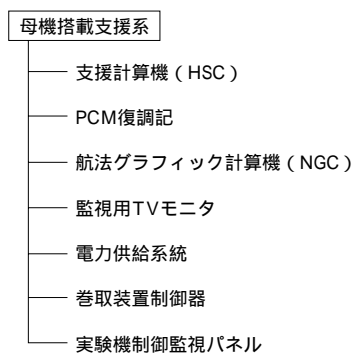


図 3.3.2-2 母機搭載支援系構成

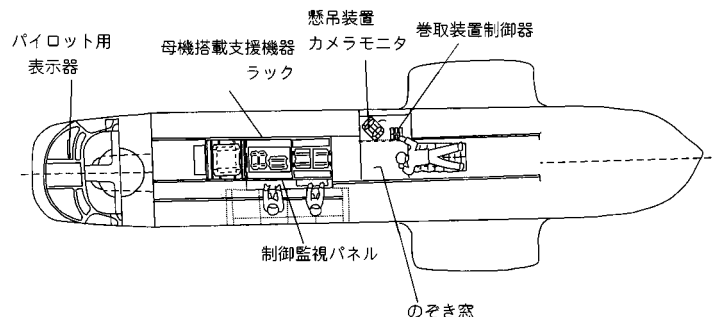


図 3.3.2-3 搭載支援機器配置



図 3.3.2-4 パイロット用表示器（写真）

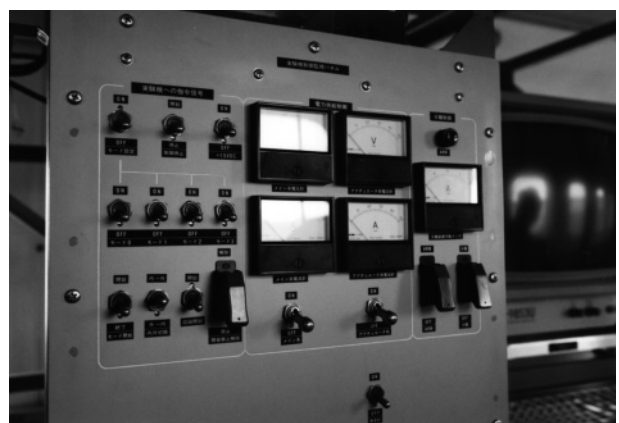


図 3.3.2-5 制御監視パネル（写真）

由度形態への移行を行うこと、並びに所定の位置で実験機を分離することである。図3.3.2-6に懸吊装置の外形を示す。懸吊装置は母機から3本のロープで吊り下げられており、その主要部分は吊下架台、巻き取り装置、分離装置で構成される。吊下架台の主構造はアルミ合金製のフレームであり、懸吊飛行時の方向安定性を得るため、アルミハニカム製の方向安定板をもつ。また、フレーム上には固定、移動プーリを組み合わせたアンビリカルケーブル繰出／引上機構をもち、フレーム下側には合体時に実験機の胴体を押さえるスウェイブレスが取り付けられている。

巻き取り装置はウィンチとコントローラ、バッテリーで構成される。母機内の巻き取り装置制御器からの信号に従ってワイヤ及びアンビリカルケーブルを繰り出し、実験機の巻き下げ及び巻き上げを行う。ワイヤの先には分離装置(図3.3.2-7)が取り付けられており、これを介して実験機側のロープ及びアンビリカルケーブルに接続する。ワイヤは通常4 mの長さまで繰り出されるが、非常時には10 mまで繰り出して地上近くで母機がホバリングした状態で実験機を切り離すことができる。

分離装置は、母機からの信号を受けて作動して実験機を切り離す。分離装置の直ぐ上側にはロードセルが取

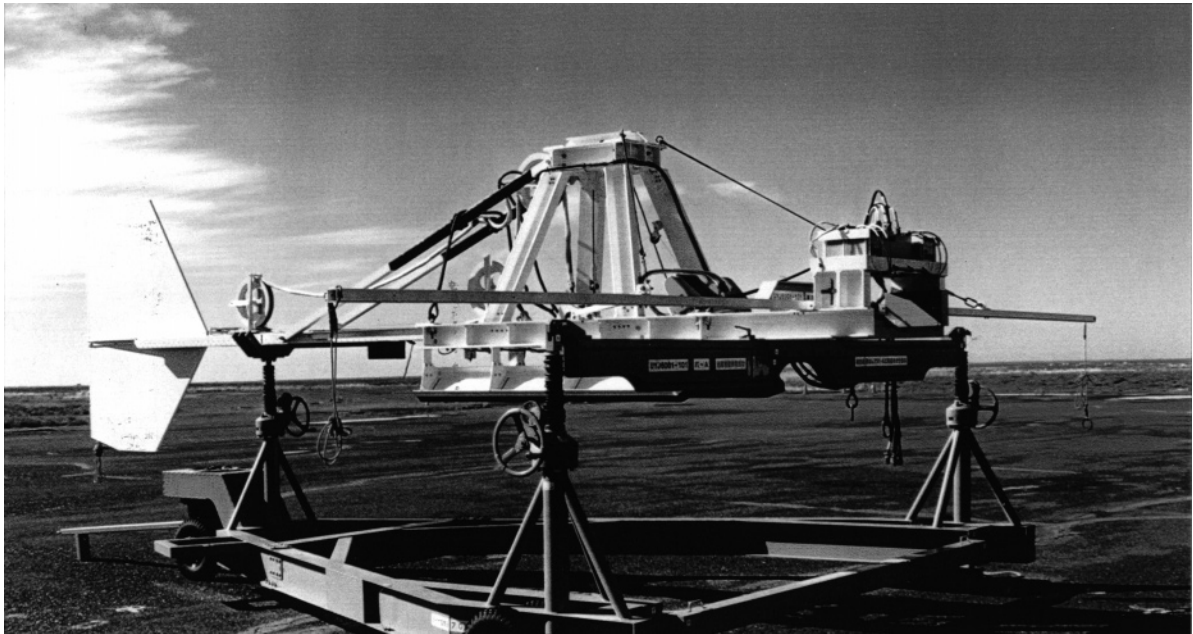


図 3.3.2-6 懸吊装置と懸吊装置台車 (写真)

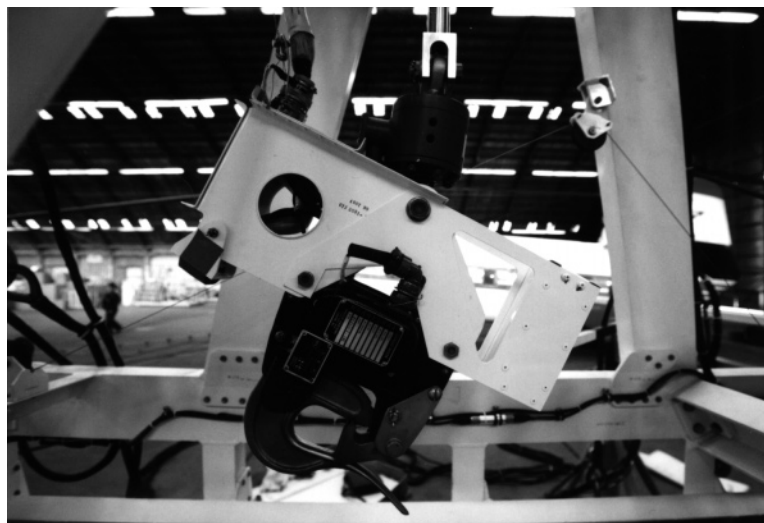


図 3.3.2-7 分離装置 (写真)

り付けられており、実験機に加わるケーブル張力を測定する。

3.3.2.4 ジンバル

ジンバル装置は実験機とロープ間の荷重を支えるとともに、実験機に設計重心まわりの回転の自由度を与える役目を持つ。その制限荷重は27460N(2800 kgf)である。また回転角度はピッチ、ロールおのおの ± 30 度である。ジンバルの各軸にはこの角度を測定するためのポテンシオメータが取り付けられている。

3.3.2.5 母機系点検装置

地上での飛行準備、機器の点検を補助する機材として、懸吊装置台車、クレーン、懸吊装置AGEがある。懸吊装置台車は図3.3.2-6に示す外観を持ち、懸吊装置をこの上に乗せて移動、保管、点検するのに用いる。

クレーンは実験機と懸吊装置の合体/分離作業の際、懸吊装置をつり上げるのに使用する。このクレーンは汎用の可搬型門型クレーンをベースに新規に設計・制作したものであり図3.3.2-8に示す外観を持つ。合体及び分離手順については運用の節(3.3.6)で述べる。懸吊装置AGEは懸吊装置のアシビリカルケーブルと接続することにより、地上で懸吊装置への電力供給、巻取装置/分離装置の作動制御を行う。

3.3.2.6 母機系の解析

懸吊シミュレーション解析

懸吊飛行試験に先だって、数学モデルを用いた懸吊系の挙動の解析がなされた。主要な目的は、懸吊飛行で想定される飛行条件で、懸吊系の挙動が安定していることの確認、舵角、ジンバル角等の実験実施における種々の制限に抵触しないことの確認、並びに制約を破らないような飛行速度、マニューバ、舵角コマンドの範囲の設定である。

安定性の観点からは、懸吊飛行では実験機姿勢運動の安定余裕が少ないこと、懸吊装置・実験機からなる振り子運動の減衰が悪いことなどが検討対象であったが、詳細な解析や運用方法の検討の結果、実験実施上支障にならないことを確認した。

実験実施上、制限となったのは、ジンバル角の変動である。回転時には、実験エリアの制限から、できるだけ小さい回転半径で回転することが望ましい。一方、5自由度飛行時是对気姿勢角を一定に保つように制御系が働くため、回転による遠心力によって生ずる懸吊装置と実験機の相対位置のずれはジンバル角の変化として現れる。さらに、回転開始時のマニューバや突風によって振り子運動が励起されると、減衰が悪いためにジンバル角が大

きく変動し続ける。図3.3.2-9は突風下での対気速度36 m/s(70 kt)、母機バンク角7.5 degでの釣り合い回転時のジンバル角の変動を計算した例である。この例ではジンバルピッチ角の最大値が24 degに及んでいる。さらに回転時のバンク角を10 degとするとジンバル角は30 degを越えてしまう。これらを検討した結果、回転時のバンク角を7.5 deg程度と決めた。

図3.3.2-10は連続突風下でのスワイプ時のジンバル角の検討をした例である。対気速度46 m/s(90 kt)ではジンバルピッチ角がほぼ30 degに達するためこの速度で ≈ 12 degまでのスワイプはできないことがわかる。

3.3.2.7 母機系の運用

実験前

飛行前に母機・懸吊装置・搭載支援系それぞれの飛行前点検を実施し、異常がなければ、エプロンへ搬出、実験機との合体作業にはいる。点検項目を表3.3.2-2に示す。合体作業は地上作業用のクレーンを用いて図3.3.2-11に示す手順で行われる。懸吊装置をクレーンで吊り下げ、実験機と懸吊装置を分離装置を介して接続した後、巻き取り装置を作動して実験機をかしめあげ、合体させる。地上での巻き取り装置の操作は懸吊装置AGEを用いて行わ



図 3.3.2-8 クレーン (写真)

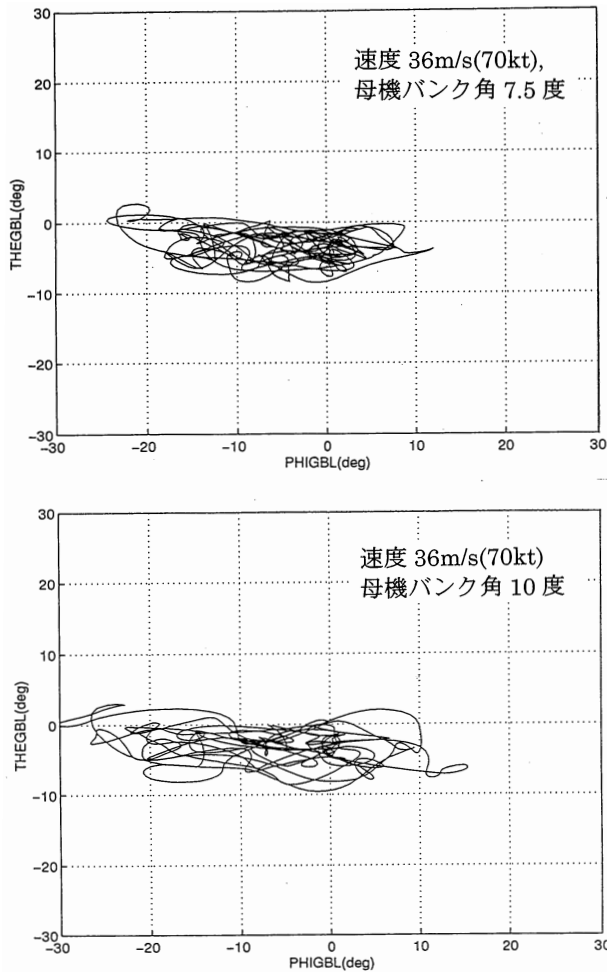


図 3.3.2-9 旋回時のジンバル角

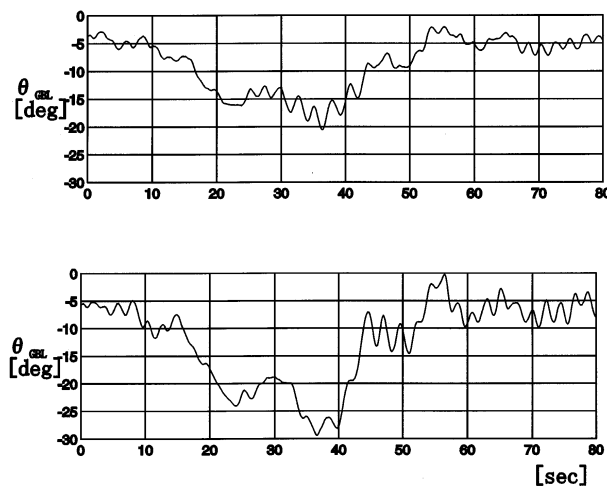


図 3.3.2-10 スイープ時のジンバル角

れる。合体させた後は実験機/懸吊装置をおろし、クレーンを撤去した後、アンビリカルケーブルの接続、母機ロープの接続をして離陸に備える。

表 3.3.2-2 母機系飛行前/後点検項目

飛行前	懸吊装置	目視点検 巻取/分離装置作動点検 バッテリー電圧確認
	搭載支援系	目視点検 制御監視機能点検 TVモニタ系統機能点検 巻取/分離装置制御系点検 HSC/NGC機能点検 ビデオタイマ時刻確認
飛行後	懸吊装置	目視点検 バッテリー電圧確認/充電
	搭載支援系	目視点検 HSC/NGC機能点検 TVモニタ系統機能点検 制御監視機能点検 アンビリカルケーブル導通/絶縁点検

実験時

実験機/地上設備の離陸準備が完了すると、母機のエンジンをスタートし、実験機への電力供給を母機電源に切り替えた上で、離陸を開始する。この際、低速では実験機/懸吊装置の方向安定性が十分でないため、懸吊装置につけられたロープを地上作業員が支持して方向を保ちつつ離陸し、速やかに前進飛行に移る。その後、増速して、方向安定性を増し、試験ケースに応じた経路に沿った飛行を開始する。飛行中は支援計算機の表示及び、TVカメラ、目視にて実験機状態を監視する。

以下、懸吊飛行試験の場合と自動着陸実験の場合に分けて記述する。懸吊飛行試験の場合、5自由度懸吊飛行への移行は、電力供給を搭載バッテリーに切り替え、実験機/懸吊装置の挙動が安定していることを確認した後、制御系を作動し、巻き取り装置を操作して徐々に実験機を降下させていく。巻き上げ、巻き下げは実験機姿勢の十分な安定性が得られることが確認されている速度46 m/s (90 kt)で行うことを基本とした。5自由度へ移行後は、試験ケースに応じて加減速、上昇、下降、及び旋回等、飛行条件を変えて確認を行う。この際、速度、昇降率、旋回半径等はシミュレーションによる検討結果に基づいて制限を課している。また、試験ケースによっては制御監視パネルを操作してFCCに信号を送り、姿勢角コマンドや舵角コマンドを設定する。試験ケースを終了すると実験機を巻きあげて帰投する。

自動着陸実験の場合も巻き下げまでの手順は基本的に同様であるが、5自由度移行後はパイロットが、航法グラフィック計算機(NGC)の表示に従って、分離点へ向かう直線コースに機体を誘導する。NGCを用いることにより十分な精度で分離点に誘導する事ができた。分離点

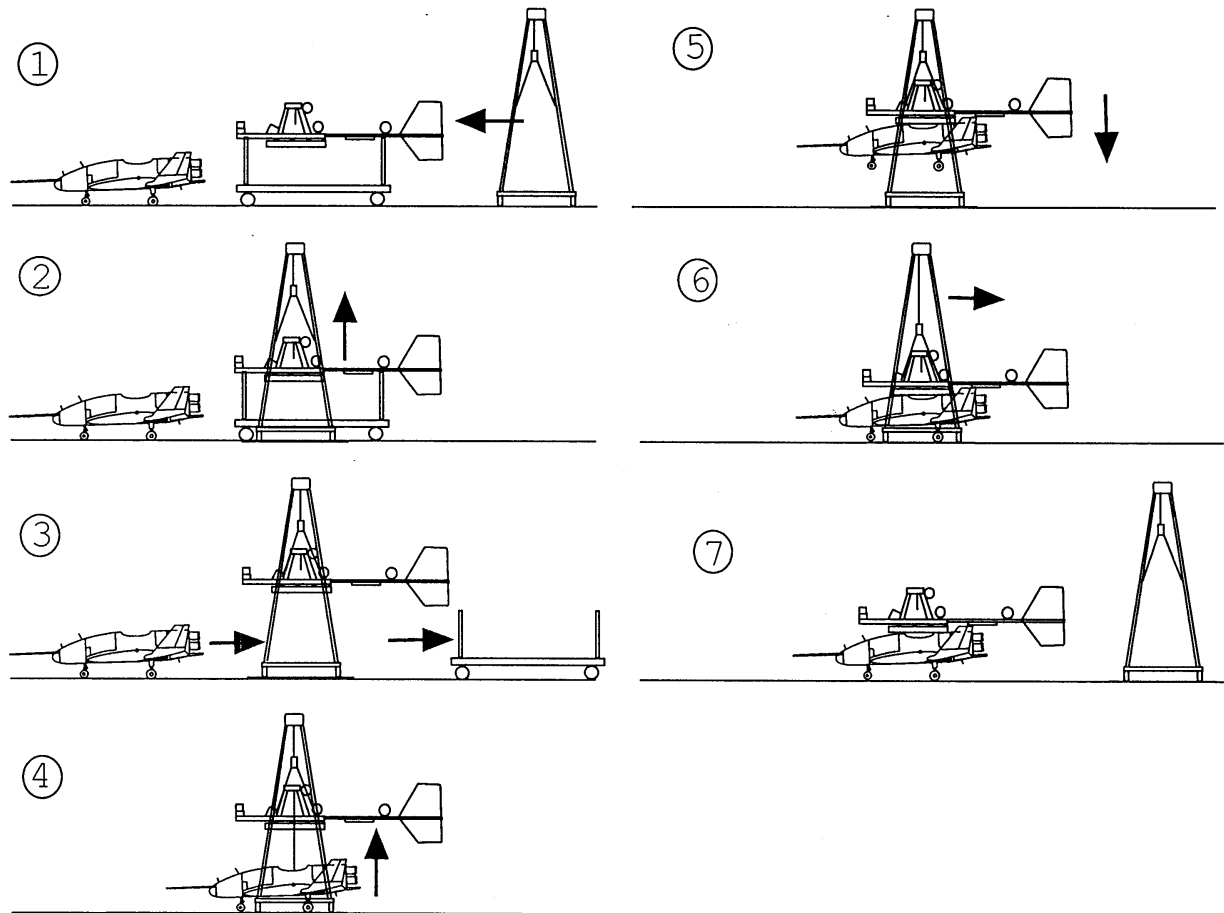


図 3.3.2-11 合体手順

に到達すると、地上からの指示に従って制御監視パネル上の分離スイッチを操作し、分離装置を作動させて、実験機を投下する。分離に至るまでの制御監視パネルの操作手順の詳細は表3.3.2-3に記すとおりである。分離後、母機は懸吊装置単体を懸吊して帰投する。

実験後

懸吊飛行試験の場合は、実験機は懸吊装置に固定されたまま接地し、母機と切り離される。着陸後は再びクレーンを使って分離作業を行う。自動着陸実験の場合は、懸吊装置を台車上に直接下ろしてハンガーに格納する。格納後、飛行後点検を行い、次の飛行に備える。飛行後の点検は、機器の動作チェックとアンビリカルケーブルの導通チェックが中心である。

3.4 実験場及び地上設備

ALFLEXの自動着陸実験はオーストラリア、ウーメラ飛行場で実施した。同飛行場は舗装された滑走路を有していたが、自動着陸実験を実施するために必要な設備が無いため、航法支援地上設備や地上計測設備及び飛行実験の状況を監視するとともに母機ヘリコプタと交信しながら

実験の進行を統制するための飛行管制システム等を本実験のために新たに整備した。

ここでは自動着陸実験を実施するに当たって行われた、システム設計以降の実験場の整備経過及び地上設備の開発経過について、また最終的に行われたオーストラリア・ウーメラ飛行場の実験場整備内容と測量、地上設備の構成と通信計測系について、懸吊試験に入る前の各地上設備間のインタフェース確認試験及び自動着陸実験時の地上設備の運用例等について、その概要を述べる。

3.4.1 実験場整備と地上設備開発経過

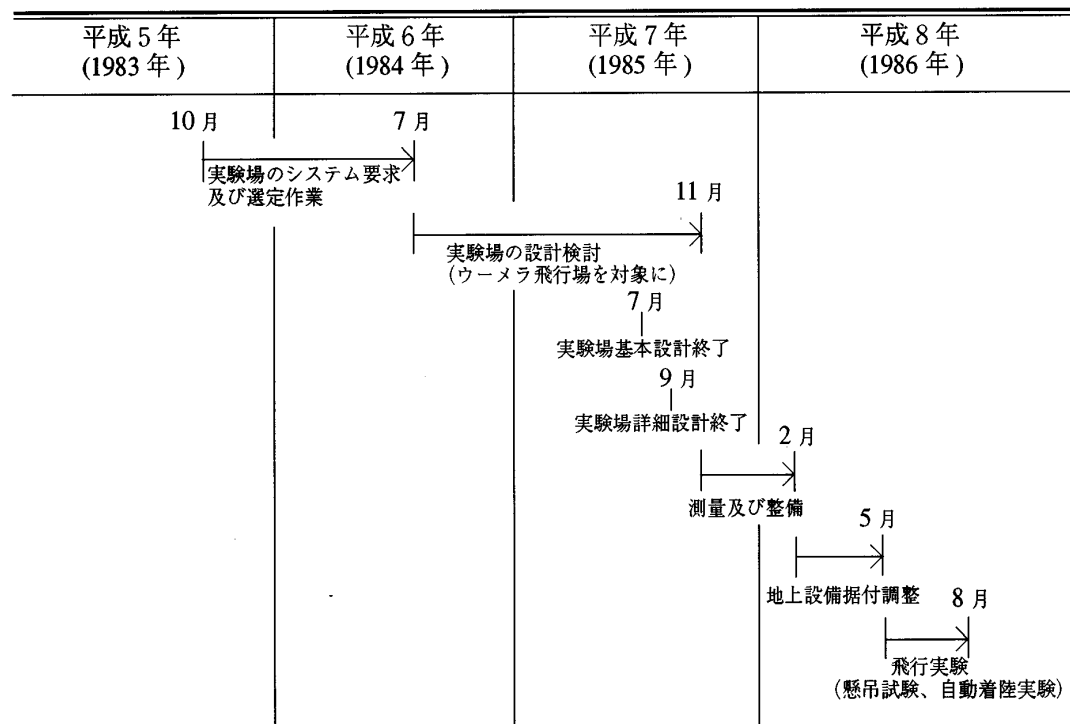
3.4.1.1 実験場整備経過

実験場に関してシステム設計（基本設計）⁵⁾時点では場所が決まっておらず、国内実験場を前提に設計を行った。その後、安全域確保及び実験実施の自在性の観点よりシステム要求及び機能要求を満足する実験場に関して、海外実験場を含めた検討を行った。実験場整備スケジュールを表3.4.1-1に示す。その結果、オーストラリア連邦南オーストラリア州ウーメラ飛行場をALFLEX実験場の第一候補地として選定し、平成6年7月からこのウーメラ飛行場を対象に実験場としての設計検討を開始

表 3.3.2-3 分離前の制御監視パネルの操作手順

時間（sec）	操作	内容
X-600頃	FCCモード0010 モード設定ON	搭載計算機（FCC）の航法モードをIMU-MLS複合航法へ切り替えるためのモードの設定（実際のモード切替はまだ）
X-319	内外切替（外 内）	実験機への電源供給を母機電源から搭載バッテリーへ切り替える。
X-313	ACT系OFF	アクチュエータ系に供給されている母機電源をOFFにする。
	メイン系OFF	メイン系に供給されている母機電源をOFFにする。
X-291	制御ON	実験機の姿勢制御を開始する。
	（5自由度飛行へ移行）	
X-38	DR記録開始	実験機搭載データレコーダの記録を開始する。
X-20	モード開始	航法モードをIMU-MLS複合航法へ切り替える。
	開傘禁止解除&分離アームSWガードOPEN	パラシュートの開傘禁止スイッチおよび分離アームスイッチ（不時操作防止のためガードがかかけられている）のガードを開く。
X-9	開傘禁止解除	パラシュートを作動可能にする。
X-6	分離アームSW ON	分離アームスイッチを分離可能な側にする。
X-4	分離SWガードOPEN	分離スイッチのガードを開く
X-0	分離SW ON	実験機を分離・投下する

表 3.4.1-1 実験場整備スケジュール



した。この選定により、新たな国内予備試験の実施や気象条件の変更に伴う実験計画の検討を行った。平成 6 年 12 月に実験場関連を除いて ALFLEX 詳細設計が終了した。そのため、実験場に関しては改めて平成 7 年 7 月末

までに基本設計を行い、9 月に詳細設計を終了した。これにより、実験場を構成する着陸場区域及び実験区域にシステム設計から変更が生じた。実験区域に関しては 2 . 3 項の飛行安全（危険域解析）を実施しオーストラリア

側に対して ALFLEX Safety and Operations Plan を提示し、相互の確認作業を行った。着陸場区域に関しても既存のウーメラ飛行場施設を有効利用する設計とし、地上設備設置位置も滑走路に合わせた設計とした。ウーメラ飛行場の使用に関する平成 7 年 11 月のオーストラリア政府との暫定合意及び 12 月の協定締結にともない、平成 7 年 11 月から平成 8 年 2 月にかけて実験場施設等の整備及び測量を実施した。3 月より地上設備関連機器の搬入据えつけ調整及び確認試験を実施して実験場及び地上設備系の整備を完了した。その後、実験機の地上試験、懸吊試験及び自動着陸実験に臨んだ。

3.4.1.2 地上設備開発経過

地上設備の開発に関してシステム設計以降、下記に示す主要な項目についての見直しや確認試験を行った。

新たな装置の開発

スカイスクリーン装置と風観測装置を新たに追加して、開発した。スカイスクリーン装置は目視による飛行安全管制システムであり、飛行安全の検討過程で必要性が生じた。風観測装置は自動着陸実験実施時の制限風確認のために新たに開発した。

主な変更

実験場の確定に伴い、実験場地上設備間の距離が大幅に拡大したため音声交信装置を充実した。飛行安全の検討結果により、非常用コマンド送信装置を 2 重系にした。また従来、滑走路上は実験機での MLS 信号の受信範囲外としていたが、地上走行フェーズでの航法誤差を小さくするために MLS 方位誘導装置からの信号だけは滑走路上でも受信出来なければならない範囲とした。

確認試験

MLS 装置以外の地上設備系については国内懸吊予備試験において、その機能確認を行い不具合対策や機能向上のための改修を行った。DGPS 装置については当所の実験用航空機ドルニエ機による離着陸試験で機能確認を実施した。レーザトラッカ及びトラッキングレーダについてもドルニエ機による確認試験を別途実施した^{43), 44)}。

3.4.2 実験場及び地上設備システム

3.4.2.1 実験場の整備

実験場の要求仕様と構成

実験場としての要求に次のような項目があり、この要求に基づいてウーメラ飛行場が ALFLEX 実施に最適であると判断した。

(1.1) 安全要求

飛行実験に際し、地域及び空域の危害防止のための安全が確保可能であること。また、実験機が滑走路を逸脱した場合でも人的被害、建物損傷等が発生しない

こと。

(1.2) 実験場の場所

実験区域内の地上に人家等がないこと。

(1.3) 実験場の規模

飛行実験の機能性、安全性及び経済性等を考慮した適切な規模であること。

(1.4) 気象条件

飛行実験に支障のない気象条件が確保できること。

(1.5) 実験場の運用管理

合理的に、かつ能率的な運用管理（電力、上下水道等を含む）が可能なこと。

実際の実験実施に際してはいくつか問題に遭遇した。例えば、予定していた実験実施時期がオーストラリアでの冬季にずれ込んだため、砂漠地帯にもかかわらず朝方に霧がおりる湿度条件になり、当初予定していた風が穏やかで雲の発生しない早朝での実験実施が困難になった。

実験場は実験機が着陸するための「着陸場区域」と実験機を懸吊飛行する領域及び異常飛行時の落下分散範囲を含んだ「実験区域」の 2 つの区域で構成される。着陸場区域の構成を図 3.4.2-1 に示す。構成図に示すように着陸場区域はさらに滑走路回りの着陸帯地区と格納庫や電気系の実験施設地区で構成される。ウーメラ飛行場内の既存の施設は出来るだけ有効利用を図った。

ウーメラ飛行場

ウーメラ飛行場はオーストラリア連邦南オーストラリア州北西部のウーメラ地区の東南端に位置するオーストラリア政府直轄管理下の飛行場である。飛行場の写真を

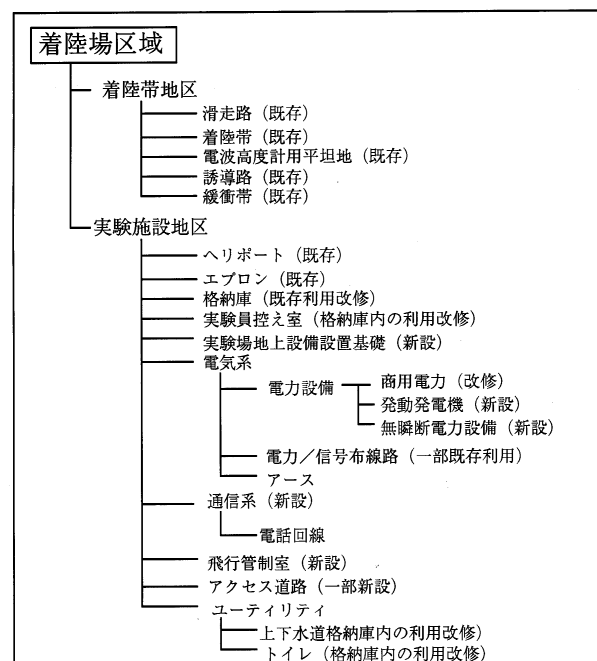


図 3.4.2-1 着陸場区域の構成

図3.4.2-2に示す。飛行場には格納庫及び管制塔等の既存の施設がある。南方5 km先にウーメラ村がある他は周りに人家は無い。

滑走路はコンクリート舗装の主滑走路と砂利舗装の補助滑走路の2本がある。実験はこの主滑走路を使用して実施した。主滑走路は磁方位180度～360度方向(南北)、長さ2372 m、幅45 mの滑走路である。これはALFLEX滑走路設計要求値の長さ1000 m、幅45 mを満たしたものであった。

設備整備

実験場の設備整備のため現地の調査及びこれに基づいた設計を行い、豪州企業の協力を得て施工を行った。

(3.1) 施設の配置

実験場施設等の設置位置については、ウーメラ飛行場のレイアウト、実験システムの成立性及び飛行場障害物制限表面条件のトレードオフにより設定した。この設定に至るまでには、数度の現地調査を行い、セオドライトやGPS受信機を使用して設置場所の測量を行った。図3.4.2-3に実験場施設及び地上設備等の設置配置位置を示す。

(3.2) 地上設備の設置基礎

各地上設備に対して設置基礎(土台)を整備した。特に、MLS地上装置、レーザトラッカ(L/T)及びトラッキングレーダ(T/R)の基礎については基礎の傾きが測定精度に影響するため現地の地盤の状況を考慮して設計を行い、要求精度を満たすようにパイルを地下の岩盤まで打ち込んで基礎を支持した。

(3.3) 電気系設備

電気系設備は格納庫(ハンガー#1)、飛行管制室(FCF)及び各地上設備等へ電力を供給する電力系と地上設備間の信号線の敷設に関する信号系とで構成される。電力系についての流れを図3.4.2-4に示す。電力供給は、415V50Hz 3相のオーストラリアの商用電源をもとに電圧変換器を通して格納庫、飛行管制室及びその周辺に設置された設備(DGPSシュードライト地上局(旧DGPS地上局)、レーザトラッカ、トラッキングレーダ及びTVカメラ#1/#2)へ100V、200V、240Vの50Hz電源(単相及び3相)として供給した。滑走路北端に設置されたMLS高低誘導装置(EL)、TVカメラ#3及び気象観測装置については発動発電機により電力を供給した。滑走路南端に設置したMLS方位誘導装置(AZ)にも同様の発動発電機を用いた。DGPSシュードライト地上局は懸吊試験途中より設置場所を飛行場中央部(新DGPS地上局位置)へ移設したため小型発動発電機を用いた。格納庫には配電盤を準備し、各実験室等へ電力を供給した。格納庫内には実験機整備用に100V及び200V 3相の取り出し口(outlet 1)及び母機整備用に100V、200V及び28VDCの取り出し口(outlet 2)を用意した。飛行管制室には地上電源不具合時に備え、最低2分間(飛行時間約1分+計算機後処理時間約1分)の飛行管制が行えるように無瞬断電源設備(UPS)を用意した。これは母機から分離された実験機の飛行中に、地上電源の不具合により飛行管制系の電源が落ちた場合、実験機の飛行経路をモニタす



図3.4.2-2 ウーメラ飛行場(写真)

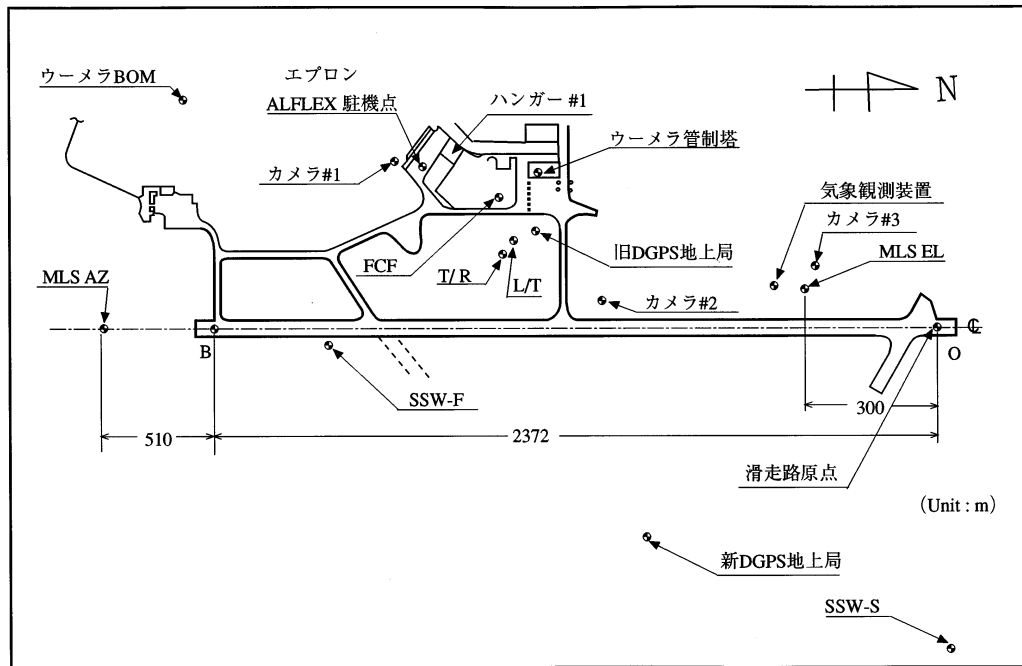


図 3.4.2-3 地上設備等の配置図

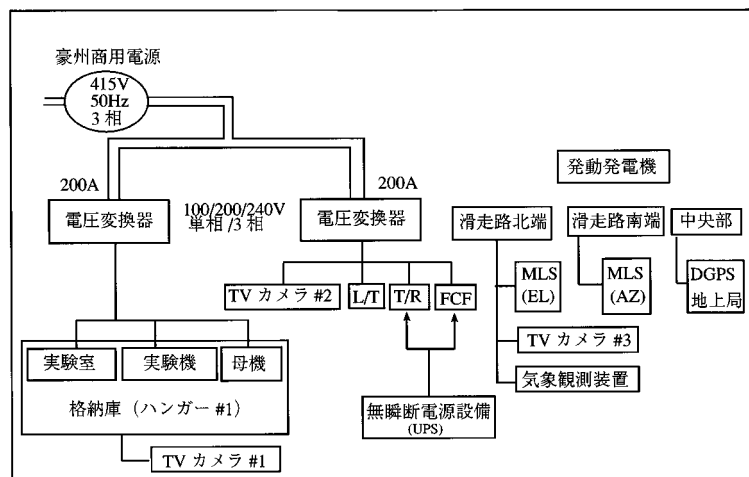


図 3.4.2-4 電力系流れ図

ることが出来なくなるとともに飛行安全域を逸脱した場合に非常コマンド信号を実験機に送信することが出来なくなることを回避するためである。このため、飛行管制系の最低限のモニタ画面 (CRT) や非常コマンド関係機器及び飛行経路モニタであるトラッキングレーダに対して、無瞬断電源設備から電源を供給することとした。

これらの電源線及び信号線はオーストラリア電線敷設基準を適用し地下埋設とした。誘導路横断線については地上敷設とし、その上のケーブルの保護を行った。

(3.4) 格納庫 (ハンガー #1)

