

ISSN 0389-4010

UDC 533.6.013

533.6.015

533.6.05

533.6.072

629.78

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1313

小型自動着陸実験(ALFLEX)システム設計

NAL/NASDA HOPEチーム ALFLEXサブグループ

1996年11月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

ALFLEXサブグループ構成(基本設計時)

航空宇宙技術研究所

永安 正彦(制御部, リーダ)
上田 哲彦(機体部)
田中 敬司(飛行実験部)
宮沢 与和(飛行実験部)
重見 仁(新型航空機研究グループ)
小野 孝次(飛行実験部)
岡田 典秋(飛行実験部)
井之口 浜木(飛行実験部)
照井 祐之(飛行実験部)
村上 義隆(飛行実験部)
石川 和敏(飛行実験部)
藤井 謙司(新型航空機研究グループ)
張 替正敏(制御部)
塚本 太郎(制御部)

宇宙開発事業団

中安 英彦(宇宙往還システム室, サブリーダー)
高塚 均(宇宙往還システム室)
高野 純(宇宙往還システム室)
泉 達司(宇宙往還システム室)
稲葉 基之(宇宙往還システム室)
匂坂 雅一(宇宙往還システム室)
鈴木 秀人(制御技術研究室)
松本 秀一(制御技術研究室)

執筆分担(まとめ:上田)

永安 第1章, 第9章
中安 第2章
田中 第3章, 第6章, 7.1
宮沢 第4章, 付録
上田 5.1, 5.3, 5.4.5
重見 5.2
石川 5.4.1
稲葉 5.4.2, 5.4.3
藤井 5.4.4
匂坂 7.2.1
松本 7.2.2
小野 7.3
岡田 7.4
村上 第8章

目 次

第1章	はじめに	1
第2章	プロジェクト計画	2
2.1	目的	2
2.2	遂行方針	2
2.3	スケジュール	2
2.4	開発体制	2
第3章	飛行実験計画の概略	2
3.1	実験計画	2
3.2	実験システム構成	3
3.3	実験概要	3
第4章	自動着陸方式	4
4.1	基準軌道の設計	5
4.2	航法則の設計	7
4.3	誘導則	8
4.4	制御則	9
第5章	実験機システム	11
5.1	実験機システム概要	11
5.1.1	性能要求	11
5.1.2	設計条件	12
5.1.3	設計基準	12
5.1.4	環境条件	13
5.1.5	主要諸元	13
5.1.6	搭載機器配置	15
5.1.7	実験機システム構成	15
5.1.8	質量特性	15
5.2	空力特性	16
5.2.1	機体形状	16
5.2.2	風洞試験とその結果	16
5.3	機体構造	20
5.3.1	基本構造	20
5.3.2	主翼構造	20
5.3.3	胴体構造	21
5.3.4	主要構造材料	21
5.3.5	降着装置	21
5.3.6	整備点検口	24
5.3.7	制動用パラシュート	25
5.3.8	構造系重量配分	25
5.4	搭載機器	26
5.4.1	航法誘導制御系	26
5.4.1.1	航法誘導制御系機器構成	26

5.4.1.2	機器概要	28
(1)	FCC	28
(2)	IMU	30
(3)	ADS	30
(4)	RA	30
(5)	MLSR	30
(6)	DGPSR	31
5.4.2	通信計測系	33
5.4.2.1	通信計測系構成	33
5.4.2.2	計測項目	34
5.4.2.3	アンテナ配置	34
5.4.2.4	機器概要	43
(1)	PCMエンコーダ	43
(2)	非常用コマンド受信機	43
(3)	データレコーダ	44
(4)	レーザリフレクタ	44
(5)	レーダトランスポンダ装置	45
(6)	テレメータ送信装置	45
(7)	GPS/DGPSアンテナ	45
(8)	MLSアンテナ	45
5.4.3	電力電装系	45
5.4.3.1	電力電装系構成	45
5.4.3.2	電力電装系の機能	46
5.4.3.3	電力プロファイル	48
5.4.3.4	機器諸元	49
(1)	電池	49
(2)	PSDB	49
(3)	空調ファン	49
5.4.4	アクチュエータ系	49
5.4.4.1	アクチュエータ設計	49
5.4.4.2	アクチュエータ系構成	51
5.4.4.3	設計性能および精度	52
5.4.5	非常系	53
第6章	母機系	54
6.1	ヘリコプタ	54
6.2	母機搭載支援系	54
6.3	懸吊装置	57
6.4	懸吊装置台車	57
第7章	地上支援システム	59
7.1	飛行管制系	59
7.1.1	非常系地上支援装置	59
7.1.2	飛行管制卓	59
7.1.3	飛行管制演算装置	61
7.1.4	気象計測装置	61
7.1.5	実験状況モニタTV	61