格納庫は既存の施設を改修することにより、実験機

や母機等の格納の他、各機能試験、飛行前点検や機体整備作業を行う場所として使用した。また、格納庫内に実験要員控え室、会議室及び計測機器類保管室等を整備した。

(3.5) 飛行管制室

飛行管制室はプレハブ4棟を結合させた簡単な作りであり、その中に飛行管制装置やデータ処理装置を設置した。しかしながら、多くは計算機等の精密機器のためドアは現地の塩分を含んだ砂塵が入らないように2重構造にし、窓は開閉の出来ない固定式とし窓枠をシールした。機器の運転環境の確保及び実験要員の作業環境面を考慮して、換気・湿度調節用の空調設備を

表 3.4.2-1 地上設備等の位置 (WGS84 座標)

測 量 点	緯 度	経 度	高 度
O : 滑走路原点 (R/W18)	S31度08分6.43600秒	E136度48分49.93342秒	167.338m
B : 滑走路端 (R/W36)	S31度09分23.07493秒	E136度48分40.85565秒	170.698m
MLS AZ基準点	S31度09分39.54906秒	E136度48分38.90393秒	173.043m
MLS EL基準点	S31度08分15.59989秒	E136度48分42.77765秒	167.454m
SSW-F基準点 (Y方向監視)	S31度09分17.92814秒	E136度48分46.40295秒	170.637m
SSW-S基準点 (X方向監視)	S31度08分5.48632秒	E136度51分4.93931秒	142.321m
トラッキングレーダ基準点	S31度08分50.39242秒	E136度48分34.97980秒	169.892m
レーザトラッカ基準点	S31度08分50.01663秒	E136度48分34.41732秒	169.855m
ALFLEX駐機点	S31度08分59.39396秒	E136度48分24.52582秒	169.904m
新DGPS地上局 アンテナ位相中心(受信)	S31度08分44.58102秒	E136度49分23.7396秒	172.959m
新DGPS地上局 アンテナ位相中心(送信)	S31度08分44.40929秒	E136度49分23.41259秒	170.926m

緯度 / 経度のSは南緯、Eは東経を示す

整備して環境に留意した。

測量

実験機が滑走路に自動着陸するためには滑走路座標系が正しく定義されなければならない。滑走路座標原点 (O 点) を滑走路北端中央と定め、この点を基に GPS 受信機 2 台を用いたディファレンシャルGPS (DGPS) 方式で原点と各設備設置点とを測量した。MLS 地上装置や DGPS シュードライト地上局の航法支援地上装置の設置位置の測量による誤差はそのまま実験機の進入着陸時の航法誤差となる。また、評価のためのレーザトラッカの設置位置の測量による誤差についても評価誤差となるので測量の精密さが要求される。測量結果はGPSで用いられているWGS 84座標系で得られるが、これは滑走路座標の定義と若干異なる。滑走路座標のZ軸は滑走路原点での重力方向で、WGS座標のZ軸は必ずしも重力方向ではない。検討の結果、その偏差は無視できる範囲であることが判った。滑走路原点はIGSの観測局である豪州キャンベラ (チドピンビラ) のGPSデータ及びSIOの精密軌道歴から求めたものである。WGS84座標での絶対位置が得られた。その結果、滑走路座標原点位置は

南緯 31 度 8 分 6.436000 秒

東経 136 度 48 分 49.93342 秒

高度 167.338 m

であった。これによりWGS84座標で定義された実験機側での航法系と整合性がとれた。各地上設備の位置の測量結果を表3.4.2-1に、その位置を基に滑走路座標に変換した結果を表3.4.2-2に示す。

また、滑走路の高低についても測量を行った。特に、実験機の最終進入時に用いられる電波高度計出力の補正のために滑走路原点より手前部分のデータが必要であり、

表 3.4.2-2 地上設備等の滑走路座標位置

測 量 点	X (m)	Y (m)	Z (m)
O : 滑走路原点 (R/W18)	0.0	0.0	0.0
B : 滑走路端 (R/W36)	2372.588	0.0	-2.917
MLS AZ位相中心	2882.590	-0.004	-6.286
MLS EL位相中心	299.982	159.990	-2.237
SSW-F基準点 (Y方向監視)	2199.999	-130.106	-4.017
SSW-S基準点 (X方向監視)	-390.945	-3555.281	24.919
トラッキングレーダ位相中心	1386.973	256.871	-4.684
レーザトラッカ不動点	1376.984	272.874	-4.264
ALFLEX駐機点	1690.855	504.245	-2.321
新DGPS地上局 アンテナ位相中心 (受信)	1078.0527	-1009.955	-5.450
新DGPS地上局 アンテナ位相中心 (送信)	1073.667	-1000.796	-3.419

また走行時の評価のために滑走路上のデータが必要であった。測量はキネマティックGPS方式で、X軸方向に滑走路原点手前 - 1500 mから滑走路上900 mまで行った。その結果を図3.4.2-5に示す。この図からも判るように原点から滑走路手前 1500 mまでは約 6 m下がり、滑走路上では約 500 mまで平坦であるが900 mで約 2 m原点より高くなっている。これについてはオーストラリア側でも測量を行い、数 cm 範囲で一致した。

3.4.2.2 地上設備の構成と通信計測システム構成

実験場地上設備系は図3.4.2-6に示すように、大きく「飛行管制系」、「地上通信系」、「地上計測系」、「航法支援地上系」、「実験データ処理系」、「実験支援系」の6つの系

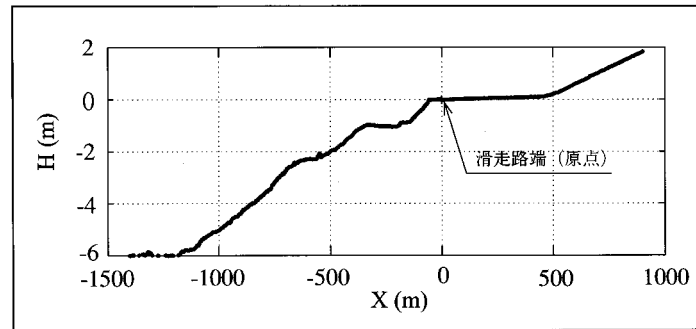


図 3.4.2-5 滑走路及びオーバーランの高低

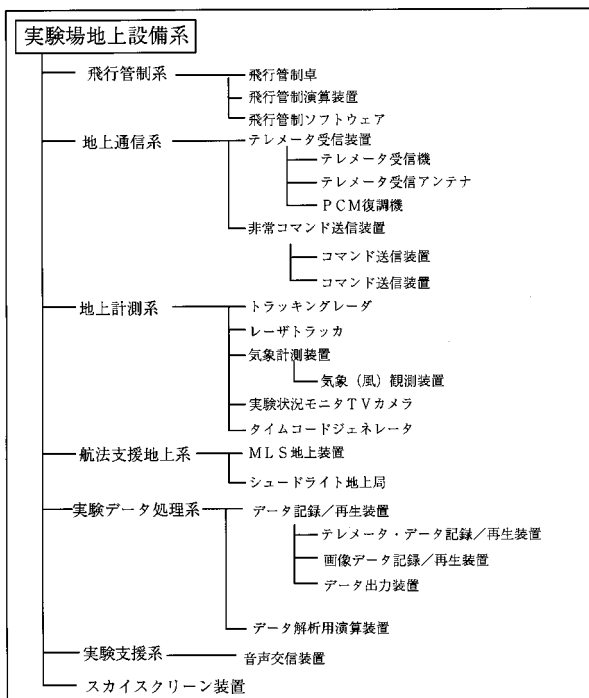


図 3.4.2-6 実験場地上設備系の構成

と「スカイスクリーン装置」で構成されている。

(1.1) 飛行管制系

飛行管制系は飛行管制卓、飛行管制演算装置及び飛行管制ソフトウェアで構成されている。飛行管制卓には実験状況監視員や実験シーケンス管制員への状況表示(CRT表示)、母機及び各地上配置の実験要員への連絡を行うための通信装置、実験機の異常時に非常用パラシュート開傘等の信号を送る非常用コマンド操作卓がある。実験状況監視のために6台のCRTを整備し、実験時には実験状況監視員が常にこれをモニタする。この6台の画面(システム状況表示画面、実験機の飛行経路画面(水平、垂直)、姿勢モニタ画面、飛行シーケンス画面及び実験機搭載機器等の状況指示画面)は各地上設備からの信号を用いて飛行管制演算装置(計



図 3.4.2-7 飛行管制卓(写真)

算機)で信号処理、経路計算を行い表示する。これらのモニタ画面については3.4.4項で述べる。飛行管制室内の管制卓の写真を図3.4.2-7に示す。

(1.2) 地上通信系

地上通信系はテレメータ受信装置と実験機異常時に機体を安全な領域に落下させるためのパラシュート開傘等のコマンドを送るための非常用コマンド送信装置で構成されている。テレメータ受信装置は実験機からのPCM信号(Bi-L)を受け、それを復調し実験データ処理系へ送る装置である。非常用コマンド送信装置は安全確保の面から2系統用意した。飛行管制室前に設置したテレメータ受信アンテナ(右端)と非常用コマンド送信アンテナ(手前左2本)の設置写真を図3.4.2-8に示す。奥のアンテナは後述の実験支援系の音声交信用のアンテナである。

(1.3) 地上計測系

地上計測系は実験機の飛行位置計測のためのトラッキングレーダ、レーザトラッカ、気象観測(主に風観測)装置、実験状況をモニタするために設置した3台のTVカメラ及びデータに時刻タグを付けるためのタイムコードジェネレータで構成される。図3.4.2-9にト



図 3.4.2-8 テレメータ受信アンテナ及び
非常コマンド送信アンテナ（写真）



図 3.4.2-9 トラッキングレーダとレーザトラッカ（写真）



図 3.4.2-10 TV モニタカメラ（エプロン前）（写真）

ラッキングレーダ及びレーザトラッカの外観写真を示す。外観的には、それぞれアンテナや光学系の機体追尾の部分とそれらを制御する機器室であるシェルターで構成されている。実験時の状況をモニタするための3台の実験状況モニタTVカメラは滑走路北端、中央部及びエプロン前に設置した。エプロン前のTVカメラの写真を図3.4.2-10に示す。タイムコードジェネレータはGPS 受信機を用いたもので、実験機からのデータやレーザトラッカデータに付けられたGPS時刻と同期をとるようになっている。TVカメラモニタ画面及びタイムコードジェネレータは図3.4.2-7の飛行管制卓写真の中に見られる。

（ 1 . 3 . 1 ）トラッキングレーダ

本トラッキングレーダは実験機側にトランスポンダを搭載したXバンドの2次レーダである。主要な諸元を表3.4.2-3に示す。主たる運用目的は実験機の飛行経路を監視し、実験機異常時の安全を確保するための位置情報を得るためのものである。特に、母機による懸吊状態、分離及び切り離し後の着陸進入時に実験機の飛行経路を確実にモニタ出来なくてはならない。そのために、実験機機首にトランスポンダのアンテナを装備した。レーザトラッカに比較して精度は幾分劣るが航法評価基準データであるレーザトラッカのバックアップ用データとしても用いた。但し、電波のマルチパスのため地上30 m以下での精度保証は得られない。また、電波防護指針に基づいた電波の人体に対する安全性について検討して特に問題のないとの結果が得られ、オーストラリア側の安全基準にも合致することを確認した。

（ 1 . 3 . 2 ）レーザトラッカ

本レーザトラッカは実時間での飛行経路モニタに用いるとともに、高精度な飛行経路データが得られるので航法センサ（GPS や電波高度計等）や複合航

表 3.4.2-3 トラッキングレーダの性能 / 仕様

項 目	性能 / 仕様
総合静止精度	
測 角	0.59mrad (0.0338deg) (3)
測 距	15m (3)
アンテナ	1.5mカセグレン型 (ゲイン > 38dB)
送信周波数	9825MHz
送信出力	10kW
受信ゲイン	-92dBm
搭載トランスポンダ	
送信周波数	9875MHz
送信出力	1kW

法結果の評価のための基準データとして用いた。レーザーフレクタ（反射鏡）は機首に装備されており、レーザーフレクタがレーザトラッカから可視範囲にある時しかデータは得られない。また、雲や実験機機首のブームなどでレーザーフレクタが遮られる時もデータを得ることは出来ない。主要な諸元を表3.4.2-4に示す。本レーザトラッカはクラスIVに属するレーザを使用しているためレーザに対する安全性（特に目に対する安全性）の検討をJISのC6802に基づき行い、母機のパイロットや計測員にゴーグルの着用を義務づける等の運用上の制限を設けた。これについてもオーストラリアの基準（C6802と同じ基準）に合致していることを確認した。

（ 1 . 3 . 3 ） 風観測装置

図3.4.2-11に気象（風）観測装置の写真を示す。滑走路北端近くにセンサ部を設置した。高さ6 mでプロペラ式の風向／風速計で、先端のセンサとその下にバンクアップ用のセンサがポールに取り付けられている。下段は気温、気圧測定用のセンサがあり全体が気象観測装置になっている。

予め決めた設計風をもとに航法誘導制御系が設計されているため、風データは最も重要な監視項目の一つである。この信号を飛行管制室まで有線で送り、計算機で処理を行い風向／風速を表示部に示した。表示部では、ALFLEXの設計制限風域（外楕円100%、内楕円60%）が示され、実験機の分離条件判断の一つに用いた。風観測については、この地上風計測の他にウーメラ航空気象台（BOM）でOMEGAゾンデが打ち上げられ、上空風の測定が行われた。このデータは実験実施のGO / NO-GO判断の一つとした。

（ 1 . 4 ） 航法支援地上系

航法支援地上系はMLS地上装置及びDGPSシュード

ライト地上局で構成されている。

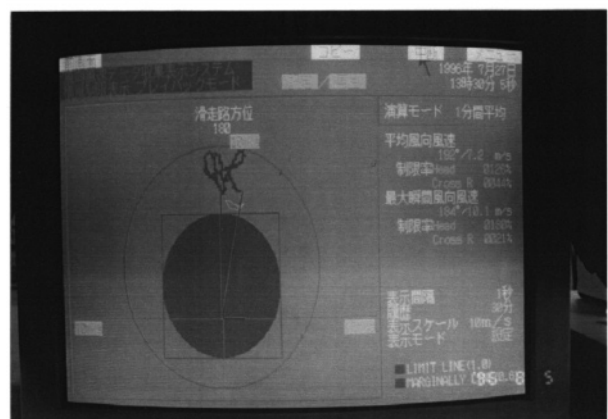
（ 1 . 4 . 1 ） MLS 地上装置

MLS地上装置は方位誘導装置と高低誘導装置より構成される。方位誘導装置は滑走路南端に、高低誘導装置は滑走路北端脇に設置され、電波の覆域をファンビームが走査し、それぞれ角度情報を時分割で送信している。MLS地上装置の主要性能／仕様を表3.4.2-5に、外観写真を図3.4.2-12に示す。MLSデータは自動着陸のための重要な航法信号源である。MLS地上装置からの電波を実験機搭載のMLS受信機で受け、分離直前よりMLS / IMU / RA複合航法に使用する。

実験機走行試験時に方位誘導装置の送信電波が建物に反射し実験機搭載のMLS受信機データにマルチパスノイズが認められた。このマルチパスノイズは接地後に滑走する実験機の進行方位制御に異常運動



センサ部



表示部

表 3.4.2-4 レーザトラッカの性能／仕様

項 目	性能／仕様
計測範囲	
方位角	+/-175deg
仰角	-10 ~ 90deg
距離	300m ~ 40km (レーザ自動追尾, 快晴時) 50m ~ 10km (テレビ自動追尾, 快晴時)
精 度	
測角	0.3mrad (0.0172deg) (3)
測距	1.5m以下 (3) (レーザ自動追尾)
追尾能力	30deg/sec, 30deg/sec ²
測定間隔	60回 / sec
レーザの型	Nd-YAGパルスレーザ

図 3.4.2-11 気象（風）観測装置（写真）

表 3.4.2-5 MLS 地上装置の性能 / 仕様

項 目	性能 / 仕様	
	方位誘導装置	高低誘導装置
送信周波数	5090.7 ± 0.01 MHz	5090.7 ± 0.01 MHz
送信出力	2 W	2 W
ビーム操作	フェーズドアレー	フェーズドアレー
ビーム捜査範囲	± 40 deg	0.9 ~ 40 deg
アンテナビーム幅	1.5 deg(-3 dB : 水平面)	1.5 deg(-3 dB : 垂直面)
滑走路端でのシステム誤差		
バイアス	2.7×10^{-2} deg	1.1×10^{-2} deg
ノイズ (3)	8.1×10^{-2} deg	9.9×10^{-2} deg



図 3.4.2-12 MLS 高低誘導装置と方位誘導装置（写真）

を発生させる原因となる。これを防ぐため当初予定していた電波覆滅 ± 40 度を ± 10 度に変更し、建物に方位電波が当たらないようにした。さらに懸吊試験時に、基準としたレーザトラッカデータとこの方位信号データとの差分に周期的な偏差が観測された。これは方位誘導装置からの電波が地面の凹凸により反射し、このマルチパスが原因で周期的な偏差信号が現れたことが判明した。そのため方位誘導装置前の地面の整地を実施し、改善を図った。

(1 . 4 . 2) DGPS シュードライト地上局

DGPS シュードライト地上局の主要性能 / 仕様を表 3.4.2-6 に、外観写真を図 3.4.2-13 に示す。DGPS シュードライト地上局は GPS 衛星からのデータ取得用の受信機及び受信アンテナ（左）とシュードライト信号やシュードレンジ補正量等を実験機側へ送信する送信機及び送信アンテナ（右）で構成される。実験機側ではこの信号及び GPS 衛星信号を受け、分離

直前までの懸吊時に DGPS / IMU 複合航法によって飛行位置を求める。シュードライト地上局の送受信機及び計算機類は車載とし、電源は小型発動発電機を用いた。当初、DGPS シュードライト地上局においても近くの建物のため実験機への送信電波にマルチパス現象が起こり、シュードライト・バイアス補正値の正しい決定が出来なかった。そのため新規に地上局設置位置を飛行場中央部へ移動した。シュードライト方式では特にマルチパスの影響に注意する必要がある。

(1 . 5) 実験データ処理系

実験データ処理系は実験機からのテレメトリ信号（PCM 信号）を復調する復調設備、画像の記録を行う画像記録装置及び得られたデータの解析用演算装置で構成される。得られたデータを収録し、飛行後のデブリーフィングに間に合うように飛行経路や実験機の運動を示す時歴図を出力する。また、一次処理としてレーザ

トラッカデータと複合航法結果図，空力データ図等を作成する。

飛行実験データ解析システムは速報システム及び一次解析システムの2システムを構築し，目的別に出力を行うこととした。速報システムは収録されたデータを物理量変換して出力するものである。これは飛行実験後のデブリーフィングにおける検討のためのデータを供給することを目的としたため，実験後2～3時間で出力可能とした。速報システムはこれらの中の任意のデータをテキスト出力あるいは時系列もしくはクロスプロットの形で図形出力することができる。一次解

析システムは次の実験の移行のGO / NO-GO判断，あるいは次の実験の試験条件設定に必要なデータを供給することが目的である。この目的のために収録データに対して必要な解析処理を施し，即日出力を行うことを目指してシステムを構築した。これらの解析機能は試験の進捗に応じて追加，改修を行った。表3.4.2-7に一次解析システムの出力項目とその内容の一覧表を示す。

(1.6) 実験支援系

実験支援系は音声交信装置で構成されている。これは各設備間や母機との連絡及び実験時の飛行安全監視（スカイスクリーン・ウォッチャー）用の連絡を行うための装置である。それぞれの業務の交信間で干渉しないように，また実験空域確保のための飛行管制を含めてエアバンドが3波，各設備間連絡にVHFが3波，そのほか実験要員使用のトランシーバー（UHF）を用意した。

(1.7) スカイスクリーン装置

スカイスクリーン装置は実験要員（スカイスクリーン・ウォッチャー）の目視による飛行安全監視システムである。実験機が，母機から分離されてから着陸までの間を，決められた飛行経路範囲を逸脱しないで飛行することを監視するため，左右方向の監視用（SSW-F）と前後方向の監視用（SSW-S）との2カ所に装置を設け，実験要員を配置した。飛行経路範囲を逸脱した場合にはスカイスクリーン・ウォッチャーからの連絡により飛行管制室から非常用コマンド信号を実験機に

表 3.4.2-6 DGPS 地上局の性能 / 仕様

項 目	性能 / 仕様
GPS受信機	
機 能	L1, C/Aコード
周波数	1575.42 MHz
チャンネル数	8 ch
精 度	シュードレンジ：7.5 m (1) デルタレンジ：10.0 mm (1 , 1 sec)
出力間隔	1 sec
シュードライト送信機	
送信周波数	1624.61 MHz
送信出力	80 mW
変調とPRNコード	BPSK C/Aコード, M系列コード



図 3.4.2-13 DGPS シュードライト地上局（写真）

表 3.4.2-7 1 次解析の内容

大項目	小項目	解析・評価対象データ	解析・評価内容
		[T]: タイムヒストリデータ, [C]: クロスプロットデータ, [N]: 数値データ	
航法性能	IMU-DGPS複合	[T] 複合航法とレーザトラッカ各々に基づく位置, 速度の重ね書き	差が規定範囲内であること
	IMU-MLS複合	[T] 複合航法とレーザトラッカ各々に基づく位置, 速度の重ね書き	差が規定範囲内であること
	IMU-MLS-RA複合	[T] 複合航法とレーザトラッカ各々に基づく位置, 速度の重ね書き	差が規定範囲内であること
	航法計算	[T] 記録された航法サブシステム出力データを用いて複合航法計算をオフライン再現し, オンラインFCP計算航法結果と重ね書き	一致すること
航法サブシステム性能	IMU	[T] 単独航法とレーザトラッカ各々に基づく位置, 速度の重ね書き	差が規定範囲内であること
	DGPS	[T] 単独航法とレーザトラッカ各々に基づく位置, 速度の重ね書き	差が規定範囲内であること
	MLS	[T] MLS方位・高低角とレーザトラッカに基づく方位, 高低角の重ね書き	差が規定範囲内であること
	RA	[T] RA高度とレーザトラッカに基づく高度の重ね書き	差が規定範囲内であること
誘導性能	飛行経路	[C] x-y&h (航法出力), ノミナル軌道と重ね書き	差が規定範囲内であること
		[T] 軌道誤差 (ΔEL , ΔAZ , $\Delta EL^2 + \Delta AZ^2$, 航法出力による)	規定範囲内であること
		[N] 軌道誤差 (同上) の最大値およびRMS	規定値を越えないこと
	飛行速度	[C] x-VBAS (航法出力), ノミナル値と重ね書き	差が規定範囲内であること
	誘導計算	[T] 記録された計測データと航法結果を用いて誘導計算をオフライン再現し, オンラインFCP計算誘導コマンドと重ね書き	一致すること
制御性能	制御機能	[T] FCP計算による誘導コマンドと実現値データの重ね書き	差が規定範囲内であること
	制御コマンド	[T] 記録された計測データと誘導コマンドを用いて制御計算をオフライン再現し, オンラインFCP計算制御コマンドと重ね書き	一致すること
制御サブシステム性能	アクチュエータ特性	[T] FCP計算による制御コマンドと実現値データの重ね書き	差が規定範囲内であること
		[C] HM- (6CH)	規定の性能を発揮していること
	アクチュエータモデル	[T] 記録された制御コマンドをアクチュエータ数学モデルに通し, 記録された実舵角を重ね書き	差が規定範囲内であること
	ADS/PE補正		
航法・誘導・制御総合性能	飛行経路	[C] x-y-&h (レーザトラッカによる), ノミナル軌道と重ね書き	差が規定範囲内であること
		[T] 軌道誤差 (ΔEL , ΔAZ , $\Delta EL^2 + \Delta AZ^2$, レーザトラッカによる)	規定範囲内であること
		[N] 軌道誤差 (同上) の最大値およびRMS	規定値を越えないこと
	飛行速度	[C] x-VBAS, ノミナル値と重ね書き	差が規定範囲内であること
着陸性能	接地時飛行状態	[N] 位置, 姿勢, 速度, 飛行方位, 沈下率と, そのノミナルからの偏差	差が規定範囲内であること
	滑走距離	[N] 障害物越え～停止までの距離	規定値以内であること
	横変位	[T] 滑走中の横変位	規定範囲内であること
		[N] 滑走中の横変位の最大・最小値およびRMS	規定値以内であること
	ピッチ姿勢変化	[T] 主脚接地から前脚接地までのピッチ姿勢	ピッチ角速度のノミナル値との差が規定範囲内であること
		[N] 主脚接地から前脚接地までのピッチ角速度平均値	
飛行荷重	制動時減速度	[T] 主脚接地～ドラッグシュート分離, 制動開始～停止までの減速率 [N] 上記2区間各々の減速率平均値	予測値との差が規定範囲内であること
	蛇面ヒンジモーメント	[C] HM- (6CH)	規定範囲内であること
	運動荷重	[C] az-主翼付け根曲げモーメント (左右) [C] r-チップフィン付け根曲げモーメント (左右)	規定範囲内であること
		[T] 主脚接地から停止までの主脚制動荷重 (4CH)	規定範囲内であること
風		[C] h-ADS, IMUにより推定された風	飛行前計測風, 地上計測風と大差ないこと
イベント表		[N] イベント (分離, 航法フェーズ切り替え (IMU/DGPS, IMU/MLS, IMU/MLS/RA), 誘導フェーズ切り替え (ダイブ, 平衡滑空ブリフレア, ファイナルフレア), 接地 (1,2,3点), ドラッグシュート開傘, ドラッグシュート分離, 制動開始, 停止) 発生時の時刻, 位置, 姿勢, 速度, 飛行方位等の一覧表	イベントがスケジュール通りに行われていること
釣合空力特性推定	縦特性	[C] -CLTRIM, CDLTRIM, eLTRIM 風洞試験予測と重ね書き	予測値と大きく異なること
	横・方向特性	[C] -CYTRIM, aLTRIM, fLTRIM 風洞試験予測と重ね書き	予測値と大きく異なること
空力モデル同定		[C] -CL, Cd, Cm, -Cy, C _l , Cnと推定誤差 (3) 範囲風洞試験による予測値, 上記静特性試験結果と重ね書き	予測値と大きく異なること 静特性試験結果が推定誤差範囲内に入っていること
		[N] 推定空力モデルパラメータと, その推定標準偏差風洞試験による予測値, 上記静特性試験結果と並べて表示	予測値と大きく異なること 予測値が推定誤差範囲内にあること

送る。これにより実験機を予め決められた落下警戒域内に落下させる。

実運用において雲や太陽光のため、実験機の視認が困難な場合があり、実験が中止される事態が生じた。一方、安全監視用のトラッキングレーダの信頼性が実験の積み重ねにより確認できたので安全監視用としてのプライオリティを最優先に上げ、スカイスクリーン装置はトラッキングレーダ情報が得られない場合の安全監視用に位置付けた。図3.4.2-14にスカイスクリーン装置の写真を示す。

通信計測系（地上）

上記地上設備の内、通信計測系についてまとめる。そのブロックを図3.4.2-15に示す。実験機の搭載センサにはIMU、GPS受信機、電波高度計等の航法センサ、各舵面の角度を計測する舵角センサ、機体のひずみを計測するセンサ等があり、そこから1553Bバス信号、アナログ信号、モニタ信号用ディスクリット信号が出力される。これらの信号が搭載計算機からPCM化されテレメトリで地上に送られる。同時に実験機に搭載された小型データレコーダで分離前から停止まで、このPCM信号を記録し電波障害等の地上でのデータ記録不可時の場合に備えた。計測項目の概要を表3.4.2-8に、詳細を付録に示す。また、テレメトリの主要仕様を表3.4.2-9に示す。

地上においてはトラッキングレーダやレーザトラッカで実験機の位置データを計測する。これらのデータは飛行管制用の計算機とデータ収集用計算機に並列に取り込まれる。データ収集用計算機では各データの時刻同期をとるためにGPSを使用したタイムコードジェネレータからの時刻信号も取り込む。さらに、気象観測装置からの気温、気圧などのデータも記録される。前述のように風

観測のデータは地上風が滑走路脇の風向風速計、上層風はウーメラ飛行場に隣接したウーメラ航空気象台によって実験前後に上げられたゾンデのデータを解析することにより得た。

3.4.3 インタフェース試験

懸吊試験及び自動着陸実験の飛行試験前に最終的に各地上装置の作動確認及び装置間のインタフェースをとるために「地上設備システム試験」と「実験機/地上設備組合せ試験」を実施し、正常動作を確認した。以下にその概要を述べる。

3.4.3.1 地上設備システム試験

実験場に設置された下記装置間のインタフェースを確認するために、地上設備システム試験を実施した。その対象となった機器と確認試験項目を示す。いずれも正常に作動することを確認した。

対象機器

- ア) 飛行管制装置
- イ) 気象観測装置
- ウ) 実験状況モニタTVカメラ
- エ) データ記録装置
- オ) データ収集計算機システム
- カ) トラッキングレーダ
- キ) レーザトラッカ
- ク) MLS 地上装置

確認試験項目

- ア) 疑似信号による通信試験
- イ) 実データによる送信試験
- ウ) 実験状況モニタカメラ、トラッキングレーダ及び

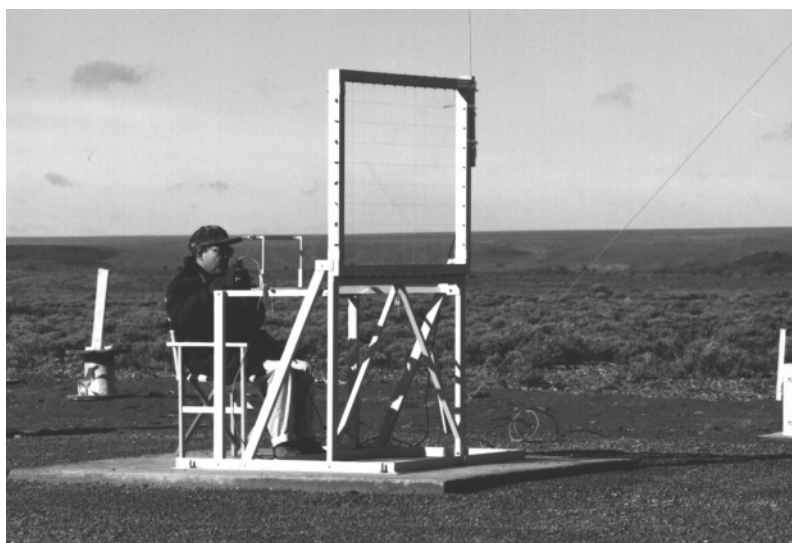


図 3.4.2-14 スカイスクリーン装置（写真）

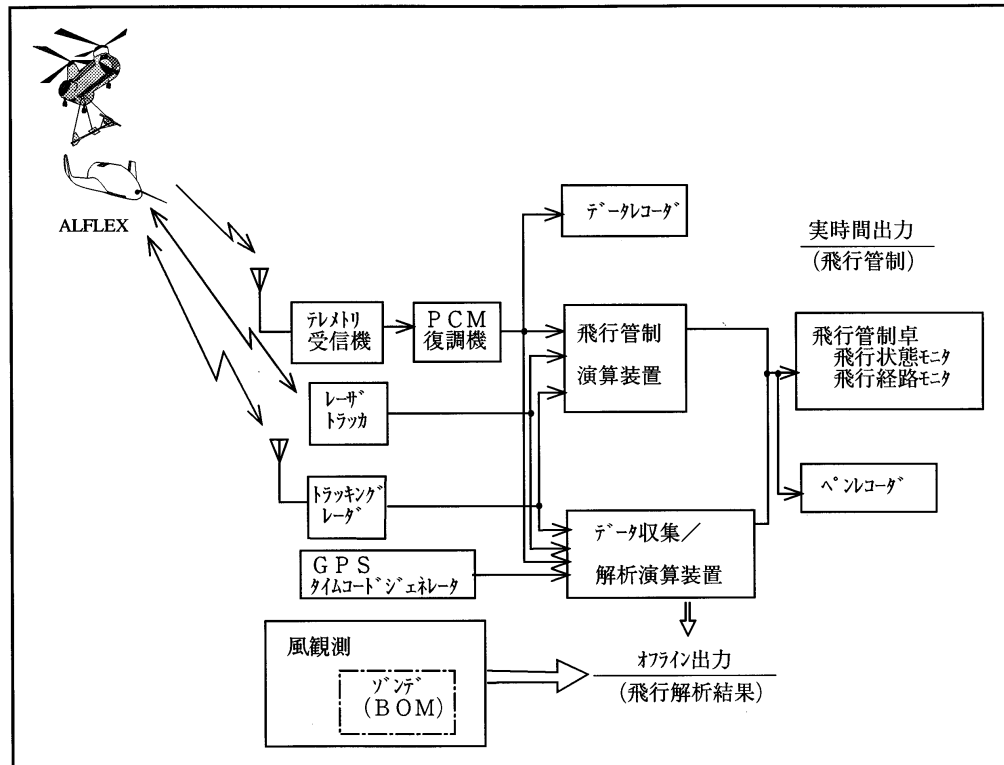


図 3.4.2-15 通信計測系ブロック図

表 3.4.2-8 テレメトリによる計測項目概要

項 目	項目数	センサ等	内 容
複合航法結果	6	搭載計算機	
アクチュエータ制御及び モニタ信号	14	アクチュエータ	X,Y,Z,VX,VY,VZ
航法センサデータ	160	IMU,MLSR,DGPSR, RA,ADS	モニタ:7 センサ出力,計算結 果,データ等
制御コマンドモニタ	6	搭載計算機	AZ, , , , スピードブレーキ角
圧力/ひずみセンサデー タ	44	圧力センサ/ひずみ ゲージ	圧力:30 ひずみ:14
Sequence Relay Monitor	16	PSDB等	
技術データ	8	ジンバル,ロードセ ル,車輪回転等	
実験機内モニタ	33	バッテリー,ブレーキ 装置,アクチュエー タ,搭載機器	状態, AGC, 電圧, 温度等

レーザトラッカの画像確認試験

エ) トラッキングレーダによるレーザトラッカ・スレーブ試験

オ) 飛行管制装置によるトラッキングレーダ・スレーブ試験

カ) アンテナ作動シミュレーション試験

キ) レーダ/レーザ全系確認試験

ク) MLS 遠隔制御監視装置確認試験

ケ) 上記試験でのデータ収集確認

コ) レーダ/レーザ組み合わせ試験

表 3.4.2-9 テレメトリ装置の仕様

項 目	仕 様
送信機	
送信周波数	296.2MHz
送信出力	4W
変調	PCM-PM Bi-L
PCMエンコーダ	
ビットレート	81.92Kbps
フレーム	8bit/word
入力信号	アナログ 56ch
	12ch
	デジタル 11ch
	ディスクリット 11ch

3.4.3.2 実験機 / 地上設備組み合わせ試験

実験場に設置した上記装置と実験機との間のインタフェースを確認するために、実験機 / 地上設備組み合わせ試験を実施した。確認項目は以下の通りである。

エプロン駐機点上の実験機と地上設備間のテレメータ受信状況、非常コマンドの受信作動状況、DGPS受信状況の確認、さらに DGPS 単独航法データ確認のための基本機能確認試験

MLS 方位信号の精度確認のための MLS 性能確認試験

滑走路基準点での IMU-DGPS 複合航法、DGPS 単独航法及びMLS単独航法のデータ確認のための航法系機能確認

実験機の滑走路上的の MLS / レーザトラッカ / トラッキングレーダ性能確認試験

この試験で地上設備と実験機とのインターフェース確認及び自動着陸実験前の航法系の最終確認を行った。即ち、予め測量されたエプロン駐機点や滑走路原点に実験機を置いて定点航法を行った。この確認試験の中でマルチパスによる問題から DGPS シュードライト地上局の設置場所を変更した。

3.4.4 地上設備の運用

地上設備系が自動着陸実験時にどのように運用されたかについて、実時間での運用とオフラインでの運用に関して 2～3 の主要な例について述べる。

各地上設備は機能確認終了後、懸吊試験及び自動着陸実験の本運用に供された。実時間運用例として実験時の飛行管制について、オフライン運用例として飛行前後での風観測装置やデータ解析演算装置の運用及びそのデータ解析例についての概要を述べる。

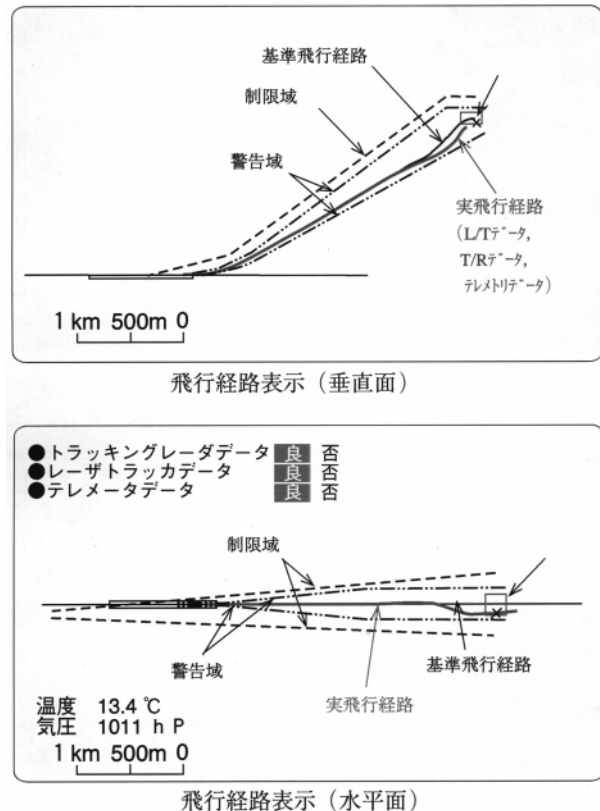


図 3.4.4-1 飛行経路モニタ画面

3.4.4.1 実時間運用 (飛行管制)

飛行経路監視

飛行管制で最も重要な監視として、飛行経路監視がある。実験機が、母機から分離後制御不能となって決められた軌道から逸脱し安全域 (Limit Line) から出た場合には非常用コマンド信号を送信する。飛行経路監視のためのモニタがあり、トラッキングレーダ、レーザトラッカ及び複合航法結果 (実験機側からのテレメトリ出力) からのそれぞれの飛行経路を表示する。その例を図 3.4.4-1 に示す。同図は F009 の飛行例でオフセット分離を行った時の CRT 画面出力を図示したものである。平面図と立面図とも太い線が実飛行経路であるが 3 つの飛行経路が画面上では重なって示されており、3 者の間にはほとんど差異の無い結果が得られている。平面図には、それぞれの系統の運用状態が正常であるかどうかが表示されるので、どれか一つでも正常動作が確認されて飛行軌跡が示されていれば安全域内飛行がどうかの判断が可能である。この例では決められた安全域内を飛行している様子が示されている。

機体状態監視

姿勢モニタ画面を図 3.4.4-2 に、実験機搭載機器等の状況指示画面を図 3.4.4-3 に示す。いずれもテレメータで送られてきたデータを示したものである。姿勢モニタ画面

により懸吊時に機体が異常な姿勢になっていないか、分離が可能かの判断を行う。また、分離後の飛行中の実験機の姿勢を確認する。実験機搭載機器等の状況指示画面では各機器の異常時に赤色で点滅がされ監視員に分かりやすく指示されるようになっている。分離前に機器類、アクチュエータ温度、電源電圧等に赤色点滅が発生すれば分離を中止する。この画面は実験機の地上での点検時に

により懸吊時に機体が異常な姿勢になっていないか、分離が可能かの判断を行う。また、分離後の飛行中の実験機の姿勢を確認する。実験機搭載機器等の状況指示画面では各機器の異常時に赤色で点滅がされ監視員に分かりやすく指示されるようになっている。分離前に機器類、アクチュエータ温度、電源電圧等に赤色点滅が発生すれば分離を中止する。この画面は実験機の地上での点検時にも機器状況監視用として常時使用した。

シーケンス監視

飛行実験の進行状況の確認 / 監視を行うために飛行

シーケンス画面を用意した。懸吊試験のシーケンスと自動着陸実験のシーケンスが異なるので、2つのモードを持たせた。懸吊試験の飛行シーケンス画面を図3.4.4-4に、自動着陸実験の飛行シーケンス画面を図3.4.4-5にそれぞれ示す。いずれも現状のシーケンスの文字が色付けされ、シーケンスの移り変わりに従って色付けが移動していく。

ペンレコーダ監視

実験進行中に実験機から送られてくる機体の状態等のデータのうち実験進行の判断に必要なものはペンレコーダに出力される。監視員はこのデータを常にモニタし、飛

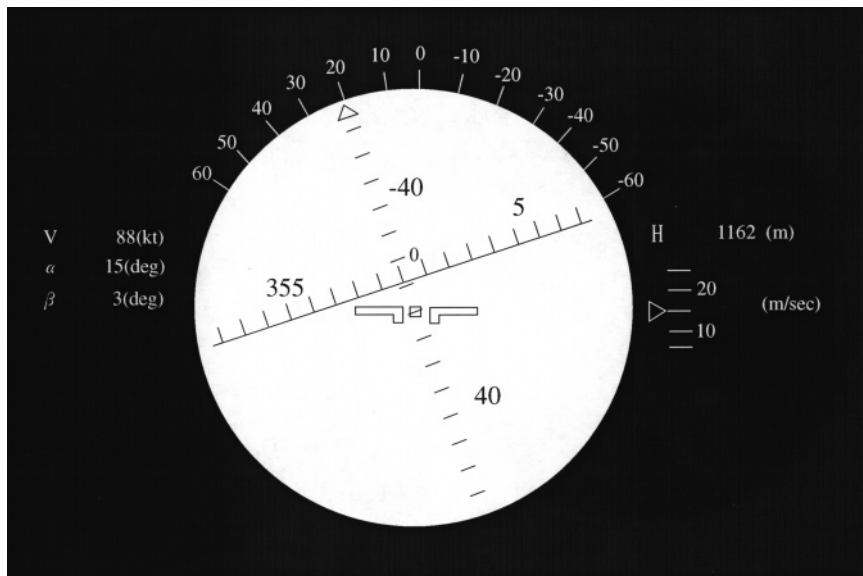


図 3.4.4-2 姿勢モニタ画面

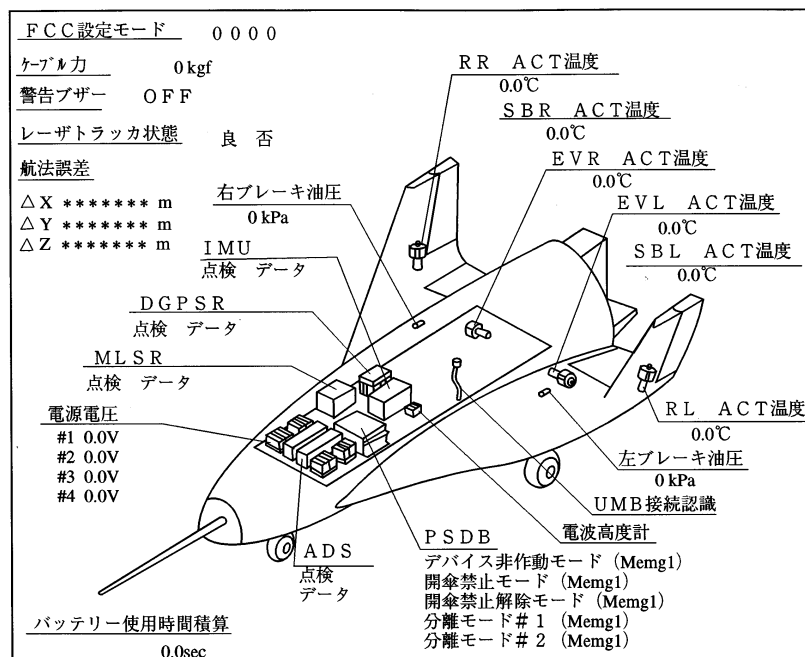


図 3.4.4-3 搭載機器状況画面

行異常等についての判断を行う。この判断は時間履歴を見ながら判断するためにペンレコーダ出力でのモニタが大事である。いくつかの判断項目のうち主要なものについて述べる。

(4.1) 一点吊り移行のための条件として実験機の姿勢状態の判断が求められ、監視員はペンレコーダ出力を見て判定し、実験シーケンス管制員(実験進行責任者)へ連絡する。

(4.2) 実験機を分離するための条件として複合航法結果の収束状況を確認する必要がある。収束条件は実験機側の複合航法による位置(滑走路座標)とレーザトラッカデータによる位置との偏差(各軸 ± 20 m以内)で規定した。実験機分離前にこの偏差をペンレコーダでモニタしながら、監視員が実験シーケンス管制員へ連絡する。その出力例(F101 初飛行)を図3.4.4-6に示す。この例では分離前の偏差が非常に小さいものであった。即ち、複合航法結果がレーザトラッカデータと良く一致しており、実験機の分離に問題の無いことが確認出来た。

レーザトラッカ画面監視

管制室では、実験時に各CRT画面を専任の監視員が監視するとともに、実験シーケンス管制員、制御系担当者、実験機系担当者、地上設備系担当者等が各担当部分を監視した。また、母機及び実験機を直接モニタするために最も倍率の高いレーザトラッカからのTV画面による監視を行った。

3.4.4.2 オフライン運用(データ解析出力)

ゾンデデータ解析出力

実験前にウーメラ航空気象台によるOMEGAゾンデの

打ち上げが行われた。そのデータをもとに上層風が設計制限風の何%かを解析し、実験実施の可能性についての判定をした。その出力例を図3.4.4-7に示す。縦軸が高度で、横軸が風速である。設計風(高度20 ft)は実験機に

懸吊飛行試験シーケンス		
1	IMU NAV	23
2	舵面ACT.ON	24
3	離陸	25
4	電源内外切換	26
5	制御ON	27 アーミング送出
6	FULL DOWN	28 非常系NO.1送出
7	試験ケース開始	29 非常用CHUT開傘
8	データレコーダ保存開始	30 非常系NO.2送出
9		
10		
11		
12		
13		
14		
15		
16		
17		
18		
19		
20		
21		
22		

地上装置モニタ		
DGPS地上装置	良	否
MLS地上装置	良	否
トラッキングレーダ	良	否
レーザトラッカ	良	否

図3.4.4-4 飛行シーケンス画面(懸吊試験用)

自動着陸実験シーケンス		
1	IMU NAV	23
2	舵面ACT.ON	24
3	離陸	25 コーシヨソライン逸脱
4	電源内外切換	26 アーミング送出
5	データレコーダ保存開始	27 リミットライン逸脱
6	制御ON	28 非常系NO.1送出
7	FULL DOWN	29 非常用CHUT開傘
8	MLS複合航法切換	30 非常系NO.2送出
9	シュートARM	
10	分離	
11	誘導ON&ダイブ	
12	グライドスロープ	
13	プリフレア	
14	RA複合航法切換	
15	ファイナルフレア	
16	接地	
17	ブレーキ開始	
18	制動用CHUT開傘	
19	停止	
20		
21		
22		

地上装置モニタ		
DGPS地上装置	良	否
MLS地上装置	良	否
トラッキングレーダ	良	否
レーザトラッカ	良	否

図3.4.4-5 飛行シーケンス画面(自動着陸実験用)

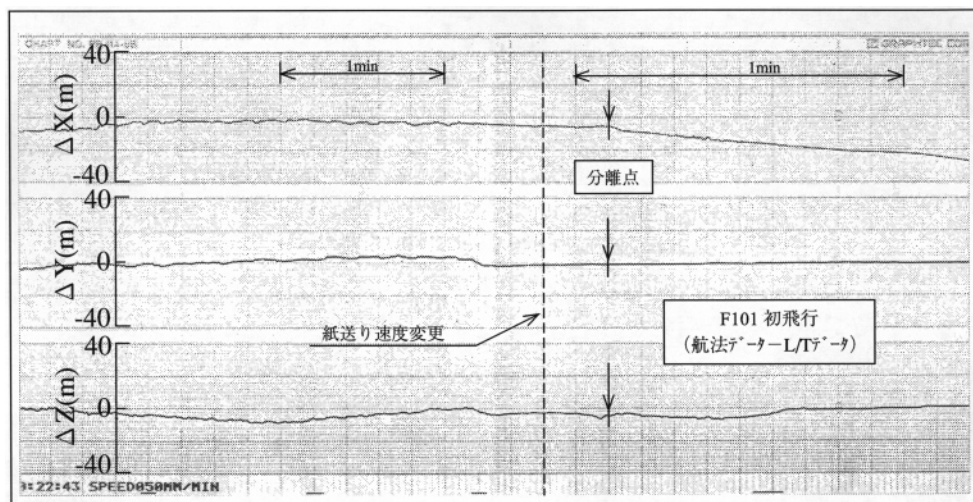


図3.4.4-6 ペンレコーダによる航法結果モニタ

対して向風 (9.3 m/s 以下), 追い風 (3.7 m/s 以下), 横風 (5.6 m/s 以下) が設定されており, そのときの風向での制限値に換算して示してある。初飛行では設計風の 60% 以下が設定され, 出力例に見られるように実験は実施 (GO) された。右図のように 100% を越す日は実験延期 (NO-GO) 判断となった。

飛行経路出力及び飛行状態出力

実験終了後のデブリーフィングの資料の一つとして実験機の飛行経路図及び飛行状態図を出力し, 飛行結果の検討を行った。その一例を図 3.4.4-8 及び図 3.4.4-9 に示す。これは初飛行 (F101) 時の出力である。実験機分離から停止までの飛行経路 (滑走路座標) と接地前後部分の拡大図を示している。飛行経路は実験機の重心位置を示しており, 評価基準であるレーザトラッカデータ (L/T) と実験機側での複合航法データ (NAV) とを比較してあり, 参考としてノミナル軌道 (NAV ref) を示してある。また, 拡大図の太い一点鎖線は滑走路高度を示し, 滑走路端での引き起こしや地上走行部分がよく判る。また, 飛行状態図に機体の高度 / 速度, 姿勢角, 舵面の角度等を示し機体の運動状態を監視した。

4. 飛行実験

本章では, 豪州で実施した実験の内容及び結果について記述する。

ALFLEX は平成 8 年 7 月 6 日に初飛行に成功し, その後 8 月 15 日までの間に総計 13 回の飛行実験を実施した。本実験はヘリコプタによる懸吊分離という初めてのシステムを採用しており, またオーストラリアのウーメラという海外で実施したこともあり, 前例のないことが多

かった。このため, 実験実施方法, 実施体制等の実験遂行のための基盤を整備することが重要課題であった。

本章では, まず地上確認試験, 懸吊飛行試験及び自動着陸実験に係わる実験の進め方, その準備, 運用方法等の実験の実施に係わる業務について述べる。具体的には, 実験条件の設定, 実験計画, 準備作業, 実験当日の手順, 実験方法, 連絡方法, 飛行安全, 点検の手順, 母機やチェーサの運用について概要を述べ, この一連の飛行実験の経緯を段階に沿って略述する。

また, 飛行実験の結果の概要として, 航法誘導制御系が所期の性能を発揮し, 自動着陸技術が実証できたこと, HOPE 形状を有した機体の低速飛行特性を飛行実験データから求めたこと, 及び 懸吊試験を含むステップアップ及び数学モデルを活用しながら小型実験機による実験手法の評価できたことを概括する。

最後に 4. 5 章では自動着陸実験結果, 空力特性推定結果及び実験システム各系統の結果をまとめて示す。

4. 1 実験概要

4. 1. 1 豪州における飛行実験基本方針

豪州における飛行実験の計画については, 豪州ウーメラ飛行場を実験場の候補地に選んだ 1994 年 12 月から, 危険解析作業と並行して具体的な条件の検討を開始した。1995 年 4 月に実験計画の詳細検討に着手し, 以降の実験場の実地調査の進展及び国内での実験機及び地上設備の開発と機能試験の進捗, さらに名古屋地区で実施した国内懸吊試験結果を反映して, 1996 年 3 月に実験実施計画書を取り纏めた。

当初の計画では, 懸吊試験を 10 フライト及び自動着陸

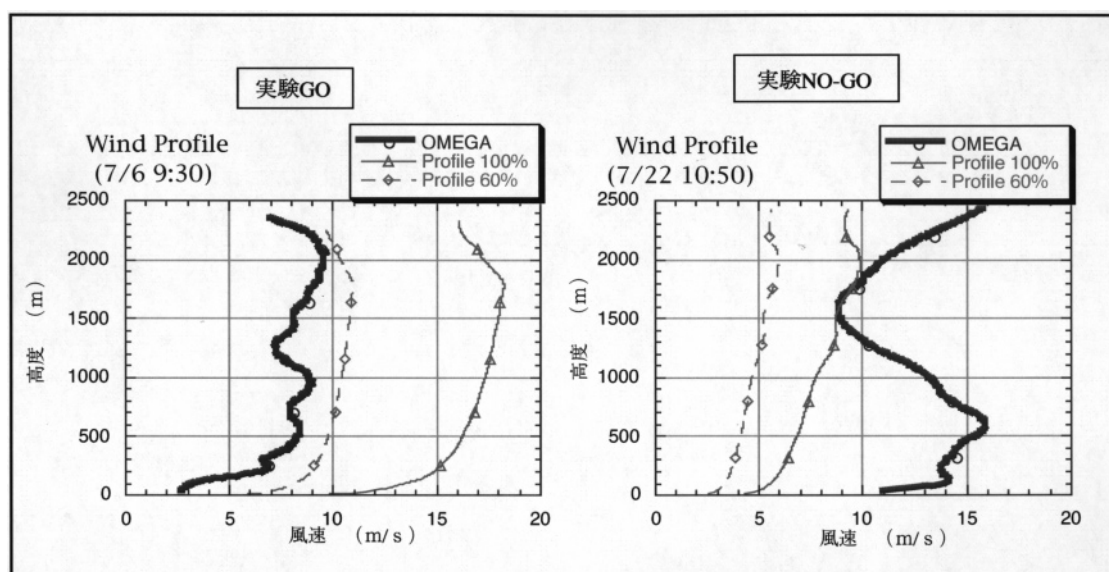


図 3.4.4-7 上層風による飛行実験判定

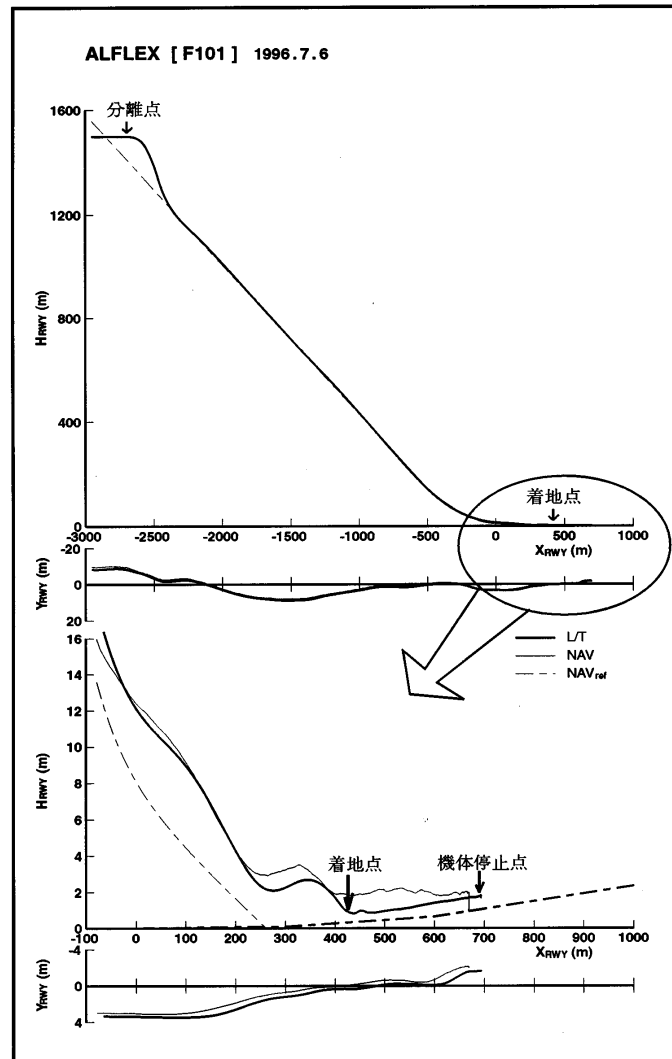


図 3.4.4-8 飛行経路結果

実験を13回程度実施すること、実験期間を3ヶ月とすること、さらにその後に3ヶ月程度の予備期間を設定することとした。この当初方針にもとづき、1996年1月から実験場整備を始め、気象条件の良好な3、4、5月に懸吊試験を含む飛行実験を行うスケジュールを設定した。しかし、豪州との実験期間合意後に国内懸吊試験の終了が遅れる事態が生じたため、5月上旬に懸吊試験を開始するようにスケジュールを変更した。その結果、1996年3月にまとめた実験実施計画書では、撤収に充てる期間を考慮すれば上記予備期間を組み入れることのできない厳しいスケジュールとなった。この改訂スケジュールは、豪州実験の内容が国内試験による検証実績を有するものであるため、日程を大きく遅延させるような支障が生じないことを前提にしたものであった。結果的には、この見通しは概ね妥当であった。豪州実験に移行する段階での主な方針は以下の通りとした。

最初の3フライト(フェーズ)では、ほぼ無風で

良好な気象条件の下でノミナル軌道の飛行を実現し、自動着陸システムの総合機能評価を行う。

以降の10フライト(フェーズ)では、風条件の緩和、分離点のオフセット、平衡滑空時の舵面加振等のオフノミナル条件の飛行を実施し、機体空力データ及び航法誘導制御系に関する技術データの蓄積を行う。

フェーズでは1フライト/週程度、フェーズでは2フライト/週程度のフライトレートを想定する。

豪州における懸吊試験では、輸送、組立後の確認事項、豪州で初めて確認する事項及び国内懸吊試験結果により改修された事項の機能試験、運用慣熟及び性能確認を実施した。スケジュールの観点から、懸吊試験フライト数の最小化を図ることとし、国内懸吊試験で機能確認の終了しているものについては上記試験に組み込んで再確認することとした。その結果、合体懸吊試験は1回だけとし、以降は5自由度懸吊試験だけを実施する計画とした。なお、母機単体での飛行は比較

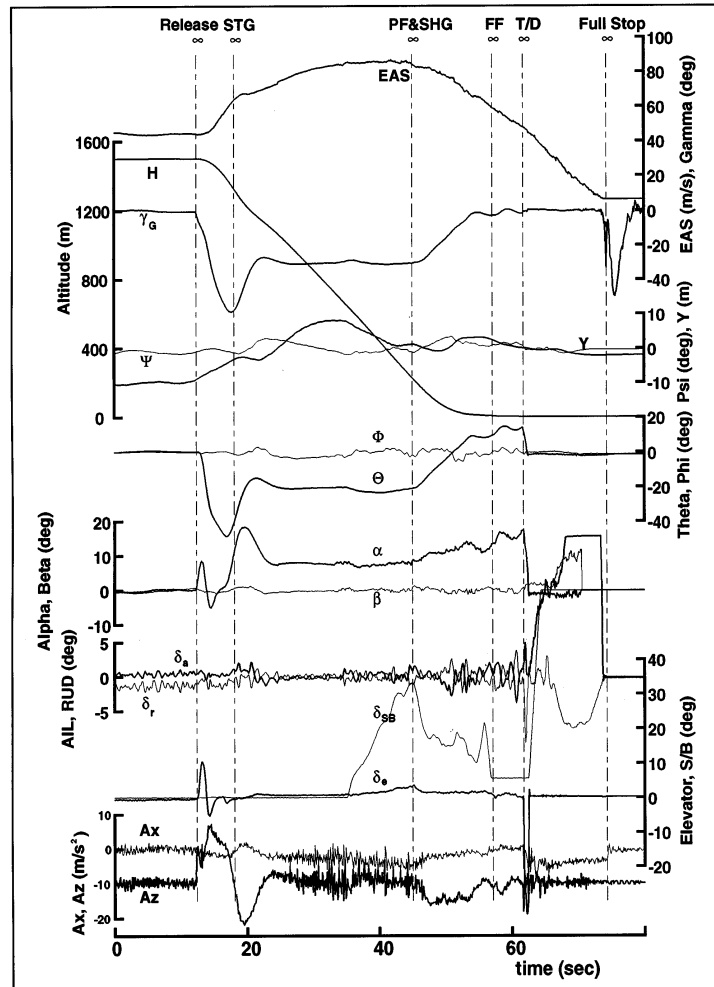


図 3.4.4-9 飛行状態図

的容易に実施できるため、飛行安全系の機能確認 / 較正はこの形態で実施することとした。

気象条件とくに風の条件が実験実施の最大の制約になることを想定し、早朝（日の出直後）に飛行することとした。しかし、後述の通り、実際には早朝の湿度 / 温度状況により早朝の飛行実験を実現することはできなかった。

4.1.2 豪州実験の特徴

ALFLEXの飛行実験は、1995年9月からの日本国内で懸吊飛行試験として開始されている。豪州における飛行実験は、名古屋地区における国内懸吊試験から引き続く一連の実験の後半部分といえる。しかし、豪州実験は国内での飛行実験と異なる点を有する。国内の条件と対比して豪州実験の特徴を以下に示す。

ウーメラ実験場

まず、地理的特徴であるが、周りに山や海がない。したがって、風の影響が一様となり、タービュレンスがあ

まり大きくなく、気流が安定している。このため、国内に較べて乱れの少ない安定した実験データが得られた。

雨が少ないとはいえ、季節毎の降雨量の変動があり、当該の期間に相当の降雨に遭遇して実験遂行の支障になることがあった。さらに、降雨のあった次の日からしばらくは実験場の各サイトへの道路がぬかるみとなり、移動の障害となるとともに誘導路などへの泥の散乱が生じ実験実施の支障となった。また逆に、実験場の土壌は細かい砂塵で形成されているため、乾燥時には車両の走行程度で巻きあがり、実験機を始めとする機材への影響を防止するための運用及び対策手段が必要になった。また、南風の場合、低温高湿となり、早朝には結露、日の出後に霧、昼前には低層雲が発生し、それぞれ実験の遅延あるいは中止の原因となった。とくに、前日に降雨のあった場合その傾向が顕著となり、エプロン上の水たまりの除去の必要性も加わって実験遂行の障害となった。

ALFLEXが実験場を利用する優先度は民間定期航空よりも低く設定されていたが、ウーメラ飛行場の使用頻度が日本国内に比較して極めて少ないため、また、豪州空

軍を含め、現地諸機関が実験に極めて協力的であったため、ALFLEX 実験の優先度の低いことが実験の支障となることは殆どなかった。

ウーメラが都市地域から遠隔の地であるため、機器（例えば複写機）の修理、部品の手配などに予想以上の時間を要し、作業の効率に影響した。

実験体制の特徴

国内の懸吊試験はメーカーの請負作業で進められた。しかし、豪州では図 2.4-4 に示すように、NAL/NASDA チームを主体とした実験隊を編成し、国内とは異なった実験体制とした。また、豪州での作業が実験の最終段階であり各担当の業務を最大限統合したものとなったため、さらには、要員の派遣や交替が容易ではなかったため、各組織毎の作業でなく、要員全体で実施する作業が多くなり、国内試験より一層密に連携及び協力して行ったことも特徴といえる。

いっぽう、実験場が豪州軍管轄の飛行場であることや、着陸実験を地上設備の近くで行うことから、作業及び要員の安全管理を一層徹底する必要が生じた。これは、安全班による教育、管理及び豪州側との緊密な連絡によって実現され、不測の事態を避けることができた。こういった豪州側からの安全確保、支援業務実施のため、豪州政府は安全・運用担当連絡官（Safety and Operations Liaison Officer; SOLO）を任命した。SOLO の業務については、両国で合意した事項として文献 45 に規定されている。実験の遂行に当たっては、実験時の立ち入り規制の実施、緊急車両の準備手配、実験空域内の航空機の管理などを SOLO が一元的に統括したため連絡調整が容易であった。

なお、飛行実験段階では、実験の可否が主として気象に依存したため実験実施日の曜日を選択する余地が無くなり、週末に実施することが多くなった。しかし、豪州側はこれを問題とせず、平日と同等レベルの協力を得ることができた。

次に、ALFLEX の実験の進め方の特徴的な点を述べる。

ステップアップ方式

自動着陸実験の前段階で実施する懸吊飛行試験がその代表的なものであるが、全ての試験実施に当たり順次前回までの試験結果を最大限に活用することで試験の確実化と効率化を図った。豪州実験においても、国内懸吊試験と同様にヘリコプタを利用した繰り返し試験が可能な特徴を利用して、この進め方を基本とした。1996 年 3 月下旬より地上試験、5 月下旬より懸吊試験、6 月下旬から自動着陸実験フェーズ 及びフェーズ と順次ステップアップする方法で試験を進めた。

数学モデルを用いた計算機シミュレーションの最大限の活用

新規に開発されたものは種々の特性に不確定の要素があるが、全体システムが所期の機能性能を有するかどうかを自動着陸実験前に確認する必要がある。最少の試験項目と繰り返しによってその設計を確認するための最も効率的な方法は機体特性、空力特性、制御特性等全ての特性を数学モデルで表し、そのモデルの挙動を計算機シミュレーションによって事前に把握することである。ALFLEX では、ヘリコプタによる懸吊飛行及び自動着陸飛行という特徴的な状態での特性についてそれぞれ 6 自由度の数学モデルを構築し、ステップアップ時の判断、誤差や変動要因の影響の事前評価、モデルの応答と実際の応答との比較による問題点の抽出等、実験計画を安全確実に策定するためにこれを活用した。同モデルの妥当性と精度については、ステップアップして行われる試験結果を順次反映して確認した。本モデルの具体的な活用に関しては、懸吊モデルについては文献 41 に、自動飛行時のモデルについては文献 17 に記述される。

なお、実験データ解析に当たって計算機ハード及びソフト両面にわたり最大限の資源を豪州に持ち込み、データ処理及び数学モデルの応答との比較、解析等の迅速化を図った。この結果、実験実施当日に解析結果を得ることが可能となり、実験の効率的な実施に寄与した。

4.2 飛行実験の実施

4.2.1 豪州における確認試験

図 4.2.1-1 に、オーストラリア輸送後、自動着陸に至るまでの作業の進行の経過を示す。実験機の組立、改修、地上設備の据え付け完了後、個々にシステム試験を行った後、以下の組み合わせ試験を実施した。

地上設備組み合わせ試験（1996 年 4 月 12 日～24 日）

実験機地上設備組み合わせ試験（1996 年 4 月 22 日～23 日、5 月 11 日）

地上走行試験（1996 年 4 月 26 日～5 月 6 日）

実験機母機地上設備組合せ試験（1996 年 5 月 15 日～17 日）

の試験は、実験機 / 母機 / 地上設備を組み合わせた全系の機能・性能を最終的に確認し、懸吊飛行試験に移行できることを確かめるために行ったものである。そこではまず、実験機と母機系とのインターフェースの確認、及びアンビリアルコネクタ分離機能確認を行った。また、実験機、母機搭載支援機器、懸吊装置、地上設備の飛行前点検、実験機搬出、実験機と懸吊装置との結合、離陸前点検、飛行、飛行後点検の全ての作業について、飛行試験に用いる全ての機材を対象としてシーケンスラン（実作業に基づくシステム機能及び手順の確認）を行い、

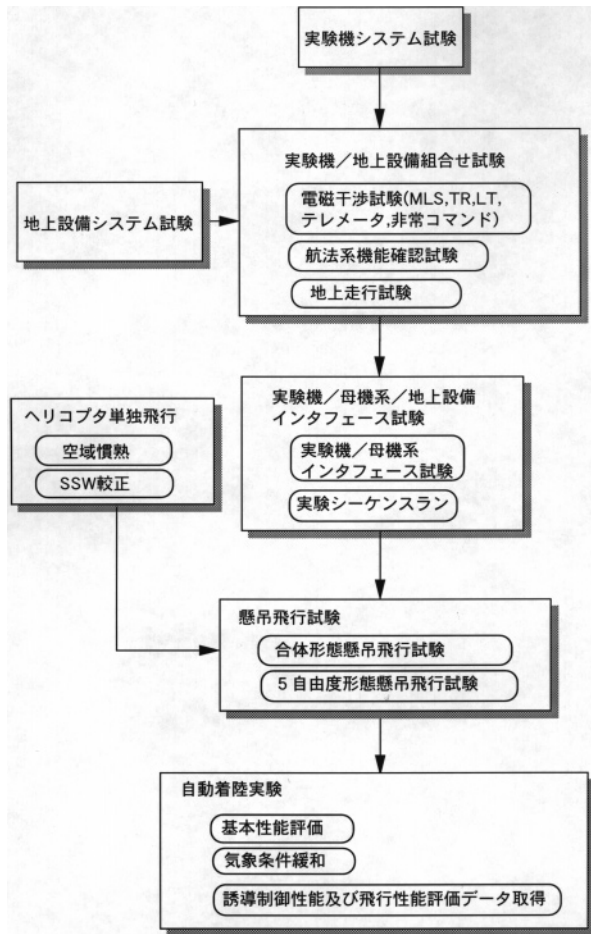


図 4.2.1-1 豪州における試験及び実験のフロー

全作業及び手順に大きな問題のないことを確認するとともに、手順書の改訂箇所を抽出した。また、本試験によって求められた点検作業に要する時間の見積もりをベースとして、懸吊試験の時間スケジュールの初期設定を行った。

4.2.2 実験条件

準備も含め、実験の手順を進めるための判定条件を表 4.2.1-1 に示す。準備の段階では、これらの条件、特に湿度等の気象条件が満たされないため、条件が整うまで作業が中断することがしばしば発生した。いっぽう、航法精度を確保するため、IMU アライメント完了後 90 分以内に自動着陸を終了する必要がある、離陸後の実験機分離の再試行は 1 回のみとした。

分離時風条件については、現地の風観測結果に基づいて見直しを行った。とくに、初回の自動着陸実験は風の弱いときに実施することとしたため、ウーメラでの 4 月からの風が設計風に対してどの程度であったかの統計データに基づいて実現可能性の見直しを行った。その結果、風が弱く実験が可能となる日のうち、設計風の 60%

表 4.2.1-1 実験実施判定条件

段階	事項	条件
搬出	気温	0 以上
	湿度	95%以下
	風	砂塵が舞い上がらないこと
実験機作業	時間	GPS軌道データ更新時間帯である日曜日の午前5:30~9:00（ウーメラ時間）にDGPSを作動させないこと
実験機電源投入	湿度	85%以下
離陸	離陸前点検	完了
	気象	上空を含め条件を満足していること
	空域	SOLOの了解を得ていること
	レーザトラッカ（直射日光）	シャッタが閉じないこと
	スカイスクリーンウォッチャ	太陽光を直視しないこと
	GPS	衛星配置が適切であること
	定期航空機	障害にならないこと
	優先権を有する航空機	障害にならないこと（例えば緊急医療用航空機や米軍機）
	実験機吊り下げ	安定していること
分離	飛行コース	安定していること
	分離位置	分離ウィンドウ内
	航法計算（MLS/IMU）	収束していること
	地上風	制限内
	スカイスクリーンウォッチャ	準備完了
	実験域	クリア
	時間	IMUアライメント後90分以内

程度ならば約 2 日に 1 日程度存在することが明らかになった。このことから、初回の実験では、地上風が設計の 60% 以下であることを分離時の条件として実施することにした。

4.2.3 実験に係わる作業

4.2.3.1 作業の流れ

図 4.2.3-1 に飛行実験実施のための作業のフローを示す。実施日時と内容を決定し、手順を確認した後、前日中に天候を確認し次の日の実験の可否を決定した。実験当日は準備状況、天候、機器の作動状況を考慮して、実験実施の可否を決定した。

朝の方が気象条件特に風条件が良好であるので、出来るだけ早い時間に実験を実施するようにするため、飛行前点検作業のうち、航法誘導制御系以外の項目はできるだけ前日に完了させるようにした。当日は実験機、母機

と懸吊装置については、単体で行う点検を作業環境の良いハンガ内で実施し、実験機と懸吊装置の組み合わせ作業（図 4.2.3-2）及びそれ以降の点検作業はエプロン上で行った。

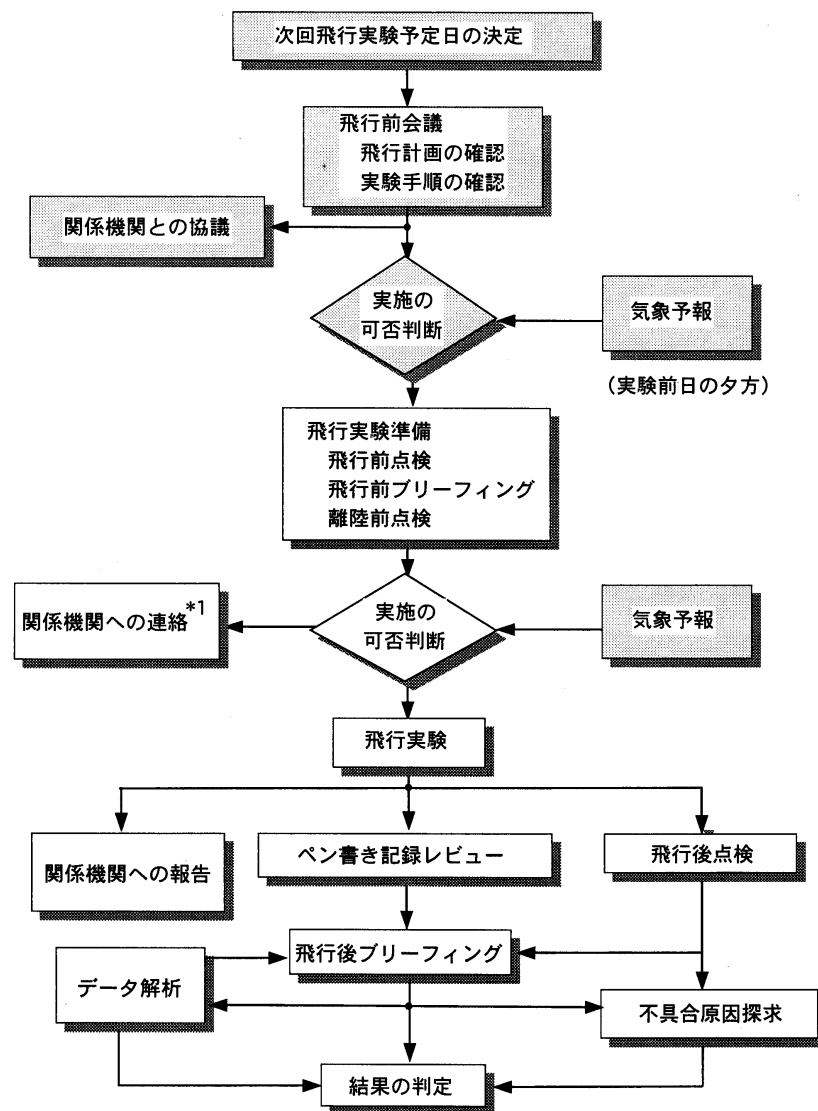
実験終了後は、その日のうちに速報及び 1 次データ処理結果に基づいてデータ解析及び要すれば不具合解析を行い、次の実験の方針を検討した。

4.2.4 に示すとおり、実験実施にあたり、オーストラリア側に全体的な活動予定を説明したり一般的な折衝を行うための各種の連絡会議を開催し、現地との密接な連携を維持した。

4.2.3.2 実験スケジュールの設定、変更

走行試験、懸吊試験を含め飛行実験を実施する際、機材の準備等のため予めスケジュールを設定する必要がある。しかし、スケジュールは、機材の準備状況、不具合処置完了時期及び気象予報等多くの要因によって随時変更しなければならない。このため、作業の効率、作業性及び実験の順調な進捗を確保するためにスケジュール調整を以下の方法によって行った。

実験の前日 16 時頃に GO/NOGO 判定会議を開催し、機材の準備状況及び BOM が ALFLEX 用に発行する気象予報を基に次の日の実験の可否及び実施する場合の時間スケジュールを設定する。



*1: SOLO及び日本国内のHOPE開発室

図 4.2.3-1 飛行実験作業のフロー



図 4.2.3-2 実験機と懸吊装置の組み合わせ作業（写真）

当日、プリフライトブリーフィングの時点で離陸前点検を開始するかどうかの判断を行う。必要であれば判断を延期して待機する。

離陸前点検作業中に最終的な気象判断を行う。必要であればヘリコプタエンジン始動前までの作業を完了させてから待機する。

離陸後の全般状況を判断し、必要であれば分離を中止して帰投する。

実験スケジュールに与えた要因は、次のとおり期間や実験内容によって異なったものであった。

懸吊試験完了まで：この期間で最もスケジュールに影響した要因は機材の整備状況である。6月中旬までのこの期間は、比較的降雨の少ない良い天候に恵まれ、また風や雲の条件等がヘリコプタの運用に支障のない比較的穏やかなものであった。このため、気象条件がスケジュール変更の要因になることは殆どなかった。この期間の試験日程は、主として機材準備や不具合処置等に要する時間によって決定された。

自動着陸実験期間：この期間で最もスケジュールに影響したのは気象条件である。とくに初期では、ノミナル条件の実験の風制限を60%と厳しくしたこと、この期間の早朝の湿度が極めて高くなる気象条件であったこと、及びGPSの運用制限時間が実験実施時間帯に重なったこと等の要因により実験時間の変更や翌日以降への延期などスケジュールが頻繁に遅延した。後半になって風制限が緩和されてからはスケジュールの大

幅な遅延が避けることができたが、引き続き周期的な移動性高気圧の動向によって実験日程が規定された。

4.2.4 実験計画に関わる豪州関係諸機関との調整

4.2.4.1 実験場に関わる調整事項

ASOP（文献45）では、SOLOの任務を含め、具体的な実験の安全及び運用に関わる計画が規定されている。豪州実験ではその第2版（1996年5月10日付）に基づいて実験を行った。実験実施期間中に非常系作動の条件などの内容について補完、修正を行った。また、各設備要員の配置及び役割の変更に伴う連絡手段や作業時間、LTの運用制約条件の発生、実験要員の管制室内人数や役割等の変更について、調整を行った。これらの連絡調整作業内容は全てASOPに記載されており、その書式や手順に基づいて行われた。豪州関係者との調整会議（ALFLEX Liaison Meeting）を定期的に行い、試験実施及び一般的な関連事項に係わる連絡調整を行った。3月22日に第一回を開催して以来8月16日までに合計13回開催し、試験スケジュールを初めとする主要業務の連絡調整を行ってきた。このほか、プレス対応に係わる協議（Public Relations Meeting）、飛行試験結果報告会（Trial Outcome Meeting）、及び飛行試験計画説明会（Trial Planning Meeting）を随時実施した。

4.2.4.2 実験に係わる豪州側からの協力

豪州からは種々の協力を得たが、実験に関与する主要事項は以下の通りである。これらも予めASOPで規定さ

れたものである。

SOLOによる豪州側諸機関に係わる調整 ,NOTAM等による空域管制等

WES 所属消防車の待機

地元警察による実験区域の立ち入り制限

母機などに対する燃料供給 エプロン域の小石等排除清掃, 滑走路立ち入り立ち会い等滑走路使用に係わる協力業務

不定期航空の内, フライングドクターの離着陸等 ALFLEXの実験よりも優先度の高い航空機の飛行スケジュールを避けるための連絡調整

4.2.5 飛行安全

ALFLEXでは, 実験の安全を確保するため, 管制室におけるトラッキングレーダ情報に基づいたモニタ表示及びスカイスクリーンウォッチャの組合せによって軌道を監視した。ALFLEXは本来縦及び横方向に不安定な特性を有するので, 制御システムによる安定増加なしにはトリム飛行を実現できない。唯一の例外は低速高迎角状態である。万一実験中に不具合が発生し, その結果望ましくない方角へ滑空するような事態が起こった場合でも安全を確保することを目的として非常系を装備している。地上管制において飛行状況を監視し, 実験機が滑走路へ正常に着陸できないとされるような不具合が発生した場合は, 地上から非常系作動の指令を出して非常ドラッグシュートを開傘するとともにロール操舵を行って飛行を中断し, 機体を安全な区域に廃棄することとした。そして2.3に示すように, 危険解析結果に基づいて危険区域を指定し, その区域を立入禁止とした。危険区域は図2.3.1-1に示されている。

管制室のモニタ上の軌道監視者及びスカイスクリーンウォッチャ(SSW-SかSSW-Fのいずれか)は, それぞれ実験機がコーションラインを超えたことを確認した場合に「イエロー(黄色)」と発声し, 非常系のアーミングを促す。更に, リミットラインを超えた場合, 「レッド(赤)」と発声し, 非常系の作動を促す。なお, スカイスクリーンウォッチャは発声と同時に飛行安全テレメトリ装置の

スイッチを操作して, 緑, 黄, 赤の情報を管制室に送信する。管制室ではそれぞれの色のランプの点灯で音声情報を確認することができる。飛行安全主任は, この軌道監視者及びスカイスクリーンウォッチャからの情報を基に, 非常コマンドの操作を決断し指示する。この非常系作動を決断する際の規則を表4.2.5-1に示す。自動着陸がひとたび成功した後は, その第1回の自動着陸実験においてトラッキングレーダの追尾能力が実証されたことに基づき, トラッキングレーダへの依存度を高め, スカイスクリーンウォッチャの負担を軽減するように, 決断規則を表4.2.5-2のように改訂した。

4.2.6 飛行手順

実験機の飛行時の経路を, 図4.2.6-1に示す。実験機を吊り下げた母機は, 1回目の往復の間に分離高度の1500 m(約5000 ft)まで上昇し, 上空の気象を確認する。次の往路でポイントCまでにシステムの確認をして5自由度懸吊形態移行を決心し, 旋回するまでに5自由度懸吊形態に移る。次の復路で実験機の航法と制御を確認し, ポイントEから分離作業に入る。分離点手前500 mからカウントダウンを開始し, 管制室からの指示に基づき母機上で分離スイッチを操作し, 実験機を分離する。分離後, 母機は左旋回し, 高度を下げ, 懸吊装置を吊り下げたままエプロンに戻る。なお, 実験機を何らかの理由により分離しなかった場合, 母機は直ちに左旋回を開始し, 再度分離を試みる(以降リトライと称する)ため, 定められた経路に沿って飛行を継続する。

チェイスヘリコプタが飛行する際には, 母機の離陸を妨害しないよう, 点検作業完了直前に先に離陸し(図4.2.6-2), 滑走路上空で待機した。チェイスヘリコプタは, 実験機が分離されるまでは実験機の左後方に位置して追従し, 実験機分離後は実験機の基準経路の東側で並行にかつ実験機より浅い経路角で降下飛行を行い, 機体の挙動を最大限記録するように試みた。

母機の運用は, パイロットの技量に大きく依存する。とくに懸吊装置と実験機の吊り上げ, 吊り下げ, 懸吊装置の懸吊装置台車上への吊り下ろしは地上との連携とパイ

表 4.2.5-1 非常系作動決断のための規則

トラッキング レーダ スカイスク リーンウォッチャ	緑	黄	赤	機能停止
緑	操作なし	操作なし(SSW-S) アーミング(SSW-F)	操作なし	操作なし
黄	アーミング	アーミング	アーミング	アーミング
赤	作動	作動	作動	作動
機能停止	操作なし	アーミング	作動	作動

表 4.2.5-2 改訂された非常系作動決断のための規則

トラッキング レーダ スカイスク リーンウオッチャ	緑	黄	赤	機能停止
緑	操作なし	操作なし	作動	操作なし
黄	操作なし	アーミング	作動	アーミング
赤	アーミング	アーミング	作動	作動
機能停止	操作なし	アーミング	作動	作動

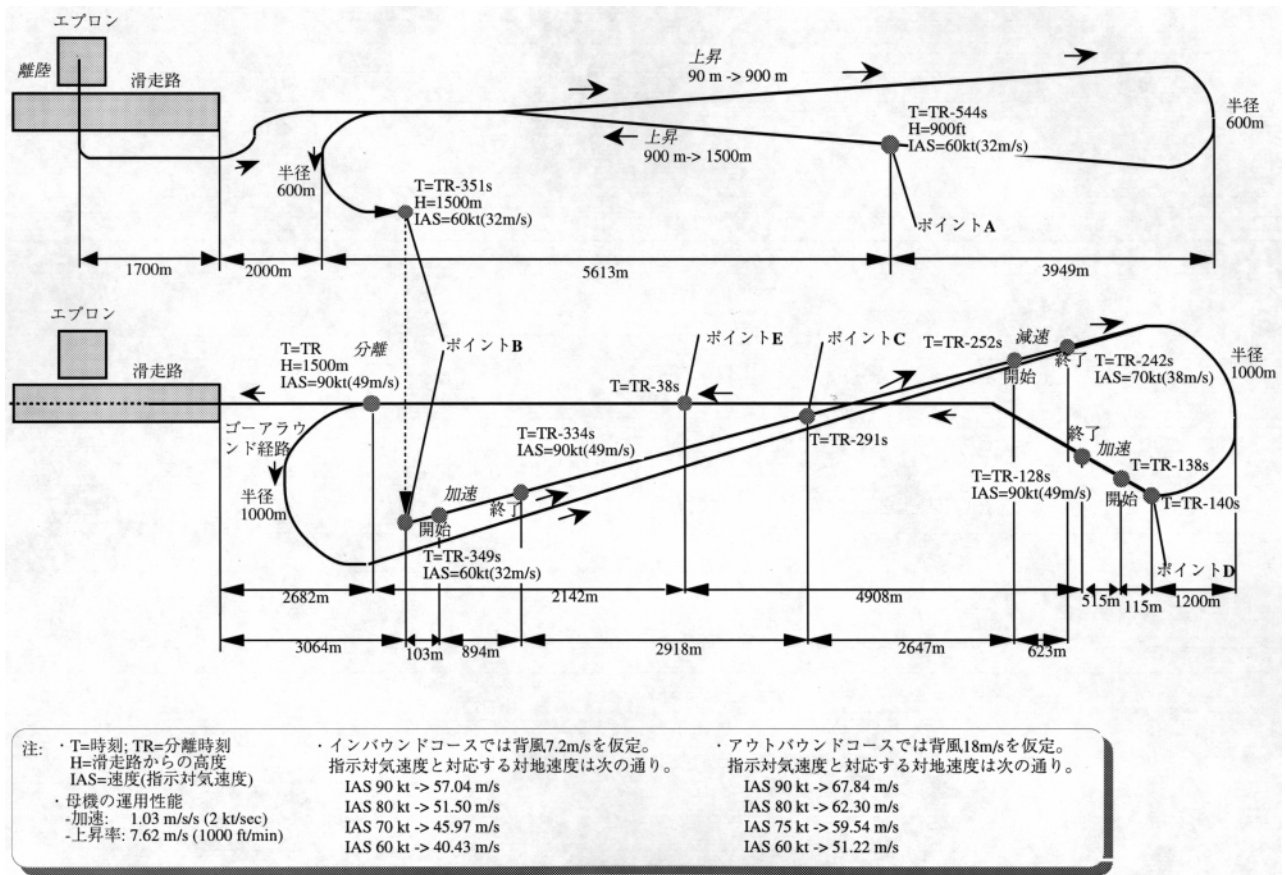


図 4.2.6-1 実験機の飛行経路

ロットの集中力が必要であった。さらに、パイロットが母機を分離点に誘導するにあたっては、分離ウィンドウ及び実験機位置を表示した指示装置を参照して、手動操縦によりコース設定を行った。この方法によって母機の誘導が十分な精度で実現できたことは、4.5項の実施結果のまとめで示す分離位置の結果により明らかである。

4.3 懸吊試験

4.3.1 豪州懸吊試験の概略

豪州における懸吊試験では、効率化を図るため輸送・組立後の機能確認など最小限必要なもののみを実施し、国内試験で確認済みの機能の再確認は独立しては行わない

こととした。その結果、実施計画書では合体懸吊試験を1回、5自由懸吊試験を4回行うこととした。課題は次のものであった。

豪州輸送、組立後機能確認：母機系、電磁適合性、実験機通信計測系、非常系、実験機航法誘導制御系、地上設備（飛行管制系、LT、TR）の機能確認、母機飛行、母機系操作、交信及び地上設備操作慣熟

性能確認試験／較正試験：MLS、TR、複合航法較正及びLTの機能性能確認、ADS較正、操舵系（スピードブレーキ）機能確認、制御性能確認、空力性能確認
自動着陸実験運用確認及び慣熟

国内で確認されなかった機能の確認：MLS及び航法



図 4.2.6-2 チェイスヘリコプタの飛行（写真）

誘導制御系

(DGPS , ADS , FCC (RA) , 制御系ソフトウェア) 改修後の最終確認

懸吊試験中に必要となった変更等の確認試験

C001 の合体形態試験から C004 までの 4 回の試験によって上述の全項目を予定通り実施することができたが、その間に生じた不具合、確認不十分な項目、要員の慣熟等のため、自動着陸実験開始以前に 3 回の懸吊試験を追加した。また、自動着陸実験期間中にも 2 回の懸吊試験を実施したため、豪州では懸吊試験を合計 9 回実施した。懸吊試験期間に実施した懸吊試験の概要を表 4.3.1-1 に示す。以下、それぞれの懸吊試験及び母機単独飛行試験の結果をフライト順に要約する。

4.3.2 懸吊試験の経過

第 1 回懸吊飛行試験 (C001 ; 合体形態 , 1996 年 5 月 21 日 実施)

豪州での初めての懸吊飛行試験として、合体形態で、各種機器 (MLS , DGPS , RA , LT , TR , 制御系 , 非常系 , 通信計測系) の機能確認及び主要機器の性能評価を実施した。MLS については飛行状態での機能性能評価を初めて実施した。また、国内試験以降改修が施されてきた DGPS の機能性能についての評価も実施した。本試験で

表 4.3.1-1 懸吊試験の概要

実験番号	試験目的	コメント	月日	時間
C001	MLS,SSW, テレメトリシステム及び地上装置の機能確認, TR, LT, DGPSの較正	合体形態懸吊飛行	5 月21日	11:29-13:03
C002	航法制御系及び母機搭載系の機能確認	5 自由度形態懸吊飛行 チェイスヘリコプタにより撮影	5 月24日	11:28-12:52
C003	航法誘導系機能確認 全系手順慣熟	5 自由度形態懸吊飛行	5 月28日	11:52-13:28
C004	操舵系センサ系機能確認	5 自由度形態懸吊飛行	5 月31日	10:53-12:09
C005	航法誘導系機能確認 全系手順慣熟	5 自由度形態懸吊飛行	6 月5日	11:23-12:37
C006	MLS及び空力性能確認 SSW較正	5 自由度形態懸吊飛行	6 月11日	11:02-12:40
C007	DGPS, 航法系, 非常系機能確認	5 自由度形態懸吊飛行	6 月20日	11:37-12:32
C008	全系慣熟, 訓練	全系の運用慣熟	6 月25日	10:27-11:53
F001	着陸性能評価実験を試みた。 電波高度計データ取得。	自動着陸実験を試みたが中止。 5 自由度形態懸吊飛行。チェイスヘリコプタが追随。	6 月30日	10:39-11:50
C009	電波高度計機能確認	5 自由度形態懸吊飛行	7 月10日	14:01-14:47
F003	気象条件緩和下での実験データ取得を試みた。	風条件は設計の80%。自動着陸実験を試みたが中止。5 自由度形態懸吊飛行	7 月21日	12:16-12:59

は、豪州の条件に合わせて調整した運用手順を初めて適用し、飛行前点検から飛行後点検までの各種の手順実施の慣熟を行った。なお、MLSの受信状況を自動着陸飛行状態に少しでも近づけるため、懸吊装置のスリングを調整し、懸吊飛行時に機首下げになるようにつり上げ時機首上げ角を通常12度のところを8度に変更して試験を実施した。

飛行では、母機系の機器作動状況を確認した後、高度700 m (2300 ft) で滑走路延長線上の中央、西側、東側で往復し、MLS 受信機能等を確認した。その後、高度910 m (3000 ft) で同様の飛行を行い、機器の確認を行った。次に高度150 m (500 ft) まで降下し、実験機が前後に揺れている状態での電波高度計の受信状況を確認した。このときの縦揺れ角が最大で14度と小さかったため、滑走路延長線上の中央、東側、西側のカンガルー侵入防止用フェンス上を飛行して同フェンスのMLS機能への影響を調べた後、再度実験機を前後に揺らせて電波高度計の受信状況を確認した。このときの最大縦揺れ角は27度に達し、電波高度計の機能を確認するには十分なデータが得られたが、急激な姿勢変動により実験機後部パネルの懸吊装置との接触面にへこみを生じた。着陸前に滑走路上空30 m (100 ft; 実験機高度は約10 m) で飛行し、滑走路近辺での機器の作動状況を確認した。試験の結果、次に示す検討項目を除き、MLS, DGPS, RA, LT, TR, 通信計測系, 非常系, GNC系の機能が正常であることが確認された。

MLS AZ 局に周期的変動が見られた。

MLS EL 局に + 方向の0.05 度程度のバイアスが見られた。

DGPSの全チャンネルロックはずれ現象が発生した。

DGPS シュードライト局のバイアス値が変化した。

第1回母機単独飛行試験 (H001; 1996年5月22日 実施)

SSWの較正データ取得のため、レーザーフレクタを装備した母機が単独で試験空域を飛行した。LT及びTRで計測した母機の位置を用いて、管制卓の表示でリミットラインを超えた時刻及びSSW側でリミットラインを越えた時刻を記録し、両リミットラインの位置を比較した。

試験では、まず母機の飛行空域を定めたFPM-H表示上の境界線の妥当性を確認するため、その境界と交差する飛行を行って、表示上で交差する時刻をスイッチにより記録した。次に分離点の確認をするため分離点を通過する8の字飛行を2度実施した。その後、高度1500 m (5000 ft), 1070 m (3500 ft), 610 m (2000 ft) で、実験機の飛行経路に対するリミットラインと交差する飛行を行い、交差時刻をSSW及びFPMの観測に基づいて記録した。

試験により、正面側 (SSW-F) の観測データが設定とよく一致していることを確認した。横側 (SSW-S) については今回の試験結果を用いてスクリーンの調整を行い、次のH002フライトで確認することとした。

第2回懸吊飛行試験 (C002; 1996年5月24日 実施)

5自由度懸吊状態に移行し、制御機能性能を確認した。MLS及びDGPSに係わる航法系のデータを収集した。チェーサによる監視及び撮影も実施した。また、国内懸吊試験時に分離装置で発生したフラッタ振動に対する対策により、同装置の振動が収まることの確認を行った。

試験では、ケーブル長を順次0.5 m, 2 m, 4 mと変えて実験機を懸吊装置からつり下げ、5自由懸吊状態での制御機能を確認した。その後同状態での旋回機能、巻き上げ機能を確認するとともに分離装置の振動防止対策が有効であったことを確認した。次に、C001で計測されたMLS AZ局の周期的誤差の原因を推定するため、合体形態で滑走路延長線上を水平直線飛行した。C001のデータでは滑走路中心線延長線に沿った飛行時のデータのみ周期的変動が小さかったが、この理由としてAZ局前方のフィールドモニタアンテナの存在によることが考えられた。本試験では、このことを確かめるためフィールドモニタアンテナを外した状態のデータを取得した。再び5自由度懸吊状態において迎角及び横滑り角にコマンドを加えて追従させ、制御機能を確認するとともに、縦及び横の運動特性についてデータを収集した。また、母機が1500 m (5000 ft) で分離点から左旋回する間にチェーサ機が分離された実験機を追跡して急降下を行う慣熟飛行を実施した。

試験の結果、制御機能は当初設計通りの機能性能を有していること、分離装置の振動が収まっていること、運用の妥当性等について問題のないことが確認された。航法系で検討中の課題については引き続き検討することとなった。なお、第1回懸吊飛行試験で観察されたMLS AZ局の周期的変動について、フィールドモニタアンテナがその主たる原因ではないことが明らかになり、更に対策を検討することとなった。

第3回懸吊飛行試験 (C003; 1996年5月28日 実施)

自動着陸実験の手順の確認を行った。まず、コールアウトによって分離及びリトライを模擬した後、分離装置関連のスイッチ以外の操作を実施して手順が妥当であることを確認し、同時に、MLS-IMU複合航法の機能性能に関するデータを得た。試験の後半では、AZ局前方に周期的変動の原因となっているマルチパスを防止するために立てたフェンスがMLS AZ局の周期的変動に及ぼす効果を調査した。

本試験によって、分離に至る母機及び地上要員の操作手順を実際の飛行で確かめ、操作手順を規定したランチャートについて、5 自由度懸吊状態に移行するための時間が短く設定されていた点など改善すべき点があるものの十分余裕を持って実施でき、適当であることを確かめた。さらに、フリーフライト模擬試験により、誘導機能が妥当であることが確かめられた。一方、MLS AZ 局前方のフェンスにより周期的変動が減少したことを確認し、同課題の原因を解明できた。

第 2 回母機単独飛行試験 (H002; 1996 年 5 月 29 日 実施)

前回の SSW 校正飛行試験の結果を受けて、SSW-S 位置のスクリーンの校正を再実施した。試験では、母機が単独で滑走路中心線延長上を 4 種類の高度 (1500 m (5000 ft), 700 m (2300 ft), 300 m (100 ft), 110 m (330 ft)) で水平飛行し、垂直面上のリミットラインを越える試験をそれぞれ 3 回繰り返した。なお、高度 1500 m では 1 回追加飛行を行った。そしてこのときの SSW-S 及び飛行管制卓表示上のリミットラインを越えた時刻の母機の位置を DAS により記録した。データ解析の結果、SSW-S からの情報を実験時の軌道監視に使用できることが明らかになった。

第 4 回懸吊飛行試験 (C004; 1996 年 5 月 31 日 実施)

5 自由度形態懸吊飛行で、ADS 及びスピードブレーキの性能を確認するためのデータを取得した。ここでは、滑走路延長線上を水平に往復する間に、迎角及び横滑り角を変化させる試験、一定方向に水平飛行する間にスピードブレーキを開閉する試験及びスピードブレーキが開いている間に迎角及び横滑り角を変化させる試験を行った。また、試験の後半では、滑走路方向に進入する飛行を 2 回実施し、MLS データの受信状況を確認するためのデータ取得を行った。第 1 回目は MLS EL 局に向かって約 -5 度の経路角で進入し、EL 局のバイアス測定を行った。第 2 回目の進入では MLS AZ 局前方に仮設置された 2 重のフェンスが AZ 局前方の地面によるマルチパスの影響を防止したことを確認するためのデータを取得した。

本試験のデータの 1 次解析の結果により、迎角、横滑り角、気圧高度、対気速度の性能、スピードブレーキの機能性能、スピードブレーキが開いている状態での空力性能の全てが所期の通りであることを確かめた。一方、MLS AZ 局前方に仮設置した 2 重のフェンスが AZ 局前方の地面によるマルチパスを防止し、周期的変動を解消したことも確認した。

第 5 回懸吊飛行試験 (C005; 1996 年 6 月 5 日 実施)

今までに実施した試験で更に確認が必要となった項目を、自動着陸実験の手順慣熟と組み合わせて実施した。まず、合体形態でコールアウトのみを行って、分離に至る手順の慣熟を行うとともに、自動着陸実験の時の時間経過に相当した飛行経路に沿った飛行によってその間の航法系の機能を確認した。さらに、実験機の基準経路近辺での MLS AZ 局の機能を確認するためのデータを収集した。本項目では滑走路延長線、同東側 200 m の平行線、同西側 200 m の平行線に沿ってそれぞれ滑走路端に向かって進入し、基準経路手前から降下を開始し、リミットライン付近まで降下した。引き続き、分離前模擬及びリトラライ模擬を 5 自由度懸吊状態で実施し、手順の慣熟を行った。再び合体形態に戻した後、模擬分離を含むフリーフライト模擬を行い、その途中で制御をオンとし、短時間ではあるが誘導系及び制御系全体としての機能確認を行った。滑走路近くまで降下した後、続いて滑走路端付近での電波高度計の性能に関するデータを収集した。本懸吊試験では、雲の影響により、高度を当初予定した 1500 m (5000 ft) まで上昇できず、試験の開始高度を 910 m (3000 ft) に変更して実施したが、当初予定した試験項目を全て終了した。なお、本懸吊試験はプレスに公開された。

マルチパス防止のために MLS AZ 局前の地面を平坦に整地したが、本試験の降下進入時のデータによって、MLS AZ 局の周期的変動が半分に減少し、整地が有効であったことを確認した。また、本試験前に SSW 用交信周波数を 152.75 MHz (試験進行用 VHF の周波数は 152.9 MHz) から 157.4875 MHz に変更した。この結果、音声交信システムの干渉問題が全て解決されたことを確認した。

第 6 回懸吊飛行試験 (C006; 1996 年 6 月 11 日 実施)

本試験は、縦静安定特性確認、分離点付近の MLS AZ 局の受信状況確認、SSW-F 校正に関するデータ取得を目的として実施した。試験では、まず 5 自由度懸吊状態に移行し、エレベータ加振を行った後、迎角を徐々に 12 度まで大きくする スイープを実施した。その後、エルロン及びバダダーの舵効きデータ取得を行った。次に高度 1500 m (5000 ft) 迄上昇し、MLS 機能確認及び SSW 校正のための進入降下を実施した。これらの項目では、分離点近くまで水平直線飛行し、その後地上からの指示で降下を始め、リミットライン通過と同時に旋回を開始する方法でデータを取得した。その後再び 5 自由度懸吊状態に移行して舵面加振データを取得した、滑走路近辺での低空飛行によって RA データを収集した後着陸した。

本試験データの 1 次解析結果により、迎角 12 度までの縦静安定特性が所期の通りであったことを確認した。また、分離点近辺での MLS については、AZ 局及び EL 局共

に十分な性能を確保できたことを確認した。さらに、取得した詳細データに基づいてSSW-Fのコーションラインの再設定を行った。SSW-F位置が滑走路中心からずれていることによる視差があるため、想定軌道上であってもSSW-Fがコーションを検知し、「イエロー（黄）」と発声する場合が生じる。このことが実験遂行に影響しないように、コーションラインを外側（コーション発声が遅れる側）に広げる変更を行った。

第7回懸吊飛行試験(C007;1996年6月20日 実施)
自動着陸実験に移行する前の最終試験と位置づけ、以下の項目を目的として実施した。

DGPS 地上局信号バイアスの再設定及びマルチパス対策としての地上局位置変更結果の確認

非常系の不時作動調査の一環としての非常系キャリアのノイズレベル計測

複合航法出力異常対策結果の確認,ADS及びIMU交換後の総合機能確認

先ず、滑走路端から滑走路延長位置において高度 30 m (実験機は約 10 m) で飛行し、RA データを取得した。この後高度 1500 m まで上昇して自動着陸実験模擬飛行を行った。また、分離点通過後引き続きリトライ模擬を実施した。この間のデータは、航法系及び DGPS の機能確認のために用いられた。再び 5 自由度懸吊状態とし、非常系コマンドキャリアのオン及びオフ状態で分離点からリミットラインを通過し、非常系の機能を再確認した。その後総合的な航法誘導制御系の機能確認のため、フリーフライト模擬による合体形態での降下飛行を実施した。エプロン帰還前に再び高度 30 m において滑走路に進入し、RA 評価のためのデータを取得した。

本試験により、DGPS が正常に機能していること、複合航法出力異常が発生していないこと、及び ADS、IMU の機能に関して異常のないことを確認した。また、非常系キャリアのノイズレベルについては十分小さいことも確認した。

以上の懸吊試験を通じて、全系の機能、性能確認、較正、自動着陸実験運用確認及び慣熟のすべてを完了し、自動着陸実験移行の見通しを得た。特記すべき成果としては、MLS AZ 局のマルチパスによる周期的誤差の検出と整地による対策を実施できたこと、及び DGPS 地上局移設の後の DGPS / IMU 複合航法の精度を確認できたことが挙げられる。

4.4 自動着陸実験

4.4.1 自動着陸実験の概要

自動着陸実験は ALFLEX の最終段階の実験である。本実験段階に移行するための最終確認審査会、懸吊試験タ

スクレビュー、自動着陸実験タスクブリーフィングを実施した。ついで、飛行実験の円滑な遂行のため、自動着陸実験の前にリハーサル of 懸吊試験を行った。その後表 4.4.1-1 にまとめるように合計 13 回の自動着陸実験を実現した。

着陸実験のおおよその進捗の経過は次の通りである。

手順慣熟懸吊試験

自動着陸実験では、分離に至るまでの地上点検、懸吊飛行、カウントダウン等要員による操作及び確認事項が多い。このため、懸吊試験期間に確認済みである作業を一層確実かつスムーズに実施するためのリハーサルを行うこととした。この懸吊試験を自動着陸実験の期間に含めて計画し、C008 として実施した。

自動着陸実験ノミナルケースとして 3 フライトを計画した。しかし、最初の 2 フライト (F101, F002) から得られたデータによって基本性能を確認できたため、第 3 フライトから分離位置を変化させて技術データ蓄積を行うことに変更した。

第 4 フライト (F004) 以降、風の条件を全面的に緩和し、向かい風及び横風については設計条件に対して 100

に十分な性能を確保できたことを確認した。さらに、取得した詳細データに基づいてSSW-Fのコーションラインの再設定を行った。SSW-F位置が滑走路中心からずれていることによる視差があるため、想定軌道上であってもSSW-Fがコーションを検知し、「イエロー（黄）」と発声する場合が生じる。このことが実験遂行に影響しないように、コーションラインを外側（コーション発声が遅れる側）に広げる変更を行った。

第7回懸吊飛行試験(C007;1996年6月20日 実施)
自動着陸実験に移行する前の最終試験と位置づけ、以下の項目を目的として実施した。

DGPS 地上局信号バイアスの再設定及びマルチパス対策としての地上局位置変更結果の確認

非常系の不時作動調査の一環としての非常系キャリアのノイズレベル計測

複合航法出力異常対策結果の確認,ADS及びIMU交換後の総合機能確認

先ず、滑走路端から滑走路延長位置において高度30m(実験機は約10m)で飛行し,RAデータを取得した。この後高度1500mまで上昇して自動着陸実験模擬飛行を行った。また、分離点通過後引き続きリトライ模擬を実施した。この間のデータは、航法系及びDGPSの機能確認のために用いられた。再び5自由度懸吊状態とし、非常系コマンドキャリアのオン及びオフ状態で分離点からリミットラインを通過し、非常系の機能を再確認した。その後総合的な航法誘導制御系の機能確認のため、フリーフライト模擬による合体形態での降下飛行を実施した。エプロン帰還前に再び高度30mにおいて滑走路に進入し、RA評価のためのデータを取得した。

本試験により、DGPSが正常に機能していること、複合航法出力異常が発生していないこと、及びADS、IMUの機能に関して異常のないことを確認した。また、非常系キャリアのノイズレベルについては十分小さいことも確認した。

以上の懸吊試験を通じて、全系の機能、性能確認、校正、自動着陸実験運用確認及び慣熟のすべてを完了し、自動着陸実験移行の見通しを得た。特記すべき成果としては、MLS AZ局のマルチパスによる周期的誤差の検出と整地による対策を実施できたこと、及びDGPS地上局移設の後のDGPS/IMU複合航法の精度を確認できたことが挙げられる。

4.4 自動着陸実験

4.4.1 自動着陸実験の概要

自動着陸実験はALFLEXの最終段階の実験である。本実験段階に移行するための最終確認審査会、懸吊試験タ

スクレビュー、自動着陸実験タスクブリーフィングを実施した。ついで、飛行実験の円滑な遂行のため、自動着陸実験の前にリハーサル懸吊試験を行った。その後表4.4.1-1にまとめるように合計13回の自動着陸実験を実現した。

着陸実験のおおよその進捗の経過は次の通りである。

手順慣熟懸吊試験

自動着陸実験では、分離に至るまでの地上点検、懸吊飛行、カウントダウン等要員による操作及び確認事項が多い。このため、懸吊試験期間に確認済みである作業を一層確実かつスムーズに実施するためのリハーサルを行うこととした。この懸吊試験を自動着陸実験の期間に含めて計画し、C008として実施した。

自動着陸実験ノミナルケースとして3フライトを計画した。しかし、最初の2フライト(F101,F002)から得られたデータによって基本性能を確認できたため、第3フライトから分離位置を変化させて技術データ蓄積を行うことに変更した。

第4フライト(F004)以降、風の条件を全面的に緩和し、向かい風及び横風については設計条件に対して100%、背風については150%まで可能として実験を行った。また、当初の計画では、舵面加振とオフセット分離とを別個のフライトで行うこととしていた。しかし、その後のシミュレーションによって両者を一つのフライトで同時に実施しても問題のないことが確認できたため、後半のフライトでは1フライトにまとめて実施した(F008,F011,F012,F013)。

実際のフライトレートは機器の状況や気象条件で結果的に定まる。自動着陸実験フェーズでは、以下に述べるように、制約条件を見直すことで飛行実験の連日実施を可能としたり、実験実施可能な時間帯の拡大を試みた結果、とくに第4フライト以降のフライトレートを大幅に改善できた。

4.4.2 自動着陸実験の経過

第8回懸吊飛行試験(C008;1996年6月25日 実施)

本試験の主目的は第1回自動着陸実験の慣熟であったが、これに加え、RAの滑走路端近辺での特性データ取得及びLT性能確認も併せて実施した。

まず、離陸後滑走路を低高度で飛行し、RAデータを取得した。その後自動着陸実験の手順に従って上昇し、分離前模擬、リトライ模擬の慣熟を行った。これをもう一度繰り返した後、高度1000m(3000ft)でSSW-Fのコーションライン、リミットライン通過時の手順の慣熟を行った。更に、同高度で分離点からリミットラインまでの降下飛行を2回行い、LTの広範囲追尾モードの性能を通常の追尾モードと比較するためのデータを取得した。

表 4.4.1-1 自動着陸実験の概要

実験番号	実施日	実験機飛行時刻			実験項目	風条件	実験目的
		分離	接地	停止			
F101	7月6日(土)	11:11:53	11:12:42	11:12:54	基本性能評価 1	60%設計風	機体及び地上設備の基本性能の確認
F002	7月14日(日)	11:15:17	11:16:06	11:16:19	基本性能評価 2	同上	同上
F103	7月24日(木)	16:08:51	16:09:36	16:09:54	オフセット分離 1 (左80m)	同上	誘導性能確認
F004	7月27日(土)	14:11:42	14:12:34	14:12:46	縦マヌーバ 1 (エレベータ加振1.5deg)	向風、横風100%追風150%設計風	空力特性データ取得 (ピッチ関連)
F005	7月28日(日)	13:42:32	13:43:18	13:43:36	横マヌーバ 1 (ラタ-加振3deg)	同上	空力特性データ取得 (ヨー関連)
F006	7月30日(火)	12:06:19	12:07:05	12:07:22	縦マヌーバ 2 (エレベータ加振2deg)	同上	空力特性データ取得 (ピッチ関連)
F007	8月5日(月)	11:55:45	11:56:31	11:56:47	横マヌーバ 2 (エルロン加振1deg)	同上	空力特性データ取得 (ロール関連)
F008	8月7日(水)	11:22:02	11:22:55	11:23:09	オフセット分離 2 (手前100m) 及び横マヌーバ 3 (ラタ-加振3deg)	同上	誘導性能確認 空力特性データ取得 (ヨー関連)
F009	8月8日(木)	11:15:48	11:16:39	11:16:53	オフセット分離 3 (左100m下50m)	同上	誘導性能確認
F010	8月9日(金)	11:10:14	11:11:01	11:11:17	オフセット分離 4 (左200m)	同上	誘導性能確認
F011	8月10日(土)	11:11:15	11:12:00	11:12:21	オフセット分離 5 (手前100m) 及び横マヌーバ 4 (エルロン加振1deg)	同上	誘導性能確認 空力特性データ取得 (ロール関連)
F012	8月14日(水)	10:55:21	10:56:09	10:56:24	オフセット分離 6 (上50m) 及び縦マヌーバ 3 (エレベータ加振2deg)	同上	誘導性能確認 空力特性データ取得 (ピッチ関連)
F013	8月15日(木)	11:21:09	11:21:59	11:22:12	オフセット分離 7 (手前100m) 及び縦マヌーバ 4 (エレベータ加振2deg)	同上	誘導性能確認 空力特性データ取得 (ピッチ関連)

備考) 時刻は現地時刻である。

降下進入後にも、再度滑走路端近辺でのRAデータを取得してエブロン上に帰投、着陸した。

本試験により、実験実施に関し、十分に慣熟したことが確認できた。また、SSW-Fについても、改訂したコーションラインで十分操作できることが確認できた。LTについても広範囲追尾で問題のないことが確かめられた。なお、SSW-Sの監視に対する太陽光の干渉、トラッキンググレーダへの交信不良が発生したが、後に対策をとり、自動着陸実験に支障のないことを確かめた。

自動着陸実験 (F001; 1996年6月30日 実施)

当初予定していた28日及び予備日の29日を風条件不良のため延期し、30日に第1回目の自動着陸実験を行うための飛行を実施した。しかし、分離に向けた最終進入コースにおいて、使用範囲外の高度であるが、電波高度計出力が予期しない変動を示したため分離を中止して帰投した。元来RAがトラックしない高度1500m(5000ft)において、ミストラックが発生し、ゴーアラウンドが指示された。その後合体形態で、滑走路上高度30m(100ft)において飛行してRAのデータ取得を行った。再び高度1500m(5000ft)に上昇し、分離前模擬及びリトライ模擬を実施して、現象の再現を試みた。その結果、現象が再現したため分離実験を断念し、三度5自由度懸吊状態

にして往復飛行を行いデータを取得した。帰投直前に再び滑走路上30m(100ft)において飛行してRAの機能確認用データも取得した。

第1回自動着陸実験(F101; 1996年7月6日 実施)

前回中止した第1回自動着陸実験の再試行である。当初7月3日に設定していたが、天候不良のため、7月6日まで順延した。まず、高度210m(700ft)で5自由度懸吊飛行を行い、電波高度計の機能が低高度で問題のないことを確かめた。その後、通常の上昇、5自由度懸吊形態移行を行い、分離点において実験機を分離した。分離後の飛行は順調で、分離後約49秒で接地、61秒で停止した。なお、本実験にはベル212型機が随伴飛行し、記録撮影を行った。

ブレーキの片効きにより最終停止位置が左に約1m偏ったが、これは設計時の想定変動範囲の十分内側である。本フライトにより、実験機が所期の性能を有していることが確認された。なお、電波高度計については、分離後で同計器の作動範囲外で異常値を示す現象が再現したため、2号機のものとの交換した。

懸吊飛行試験(C009; 1996年7月10日 実施)

本試験は、電波高度計の交換に伴う機能性能確認のた

めのに急遽追加されたものである。離陸後滑走路高度 50 m (150 ft) でアウト方向 (滑走路から北方向) へ移動し、その後高度約 210 m (700 ft) で 5 自由度懸吊状態で往復飛行を行った。引き続き高度約 330 m (1100 ft) でも往復飛行を行い、電波高度計の作動データを取得した。その後高度 1500 m (5000 ft) に上昇して再び 5 自由度懸吊状態として、続いて合体形態にて降下進入を行い、作動高度範囲外での異常値の発生の有無を確認した。また、着陸直前でも滑走路高度 50 m (150 ft) で飛行して電波高度計データを取得した。

試験の結果、バイアス値が前日と約 2 m 異なっていること以外、全て正常に機能していることが確認された。このバイアス値の変化については技術検討の結果、以降の飛行に支障のないことが確認された。

第 2 回自動着陸実験 (F002; 1996 年 7 月 14 日 実施)
F101 と同じく基本性能評価のための自動着陸実験である。F101 の繰り返しであるが、前回からの変更点は次の 3 点である。

電波高度計の交換

右ブレーキ力が左よりも弱いことを考慮して、ブレーキ圧を 3700 KPa から 2900 KPa に減じた。

飛行安全監視に関する SSW とレーダの優先度を入れ替えるように ASOP を改訂し、豪州側の了解を得た上で、レーダを優先して運用することとした。この変更は、F101 によって取得したトラッキングレーダの電波リンク余裕が十分であることが確認できたために実現したものである。

通常の飛行手順に基づいて、ノミナル分離点で分離し、正常に自動着陸を実施した。分離後の飛行は順調で、約 44 秒で接地、57 秒で停止した。なお、本実験にもベル 212 型機が随伴飛行を行い、映像記録を行った。

F101 とほぼ同様の飛行結果を得、その性能が所期のものであり、ALFLEX の基本性能が確認された。

自動着陸実験 (F003; 1996 年 7 月 21 日 実施)

分離直前に SSW-S の視界が雲により遮られたため、ゴアウンド指示に基づいて分離を中断した。再び 5 自由度懸吊状態のままリトライを行うためコース上に戻り、分離点に進入したが、LT による追跡ができない状態が頻出し、SSW が両側とも視認していない状態でかつ LT が不作為となる状態が発生したため、再び分離直前で実験を中止し、帰投した。

本実験中断結果を受けて、実験実施可能時間帯を更に広げる必要のあることが強く指摘され、SSW が不作為でも他の機器の作動が良好であれば分離可能とするように ASOP の改訂を行うこととした。一方、航法計算の収束判定の必要上、今後も LT が不作為な状態では分離しないこ

とを確認した。

第 3 回自動着陸実験 (F103; 1996 年 7 月 24 日 実施)

今回からオフノミナル条件の実験を開始した。正午に離陸する計画としていたが、雲量が多いため順延し、16:00 に離陸した。分離位置を左方にオフセットし、誘導制御性能を評価するためのデータを取得した。分離位置は、ノミナル分離点の 67.1 m 東側 (滑走路に向かって左側) であった。分離後 7 秒で誘導制御が開始されると、実験機は MLS AZ 局の中心に向けて軌道を修正し、分離後約 20 秒でほぼ基準経路に復帰した。その後通常通りフレア、接地し、飛行を終了した。なお、接地時には約 2、3 度機首を右に向けたクラブ状態であった。

第 4 回自動着陸実験 (F004; 1996 年 7 月 27 日 実施)

飛行性能評価のため、平衡滑空時にエレベータ加振を行った。加振入力として、振幅 1.5 度の操舵コマンドを制御系出力のエレベータコマンドに付加した。

第 5 回自動着陸実験 (F005; 1996 年 7 月 28 日 実施)

前日に引き続き、飛行性能評価のため、平衡滑空時にラダー加振を行った。加振入力として、振幅 3 度の操舵コマンドを制御系出力のラダーコマンドに付加した。

第 6 回自動着陸実験 (F006; 1996 年 7 月 30 日 実施)

飛行性能評価のため、平衡滑空時にエレベータ加振を行う実験を再度実施した。加振入力として、今回は振幅 2 度の操舵コマンドを付加した。

第 7 回自動着陸実験 (F007; 1996 年 8 月 5 日 実施)

飛行性能評価のため、平衡滑空時にエルロン加振を行う実験を実施した。加振入力として、振幅 1 度の操舵コマンドを付加した。なお、分離直後に LT のロックロスが短期間発生したが、フライト後の解析によりピトーブームの陰に入ったためであることが確認された。

第 8 回自動着陸実験 (F008; 1996 年 8 月 7 日 実施)

誘導性能評価及び空力性能評価のため、100 m 手前分離を行ってその後ラダー加振 (振幅 3 度) を行う実験を実施した。ラダー加振としては 2 回目の実験である。今回のラダー加振は、ラダー操舵中にスピードブレーキが作動して横方向特性評価に影響を及ぼすことを避けるため、平衡滑空時の速度が比較的小さくなる手前分離の条件を選んで実施した。

第 9 回自動着陸実験 (F009; 1996 年 8 月 8 日 実施)

雲量が多く、分離に至るまでの母機の飛行が困難で

あったが、計画通り左 100 m 下方 50 m のオフセット分離を実施した。

第 10 回自動着陸実験 (F010; 1996 年 8 月 9 日 実施)

左 200 m オフセット分離を実施した。本実験の準備作業として、今回の分離点が従来のコーションラインの外側に位置するため、管制卓の FPM-H のコーションラインを変更して $X = -1500$ m 迄はコーションラインをリミットラインと一致するところまで拡大して実施した。

第 11 回自動着陸実験 (F011; 1996 年 8 月 10 日 実施)

連日フライトの 4 日目である。計画通り手前 100 m オフセット分離を行い、2 度目のエルロン加振 (1 deg) を実施した。なお、着陸滑走の停止直前に LT がロックオフとなった。その原因は、LT の近距離に対する安全機能の作動によってレーザ送信が停止したためであり、実験の遂行に支障のないことが判明した。

第 12 回自動着陸実験 (F012; 1996 年 8 月 14 日 実施)

雨域が見られたが、実験機を分離することができた。上方 50 m オフセット分離を行い、3 度目のエレベータ加振 (振幅 2 度) を予定通り実施した。

第 13 回自動着陸実験 (F013; 1996 年 8 月 15 日 実施)

気象状況は良好であり、手前 100 m オフセット分離を行い、4 度目のエレベータ加振 (振幅 2 度) を実施した。本飛行により、全ての計画された飛行実験を終了した。

4.4.3 技術課題

豪州実験を通じて、実験スケジュールの大幅な遅延を生じる重大な課題は発生しなかった。実験スケジュールに影響を与える主たる要因は、実験実施条件に関わる課題であった。これらの課題と対策の経過概要を中心に自動着陸実験実施上の技術課題を以下にまとめる。

飛行実験の日程や予定時間は、実験実施条件を検討し、これらの条件が満足されるように選定される。当初は、早朝に自動着陸実験を実施することとし、実施の可否は気象予報に基づいて前日に行う計画としていた。しかし、飛行実験期間となった 6 ~ 8 月 (冬季) には、現地の気象の特性として、実験に都合の良い南風 (実験機に対して向かい風) 条件の場合に低温で高湿度状態となり、湿度が制限を越えて結露に至るという問題点が明らかになった。さらに、前日の点検に引き続いて実験当日の夜中に

点検作業を開始することが作業安全及び実験場の各サイト間の移動等の観点から实际的でないことも現場での作業経験より明らかとなった。これらのことから、離陸開始時間帯を概ね午前 10 時以降に変更することとした。懸吊試験段階ではこの時間に実験を開始しても比較的問題は生じなかった。しかし、自動着陸実験段階では、以下の条件を満足する自動着陸実施可能な時間帯を見いだすことが実験計画上最も困難な課題になった。

実験機搬出条件

実験機が搬出できる湿度条件が実現するのは概ね 8 : 30 以降であり、その場合、11 : 00 以前には離陸できない。

雲発生条件

風向としては実験機の進入時に向かい風となる南風が適当である。しかし、ウーメラでは一般に南風は高湿度で低温である。この高湿度低温の南風の場合、日の出後の日射光で生じる大気の大気対流により低高度 (約 500 ~ 2000 m) に雲が発生する。この雲の発生が始まるのは 11 時頃であり、通常約 1 時間以内に雲量が 4 / 8 を越えてしまう。一方、午後になると一般的に上層風の影響を受けて地上風速が増し、風条件が確保できなくなる可能性が強まる。

スカイスクリーンウォッチャ監視条件

スカイスクリーンウォッチャ要員は実験機位置を目視しているため、その背景に太陽が位置すると監視できなくなる。SSW-F は滑走路南側から概ね北側に向いて監視しているため、正午近辺 11 : 30 ~ 12 : 30 が目視困難な時間帯となった。いっぽう、SSW-S は滑走路東側遠方より西を向いて監視するので、夕方概ね 16 : 00 以降目視ができなくなる。このため、遅くとも 15 : 30 までに離陸する必要がある。また、実験中の雲量によっては実験機を監視できなくなり、実験機分離条件を満足しないことから実験を中止しなければならない場合 (F003) も発生した。

LT も光学計測であるため、太陽が背景に位置すると計測できなくなる。概ね 11 : 30 ~ 12 : 30 を避ける必要があった。

DGPS に関わる以下の条件は、今回開発したシステム特有のものであるが、機体の電源投入後の点検作業が離陸まで約 2 時間必要なことや IRU アライメントの有効時間の制約などと干渉して、実験のための離陸可能時間帯を制限する大きな要因となった。

ウーメラ時間で日曜日の朝 9 : 30 に GPS の時刻カウンタリセットが発生するため、日曜日に実験を実施する場合この時刻を越えて GPS を運用できない。このため、DGPS 電源投入は 9 : 30 以降にする必要があり、同日の離陸時間は 10 : 30 以降になる。

南半球では GPS の衛星配置が計測精度上不適切な時

間帯が存在する。GPS 計測精度が劣化する時間帯に当該 DGPS を運用すると、その時間帯を過ぎた後に航法が収束しない可能性が生じるため、同時帯を過ぎてから DGPS の電源投入をすることとした。この時間帯は、当初午前と午後の 2 回それぞれ約 1 時間弱存在したが、地球の公転に伴って毎日約 4 分づつ早い時刻に移動した。

GPS 衛星軌道データは 2 時間に一回更新される。ウーメラ時間では 9 : 30, 11 : 30 等である。この時間の 1 分前までに複合航法の IMU-DGPS から IMU-MLS 航法への切り替えを行わなければならない。従って、離陸時間は概ねその 30 分以上前である必要がある。

日没時刻制限

実験機の搬入等の屋外作業は日没以降に実施することはできない。また、母機の飛行は有視界飛行条件 (Visual Meteorological Condition) に限定されている。これらのため、概ね日没の 1 時間前までに離陸しなければならない。なお、日没の最も早い 6 月 20 日頃の日没時刻は 17 : 30 である。

これらの諸条件を全て満足する時間帯を通常の気象条件の日に確保することは困難であるため、個々の制約に対する対策を施して実験可能時間帯の拡大を試みた。

実験機の搬出可能時間を早めるため、搬出時の湿度条件を見直し、当初の 85 % から 95 % まで許容することとした。

SSW 要員のためのパイザや太陽遮蔽板を用いた工夫により、SSW-F が監視できない時間帯を解消した。また、レーダの信頼性データの蓄積に基づき、F103 以降 ASOP の非常系作動決断規則を改訂し、SSW が監視できない状態でも実験を継続できるように変更した。

LT のシャッタの特性と実験機の軌道を検討し、太陽光の直射によってシャッタが作動し、計測できなくなるのは分離中止の後の復航時のみであることを確認した。これにより、LT 不作動による実験時間帯制約が解消した。

DGPS の有する制約条件を解消するにはハードウェアの対策が最も適当であったが、対策に要する時間の制約により運用上の工夫のみを実施した。すなわち、電源投入後であってもアンテナ遮蔽板を装着する方法によって、精度の不適切な時間帯を通じてアライメント等の作業を可能とし、DGPS の電源投入時刻の柔軟性を確保した。この方法によって、実験可能時間を概ね 30 分程度拡大できた。

これらの工夫によっても、湿度条件と雲条件により、実験が可能かどうかは週単位で変化する移動性高気圧の動向によって決定された。しかし、初期の F101, F002 によって機体の基本性能が明らかになり、風条件の緩和が実現

した。このことが結局実験可能日を大幅に拡大し、実験の効率的遂行に最も大きく寄与した。さらに、空力性能評価 (舵面加振) と誘導制御性能評価 (分離位置変化) を組み合わせて実施したことにより、実験内容の充実を図ることができ、同一のフライト数で当初よりも充実したデータの集積が実現した。

環境条件以外の最終的な運用条件を以下にまとめる。

日出 / 日没 : エプロン作業は外界の明るい時間帯に限られる。

日射方向 : レーザトラッカ及び SSW の追尾に対して逆光にならないこと。

GPS カウンタリセット : 時刻カウンタリセットが発生するためウーメラ時間で日曜日の朝 5 : 30 ~ 9 : 00 には DGPS を運用しない。

GPS 衛星配置 : GPS 計測精度の劣化する時間帯には DGPS を運用しない。

GPS 衛星軌道データ更新時間帯を避けること。IMU-DGPS から IMU-MLS 航法への切り替え前の 1 分間がこの時間にかからないこと。

他機飛来 : NOTAM 時間内とするが、定期航空等の予定されている次の時間帯を避ける。

(i) 8 : 30 ~ 9 : 00 (月 ~ 木) 及び 14 : 30 ~ 15 : 00

(定期便)

(ii) 毎月第 1 木曜 (フライングドクターの離着陸の予定日)

(iii) 米軍の輸送機が約 2 週間に 1 回の割合で不定期に到着

母機飛行時間 : 90 分以内

IMU アライメント完了後 90 分以内に着陸すること。

GPSR マスク角 (同角以下の小さな仰角の位置にある衛星は安定して追尾できないとして計算から除外している。) の制約により、DGPS 地上局との位置関係により滑走路右側にオフセットして分離することはしない。

IMU と FCC のクロックの同期外れが自動飛行中に発生しない。

その他の技術課題としては次のものが特記されるが、いずれも実験の進捗の大きな支障になることはなかった。

アンビリカルケーブルの中で断線が発生したが、点検の強化と応急処置によって解決した。

航法用装置である MLS (AZ 地上局からの電波のマルチパスによる周期的誤差) , RA (滑走路端での計測高度の急変 , バイアス調整値の変動 , 計測範囲外でのミストラック) , DGPS (地上局バイアスのマルチパスによる変動) で、それぞれ課題が発生したが、全て自動着陸実験の初期までに解決した。

SSW精度が不十分であったが、レーダの優先度を高めるように非常系作動決断規則を改訂して、飛行安全の実効性を確保した。

電池の充電繰り返し使用は3回までであり、初充電については容量判定のための静置及び補充電のために1日を要した。

4.5 自動着陸実験結果

豪州における飛行実験結果をALFLEXの所期の目的に対応させ、今後の往還機開発に資する観点からまとめると以下ようになる。

自動着陸技術の実証評価

ALFLEX 実験機のために開発された航法誘導制御系が所期の性能を発揮し、滑走路への自動進入、着陸、滑走、停止を繰り返し実施できた。そして、図4.5-1, 4.5-2に示すように、今回の自動着陸実験の変数であった、風条件、分離位置について、所期の範囲に変化させたデータを得ることができた。図4.5-3にまとめた着陸位置で明らかのように、今回開発した航法系、誘導系、制御系が当初の設計と同等以上の性能を実現している。このことは、航法系に関し、実験機分離点における航法精度要求値25mに対して概ね5m(図4.5-4)であったことや、制御系の風制限を当初の150%に緩和できたことから示される。以上の結果は今後のHOPE自動着陸システムの実現に向けた航法誘導制御系の設計手法の実例を供するものである。

HOPE形状機体の低速飛行特性の評価

実験で得られた実験機の飛行特性は深い経路角からの

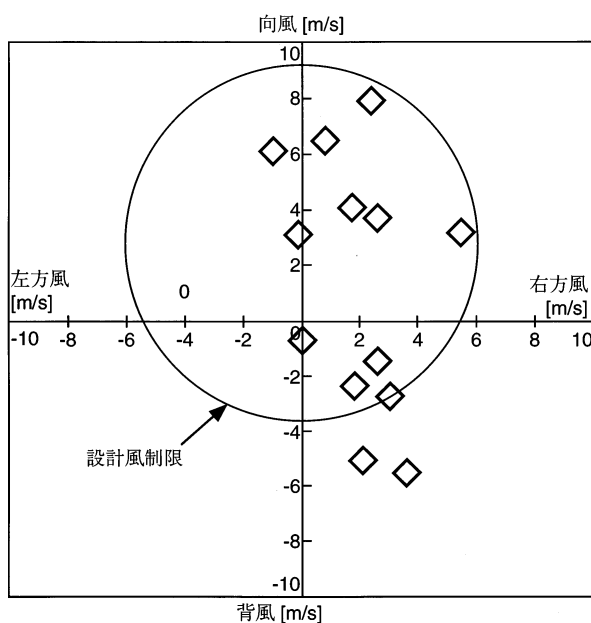


図 4.5-1 風条件と実現した風

フレア着陸を実現できるものであることが示された(図4.5-5)。飛行特性については、航法誘導制御系の観点から及び推定された空力特性(地面効果を含む)の観点から取りまとめられている。これらは、HOPE形状の低速空力データ及び同特性を用いた制御系の特性を飛行実験から明らかにした実例である。

小型実験機による飛行実験技術の評価

小型模型による相似飛行実験を実施し、HOPE形状をした機体の自動着陸システム設計手法の妥当性を評価した。豪州においても、懸吊試験を含むステップアップ方式による着陸実験実証方法及び数学モデルを活用した実験を計画し、運用を行ってきた。ステップアップ方式は、懸吊飛行試験がその代表的なものであるが、全ての試験実施に当たり順次前回までの試験結果を最大限に活用することで試験の確実化と効率化を図った。豪州での実験においても、ヘリコプタを利用した繰り返し試験が可能な特徴を利用して、1996年3月下旬から地上試験、5月下旬から懸吊試験、6月下旬から自動着陸実験と順次ステップアップする方法で試験を進めた。

また、ステップアップの過程で数学モデルを用いた計算機シミュレーションの最大限の活用を図った。ALFLEXでは、ヘリコプタによる懸吊飛行及び自動着陸

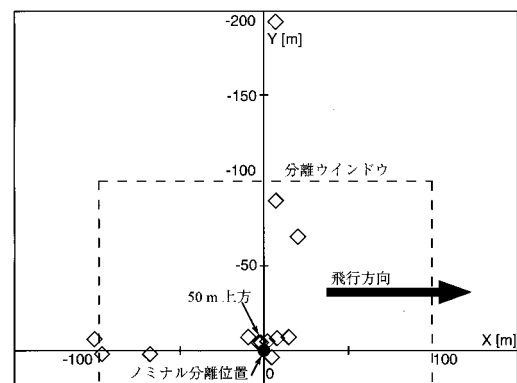


図 4.5-2 分離ウインドウと実験の分離位置

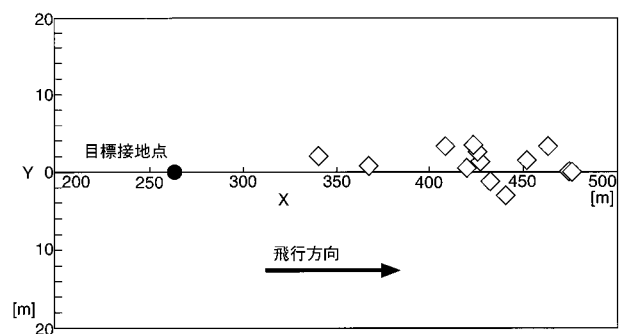


図 4.5-3 接地位置のばらつき

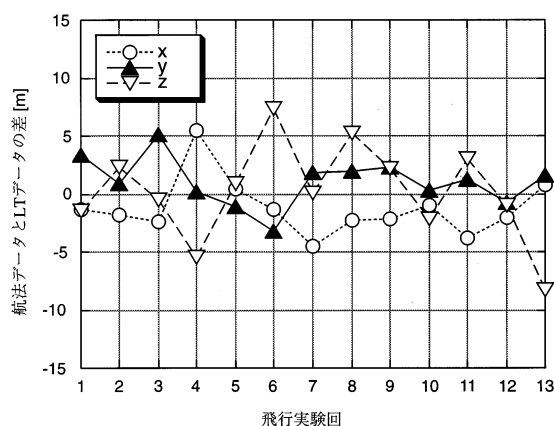


図 4.5-4 実験機分離点における航法精度
(分離前 30 秒の平均)

飛行という特徴的な状態での特性についてそれぞれ 6 自由度の数学モデルを構築し、ステップアップ時の判断、誤差や変動要因の影響の事前評価、モデルの応答と実際の応答との比較による問題点の抽出等、実験計画を安全確実に策定するためにこれを活用した。

上述のように ALFLEX では、ヘリコプタを用いた飛行実験と計算機シミュレーションという二つの手段を組み合わせ合わせて繰り返した。今後宇宙開発において利用しうる実験技術の一つを示すものと考えている。

4.5.1 自動着陸結果

13 回の着陸実験の中にはオフセット分離や飛行性能評価など意図的に外乱を加えて飛行条件を変更した実験があるが、その影響はプリフレアまでに抑えられており、13 回の着陸性能は主に風などの気象条件と航法誤差によるものである。ここでは、着陸性能要求 (表 3.2.2-1) として設計で評価した接地時の状態量と停止位置、地上走行中の最大の横のずれ、について 13 回の着陸実験結果をまとめた。図 4.5.1-1 から図 4.5.1-8 は、13 回の結果をプロットしたものである。風や航法誤差などランダムに変動するパラメタによってばらついているが、いずれも余裕を持って定められた要求値内に入っている。図の各軸は性能要求値をフルスケールとしてプロットしている。また、それぞれの図には 13 回のデータの平均値と分散が表示されている。

図 4.5.1-1 は接地位置を示すもので、X 軸は滑走路端を原点として滑走路中心線上に Y 軸は右方向にとられたものである。横のずれは最大でも 4 m あまりで、ばらつきも十分抑えられている。接地の X 座標はノミナル接地点 263 m に対して 150 m あまり延びているが、ばらつきは 150 m 以下である。図 4.5.1-2 は追い風・向かい風と停止点の関係をプロットしたものである。停止位置は風と強

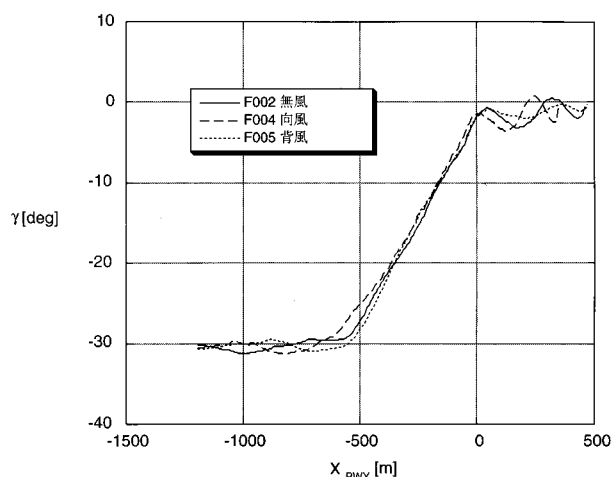


図 4.5-5 深い経路角からのフレア着陸特性

い相関があることが分かる。設計における追い風の制限 3.7 m/s 以下では十分余裕を持って 1000 m 以内で停止している。また、塗りつぶした点は、ドラッグシュート非開傘のケースであり、わずかであるが停止距離が延びていることが分かる。図 4.5.1-3 は同様に、横風と地上走行中の最大横ずれをプロットしたものである。横のずれも横風と相関があるが、設計の制限値 5.5 m/s に対して十分な余裕がある。

図 4.5.1-4 は接地時の速度ベクトルをプロットしたものである。対気速度はノミナル 51.5 m/s に対して全体に小さくなっているが、ばらつきは少なく制限に対して十分な余裕がある。沈下率も 3 m/s 以下の条件に対して十分な余裕があり、全ての着陸においてスムーズな接地であったことが分かる。図 4.5.1-5 も接地時の縦の状態量である。対気速度を制御して着陸する ALFLEX では、対地速度は風の影響を受けてばらつくが、62 m/s 以下の制限を十分満足している。縦の姿勢角もばらつきが少なく、尻擦りの制限に対して十分な余裕を有している。図 4.5.1-6 も縦の状態量で、縦軸は前脚接地時のピッチレートであり、制限に対し十分な余裕がある。

図 4.5.1-7 は横・方向の接地時の状態量である。縦軸の横滑り角は、零となるように制御されているので、ばらつきも十分小さい。横軸は接地時の方位角であるが、ALFLEX は横風に対してクラブ進入方式なので、横風成分によりばらついているが、制限値 8 度に対しては十分な余裕を持っている。図 4.5.1-8 は図 4.5.1-7 と同様に接地時の横・方向状態量で、縦軸はロール角である。ロール角のばらつきも小さく、10 度の制限に対して十分な余裕があり、横・方向の運動においても全ての着陸がスムーズであったことが分かる。

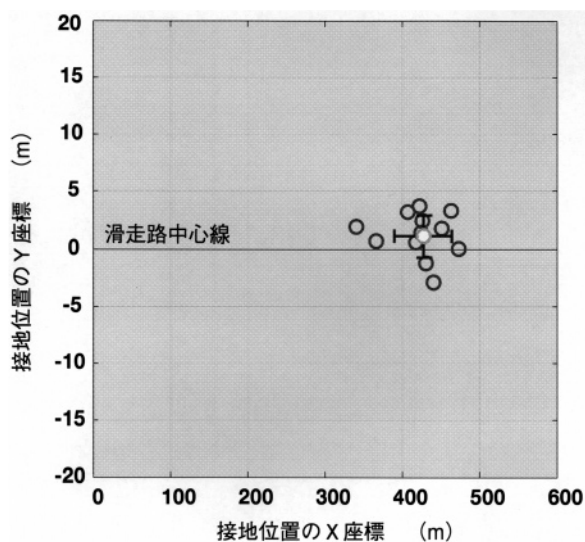


図 4.5.1-1 接地の位置

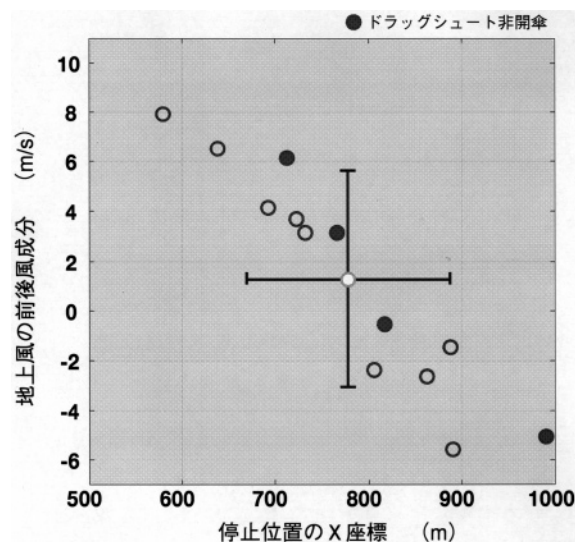


図 4.5.1-2 前後風と停止位置

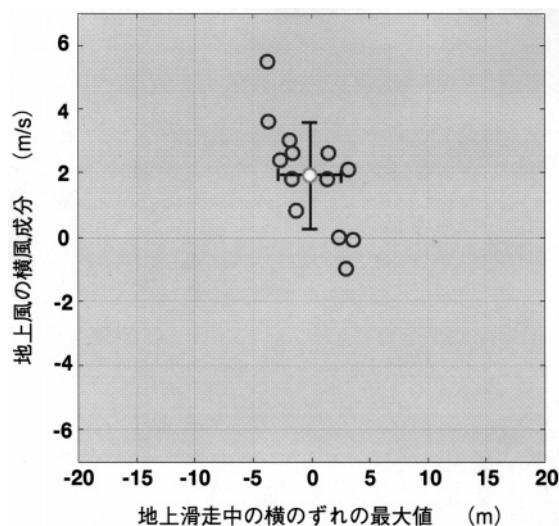


図 4.5.1-3 横風と横のずれ

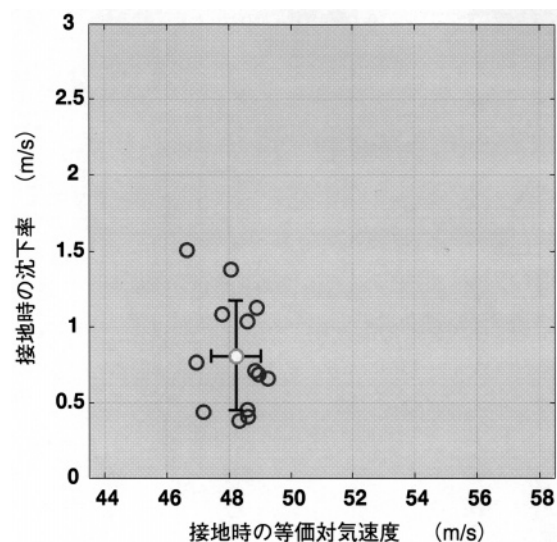


図 4.5.1-4 接地時の等価対気速度と沈下率

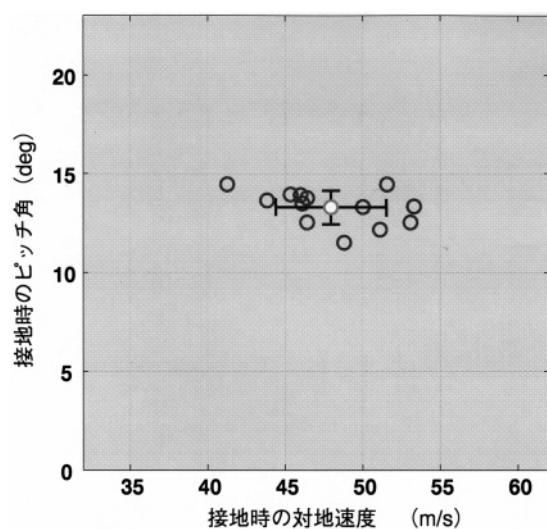
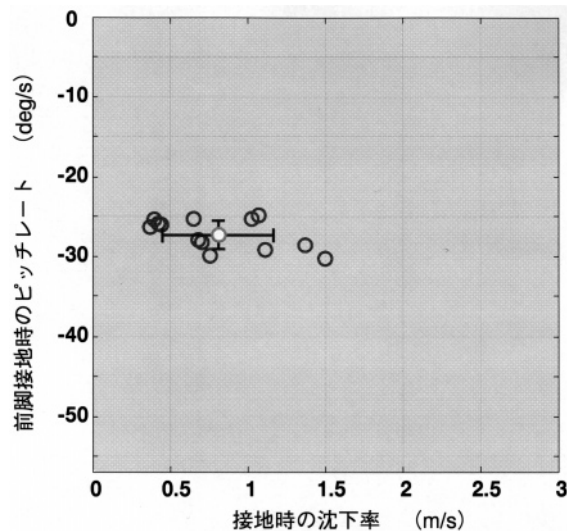


図 4.5.1-5 接地時の対地速度と縦の姿勢角

図 4.5.1-6 主脚接地時の沈下率と
前脚接地時のピッチレート

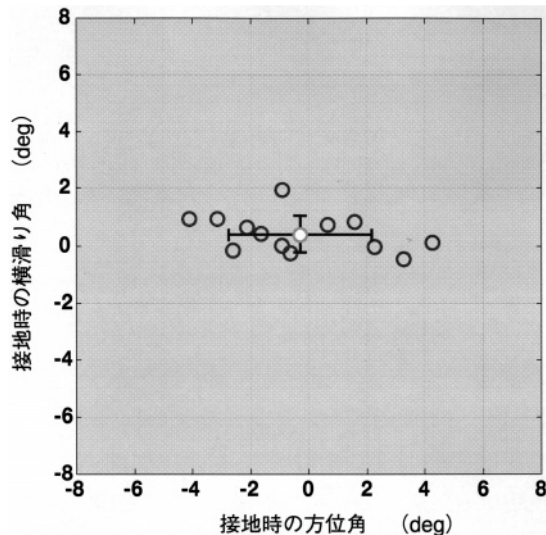


図 4.5.1-7 接地時の方位角と横滑り角

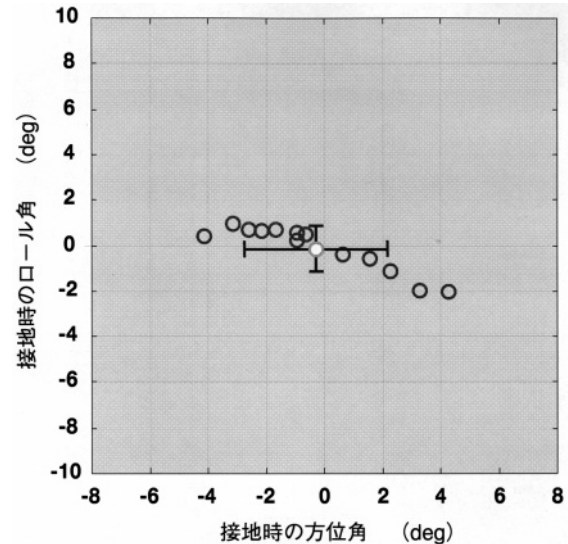


図 4.5.1-8 接地時と方位角とロール姿勢角

4.5.2 空力特性推定結果

ALFLEX の目的の一つとしてデルタ翼チップフィン形態機の低速空力特性推定がある。そのための試験として全 13 回の自動着陸飛行の内、8 回の飛行において舵面加振試験を実施した。この試験から縦および横・方向空力 6 分力係数の同定を行った⁴⁶⁾。また、接地前のデータを用いて縦 3 分力に対する地面効果を推定した⁴⁷⁾。本節では自動着陸飛行試験から推定した空力特性に加えて、国内懸吊飛行試験，豪州懸吊飛行試験から推定した空力特性推定についても述べる。

国内懸吊飛行試験による空力特性推定

国内懸吊飛行試験における空力特性推定は、実験機の特徴が風洞試験予測特性と大きな差がないことを確認する目的で実施した。推定の結果、縦静安定性に問題のある可能性が示された。縦静安定性として懸吊飛行のノミナル状態である $\alpha = 0^\circ$ における微係数 C_m を推定した。制御系設計に使用した風洞試験データ(確認風試データ)ではこの値は 0.087 程度と予測されており、その予測誤差範囲(バリエーション)は ± 0.120 と設定していた。飛行試験により推定した値は 0.042 である。風洞試験予測値との差 0.045 は予測誤差範囲の 38% 弱であり、これ自体は大きな問題となるものではなかった。しかし自動着陸飛行中の迎角は平均で 10° 前後であり、この飛行迎角域においても風試予測値と実特性の差が同程度であった場合には自動着陸性能が大きく劣化することがシミュレーションにより示されたため、縦の誘導・制御系に改修の必要が生じる。そこで豪州懸吊飛行試験では $\alpha = 10^\circ$ 前後の飛行迎角域での空力特性推定試験を実施し、このような大きな誤差のないことを確認した上で自動着陸飛

行試験に移行することとした。

豪州懸吊飛行試験による空力特性推定

豪州懸吊飛行試験による推定結果では、アンピリカルケーブルの影響により生じたと思われるジンバル角計測誤差のため、抗力および横力特性にバイアス変動のある結果が得られた。ただしこの誤差量は自動着陸飛行に問題となるものではなかった。懸案となっていた縦静安定性については、 $\alpha = 0^\circ$ における推定値は国内懸吊試験結果とほぼ同じであった。また、 $\alpha = 10^\circ$ における推定値と風洞試験予測値との差は予測誤差範囲の 21% 程度であり、 $\alpha = 0^\circ$ における誤差に比べて小さくなっていることが確認された。この推定特性を用いて自動着陸飛行の計算機シミュレーションを行い、着陸性能の劣化はほとんど見られないことを確認した。

自動着陸飛行試験による空力特性推定

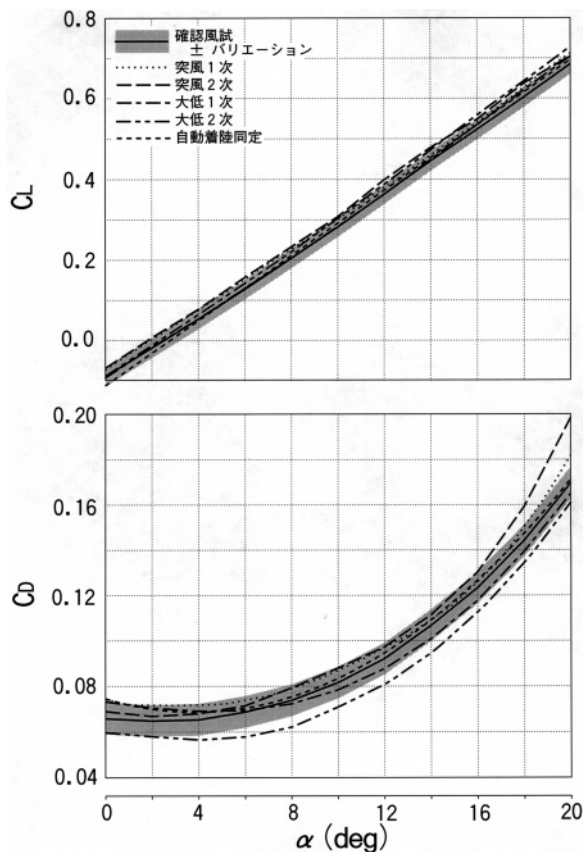
自動着陸飛行試験により推定された縦 3 分力係数を図 4.5.2-1 に示す。自動着陸同定と示された破線が飛行試験推定結果であり、参考のため、各種風洞試験予測データ(表 3.1.1-1 参照)を重ね書きにより示している。図 4.5.2-1 と表 3.1.1-1 との対応は、図 4.5.2-1 の〔確認風試〕、〔突風 1 次〕〔突風 2 次〕および〔大低 1 次〕が各々表 3.1.1-1 の〔4.確認風洞試験〕〔1.第 1 次低速風洞試験〕〔2.第 2 次低速風洞試験〕および〔5.懸吊特性確認風洞試験〕における静特性確認試験にあたり、図 4.5.2-1 の〔大低 2 次〕は ALFLEX 国内懸吊飛行試験実施中に行われた試験であり、表 3.1.1-1 には記載されていない。このうち、〔大低 1 次〕のみがストラット支持によるものであり、他は後方スティング支持によるものである。確認風試(実

線)のまわりの網掛けの領域は風洞試験予測誤差(バリエーション)である。各種風洞試験間にはかなり大きなばらつきが見られるが、これらのばらつきは風洞、模型支持方式、模型剛性の違いによるものと考えられる⁴⁶⁾。しかし飛行試験推定と確認風試結果は近い特性を示しており、低迎角での抗力係数を除いて両者の差はバリエーション内に入っている。ただしピッチングモーメント係数の推定結果の間にはバリエーション内とはいえ、比較的大きな差異が見られる。このピッチングモーメント係数の自動着陸飛行試験推定結果は国内、豪州の懸吊飛行試験結果とほぼ一致したこと等から判断すると、確認風洞試験結果よりも実機特性を良く表しているものと考えられる⁴⁶⁾。横・方向特性は飛行試験中の横滑り角の変動範囲が小さかったため、信頼性の高い結果は得られなかった。しかし懸吊飛行試験による推定結果は風洞試験予測値と大きな差はなく、風洞試験結果が実機特性と大きく異なることはないと思う。

自動着陸飛行試験による地面効果推定結果

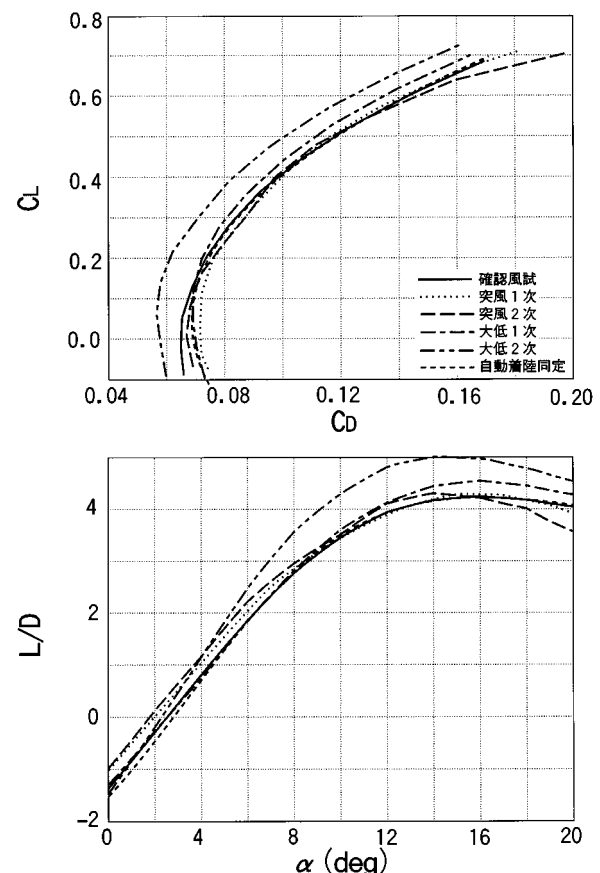
自動着陸飛行試験により推定された地面効果を図4.5.2-

2に示す。図の横軸は空力中心高度を主翼翼幅で無次元化したものであり、縦軸に揚力係数、抗力係数およびピッチングモーメント係数の縦3分力に対する地面効果増分を示している。図には飛行番号#05、#07、#08および#11の4飛行から推定された結果とともに、風洞試験予測値を重ねて表示している。地面効果は迎角の影響も受けるが、ALFLEXでは地面効果領域内での迎角は 16° 前後であるため、風試予測値は迎角 16° における特性を表示している。飛行試験結果に注目すると、4回の飛行実験の推定結果に有意差は認められない。大気擾乱等の状態が異なる状況で実施したこれら4回の試験結果がほぼ一致していることから判断すると、今回の推定手法の信頼性は高いと考える。風試予測値との比較では、揚力係数とピッチングモーメント係数特性については両者は良く一致しているが、抗力係数では両者が逆の特性を示している。ただし風洞試験結果によると抗力係数地面効果は迎角に対して敏感であり、迎角 14° 以上では地面効果により増加するが、 14° 以下では減少しており、この結果だけで推定結果を評価するのは困難である。



(a) 揚力・抗力特性

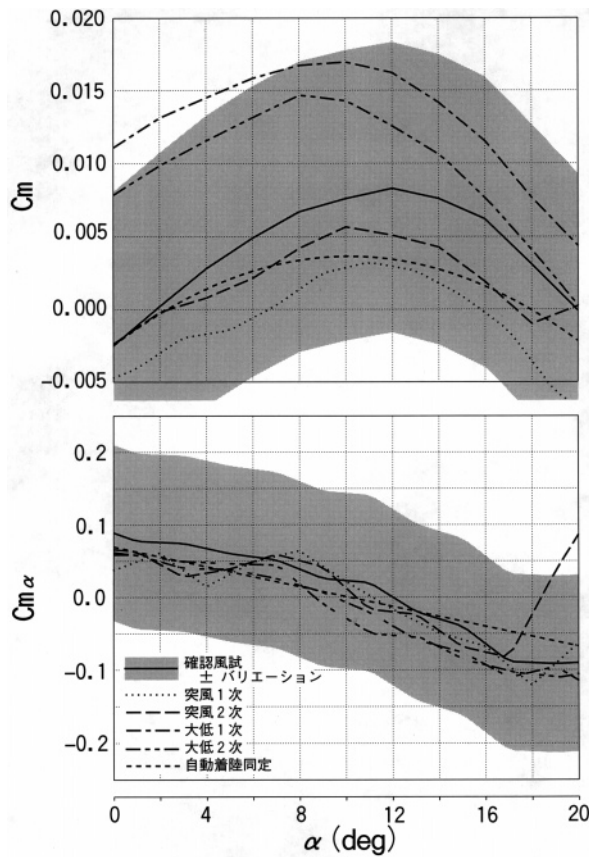
(a) 揚力・抗力特性



(b) 揚抗極線および揚抗比

(b) 揚抗曲線および揚抗比

図 4.5.2-1 縦3分力係数推定結果



(c) ピッチング・モーメント特性

(c) ピッチング・モーメント特性

図 4.5.2-1 縦3分力係数推定結果

4.5.3 各系実験結果 (地上試験 / 飛行実験)

4.5.3.1 実験機

飛行荷重

図4.5.3-1に飛行実験で遭遇した各フェイズの最大荷重倍数を示す。この実験着陸飛行においては、分離 (release) 直後に落下速度を増加させるところでマイナスの荷重がかかり、その後、基準経路を捕捉 (capture) する時に比較的大きな上向きの運動荷重が発生する。さらに滑走路手前のプリフレアをする引き起こし (pull-up) 時にやはり上向きの荷重が発生する。無風時基準軌道でのプリフレアの設計値は1.5の一定値である。図からわかるように、引き起こし時の最大荷重倍数は比較的安定しており、13回の最大荷重の平均値は1.7であった。経路の捕捉時は飛行条件に依存しており、8, 12, 13回目のフライトではプリフレア時より小さな最大荷重倍数を示している。これらはいずれもオフセット分離した飛行である。分離時の逆向きの荷重もオフセット分離をしたものが相対的に小さくなっている。この逆向きの荷重は今回の実験形態に特有のものであった。飛行結果は、システム設計で示した運動荷重包囲線の - 1 ~ 2.5 のなかに入っており、

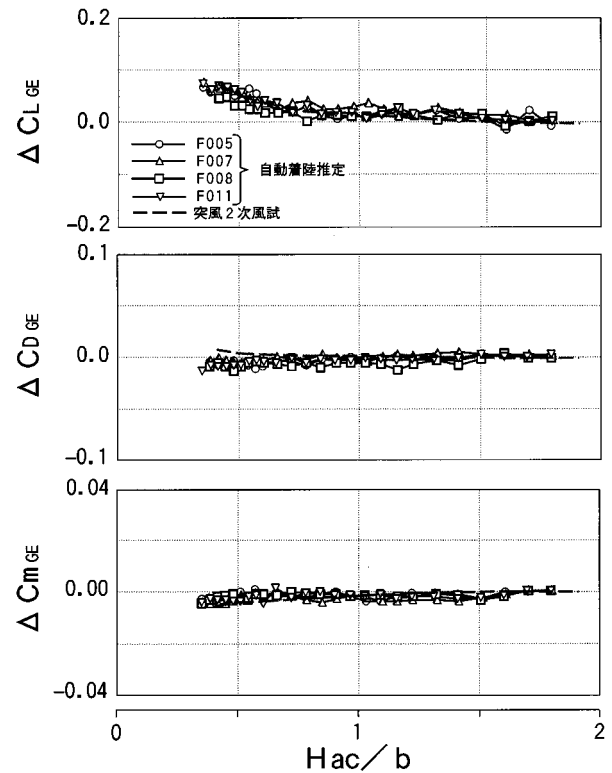


図 4.5.2-2 地面効果推定結果

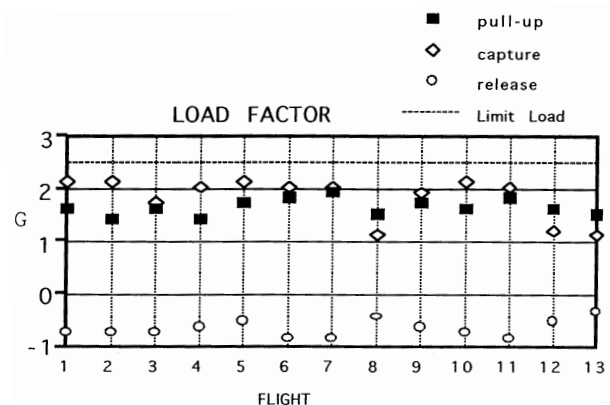


図 4.5.3-1 各フェイズの最大荷重倍数

設定が適切なものであったことがいえる。

主翼曲げモーメント

主翼付け根に貼った歪ゲージから飛行時に発生した主翼曲げモーメントのデータ解析をした。代表的な垂直加速度に対する左右の曲げモーメント出力結果としてF009の結果を図4.5.3-2に示す。運動加速度に対して線形のよい相関をもつデータが得られていることが分かる。データの横の広がり振動成分に対応していると考えられる。また、主翼曲げモーメントの制限値は $\pm 5,740 \text{ Nm}$ であるが十分余裕のある範囲に入っていることが分かる。

機体振動

懸吊試験において観測された約27 Hzのピッチレートに現われた振動は除去できないまま実験に臨んだ。図4.5.3-3にF101の垂直方向加速度の時歴を示す。横軸は相対的な時間でありこの時刻20秒～40秒の間の釣合飛行状態でピッチレートと同様加速度に振動がでている。運動加速度として釣合飛行のあとプリフレアの引き起こし加速度が1.5 G程度、1 Gに戻ったあと更に引き起こしが1.3 G程度あり、その後に前脚と主脚の接地衝撃は1秒ほどの間隔をおいて続いている。接地後の振動は滑走路面から受けるランダムな振動である。飛行中の振動は機器環境条件の設定値内に収まっていたが飛行振動レベルは動力の無い滑空機としては予想外に大きな値であった。釣合飛行時の振動を周波数分析すると図4.5.3-4のようであり、振動数は懸吊飛行時より高く33 Hz前後であった。このような空力加振現象について文献(14)に風洞実験が報告されており、平板に設けられた角穴についての解析がある。穴の前縁から放出される渦が後縁から出る圧力擾乱と干渉して特定の振動数をもつ振動を起こすとされ、振動数の経験式が示されている。これを本現象にあてはめると¹⁵⁾懸吊飛行についてはほぼ一致し、飛行速度とともに振動数の上がる傾向はあるが、釣合飛行時の振動数は一致しない。実験終了輸送帰還後、この振動関連して前方機器室内および開口部付近の局所的固有振動特性ハンマーインパクト法により計測した。その結果、IMUの取り付け位置での傾きとバルクヘッドに変位をもつモードで54.9 Hzの固有振動が計測された(図4.5.3-5)。この固有振動モードが空力加振により励起され80 Hzのサンプリングレートにより40 Hzで折返ったと考えることもできるが33 Hzへの移動は説明しきれない。限られたデータの範囲で現象の明確な特定には至らなかった。このような空力加振は実飛行でも報告がある(文献16)。この開口部は着陸実験機固有のものであってHOPE本機には存在しないが、外気にさらされる空洞部には注意が必要であろう。また、HOPE本機では打ち上げ時の振動レベルの方が圧倒的に厳しく、滑空時の振動は持続時間を除いて問題にならないものと推察される。

制動力

飛行実験時における設定ブレーキ圧は、走行機能確認試験の結果から4.1 MPaとした。地上走行中の制動力は、脚柱の前後曲げを検出する歪ゲージから算出した。F101では、左右のブレーキ特性にブレーキディスクとライニングのなじみ差によると思われる相違があり、右のブレーキ力が3割程近い値を示した。アンバランスの絶対値が拡大するのを避けるため、F002で3.2 MPa、F103以降2.1 MPaに下げて実験を実施した。図4.5.3-6にF011の制動力の時歴を示す。左右の差がほとんど無くなっていることが分かる。図4.5.3-7に接地点から停止点までの距

離を各飛行について示す。また、図4.5.3-8に接地時の機体運動エネルギーを示す。各飛行により差があるのは、飛行制御が対気速度で行われるため風速によって対地速度が異なるからである。F009以降は制動用パラシュートを使用していない。これらの図は制動距離が接地時の運動エネルギーに依存していることを示している。また、F011と同程度の運動エネルギーであったF005と制動距離を比較するとF011は77 m制動距離が長くなっており、制動パラシュートの効果が現われている。

圧力計測

飛行中に得られた圧力データとして、図4.5.3-9に翼面上の代表点における圧力係数 C_p の時間履歴を示す。機体の姿勢との関連がわかるように迎角の時間履歴も並べて示した。本データは初フライト時に静圧孔(図3.1.2-22のBP1480上面3%位置)で計測したもので圧力係数を算出するたの基準圧力は後方機器室内の参照圧力である。時刻0が機体の切り離し時刻に対応している。この静圧孔位置は迎角が小さい場合、翼前縁の淀み線近くになり、切り離す前および約50秒後の接地時では若干の正圧値を示している。停止時近傍のデータの乱れは係数変換時の動圧データからくるものである。翼面上の静圧は迎え角の変化にきれいに追従しており、圧力の範囲は事前の推定範囲とほぼ一致した。

舵面アクチュエータ系

懸吊試験において観測された約27 Hzのピッチレートに現われた振動は除去できないまま実験に臨んだ。図4.5.3-3にF101の垂直方向加速度の時歴を示す。横軸は相対的な時間でありこの時刻20秒～40秒の間の釣合飛行状態でピッチレートと同様加速度に振動がでている。運動加速度として釣合飛行のあとプリフレアの引き起こし加速度が1.5 G程度、1 Gに戻ったあと更に引き起こしが1.3 G程度あり、その後に前脚と主脚の接地衝撃は1秒ほどの間隔を置いて続いている。接地後の振動は滑走路面から受けるランダムな振動である。飛行中の振動は機器環境条件の設定値内に収まっていたが飛行振動レベルは動力の無い滑空機としては予想外に大きな値であった。釣合

飛行時の振動を周波数分析すると図4.5.3-4のようであり、振動数は懸吊飛行時より高く33 Hz前後であった。このような空力加振現象について文献(14)に風洞実験が報告されており、平板に設けられた角穴についての解析がある。穴の前縁から放出される渦が後縁からでる圧力擾乱と干渉して特定の振動数をもつ振動を起こすとされ、振動数の経験式が示されている。これを本現象にあてはめると¹⁵⁾ 懸吊飛行についてはほぼ一致し、飛行速度とともに振動数の上がる傾向はあるが、釣合飛行時の振動数は一致しない。実験終了輸送帰還後、この振動関連して前方機器室内および開口部付近の局所的固有振動特性ハンマーインパクト法により計測した。その結果、IMUの取

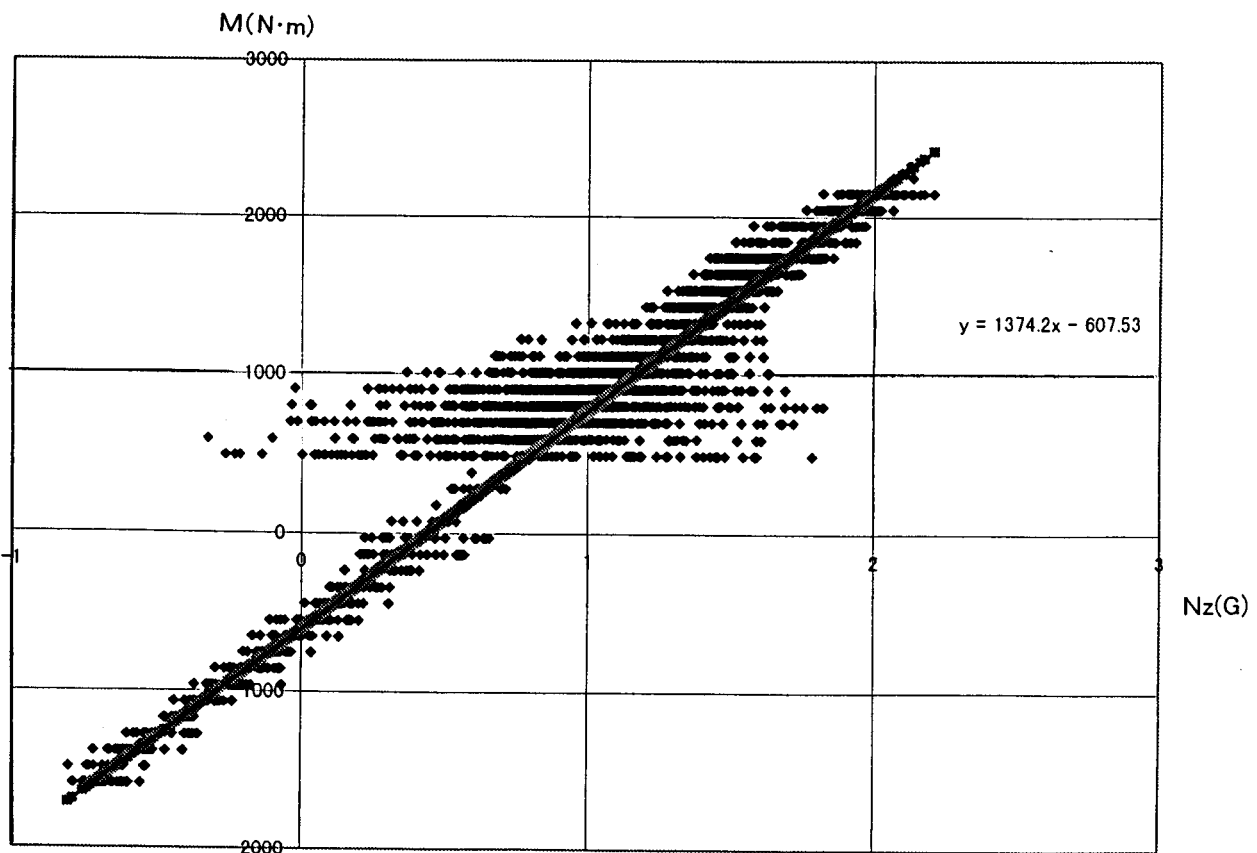


図 4.5.3-2 モーメント出力結果 (F009)

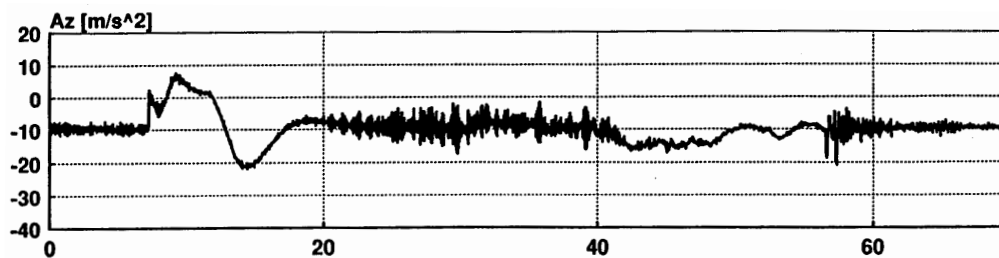


図 4.5.3-3 垂直方向加速度の時歴 (F101)

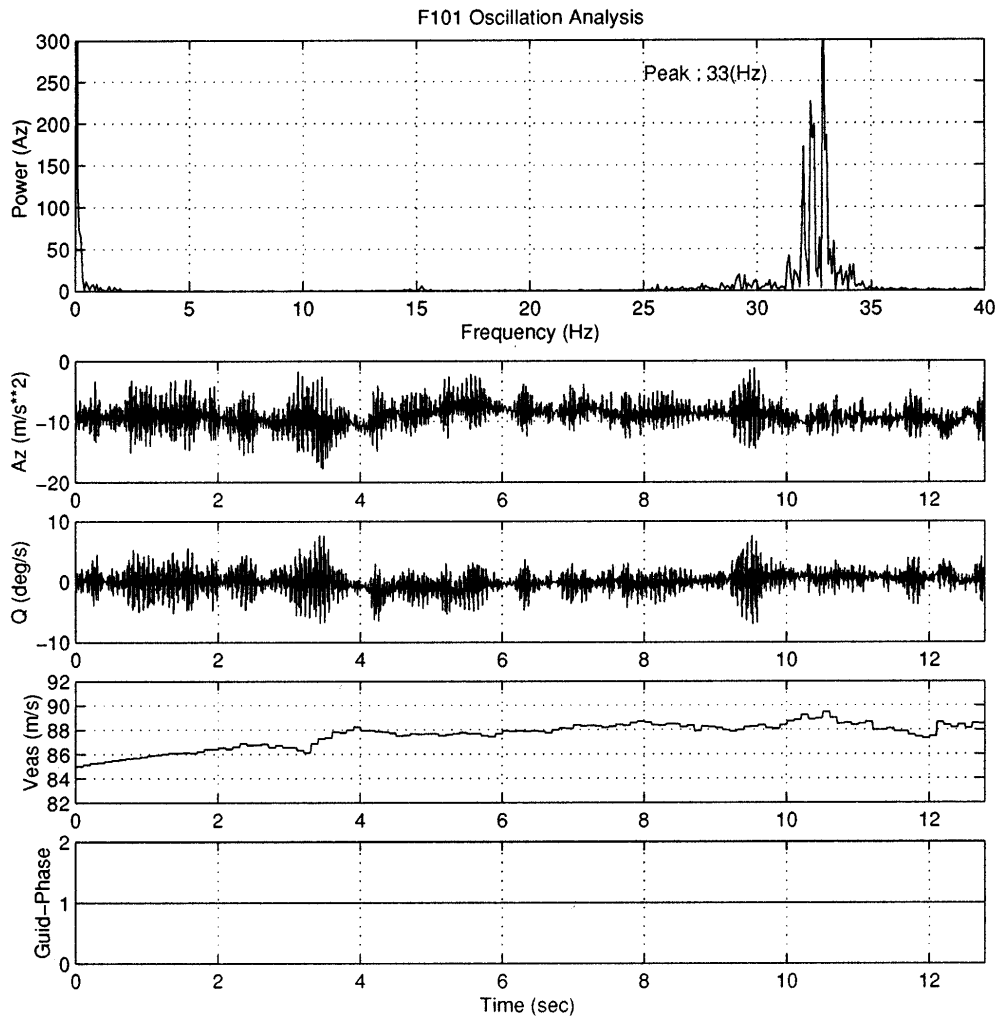


図 4.5.3-4 釣合飛行時の周波数分析

り付け位置での傾きとバルクヘッドに変位をもつモードで 54.9 Hz の固有振動が計測された (図 4.5.3-5)。この固有振動モードが空力加振により励起され 80 Hz のサンプリングレートにより 40 Hz で折返ったと考えることもできるが 33 Hz への移動は説明しきれない。限られたデータの範囲で現象の明確な特定には至らなかった。このような空力加振は実飛行でも報告がある (文献 16)。この開口部は着陸実験機固有のものであって HOPE 本機には存在しないが、外気にさらされる空洞部には注意が必要であろう。また、HOPE 本機では打ち上げ時の振動レベルの方が圧倒的に厳しく、滑空時の振動は持続時間を除いて問題にならないものと思われる。

制動力

飛行実験時における設定ブレーキ圧は、走行機能確認試験の結果から 4.1 MPa とした。地上走行中の制動力は、脚柱の前後曲げを検出する歪ゲージから算出した。F101 では、左右のブレーキ特性にブレーキディスクとライニングのなじみ差によると思われる相違があり、右のブ

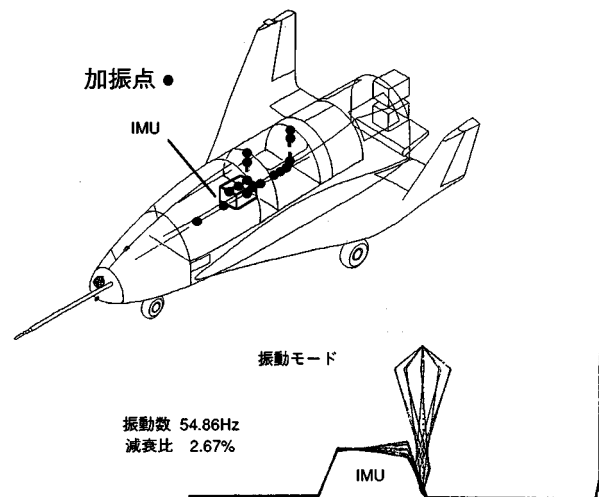


図 4.5.3-5 54.9Hz の固有振動

レーキ力が 3 割程近い値を示した。アンバランスの絶対値が拡大するのを避けるため、F002 で 3.2 MPa、F103 以降 2.1 MPa に下げて実験を実施した。図 4.5.3-6 に F011 の

制動力の時歴を示す。左右の差がほとんど無くなっていることが分かる。図4.5.3-7に接地点から停止点までの距離を各飛行について示す。また、図4.5.3-8に接地時の機体運動エネルギーを示す。各飛行により差があるのは、飛行制御が対気速度で行われるため風速によって対地速度が異なるからである。F009以降は制動用パラシュートを使用していない。これらの図は制動距離が接地時の運動エネルギーに依存していることを示している。また、F011と同程度の運動エネルギーであったF005と制動距離を比較するとF011は77 m制動距離が長くなっており、制動パラシュートの効果が現われている。

圧力計測

飛行中に得られた圧力データとして、図4.5.3-9に翼面上の代表点における圧力係数 C_p の時間履歴を示す。機体の姿勢との関連がわかるように迎角の時間履歴も並べて示した。本データは初フライト時に静圧孔(図3.1.2-22のBP1480上面3%位置)で計測したもので圧力係数を算出するたの基準圧力は後方機器室内の参照圧力である。時刻0が機体の切り離し時刻に対応している。この静圧孔位置は迎角が小さい場合、翼前縁の淀み線近くになり、切り離す前および約50秒後の接地時では若干の正圧値を示している。停止時近傍のデータの乱れは係数変換時の動圧データからくるものである。翼面上の静圧は迎え角

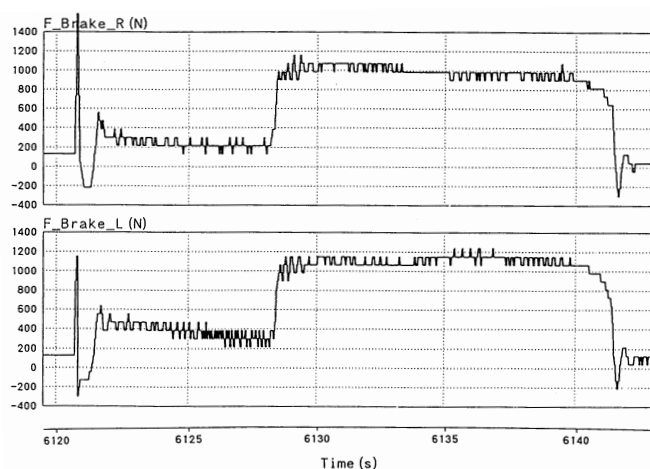


図 4.5.3-6 制動力の時歴 (F011)

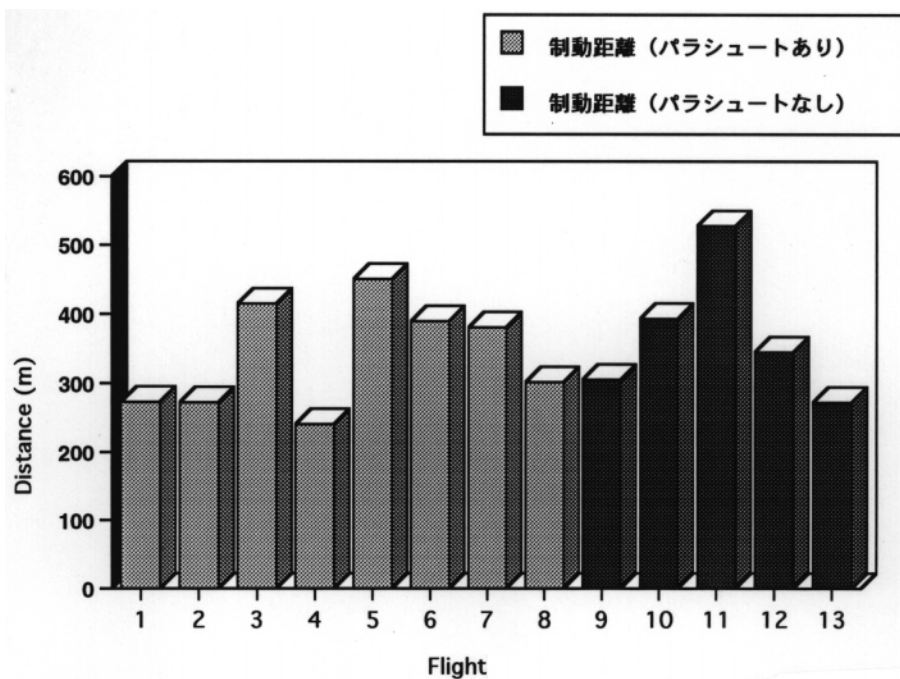


図 4.5.3-7 制動距離

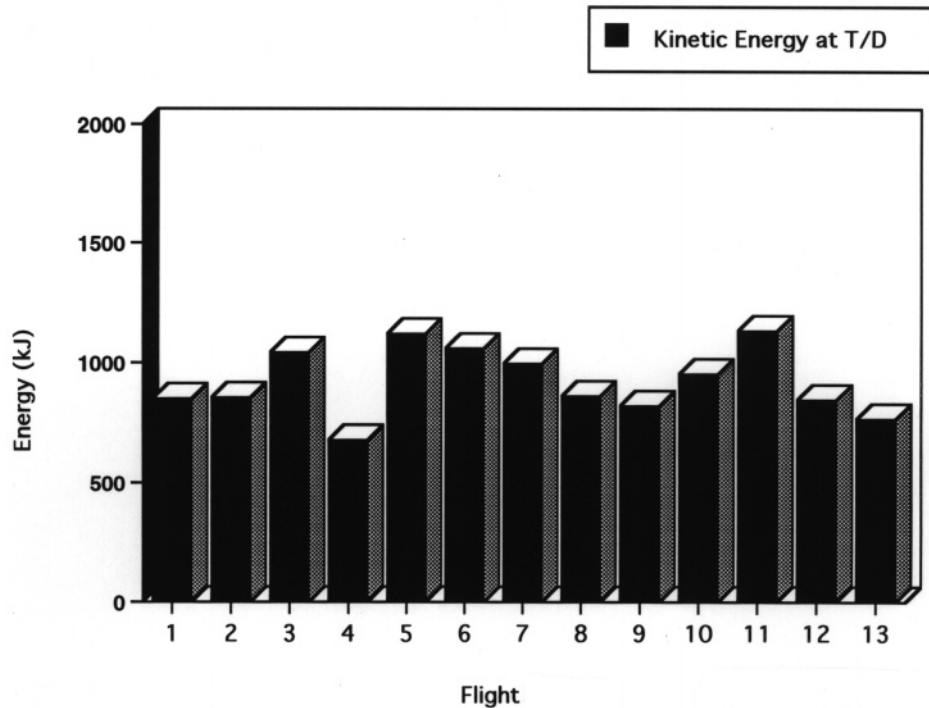


図 4.5.3-8 接地時の運動エネルギー

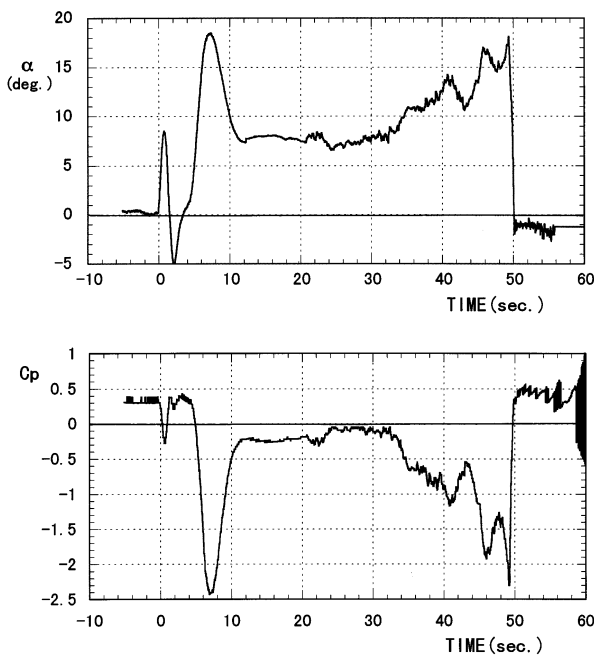


図 4.5.3-9 圧力係数の時間履歴 (F101)

の変化にきれいに追従しており、圧力の範囲は事前の推定範囲とほぼ一致した。

舵面アクチュエータ系

エレボン、ラダーおよびスピードブレーキの各アクチュエータはコマンドに対して良好に追従しており問題はなかった。ただし、ラダーについては、飛行中空力負

荷による変形からくると思われるコマンド信号と舵角の差が最大0.6度ほどあった。差は飛行動圧に依存しており地上では差は現われていない。アクチュエータ温度は運用上限温度80 に対して着陸飛行実験では飛行時間が短く約40 程度で問題はなかった。

通信計測系

実験機からのテレメータデータの取得、非常用コマンド/レーダ/電波高度系/MLSR/DGPSRの受信状況など、電波リンクに関して実験遂行上問題はなかった。ただし、テレメータデータで接地直後の主脚車輪回転数が0rpmとなる事象があった。これはPCMエンコーダの入力インターフェイスでコンデンサの値が設計値と異なっており、30 rpm 以上は計測できなくなっていたためであった。その他、搭載機器について大きな問題はなかった。

電力電装系

電力電装系機器については、機能/性能上問題無く実験を終了することができた。電池については、事前に電池の使用量を予測し、充電計画を立て運用基準に従って効率よく運用できた。

非常系

非常系機器については、実行時不時作動もなく終了した。本系の実証ができなかったことは成功の証でもあった。

4.5.3.2 航法誘導制御系

図 4.5.3-10 は13回の着陸実験で得られた航法誤差の平

均値 \pm 分散を要求精度(3%)を100%としてプロットしたものである。理論的にはこの $\pm 33\%$ 内であることを要求している。Z軸方向、即ち高度以外はほぼ満足している。要求精度を見て分かるように、着陸においては、高さ方向、横方向、前後方向という順で高い精度を要求し、3軸方向の精度が異なる。一般の航空機では、浅い経路角の進入経路を設定して前後方向の大きな誤差を許容しているのに対して、ALFLEXではMLS高低角地上装置からの仰角が高いために前後方向の誤差が高度誤差に大きな影響を及ぼし、また、通常の航空機のように高低角一定の経路ではなく、少しずつ低くなる経路であるため、遅れの影響も受けやすいという特徴がある。MLS/IMU複合航法では、高度方向の精度が不足するために、高度100 m以下では電波高度計による高度を使用しているが、高度のバイアス誤差を数秒の短時間で修正する必要がある。さらに電波高度計の精度に余裕がなかったために懸吊飛行試験で実際に計測された電波高度計出力から組み立てた誤差モデルを使用してシミュレーションによる着陸性能の確認を行い、着陸実験に臨んだ。着陸に必要な高度精度を実現する事が宇宙往還機の着陸航法において最も難しい点である。

誘導制御性能

自動着陸性能の結果に示された通り、13回の着陸実験は誘導制御系の精度要求を満足するものであり、これらの着陸実験により基本的な誘導制御性能を確認すること

ができた。FCC/FCPの誘導制御機能に関しても、誘導コマンドと制御コマンドが飛行後オフラインで再現した結果とほぼ一致する事が確かめられた。誘導制御性能に関しては、特に次の2つの現象について飛行後の詳細解析を行った。一つは、縦の誘導制御に関するもので接地位置がノミナルに対して約150 m(最大214 m, 最小80 m)オーバーシュートして接地直前にフローティングの傾向を持ったこと。もう一つは、横方向の制御に関するもので、プリフレア中に振動数1 Hz弱のバンク角微小振動が発生したことである。

先の自動着陸性能の図4.5.1-1、図4.5.1-4で示されるように、接地時の位置および速度はノミナルよりずれ、13回すべての飛行で再現された。図4.5.3-11は接地前の高度と横のずれについて飛行軌跡を示したものである。横のずれは左にずれる傾向があるものの制限値に対して十分小さいのに対して、高度は基準軌道に対して3 m前後高めに飛行している。この現象についてシミュレーションによる再現等の解析を行った。その結果、縦のオーバーシュートとフローティング傾向の原因は、MLSの遅れ時間を実力値より大きな最大値を用いてノミナル飛行としていたことと、ADSの等価対気速度が3%程度低く計測されたことによるものと推定された。MLS高低角の時間遅れを大きめに考えていたことにより実際の軌道が高めになり、さらに等価対気速度の誤差により制御が行う引き起こしが大きくなって軌道がさらに高くなったことが

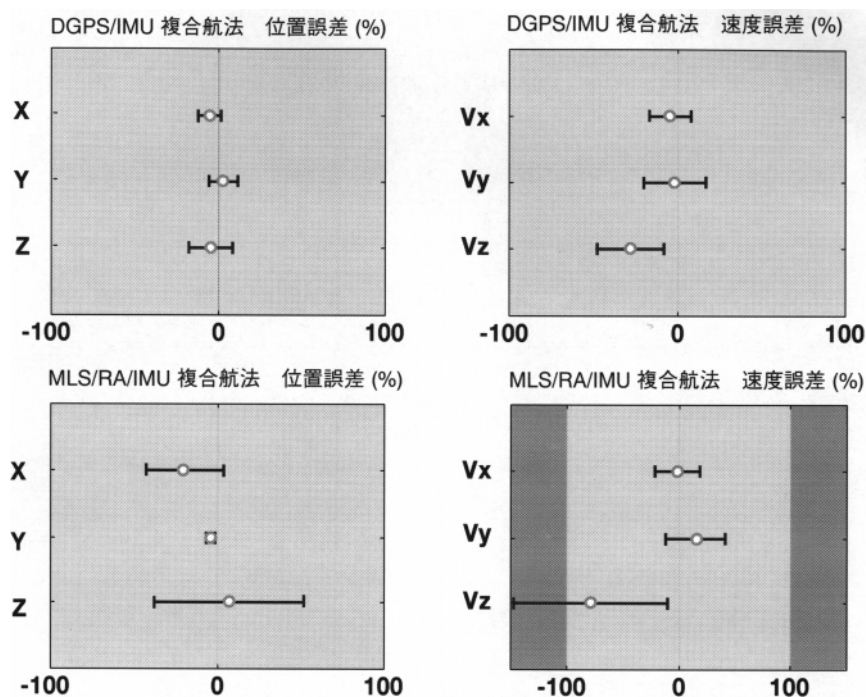


図 4.5.3-10 航法性能 (精度要求の3%値で正規化した13回の平均値と分散)

直接的な原因である。

バンク角微小振動に関しては、調和解析等を行って原因の追求を行った。図4.5.3-12は最も顕著に振動が現れたF010の例であるが、高度300 mからの諸状態量の時系列である。約2秒からプリフレアが開始され約17秒に接地しているが、プリフレア中にバンク角や横・方向の制御舵面が振動していることが分かる。図4.5.3-13は、振動の顕著なロール角速度に関して13回のプリフレア飛行部分からパワースペクトルを推定したものである。振動モードは機体の剛体運動の固有モードであり、その振動数は設計で予想された値であった。図中に当てはめた2次モデルを示したように飛行における減衰係数は0.2程度と推定され、設計で予測していたものよりやや小さいもので

あった。この原因について制御系の時間遅れや非定常空気の影響などが推定されたものの特定はできなかったが、解析は継続して行われている。

4.5.3.3 地上設備

地上設備系の内、レーザトラッカ、トラッキングレーダ、MLS、DGPSについて地上での試験結果及び13回の自動着陸実験のレーザトラッカを基準とした時の偏差結果（精度）を示す。また、風観測については上層風及び地上風の記録を示す。ここに示す結果は参考文献1）から引用し、まとめたものである。

レーザトラッカ

レーザトラッカは航法系データの基準データとなるため、その精度に対する検討を行った。もともとのカタロ

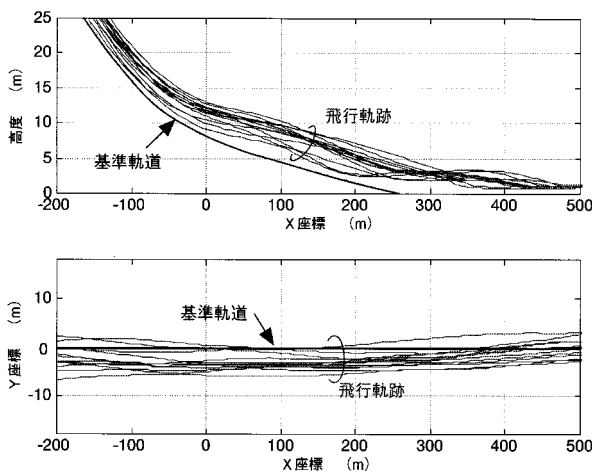


図 4.5.3-11 接地時の飛行軌跡

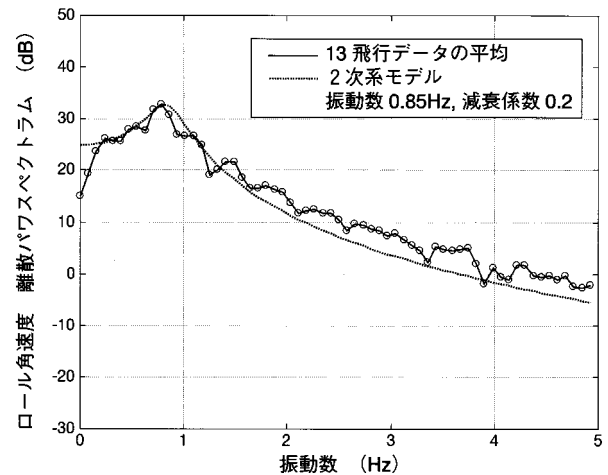


図 4.5.3-13 ロール角速度の離散パワースペクトル

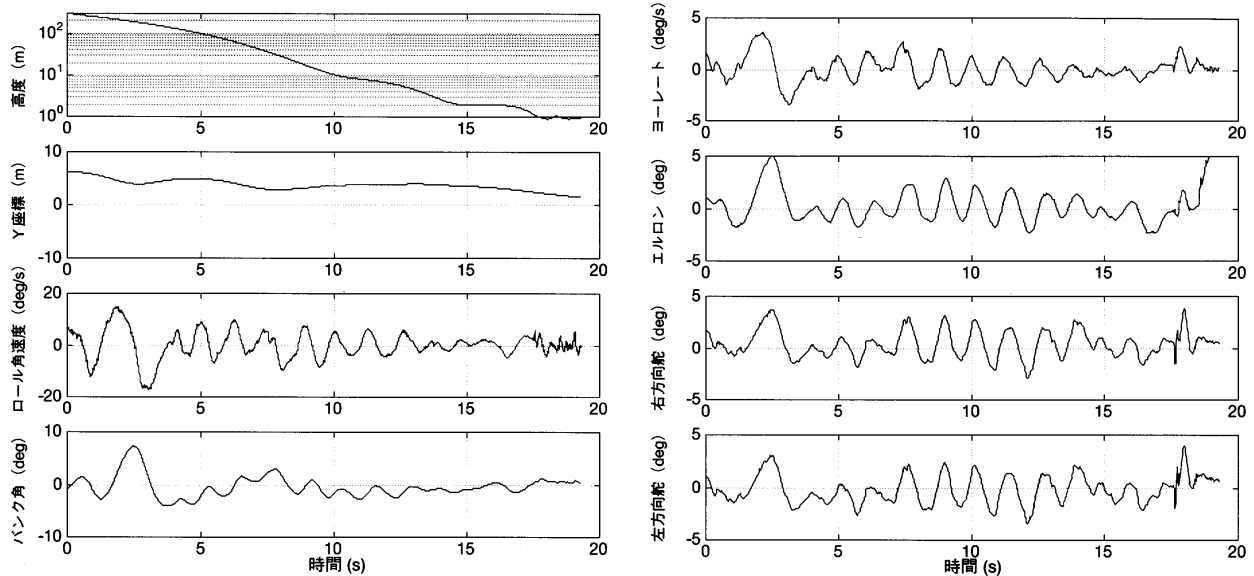


図 4.5.3-12 バンク角微小振動 (F010)

表 4.5.3-1 LT の分離点での予想位置精度 (3)

DX	DY	DZ
± 0.6m	± 0.6m	± 1.3m

表 4.5.3-2 LT の停止位置での位置精度 (F101)

DX	DY	DZ
0.07m	0.12m	0.25m

表 4.5.3-3 TR 位置精度 (LT との差)

FLT No.	DX		DY		DZ	
	平均値	標準偏差	平均値	標準偏差	平均値	標準偏差
F101	5.46	0.62	1.29	0.33	0.68	1.10
F002	0.10	0.81	0.69	0.32	-0.53	0.96
F103	5.34	0.71	0.89	0.63	0.59	1.24
F004	5.92	0.88	1.38	0.46	0.85	1.18
F005	5.14	0.64	0.90	0.47	0.65	1.15
F006	3.34	0.84	1.27	0.36	0.36	1.09
F007	5.02	0.61	1.59	0.49	0.41	1.13
F008	1.71	0.53	1.22	0.35	-0.74	0.84
F009	1.97	0.71	0.81	0.61	-0.09	1.07
F010	-0.15	0.77	0.68	0.75	-1.04	0.98
F011	0.57	1.01	1.24	0.35	-0.31	1.01
F012	5.69	0.91	1.63	0.37	0.22	1.17
F013	3.76	0.08	1.61	0.34	-0.21	0.98

(単位 : m)

グ性能 (表 3.4.2-4 参照) はあるが、レーザ光がその日の大気に大きく影響を受けるため、実験毎に管制塔上、格納庫屋上及び飛行場中央部の水タンクに取り付けた反射鏡により較正を行いながら運用をした。日本国内での航空機による評価結果や、滑走路原点での較正試験等を検討しその結果、表 4.5.3-1 に示す分離点での予想位置精度を得た。また最終確認として F101 の飛行後に実験機が停止した位置を巻き尺等で測量した。その結果、レーザトラッカの結果とは各軸とも 30 cm 以内で合致し、仕様性能を満足した。結果を表 4.5.3-2 に示す。尚、X、Y 及び Z は滑走路座標での偏差である。

トラッキングレーダ

トラッキングレーダは安全監視モニタとして使用したが、レーザトラッカデータが得られなかった場合の基準データでもあった。13 回の自動着陸実験での分離後の飛行位置をレーザトラッカデータと比較し、その偏差の平均値と標準偏差で表した結果を表 4.5.3-3 に示す。但し、地上高 30 m 以下はデータの信頼性がないため除外した。各飛行での平均値 (バイアス) の絶対値と標準偏差の和を偏差の最大値 (精度) と思えば表 4.5.3-4 に示すように各軸で 5 m 以内の精度があった。

MLS

MLS 地上装置の設置時に地上装置単体の精度をセオド

表 4.5.3-4 TR 自動着陸飛行中の位置精度

DX	DY	DZ
4.2m	1.6m	1.6m

表 4.5.3-5 MLS 地上装置精度確認

	AZ		EL	
	平均値	3	平均値	3
滑走路進入端	-0.0013	0.015	0.105	0.015
覆域端	-0.0153	0.100	0.085	0.100

(単位 : deg)

ライトを用いて測定した。その結果を表 4.5.3-5 に示す。また、13 回の自動着陸実験での評価はレーザトラッカデータを角度換算し、その偏差 (AZ, EL) を比較した。高低角 (EL) については偏差に特徴が見られるため (詳細は文献 1) 参照)、分離前、滑走路原点より - 2 km 及び - 500 m の地点での比較を行った。その結果を表 4.5.3-6 に示す。これによれば十分要求仕様を満足する結果であった。

DGPS

自動着陸実験では、DGPS データは DGPS-IMU 複合航法用に分離前の懸吊飛行でしか使用しないが、分離後も DGPS データを取得記録しており、そのデータを用いた DGPS-IMU 複合航法計算結果をレーザトラッカデータと比較した。その結果を表 4.5.3-7 に示す。GDOP が大きかった F005 及び F008 を除けばほぼ 5 m 程度の差異であることが示された。

風観測

前述の通り設計時の制限風 (100%) は向風 9.38 m/s、追風 3.75 m/s、横風 5.63 m/s である。13 回の自動着陸実験時の OMEGA ソンデによる上層風データの結果を図 4.5.3-14 に示す。F005 及び F011 では制限風を一部越えている箇所も見られたが、安全検討の総合判断に基づき実験を実施した。また、風観測装置による地上風の測定結果を表 4.5.3-8 に示す。これは実験機が高度 10 m から接地までの前後風及び横風の平均風速であり、設計制限風に対する % も併せて示す。地上風に関しては、シミュレーションによる実験の安全性の確認を行った上で風制限の緩和を行った。

表 4.5.3-6 MLS 角度精度 (LT との差)

FLT No.	AZ		EL (分離前)		EL (-2km)		EL (-500m)	
	平均値	標準偏差	平均値	標準偏差	平均値	標準偏差	平均値	標準偏差
F101	0.012	0.007	0.017	0.009	-0.015	0.006	-0.045	0.030
F002	0.010	0.007	0.020	0.009	0.006	-0.034	0.023	
F103	0.002	0.008	0.013	0.008	-0.022	0.007	-0.079	0.036
F004	0.010	0.007	0.013	0.008	-0.016	0.008	-0.059	0.027
F005	0.006	0.007	0.019	0.008	-0.008	0.009	-0.059	0.038
F006	0.010	0.007	0.016	0.011	-0.018	0.008	-0.069	0.038
F007	0.012	0.007	0.022	0.009	-0.009	0.007	-0.046	0.038
F008	0.013	0.007	0.022	0.099	-0.008	0.007	-0.044	0.032
F009	0.005	0.010	0.016	0.007	-0.010	0.007	-0.052	0.032
F010	0.001	0.010	0.021	0.008	-0.010	0.007	-0.046	0.036
F011	0.009	0.007	0.017	0.009	-0.016	0.007	-0.069	0.035
F012	0.009	0.007	0.021	0.009	-0.012	0.007	-0.053	0.035
F013	0.011	0.007	0.025	0.011	-0.008	0.008	-0.030	0.033

(単位: deg)

表 4.5.3-7 DGPS 位置精度 (LT との差)

FLT No.	X		Y		Z	
	平均値	標準偏差	平均値	標準偏差	平均値	標準偏差
F101	-0.87	3.65	0.16	2.69	-2.64	6.11
F002	0.67	4.01	0.68	3.47	-1.98	4.92
F103	0.32	6.73	1.60	4.00	-2.34	6.95
F004	-0.08	6.27	-0.13	2.42	1.29	7.75
F005	5.33	22.06	2.15	3.95	1.32	14.03
	(-0.33)	(8.33)	(1.39)	(3.64)	(-1.46)	(5.04)
F006	1.61	6.11	0.23	4.29	-3.01	5.55
F007	-0.35	7.41	1.32	6.01	-0.96	7.41
F008	6.90	19.97	-3.47	8.84	2.87	15.42
	(1.88)	(6.86)	(-1.42)	(3.25)	(-0.81)	(5.84)
F009	0.95	6.37	-1.79	4.18	0.50	6.12
F010	0.86	6.23	0.05	4.20	0.18	5.53
F011	-0.79	11.67	-0.31	6.57	-1.70	12.08
	(0.50)	(5.80)	(-0.91)	(4.19)	(-0.68)	(8.86)
F012	-0.82	15.85	0.58	8.65	-1.40	13.30
	(-1.92)	(7.61)	(1.12)	(5.88)	(-2.29)	(7.59)
F013	-1.66	3.82	-0.39	4.32	0.87	6.24

()はGDOP10以上のデータを除いた場合 (単位: m)

表 4.5.3-8 地上風の結果

(高度 10m から着地までの間に測定した平均風速)

	前後風		横 風	
	風 速 (m/s)	設計風に対する割合 (%)	風 速 (m/s)	設計風に対する割合 (%)
F101	H 3.0	32.0	R 0.6	10.0
F002	H 5.4	58.0	R 0.9	17.0
F103	T 1.9	50.0	R 3.1	55.0
F004	H 9.1	98.0	R 1.9	34.0
F005	T 5.7	154.0	R 3.3	61.0
F006	T 2.8	75.0	R 4.2	77.0
F007	T 1.4	38.0	R 2.2	39.0
F008	H 3.7	40.0	R 4.9	87.0
F009	H 3.6	39.0	L 0.4	6.0
F010	H 0.5	12.0	L 0.2	2.6
F011	T 4.0	107.0	R 3.0	54.0
F012	H 2.6	28.0	R 0.1	1.0
F013	H 6.3	68.0	R 0.9	16.0

H: 向風 (設計風9.38 m/s), T: 追風 (設計風3.75 m/s)

R: 右風 (設計風5.63 m/s), L: 左風 (設計風5.63 m/s)

5. あとがき

本報告書では航空宇宙技術研究所 (NAL) と宇宙開発事業団 (NASDA) が共同で進めている HOPE 研究の一環として実施した小型自動着陸実験 (ALFLEX: Automatic Landing FLight EXperiment) の開発・実験のまとめを示した。

小型自動着陸実験は我が国初めての自動着陸技術の開発実証であり、また一回の飛行で確実に着陸させることが求められる実験である。従って、計画策定に当たっては、実験の確実な遂行を実現するために、我が国の技術力を結集して効果的な開発を行うこととし、設計段階では NAL, NASDA およびメーカ技術陣が設計チームを組んで進めることとし、また、空力不安定な機体の、無人

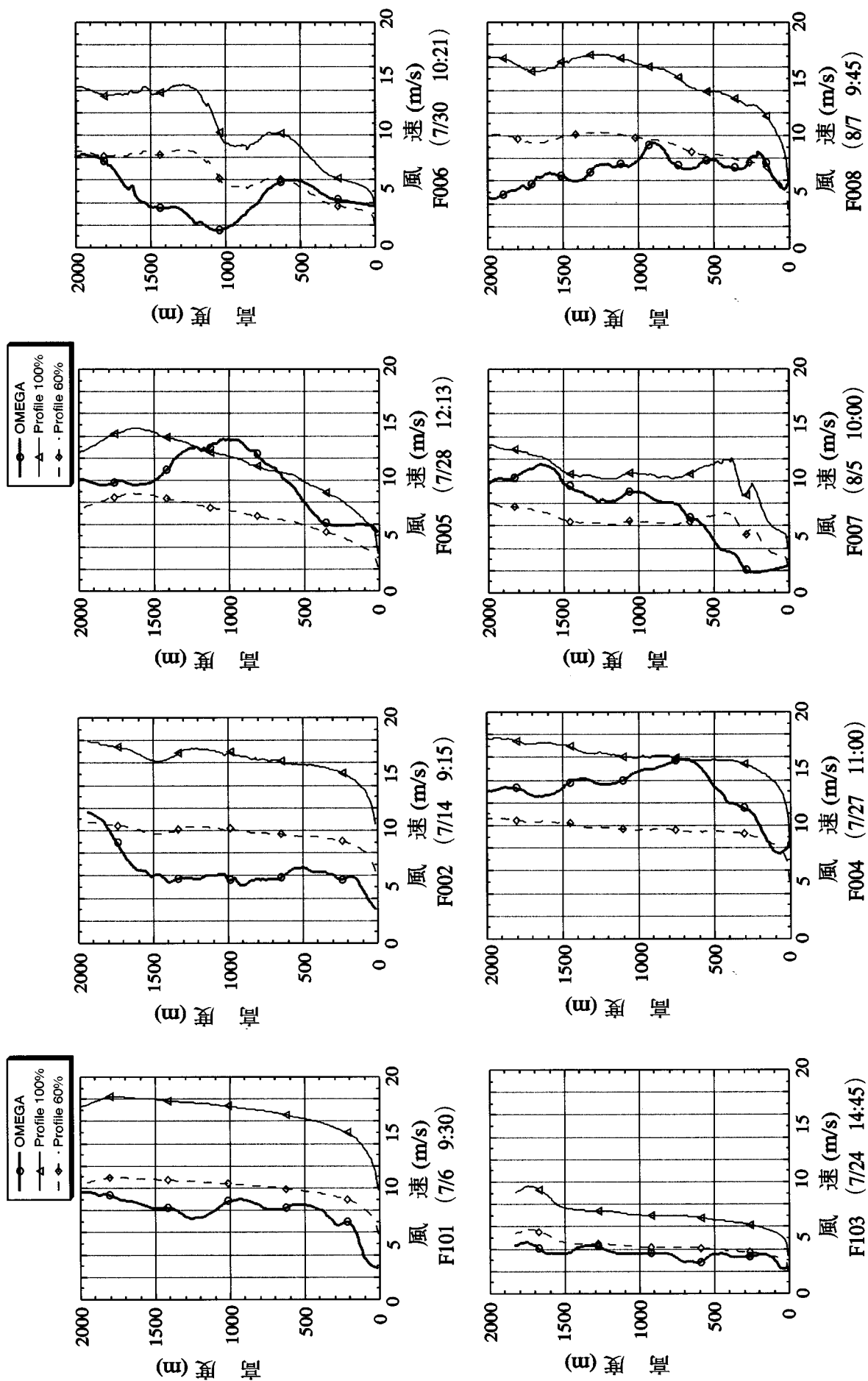


図 4.5.3-14 自動着陸実験時の上層風結果 (1 / 2)

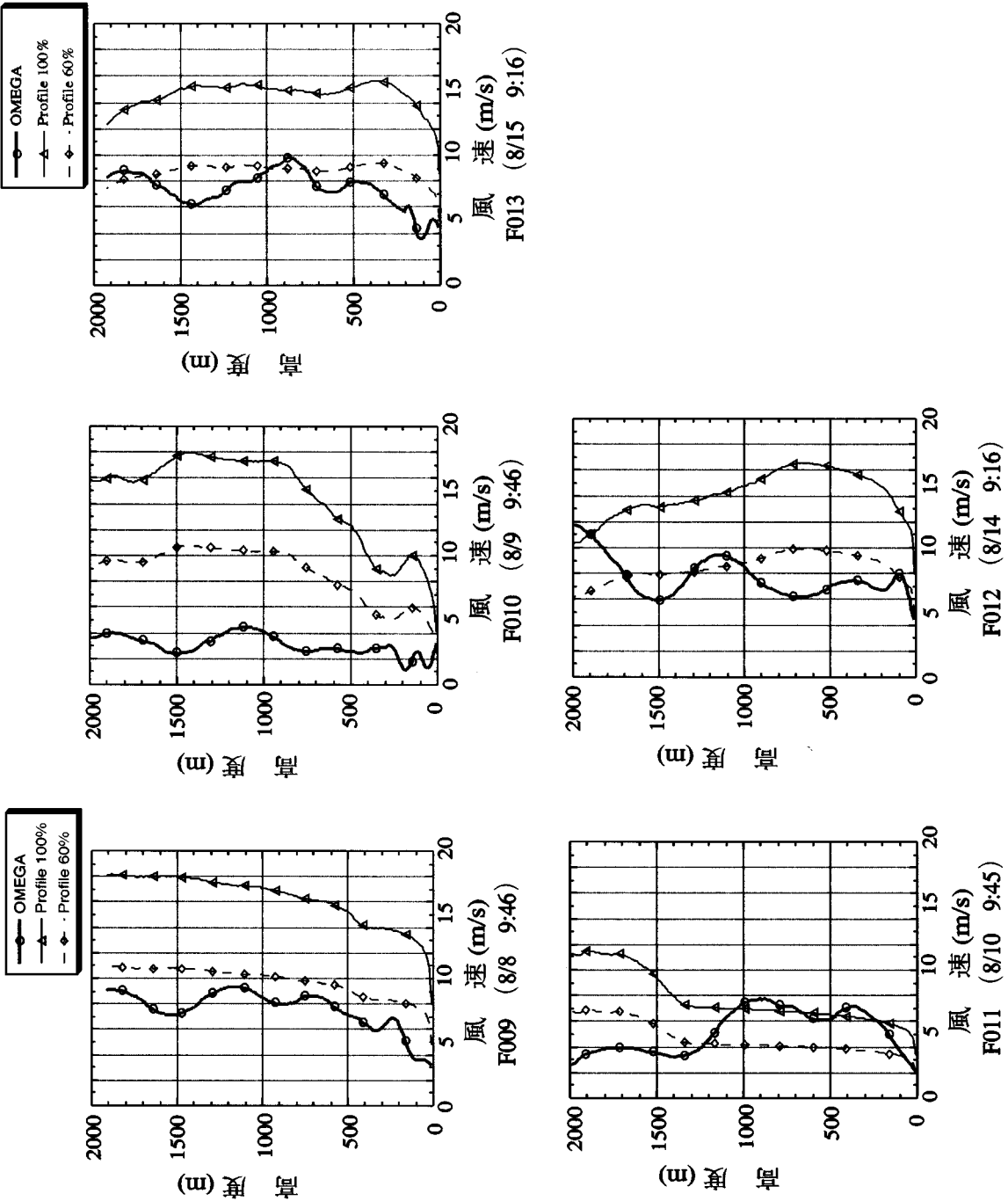


図 4.5.3-14 自動着陸実験時の上層風結果 (2 / 2)

かつ無推力条件下での自動着陸という多くの未経験の技術を含んだ実験である事に鑑み、ステップアップ方式によりシステムの機能性能を確認しながら実験を進めることとした。このために実験機をヘリコプタで吊り下げて飛行中に分離するという新しいシステムを採用し、国内で事前に懸吊試験を実施してシステム機能の確認を実施するとともに、豪州の実験場でも自動着陸の本実験前に全システムの正常作動を確認できるシステムとした。

本小型自動着陸実験の実施の過程で HOPE 自動着陸開発のための技術成果及び経験の蓄積を得ることが出来た。これらの成果は HOPEX の飛行実験の成功に資することが出来るものと考えている。

豪州での飛行実験実施に当たっては、NAL と NASDA が中心となってメーカ技術陣および豪州政府関係者の協力を得て進めた。準備段階でのシステム確認試験を含めた豪州での自動着陸では、予期しなかった技術課題の発生やタイトなスケジュールで、とても厳しい状況を経験した。この状況を克服できたのは、NAL、NASDA 及びメーカの技術陣からなる ALFLEX チーム員及び関係者の熱意と努力、並びに豪州政府を初めとする豪州関係者のご協力のおかげである。ここに関係各位に心から感謝申し上げます。

参考文献

- 1) NAL/NASDA HOPE チーム ALFLEX サブグループ: ALFLEX シンポジウム前刷り集, 1996.12.
- 2) NAL/NASDA HOPE チーム ALFLEX サブグループ: Proceedings of the ALFLEX Symposium, 航空宇宙技術研究所特別資料 SP-39T, 1998.8.
- 3) NAL/NASDA HOPE チーム ALFLEX サブグループ: 予備設計報告会資料, 1993.5.
- 4) NAL/NASDA HOPE チーム ALFLEX サブグループ: 基本設計まとめ (NAL/NASDA 設計会議資料), 1993.12.
- 5) NAL/NASDA HOPE チーム ALFLEX サブグループ: 小型自動着陸実験 (ALFLEX) システム設計, 航空宇宙技術研究所報告 TR-1313, 1996.11.
- 6) NAL/NASDA HOPE チーム ALFLEX サブグループ: 詳細設計審査会資料, 1994.12.
- 7) NAL/NASDA HOPE チーム ALFLEX サブグループ: プロジェクト開発完了審査会資料, 1996.3.
- 8) NAL/NASDA HOPE チーム ALFLEX サブグループ: 最終確認審査会資料, 1996.6.
- 9) NAL/NASDA HOPE チーム ALFLEX サブグループ: 飛行後審査会資料, 1997.1.
- 10) NAL/NASDA HOPE チーム ALFLEX サブグループ: NAL/NASDA 共同研究成果報告書, HOPE の研究 (その 17) 小型自動着陸実験 (ALFLEX), 1997.3.
- 11) 宇宙開発委員会技術評価部会: 小型自動着陸実験 (ALFLEX) に係る開発結果の評価について (報告), 1996.12.
- 12) 上田哲彦, 元田敏和, 中安英彦: 小型着陸実験機のケーブルフラッタ解析, 日本航空宇宙学会誌, 第 46 巻, 第 537 号, 1998.10, pp.581-583.
- 13) 塚本太郎, 柳原正明, 上田哲彦, 稲葉基之: 小型自動着陸実験機の重心位置推定, 航空宇宙技術研究所資料, TM-712, 1997.5.
- 14) Rossiter, J. E., Wind-Tunnel Experiments on the Flow over Rectangular Cavities at Subsonic and Transonic Speeds, ARC R&M. No. 3438, 1964.
- 15) 富士重工資料, ALF-139, ALF-140, 1996.
- 16) 田川徹, 園田駿, 岩本卓也, 岸本, 久保正幸: 中型輸送機 C-1 における脚室振動の解析と対策, 川崎重工技報 71 号, 1979.9.
- 17) NAL/NASDA HOPE チーム ALFLEX サブグループ: 小型自動着陸実験機の飛行シミュレーションモデル (その 1 基本設計時の自由飛行および地上走行数学モデル), 航空宇宙技術研究所報告 TR-1252, 1994.
- 18) Miyazawa Y., Ishikawa K. and Fujii K., Guidance and Control Law for Automatic Flight Experiment of a Reentry Space Vehicle, AIAA paper 93-3813, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Monterey, August 1993.
- 19) Miyazawa Y., Design with Multiple-delay-model and Multiple-design-point Approach, Journal of Guidance, Control and Dynamics, vol. 18, no. 3, pp. 508-515, May-June 1995.
- 20) Yamaguchi, Y. et al, Robust Flight Control Design Method for a Reentry Space Vehicle, The first Asian Control Conference, Tokyo, July 1994.
- 21) Ohno, M. et al, H infinity Design Method Combined with Exact Model Matching, Proceedings of the 32nd Conference on Decision and Control, San Antonio, Texas, 1993.
- 22) Kimura, T. et al, Design of the Robust Flight Control System by Realizable Linear Compensator, AIAA Guidance and Control Conference, pp. 334-341, 1985.
- 23) 小沼他, ALFLEX の飛行制御システム, 飛行機シンポジウム, 小倉, 1994.10.
- 24) Miyazawa Y., Ishikawa K., Motoda, T., Izumi, T., Sagisaka, M., Hata, T. and Onuma, H., Flight Control System for the Automatic Landing Flight Experiment, AIAA Paper 96-3782, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, San Diego, August 1996.
- 25) Hata, T., Onuma, H., Miyazawa Y. and Izumi, T., Flight

- Control System for the ALFLEX, 2nd Asian Control Conference, Seoul, July 1997.
- 26) Iwasaki, T., Hata, T., Yanagihara, M. and Matsumoto, S., Hybrid Navigation Law for ALFLEX, 2nd Asian Control Conference, Seoul, July 1997.
- 27) Goto, K., Mizutani, S., Motoda, T., and Sagisaka, M., Guidance Law for ALFLEX, 2nd Asian Control Conference, Seoul, July 1997.
- 28) Yamaguchi, Y., Hata, T., Ohno, M., Ishikawa, K. and Izumi, T., Robust Flight Control Law for ALFLEX, 2nd Asian Control Conference, Seoul, July 1997.
- 29) Izumi, T., et al, Flight Test Results of Automatic Landing Flight Experiment (ALFLEX), IAF-97-V. 4.06, 48th International Astronautical Congress, Turin, Italy, 1997.
- 30) Miyazawa, Y., Nagayasu, M., and Nakayasu, H., Flight Testing of ALFLEX Guidance, Navigation and Control System, 21st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Melbourne, September 1998.
- 31) 松本他, 自動着陸のためのディファレンシャル GPS 航法, 宇宙開発事業団報告, NASDA-TMR-970005, 1998.1.
- 32) Kempel, R. W., Developing and Flight Testing the HL-10 Lifting Body: Precursor to the Space Shuttle, NASA RP-1332, April 1994.
- 33) Anon, Flight Test Results Pertaining to the Space Shuttlecraft, NASA TM X-2101, June 1970.
- 34) Anon, Shuttle Performance, Lessons Learned, NASA CP 2283, March 1983.
- 35) Tsikalas, G. M., Space Shuttle Autoland Design, AIAA Paper 82-1604, AIAA Guidance and Control Conference, San Diego, August, 1982.
- 36) Kafer, G. C., Space Shuttle Entry/ Landing Flight Control Design Description, AIAA Paper 82-1601, AIAA Guidance and Control Conference, San Diego, August, 1982.
- 37) Savely, R. T. and Cockrell, B. F., Shuttle Navigation Overview, AIAA Paper 82-1558, AIAA Guidance and Control Conference, San Diego, August, 1982.
- 38) Montez, M. N. and Madden, M. F., Space Shuttle Orbiter Descent Navigation, AIAA Paper 82-1563, AIAA Guidance and Control Conference, San Diego, August, 1982.
- 39) Shakarian, A., Application of Monte-Carlo Techniques to the 757/767 Autoland Dispersion Analysis by Simulation, AIAA 83-2193, 1983.
- 40) Ray, L. R. and Stengel, R. F., Application of Stochastic Robustness to Aircraft Control System, Journal of Guidance Control and Dynamics, Vol. 14, No. 6, 1991.
- 41) 塚本他: 小型自動着陸実験 懸吊飛行時の数学モデルによる運動特性解析, 航空宇宙技術研究所報告, TR-1304, 1996.8.
- 42) Tsukamoto, T., Yanagihara, M. and Sagisaka, M., ALFLEX FIVE DEGREES OF FREEDOM HANGING FLIGHT TEST, AIAA-97-3484, August, 1997.
- 43) 小野他: レーザ追尾システムの開発と飛行実験による評価, 航技研報告 TR-1331, 1997.7.
- 44) 井之口他: トラッキング・レーダ改修後の機能確認および DGPS 測位を用いた較正試験: 航技研報告 TR-1312, 1996.11.
- 45) ALFLEX Safety & Operations Plan, NAL/NASDA, NN-95-4007, May, 1996.
- 46) 柳原他, 飛行試験データによる ALFLEX 実験機の空力特性推定と風洞試験データとの比較評価, 航技研報告, TR-1353, 1998.7.
- 47) Okada, N., et al., Landing Experiment and Ground Effects Estimation of Unmanned Reentry Vehicle, 28th Annual Symposium of the Society of Flight Test Engineers, August, 1997.

付録 表A-1 ALFLEX通信計測系計測項目 (1/8)

「^」はベキ乗を表す。 H8.5.3 G改訂

備考) 分解能=レンジ/bit数 (7bit: ±入力、12bit=4000、8bit=250) 計測精度: セカからシコン及びPCMエコーまでの精度のRSS値、() 内値はシコン、PCMエコーを除く精度

名称	記号	信号種類	レート(HZ)	バイト数	単位	レンジ	計測精度	分解能	極性及び定義	計測元	備考
フレーム同期信号 車輪回転速度	FC	PCM	80	7	---	---	---	---	---	---	---
	右主脚	E WLR	40	2	RPS	0~60	0.52 (0.04)	1.34	機体前進方向の 回転が+	ABSセンサ	シコン入力12bit、RPS=回転数/秒
	左主脚	E WLL		2							
	前脚	E WLF		2				0.86			
ジーンバル姿勢角	G θ	7bit	80	2	deg	±42	0.5 (0.40)	0.021		ポテンシオ メータ	ジーンバル設計動作範囲±30 シコン入力12bit、計測保証範囲±32
	G ϕ			2							
ケーブル力	F LG			2	kg	0~3000	11.0 (3.0)	0.75	引張り+ 圧縮は計測不能	ロードセル	シコン入力12bit 計測精度保証範囲0~2000
											4ゲージ法による
構造歪み	右カブライン付け根曲げ	ε TPBR		各1 合計6	μs	±1024	14.9 (13)	8.192	内縁内曲げ トルクが+	歪み ゲージ	
	右カブライン付け根振り	ε TPTR									
	左カブライン付け根曲げ	ε TPBL									
	左カブライン付け根振り	ε TPTL									
	右主翼付け根曲げ	ε WBR									
	左主翼付け根曲げ	ε WBL									
ヒンジモーメント (振り)	右ラダー	ε HMRR	80	各1 合計6	μs	±1575	18.8 (13)	12.6	ロット引っ張り+ 歪み ゲージ		4ゲージ法による
	左ラダー	ε HMRL									
	右エレボン	ε HMER									
	左エレボン	ε HMEL									
		ε HMBR									
		ε HMBL									
脚歪み	右主脚前後曲げ	ε LGFR	20	各1 合計4	μs	±4096	45.2 (25)	32.768	後曲げ+ 歪み ゲージ		4ゲージ法による
	左主脚前後曲げ	ε LGFL									
	右主脚左右曲げ	ε LGSR									
	左主脚左右曲げ	ε LGS�									
	機体下面	P PL1~20									
	胴体背面面	P BB1~7									
表面圧力	カブライン背面面	P TB1~3		各1 合計30	Pa	±7K ±2.5K	330(55) 160 (17)	56 20	加圧側+ 歪み ゲージ		圧力センサ
	左カブライン背面面	P ETC1	20								
	右カブライン背面面	P ETC2									
		P HYDR	40								
舵面アジャスタ温度				1	℃	0~6860000	61610 (28000)	27440	加圧側+ 歪み ゲージ	油圧センサ	
アレイ系統油圧				1	Pa						

H8.5.3 G改訂

ALFLEX通信計測系計測項目 (3/8)

名称		記号	信号種類	レート(HZ)	バイト数	単位	レンジ	計測精度	分解能	極性及び定義	計測元	備考							
舵角モニタ	右エレボン	δ EVR	FCP	80	各2 合計14	deg	±30	0.017	35°2'~15	各 7チャンネル		作動範囲-35~25 (エレボン舵角に±5deg)							
	左エレボン	δ EVL					±35	0.017	35°2'~15										
	右ラダー	δ RR					±60	0.029	60°2'~15										
	左ラダー	δ RL					±27.33	0.012	27.33°2'~15										
	右北°-ト・ブレイキ	δ SBR					±90.112	0.9(3σ)	0.00275										
	左北°-ト・ブレイキ	δ SBL					±90.112	0.9(3σ)	0.00275										
	スワリング	δ ST					±90.112	0.9(3σ)	0.00275										
	ADS出力迎角																		
	ADS出力横滑り角																		
	ADSステータス																		
航法機能ステータス																			
誘導機能ステータス																			
SBステータス																			
PSDBステータス																			
実験機システムステータス2																			
IMU出力位置		緯度	r LAT	4	deg	±180	0.9	0.03318672	180°2'~24 上位25bit	緯度(北緯) 経度(東経)	IMU								
		経度	r LON										2107.1644°	北(緯度)方向 東(経度)方向					
IMU出力速度		北方向	V LAT	2	m/s	±2107.1644	0.9	0.03318672	750°2'~15	R系z方向—	RA	アンテナ高度							
		東方向	V LON										0.5	0.03318672	ADS	1inHg = 33.864hPa			
RA出力電波高度		総圧	P TADS	2	m	±750	0.9	0.5	0.03318672	R系z方向—	ADS								
		動圧	P DADS										0~2174.92488192 ±1087.46244096	R系z方向—					
		気圧高度	H PADS										±8192		0.25	0.002			
		対気速度(EAS)	V ASADS										0~131.072		2.06	0.00125			
MLSRR方位角(AZ角)		AZ	MLSRR	2	deg	±40.96	0.00125	0.00125	0.00125	表B-1による	MLSRR	計測範囲、方位角±40 高低角0.9~40							
MLSRR高低角(EL角)		EL	MLSRR																
MLSRR受信パルス		S	MLSRLNK																
MLSRR受信パルス/状態データ		S	MLSRR																
複合航法位置		X方向	r NAVRx	各3 合計9	m	±15000	0.00125	0.00125	0.00125	R系x方向+ R系y方向+ R系z方向+	FCC								
		Y方向	r NAVRy																
		Z方向	r NAVRz																
		Z方向	r NAVRz																

H8.5.3 G改訂

ALFLEX通信計測系計測項目 (4 / 8)

名称	記号	信号種類	レート(HZ)	バイト数	単位	レンジ	計測精度	分解能	極性及び定義	計測元	備考
複合航法速度 (滑走路座標系)	X方向	V NAVRx	10	各2 合計6	m/s	±160	-----	160°2^15	R系 x 方向+	FCC	
	Y方向	V NAVRy							R系 y 方向+		
	Z方向	V NAVRz							R系 z 方向+		
IMU-MLS位置 推定値	X方向	r MNAV Rx		各3 合計9	m	±15000	-----	15000°2^23	R系 x 方向+		
	Y方向	r MNAV Ry							R系 y 方向+		
	Z方向	r MNAV Rz							R系 z 方向+		
IMU-MLS速度 推定値	X方向	V MNAV Rx		各2 合計6	m/s	±160	-----	160°2^15	R系 x 方向+		
	Y方向	V MNAV Ry							R系 y 方向+		
	Z方向	V MNAV Rz							R系 z 方向+		
IMU-MLS加速度 誤差推定値	Y方向	Δa MNAV Ry		2	m/s ^ 2	±0.1	-----	0.1°2^15	R系 y 方向+		
	Z方向	Δa MNAV Rz							R系 z 方向+		
	方位角	ΔAZ MNAV Az									
MLS出力 誤差推定値	高低角	ΔEL MNAV EL		2	deg	±40	-----	40°2^15			
	方位角	Y MNAV Az									
	高低角	Y MNAV EL									
MLS観測残差	方位角	ΔY MNAV Az		2	deg	±40	-----	40°2^15			
	高低角	ΔY MNAV EL									
IMU-RA位置推定値 (高度方向)		r RNAVRz		3	m	±15000	-----	15000°2^23	R系 z 方向+		
IMU-RA速度推定値 (高度方向)		V RNAVRz		2	m/s	±160	-----	160°2^15	R系 z 方向+		
IMU-RA加速度誤差推定値 (高度方向)		Δa RNAVRz		2	m/s ^ 2	±0.1	-----	0.1°2^15	R系 z 方向+		
RA出力誤差推定値		ΔH RNAVRz		2	m	±1000	-----	1000°2^15	R系 z 方向-		
RA出力推定値		Y RNAVRz		2					R系 z 方向-		
RA観測残差		ΔY RNAVRz		2					R系 z 方向-		
IMU単独位置推定値	X方向	r INAVRx		3	m	±15000	-----	15000°2^23	R系 x 方向+		
	Y方向	r INAVRy							R系 y 方向+		
	Z方向	r INAVRz							R系 z 方向+		
IMU単独速度推定値	X方向	V INAVRx		2	m/s	±160	-----	160°2^15	R系 x 方向+		
	Y方向	V INAVRy							R系 y 方向+		
	Z方向	V INAVRz							R系 z 方向+		
誘導コマンド	Z軸加速度コマンド	Δa CMDZ		2	m/s ^ 2	±19.6133	-----	19.6133°2^15	B系 z 方向+	-2G~2G	
	横滑り角コマンド	β CMD							右滑り+		
	バンク角コマンド	θ CMDx							B系 x 軸回り+		
ヨーレートコマンド	ヨーレートコマンド	p CMDz		2	deg/s	±180	-----	180°2^15	B系 x 軸回り+		
	迎角コマンド	α CMD							B系 z 軸回り+		
	舵角コマンド	δ SBC							機首上げ+		
舵面開閉	舵面開閉			2	deg	0~120	-----	120°2^16	舵面開+		

ALFLEX通信計測系計測項目 (5 / 8)

H8.5.3 G改訂

名称	記号	信号種類	レート(HZ)	チャネル数	単位	レンジ	計測精度	分解能	極性及び定義	計測元	備考	
DGPSRデータ同期フラグ	F DGPS	FCP	0.625	1	---	----	----	----	----	DGPSPR	DGPSPRからの計測データは0.5HzなためFCCより5サイクル(8sec)に1サイクルのデータ出力することになる 計測精度は観測ノイズを示す	
DGPSR観測時刻 #1	T DGPSR1			4	S	0~4,29E+6	----	0.001	GPS時刻			
最遠衛星フラグ/アンテナ選択 #1	S OPTST1			2	---	----	----	----	表B-1による			
衛星ID&ロックフラグ #1	S STD1			6	---	----	----	----	----			
シュートレンジ	ch1 #1			各5 合計30	m	±2^37	31.8	2^2	-----			
	ch2 #1											
	ch3 #1											
	ch4 #1											
	ch5 #1											
	ch6 #1											
デルタレンジ	ch1 #1			各3 合計18	m	±2^13	0.063	2^10	-----			
	ch2 #1											
	ch3 #1											
	ch4 #1											
	ch5 #1											
	ch6 #1											
搬送波位相	ch1 #1	各5 合計30	m	±2^29	-	2^10	-----					
	ch2 #1											
	ch3 #1											
	ch4 #1											
	ch5 #1											
	ch6 #1											
GPS衛星位置(0)	ch1 #1	各4× 3軸 合計72	m	±2^25	-	2^6	W系					
	ch2 #1											
	ch3 #1											
	ch4 #1											
	ch5 #1											
	ch6 #1											
GPS衛星位置(-)	ch1 #1	各4× 3軸 合計72	m	±2^25	-	2^6	W系					
	ch2 #1											
	ch3 #1											
	ch4 #1											
	ch5 #1											
	ch6 #1											
トータル・シュートレンジ補正量	ch1 #1	各4 合計24	m	±2^29	-	2^2	-----					
	ch2 #1											
	ch3 #1											
	ch4 #1											
	ch5 #1											
	ch6 #1											

H8.5.3 G改訂

ALFLEX通信計測系計測項目 (6 / 8)

名称	記号	信号種類	レート(HZ)	バイト数	単位	レンジ	計測精度	分解能	極性及び定義	計測元	備考
DGPSR動作ステータス#1	S DGPSR1	FCP	0.625	2	---	—	—	—	表B-1による	DGPSR	
DGPSR観測時刻#2	T DGPSR2			4	S	0~4.29E+6	----	0.001	GPS時刻		
最適衛星フラグ/アンテナ選択#2	S OPTST2			2	---	----	----	----	表B-1による		
衛星ID&ロックフラグ#2	S STID2			6	---	----	----	----			
データレンジ	ch1 #2	R GPS20		各5	m	±2^37	31.8	2^2	----		計測精度は観測ノイズを示す
	ch2 #2	R GPS21		合計30							
	ch3 #2	R GPS22									
	ch4 #2	R GPS23									
	ch5 #2	R GPS24									
	ch6 #2	R GPS25									
データレンジ	ch1 #2	ΔR GPS20		各3	m	±2^13	0.063	2^10	----		計測精度は観測ノイズを示す
	ch2 #2	ΔR GPS21		合計18							
	ch3 #2	ΔR GPS22									
	ch4 #2	ΔR GPS23									
	ch5 #2	ΔR GPS24									
	ch6 #2	ΔR GPS25									
搬送波位相	ch1 #2	P GPS20		各5	m	±2^29	—	2^10	----		GPS衛星位置#2(0)、GPS衛星位置#2(・)は削除
	ch2 #2	P GPS21		合計30							
	ch3 #2	P GPS22									
	ch4 #2	P GPS23									
	ch5 #2	P GPS24									
	ch6 #2	P GPS25									
トータル・シュードレンジ補正量	ch1 #2	R CFR20		各4	m	±2^29	—	2^2	----		
	ch2 #2	R CFR21		合計24							
	ch3 #2	R CFR22									
	ch4 #2	R CFR23									
	ch5 #2	R CFR24									
	ch6 #2	R CFR25									
DGPSR動作ステータス#2	S DGPSR2			2	m	—	—	—	表B-1による		

H8.5.3 G改訂

ALFLEX通信計測系計測項目 (7/8)

名称	記号	信号種類	レート(HZ)	ビット数	単位	レンジ	計測精度	分解能	極性及び定義	計測元	備考
DGPSR受信電力ch1 ($\lambda^2 \cdot Q^{\lambda 2}$) # 1	L GPS10P	FCP		2	ビット	0~65535	--	1	--	DGPSR	定義の明確化
DGPSR受信電力ch1 ($\lambda^2 \cdot Q^{\lambda 2}$) # 1	L GPS10m			2	ビット	± 32768	--	1	--		
DGPSR受信電力ch2 ($\lambda^2 \cdot Q^{\lambda 2}$) # 1	L GPS11P			2	ビット	0~65535	--	1	--		
DGPSR受信電力ch2 ($\lambda^2 \cdot Q^{\lambda 2}$) # 1	L GPS11m			2	ビット	± 32768	--	1	--		
DGPSR受信電力ch3 ($\lambda^2 \cdot Q^{\lambda 2}$) # 1	L GPS12P			2	ビット	0~65535	--	1	--		
DGPSR受信電力ch3 ($\lambda^2 \cdot Q^{\lambda 2}$) # 1	L GPS12m			2	ビット	± 32768	--	1	--		
DGPSR受信電力ch4 ($\lambda^2 \cdot Q^{\lambda 2}$) # 1	L GPS13P			2	ビット	0~65535	--	1	--		
DGPSR受信電力ch4 ($\lambda^2 \cdot Q^{\lambda 2}$) # 1	L GPS13m			2	ビット	± 32768	--	1	--		
DGPSR受信電力ch5 ($\lambda^2 \cdot Q^{\lambda 2}$) # 1	L GPS14P			2	ビット	0~65535	--	1	--		
DGPSR受信電力ch5 ($\lambda^2 \cdot Q^{\lambda 2}$) # 1	L GPS14m			2	ビット	± 32768	--	1	--		
DGPSR受信電力ch6 ($\lambda^2 \cdot Q^{\lambda 2}$) # 1	L GPS15P			2	ビット	0~65535	--	1	--		
DGPSR受信電力ch6 ($\lambda^2 \cdot Q^{\lambda 2}$) # 1	L GPS15m			2	ビット	± 32768	--	1	--		
DGPSR受信電力 # 2	L GPS20P~25m			24	DGPSR受信電力 # 1 と同様						
IMU-DGPS位置 誤差推定値	X方向	Δr GNAV/R	0.625	3	m	± 15000	----	$15000 \cdot 2^{\lambda-23}$	R系 x 方向 +	FCC	定義の明確化
	Y方向	Δr GNAV/R		3					R系 y 方向 +		
	Z方向	Δr GNAV/R		3					R系 z 方向 +		
IMU-DGPS速度 誤差推定値	X方向	ΔV GNAV/R		2	m/s	± 160	----	$160 \cdot 2^{\lambda-15}$	R系 x 方向 +		
	Y方向	ΔV GNAV/R		2					R系 y 方向 +		
	Z方向	ΔV GNAV/R		2					R系 z 方向 +		
クロック位相誤差推定値		Δp GNAV		5	m	$\pm 2^{\lambda 37}$	—	$2^{\lambda-2}$	クロック・リフト誤差		本データを光速×マイクログラム (3.747405725E+6m)で除算し て、ずれの時間を計測する
		Δf GNAV		3	m/s	$\pm 2^{\lambda 13}$	—	$2^{\lambda-10}$	クロック・リフト誤差		
		γ GNAV ρ_0		5	m	$\pm 2^{\lambda 37}$	—	$2^{\lambda-2}$	各シャフト・レンジ 方向		
		γ GNAV ρ_1		5							
		γ GNAV ρ_2		5							
クロック周波数誤差推定値	GPS0	γ GNAV ρ_0		5							
	GPS1	γ GNAV ρ_1		5							
	GPS2	γ GNAV ρ_2		5							
	GPS3	γ GNAV ρ_3		5							
	GPS4	γ GNAV ρ_4		5							
デルタレンジ 推定値	GPS5	γ GNAV ρ_5		5							
	GPS0	γ GNAV $\Delta\rho_0$		3	m	$\pm 2^{\lambda 13}$	—	$2^{\lambda-10}$	各シャフト・レンジ 方向		新規追加
	GPS1	γ GNAV $\Delta\rho_1$		3							
	GPS2	γ GNAV $\Delta\rho_2$		3							
	GPS3	γ GNAV $\Delta\rho_3$		3							
IMU-DGPS複合航法ステータス	GPS4	γ GNAV $\Delta\rho_4$		3							
	GPS5	γ GNAV $\Delta\rho_5$		3							
	S MUUGPS			4	-	-	-	-	表B-1による		

ALFLEX通信計測系計測項目 (8 / 8) H8.5.3 G改訂

名称	記号	信号種類	レート(HZ)	バイト数	単位	レンジ	計測精度	分解能	極性及び定義	計測元	備考
分離モニタ	M SEPT1	ディスプレイ	20	3	---	-----	-----	-----	表B-2による	PSDB	
	M SEPT2										
シェアインビット	M CUTB										
開傘モニタ	M PE										
	M PD										
非常系リレーモニタ	M EMG1										
	M EMG2										
	M EMG3										
	M EMG4										
	M EMG5										
電源内外切換モニタ	M BTC	ディスプレイ	20	3	---	-----	-----	-----	表B-2による	PSDB	
データレコーダモニタ	M DR										
巻取装置モニタ	M HSTDN										
	FULL DOWN										
CDRモニタ	アーム										
	コマンド# 1										
	コマンド# 2										
	M CDRARM										
	M CDR1										
	M CDR2										

H8.5.3 G改訂

「^」はべき乗を表す。

表A-2 ALFLEX地上設備計測項目

名称	記号	信号種類	レート(HZ)	バ・バ数	単位	レンジ	計測精度	分解能	極性及び定義	計測元	備考
GPS基準時刻	T GRSTD	デジタ	80	8	H.M.S	----	----	1 μ s	----	TCG	
トラッキング・レーザ	状態信号	デジタ	50	2	---	----	----	----			
	方位角			3	deg	0~360	0.011(rms)	360	北を0とし東周り		
	方位角偏差			2	deg	-8192~8191XLSB	TBD	$\times 2^{\wedge} 21$	が正		
	仰角			3	deg	0~360	0.011(rms)		水平を0とし天頂	トラッキング・レーザ	
	仰角偏差			2	deg	-8192~8191XLSB	TBD		周りが正		
	直距離			6	m	0~167772.15	5(rms)	1cm	----		
	距離偏差				m	-1310.72~1310.71	TBD	1cm	----		
レーザ・トラッカ	状態信号	デジタ	30	2	---	----	----	----			
	世界標準時			6	H.M.S	----	----	1 μ s			
	方位角			3	deg	0~360	TBD	360	北を0とし東周り		
	方位角偏差			2	deg	-8192~8191XLSB	TBD	$\times 2^{\wedge} 21$	が正	レーザ・トラッカ	
	仰角			3	deg	0~360	TBD		水平を0とし天頂		
	仰角偏差			2	deg	-8192~8191XLSB	TBD		周りが正		
	直距離			6	m	0~251484.41	TBD	1.498964cm	----		
風向 (瞬間風向値)	距離偏差				m	-1964.72~1964.71	TBD	1.498964cm	----		
	WD GR	デジタ	1/60	5	deg	16方位	----	----	1 (北北東) ~ 16 (北)	気象 計測装置	
	瞬間風速値			5	m/s	0~60	10m/s以下 ± 0.5 m/s 10m/s以上 $\pm 5\%$	0.1	----		
	1 分間最大瞬間 風速値			5	$^{\circ}$ C	-50~50	± 0.25	0.1	----		
	温度 (現在気温値)			5	HPa	940~1040	± 0.5	0.1	----		(計測値+7000)/10HPa
	気圧			2	---	----	----	----	----	飛行 管制系	データ解析用演算装置にのみ リアルタイム保存
	飛行管制系ステータス	デジタ	10								
IMU同期モニタ	ΔT_{IMU}	デジタ	10	8	---	0~112	----	1	----	飛行 管制系	

表B-1 (1/5) ALFLEX 搭載プログラム計測項目 ステータスデータ書式

H8.5.3 G改訂

名称	記号	レート (Hz)	データ書式 (「-」はスペアを表す。)														LSB			
			F	E	D	C	B	A	9	8	7	6	5	4	3	2	1	0		
IMUステータス (2byte)	S imu	80	1)	2)	3)	4)	5)	9)	6)	6)	7)	7)	7)	7)	8)	8)	8)	8)		
			1) 出力データステータス (有効時1、無効時0) 2) CALモードステータス (CAL時1、その他0) 3) NAVモードステータス (NAV時1、その他0) 4) ALNモードステータス (ALN時1、その他0) 5) アライメント完了フラグ (ALNcomplete時1) 6) BITステータス (GOOD時0、FAIL時1) 7) BITデータ (BITステータスがFAIL時に有効) 8) マイナーサイクルカウンタ (BIT0をLSBとするカウンタ) 9) IMUタイムアウトステータス (タイムアウト発生:0、正常:1)																	
実験機システムステータス1 (2byte)	S system	80	1)	2)	3)	4)	5)	6)	6)	6)	7)	8)	9)	a)	c)	b)	b)	d)		
			1) フライトモードON/実験開始 (フライトモードON時、実験開始～終了間で1) 2) 分離モニタ (分離時0) 3) WOW (Main Gear Left) (AIR時0、GND時1) 4) WOW (Main Gear Right) (AIR時0、GND時1) 5) WOW (Nose Gear) (AIR時0、GND時1) 6) フライトステータス (000:GND,001:SF,010:FF,011:RD1,100:RD2,101:RD3) 7) 制御則ON/OFF (OFF時0、ON時1) 8) ブレーキON (OFF時0、ON時1) 9) ドラッグシュート開傘 (開傘OFF時0、開傘ON時1) a) ドラッグシュート分離 (分離OFF時0、分離ON時1) b) 制御機能制御コマンドCMDcont (00:デフォルト、01:開始、10:終了) c) スピットブレーキ舵角モニタレンジ/レートリミット異常 (リミットアウト0、正常1) d) IMUデータレートリミット異常 (リミットアウト0、正常1)																	
ADSステータス (4byte)	S ads	40	1)	2)	3)	4)	5)	6)	7)	8)	9)	a)	b)	c)	d)	k)	i)	j)		
			e)	f)	g)	h)	<								>	h)	-	-	-	L)
			1) 計測モードステータス (計測モード1、他モード0) 2) α 角出カステータス (INVALID時1) 3) β 角出カステータス (INVALID時1) 4) EAS出カステータス (INVALID時1) 5) CAS出カステータス (INVALID時1) 6) 高度出カステータス (INVALID時1) 7) MACHデータステータス (INVALID時1) 8) 総圧PH出カステータス (INVALID時1) 9) 局所圧P1出カステータス (INVALID時1) a) 局所圧P2出カステータス (INVALID時1) b) 局所圧P3出カステータス (INVALID時1) c) 局所圧P4出カステータス (INVALID時1) d) 静圧PS出カステータス (INVALID時1) e) パワーインジャイスモードステータス (パワーインジャイスモード1、他モード0) f) BITモードステータス (BITモード1、その他0) g) ラップアラウンドモードステータス (ラップアラウンドモード1、その他0) h) BIT結果 (すべて0でOK、どれかが1でNG) i) 収束計算ステータス (収束時0、発散時1) j) アルゴリズムステータス (アルゴリズム1時0、アルゴリズム2時1) k) ADSタイムアウトステータス (タイムアウト発生0、正常1) L) ADSデータレンジ/レートリミット異常 (リミットアウト0、正常1)																	

表B-1 (2/5) ALFLEX 搭載プログラム計測項目 ステータスデータ書式

H8.5.3 G改訂

名称	記号	レート (Hz)	データ書式 (「-」はスペアを表す。)														LSB			
			F	E	D	C	B	A	9	8	7	6	5	4	3	2	1	0		
SBステータス (1byte)	S sb	10	1)	2)	2)	2)	2)	-	-	3)	1) FCC 動作モード設定指令 (設定時 1) 2) FCC設定動作モード母機設定値 (0000~0111:各設定値) 3) 制御則OFF/ON指令 (ON時 0、OFF時 1)									
PSDBステータス (2byte)	S psdb	10	1)	2)	3)	4)	5)	6)	7)	8)	9)	a)	b)	c)	d)	e)	f)	-		
			1) FCC 動作モード開始指令 (停止時 0、開始時 1) 2) 外部電源モニタ (OFF時 0、ON時 1) 3) 内部電源モニタ (OFF時 0、ON時 1) 4) 非常用ハッチ、制動用ハッチ開傘禁止解除確認 (INHIBIT時 0、HIBIT時 1) 5) 実験機分離モニタ (分離時 0) 6) MLSRレーンズ/ルートリミット異常(リミット外 0、正常 1) 7) WOW (Main Gear Left) (AIR時 0、GND時 1) 8) WOW (Main Gear Right) (AIR時 0、GND時 1) 9) WOW (Nose Gear) (AIR時 0、GND時 1) a) ABS電源ON信号 (OFF時 0、ON時 1) b) ブレーキコマンド (OFF時 0、ON時 1) c) ABS内部演算開始信号 (OFF時 0、ON時 1) d) ドラッグシュート開傘信号 (OFF時 0、ON時 1) e) ドラッグシュート分離信号 (OFF時 0、ON時 1) f) RAレーンズ/ルートリミット異常(リミット外 0、正常 1)																	
航法機能ステータス (1byte)	S nav	10	1)	1)	1)	2)	2)	2)	3)	3)	1) 航法機能 (000:NOP,001:IMU単独,010:IMU-DGPS, 011:IMU-MLS-RA,100:IMU地味アラート) 2) IMU-MLS複合航法フィルタフェーズ (IMU-MLS-RA時) (001:フェーズ 1,010:フェーズ 2,011:フェーズ 3,100:フェーズ 4,101:フェーズ 5) 2) IMU-DGPS複合航法フィルタステータス (IMU-DGPS時) 上位1BIT=1:フィルタON,0:OFF 中位1BIT=1:初期化中,0:未 下位1BIT=1:初期化正常終了,0:未 3) IMU-RA複合航法フィルタON/切り換え開始 (IMU-MLS-RA時) (00:初期状態, 10:IMU-RAフィルタON,01:IMU-RAへの切り換え開始)									
誘導機能ステータス (2byte)	S guid	10	1)	2)	2)	3)	3)	4)	5)	6)	7)	8)	9)	a)	b)	c)	d)	d)		
			1) 誘導機能ステータス (OFF時 0、ON時 1) 2) 縦系誘導機能ステータス信号 (00:D&P,01:STG,10:PF&SHG,11:FF) 3) 基準軌道ステータス信号 (00:STG,01:PF (2次曲線),10:PF(exp)&SHG) 4) ダイブ&ブルアップコマンドホールド信号(HOLD:1) 5) ステアリングライトスロー微分、積分回路ON/OFF信号(ON:1) 6) ステアリングライトスロー積分回路ON/OFF信号(ON:1) 7) プリリア&ジャロライトスロー閉ループ回路ON/OFF信号(ON:1) 8) タイト&ブルアップバンク角コマンド切り換え信号(D&P中:0) 9) 地上走行バンク角コマンド切り換え信号(地上走行中:1) a) 地上走行ステアリング用ヨーレートコマンドON/OFF信号(ON:1) b) 速度制御機能積分回路ON/OFF信号(ON:0) c) スピートブレーキコマンドホールドON/OFF信号(HOLD:1) d) スピートブレーキコマンドタイトor地上走行ステータス信号 (00:ダイブ、01:速度制御、10:地上走行)																	

表B-1 (3/5) ALFLEX 搭載プログラム計測項目 ステータスデータ書式

H8.5.3 G改訂

名称	記号	レート (Hz)	データ書式 (「-」はスペアを表す。)																LSB			
			F	E	D	C	B	A	9	8	7	6	5	4	3	2	1	0				
実験機システムステータス2 (4byte)	S system2	10	1)	1)	1)	C)	A)	A)	B)	D)	2)	2)	2)	2)	3)	3)	3)	3)				
			4)	4)	4)	4)	4)	4)	4)	4)	5)	6)	7)	7)	7)	8)	8)	9)				
			1) FCPモード(3BIT) (000:IM,001:OM,010:FM,011:CM,100:TM) 2) FCP動作モード (設定値) (0000`0111の設定値) 3) FCP動作モード (現在値) (0000`0111の設定値) 4) チェックアウトステータス (00H`FFHの設定値) 5) AGEコマンド有効状態 (有効時1) 6) ヘリ搭載SBコマンド有効状態 (有効時1) 7) 航法機能制御コマンドCMDnav (000:NOP,001:IMU ALN 010:IMU単独,011:IMU-DGPS,100:IMU-MLS-RA,111:停止) 8) 誘導機能制御コマンドCMDguid (000:NOP,001:開始,010:停止) 9) RA出力ステータス (VALID:1) A) FCPサブモード (000:FM1orTM1,001:FM2orTM2,010:FM3) B) 地上走行試験モード (000:OPEN,001:CLSD) C) MLSR観測残差レンジリミット異常(リミット外0、正常1) D) RA観測残差レンジリミット異常(リミット外0、正常1)																			
MLSR受信レベル (4byte)	S mlsrcnk	10	1)								1)	2)								2)		
			3)								3)	4)								4)		
			1) AZ ビームレベル (BIT8がLSB=1dBm、2の補数) 2) ELビームレベル (BIT0がLSB=1dBm、2の補数) 3) ANT1 データレベル (BIT8がLSB=1dBm、2の補数) 4) ANT2 データレベル (BIT0がLSB=1dBm、2の補数)																			
MLSR受信ステータス/ 状態データ (2byte)	S mlsrc	10	1)			1)	2)			2)	3)	4)	4)	4)	5)	6)	7)	7)				
			1) AZ FLAG (0000:NORMAL,0001:FAIL) 2) EL FLAG (0000:NORMAL,0001:FAIL) 3) BIT結果 (NORMAL:0,FAIL:1) 4) アンテナ選択ステータス (001:ANT1,010:ANT2) 5) MLSRタイムアウトステータス(タイムアウト発生0、正常1) 6) MLSRモードステータス (NORMAL:0,TEST:1) 7) アンテナ選択モード (01:ANT1選択,10:ANT2選択,11:自動)																			
DGPSR最適衛星フラグ/ アンテナ選択#1、#2 (2byte)	S optst1 S optst2	0.63	0	0	1)	2)	3)	4)	5)	6)	0	0	7)	8)	9)	a)	b)	c)				
			1) CH 6 を選択する場合 1 (選択しない:0,選択:1) 2) CH 5 〃 (選択しない:0,選択:1) 3) CH 4 〃 (選択しない:0,選択:1) 4) CH 3 〃 (選択しない:0,選択:1) 5) CH 2 〃 (選択しない:0,選択:1) 6) CH 1 〃 (選択しない:0,選択:1) 7) CH 6 がアンテナ 1 を使用する場合 0 (アンテナ1:0,アンテナ2:1) 8) CH 5 〃 (アンテナ1:0,アンテナ2:1) 9) CH 4 〃 (アンテナ1:0,アンテナ2:1) a) CH 3 〃 (アンテナ1:0,アンテナ2:1) b) CH 2 〃 (アンテナ1:0,アンテナ2:1) c) CH 1 〃 (アンテナ1:0,アンテナ2:1) アンテナ 1 : ノーズアンテナ アンテナ 2 : チップフィンアンテナ																			

表B-1 (4/5) ALFLEX 搭載プログラム計測項目 ステータステータ書式

H8.5.3 G改訂

名称	記号	レート (Hz)	データ書式 (「-」はスペアを表す。)																LSB	
			F	E	D	C	B	A	9	8	7	6	5	4	3	2	1	0		
DPGSR衛星ID&ロックフラグ #1、#2 (6byte)	S std1	0.63	1)	2)	3)	4)	≪				4)	5)	6)	7)	8)	≪			8)	
	S std2		9)	a)	b)	c)	≪				c)	d)	e)	f)	g)	≪			g)	
			h)	i)	j)	k)	≪				k)	l)	m)	n)	o)	≪			o)	
	1) CH1のメッセージ・ロックフラグ (ロック:1)																			
	2) CH1のキャリア・ロックフラグ (ロック:1)																			
	3) CH1のコード・ロックフラグ (ロック:1)																			
	4) CH1の衛星ID (PRN番号-1) (BIT8がLSB)																			
	5) CH2のメッセージ・ロックフラグ (ロック:1)																			
	6) CH2のキャリア・ロックフラグ (ロック:1)																			
	7) CH2のコード・ロックフラグ (ロック:1)																			
	8) CH2の衛星ID (PRN番号-1) (BIT0がLSB)																			
	9) CH3のメッセージ・ロックフラグ (ロック:1)																			
	a) CH3のキャリア・ロックフラグ (ロック:1)																			
	b) CH3のコード・ロックフラグ (ロック:1)																			
	c) CH3の衛星ID (PRN番号-1) (BIT8がLSB)																			
	d) CH4のメッセージ・ロックフラグ (ロック:1)																			
	e) CH4のキャリア・ロックフラグ (ロック:1)																			
	f) CH4のコード・ロックフラグ (ロック:1)																			
	g) CH4の衛星ID (PRN番号-1) (BIT0がLSB)																			
h) CH5のメッセージ・ロックフラグ (ロック:1)																				
i) CH5のキャリア・ロックフラグ (ロック:1)																				
j) CH5のコード・ロックフラグ (ロック:1)																				
k) CH5の衛星ID (PRN番号-1) (BIT8がLSB)																				
l) CH6のメッセージ・ロックフラグ (ロック:1)																				
m) CH6のキャリア・ロックフラグ (ロック:1)																				
n) CH6のコード・ロックフラグ (ロック:1)																				
o) CH6の衛星ID (0) (シュードライト局)																				
DGPGR動作ステータス#1、#2 (2byte)	S dgpsr1	0.63	1)	1)	2)	3)	4)	4)	5)	6)	7)	8)	9)	a)	b)	c)	c)	d)		
	S dgpsr2		1) 動作モード (00:フライトモード, 10:テストモード, 01:ラップアラウンドモード)																	
	2) DGPGRタイムアウトステータス(タイムアウト発生 0、正常 1)																			
	3) -																			
	4) 航法ステータス (00:航法していない、01:GPS衛星のみによる航法中、10:シュートアウト信号を含んだ航法中)																			
	5) BIT結果 (異常:1)																			
	6) ベースバンド信号処理部動作ステータス (異常:1)																			
	7) 1553B I/Fユニット動作ステータス (異常:1)																			
	8) 1553B/EBSBD以外の動作ステータス (異常:1)																			
	9) 観測データ # 1 ステータス (無効:1)																			
	a) 観測データ # 2 ステータス (無効:1)																			
	b) アルマナックデータステータス (無効:1)																			
	c) 予備																			
d) 機体停止フラグ (GPS航法結果より推定) (停止:1)																				

表B-1 (5/5) ALFLEX 搭載プログラム計測項目 ステータスデータ書式

H8.5.3 G改訂

名称	記号	レート (Hz)	データ書式 (「-」はスペアを表す。)																MSB		LSB	
			F	E	D	C	B	A	9	8	7	6	5	4	3	2	1	0	1	0		
IMU-DGPS 複合航法 ステータス (4 byte)	S imudgps	0.63	1)	2)	←				→	2)	3)	4)	5)	←				→	5)	6)		
			6)	7)	8)	←				→	8)	9)	←	→	9)	-	-	-	-			
			1) 航法フィルタON(ON時1、OFF時0)																			
			2) 観測更新リミットステータス(ch1~6) (リミットアウト: 1、正常: 0) bit1E:ch1,...,bit19:ch6																			
			3) 再初期化コマンド(ON時1、OFF時0)																			
4) 初期化正常終了 (正常終了: 1、異常終了: 0)																						
5) 初期化選択ch (選択: 1、使用しない: 0) bit16:ch1,...,bit11:ch6																						
6) 異常ch数 (アンビギュイティを含むch) bit10:MSB,bit0F:LSB,LSB=1(ch) 異常が特定できない場合は3とする																						
7) アンビギュイティ補正可否 (補正可(正常):1、補正不可: 0)																						
8) アンビギュイティ特定ch (含む:1、含まず:0) bit0D:ch1,bit08:ch6																						
9) 再初期化トリガステータス bit07:MSB,bit04:LSB,LSB=1(回)																						

表B-2 通信計測系計測項目 ステータスデータ書式

H8.5.3 G改訂

名称	記号	レート (Hz)	データ書式 (「-」はスペアを表す。)								LSB
			7	6	5	4	3	2	1	0	
機体データテレメトリデータ (ディスクリット信号) (3byte)		20	7)	6)	5)	4)	3)	2)	1)	0)	
			7) ---								
	M SEPT1		6) 分離モニタ 1 (分離時 1)								
	M SEPT2		5) 分離モニタ 2 (分離時 1)								
	M CUTB		4) シュートインヒビット (開傘禁止時 0)								
	M PE		3) 開傘モニタ (非常用) (開傘時 0)								
	M PD		2) 開傘モニタ (制動用) (開傘時 0)								
	M EMG1		1) 非常系リレーモニタ # 1 (全非常系デバイスリレー非作動時のみ 0)								
	M EMG2		0) 非常系リレーモニタ # 2 (非分離状態、かつ開傘禁止状態、かつ非常系コマンド 全リレー非作動時のみ 0)								
			7)	6)	5)	4)	3)	2)	1)	0)	
	M HSTDN		7) 巻取装置モニタ (FULL DOWN時 1)								
	M EMG3		6) 非常系リレーモニタ # 3 (非分離状態、かつ開傘禁止解除状態、かつ非常系 コマンド全リレー非作動時のみ 0)								
	M BTC		5) 電源内外切換モニタ (内部電源非使用時 1、内部電源使用時 0)								
	M DR		4) データレコーダモニタ (保存時 1)								
	M CDRARM		3) CDRモニタ (アーム) (アーム受信時 0)								
	M CDR1		2) CDRモニタ (コマンド # 1) (コマンド # 1 受信時 0)								
	M CDR2		1) CDRモニタ (コマンド # 2) (コマンド # 2 受信時 0)								
	M EMG4		0) 非常系リレーモニタ # 4 (分離状態、かつ開傘禁止解除状態、かつ非常系 コマンド全リレー非作動時 0)								
			7)	6)	5)	4)	3)	2)	1)	0)	
	M EMG5		7) ---								
			6) 非常系リレーモニタ # 5 (分離状態、かつ開傘禁止解除状態、かつ非常系 コマンド全リレー非作動時 0)								
			5) ---								
			4) ---								
			3) ---								
			2) ---								
			1) ---								
			0) ---								

表B-3 地上設備計測項目 ステータスデータ書式

H8.5.3 G改訂

名称	記号	レート (Hz)	データ書式 (「-」はスベアを表す。)														LSB			
			F	E	D	C	B	A	9	8	7	6	5	4	3	2	1	0		
トラッキングレーダ 状態信号 (2byte)	S TR	50	15)	14)	13)	12)	11)	10)	9)	8)	7)	6)	5)	4)	3)	2)	1)	0)		
			0) AZ DRIVE MOTOR ON 1) ANGLE SERVO BAND WIDE 2) ANGLE AUTO 3) ANGLE LOC ON 4) SERVO BAND GATE WIDE 5) SERVO BAND WIDE 6) RANGE AUTO 7) B. GATE WIDE 8) RX GATED 9) RX AFC 10) RX AGC 11) RX FIND 12) RX GOOD 13) TX ON AIR 14) - 15) -																	
レーザトラッカ 状態信号 (2byte)	S LT	30	15)	14)	13)	12)	11)	10)	9)	8)	7)	6)	5)	4)	3)	2)	1)	0)		
			0) 1---UTC時刻、0---GPS時刻 1) TV TRACKING ON 2) LASER TRACKING ON 3) START 4) STOP 5) FALSE ALARM 6) ΔAZ、ΔEL有効 7) ΔR有効 8) - 9) - 10) - 11) - 12) - 13) - 14) - 15) 0																	
飛行管制系 ステータス (2byte)	S FC	10 (TBD)	15)	14)	13)	12)	11)	10)	9)	8)	7)	6)	5)	4)	3)	2)	1)	0)		
			0) 非常系アームボタン (アーム送信時1) 1) 非常系コマンド#1ボタン (コマンド#1送信時1) 2) 非常系コマンド#2ボタン (コマンド#2送信時1) 3) DGPS用ボタン (GO=1, NG=0) 4) 飛行経路(縦)遠近切り換え (遠=0, 近=1) 5) 飛行経路(横)遠近切り換え (遠=0, 近=1) 6) 表示データ選択 (トラッキングレーダ) (表示選択時1) 7) 表示データ選択 (レーザトラッカ) (表示選択時1) 8) 表示データ選択 (テレメータータ) (表示選択時1) 9)~15) -																	

航空宇宙技術研究所報告 1369 号

平成 10 年 10 月 発行

発行所 科学技術庁航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町 7 丁目 44 番地 1
電話 (0422) 47-5911 〒182-8522
印刷所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川 2 - 27 - 12

禁無断複写転載

本書(誌)からの複写,転載を希望される場合は,管理部 研究
支援課係にご連絡ください。

Printed in Japan