7.2	航法支援系	61
7.2.1	マイクロ波着陸システム地上装置	61
7.2.1.1	基本要件および構成	62
7.2.1.2	主要諸元	62
7.2.2	DGPS地上装置	63
7.2.2.1	構成	63
7.2.2.2	主要性能	64
7.2.2.3	シュードライト信号	64
7.2.2.4	シュードライト・メッセージ	65
7.3	飛行計測系	65
7.3.1	トラッキングレーダ	65
7.3.2	レーザトラッカ	66
7.4	データ解析系	67
7.4.1	リアルタイムデータ保存処理	67
7.4.2	オフラインデータ読み込み処理	68
7.4.3	1次処理データファイル作成	68
7.4.4	解析および評価	68
	(1)時歴、クロスプロット及び数値データ出力	68
	(2)航法誘導制御系解析	68
	(3)誘導制御コマンド確認解析	68
	(4)空力特性解析	68
第8章	着陸実験場	69
8.1	実験場構成	69
8.2	着陸場区域	69
8.2.1	着陸帯地区	69
8.2.2	実験施設地区	69
8.3	実験区域	69
8.3.1	地上保安地区	72
8.3.2	実験空域	72
第9章	あとがき	73

略語表

ABS	Anti-skid Brake System	アンチスキッドブレーキシシステム
A/D	Analog Digital	アナログデジタル
ADC	Air Data Computer	エアデータ計算機
ADS	Air Data System	エアデータシステム
AGE	Aerospace Ground Equipment	地上支援装置
ALFLEX	Automatic Landing Flight Experiment	小型自動着陸実験
Az	Azimuth	方位
BP	Buttock Position	横方向位置
bps	bit per second	ビット/秒
CAS	Calibrated Airll Speed	較正対気速度
CBR	California Bearing Ratio	地面基礎固さ
CCD	Charged Couple Diode	シーシーディ
CDR	Command Receiver	コマンド受信器
CPU	Central Processing Unit	中央演算装置
CRT	Cathode Ray Tube	ブラウン管
D/A	Digital Analog	デジタルアナログ
DC	Direct Current	直流
DGPS	Differential Global Positioning System	差分GPS
DGPSR	DGPS Receive	DGPS受信機
DLC	Direct Lift Control	直接揚力制御
DME/P	Distance Measuring Equipment/Precise	精密測距装置
EAS	Equivalent Air Speed	等価対気速度
ECU	Electric Control Unit	電気制御ユニット
EEPROM	Electric Erasable Programable Read Only Memory	電氣的の消去書込可能ROM
EL	Elevation	高低
EMC	Electro-Magnetic Current	電磁電流
EMI	Electro-Magnetic Interfering	電磁干渉
FCC	Flight Control Computer	搭載計算機
FCP	Flight Control Program	搭載制御プログラム
FET	Field Effect Transister	電界効果トランジスタ
FWD	Forward	前方
GPS	Global Positioning System	全世界衛星測位システム
HOPE	H-II Oribiting Plane	ホープ
HSC	Helicopter Support Computer	母機搭載支援計算機
H/U	Hydro Unit	油圧ユニット
ICAO	International Civil Aviation Organization	国際民間航空機構
IMU	Inertial Measurement Unit	慣性センサユニット
I/O	Input Output	入出力
L/D	Lift to Drag ratio	揚抗比
LCD	Liquid Crystal Display	液晶表示装置
LED	Light Emitting Diode	発光ダイオード
L/H	left Hand	左手
LPF	Low Pass Filter	ローパスフィルタ
LT	Laser Tracker	レーザ追跡機
MAC	Mean Aerodynamic Chord	平均翼弦長

MIL-STD	Military Standards	米軍規格
MLS	Microwave Landing System	マイクロ波着陸誘導装置
MLSR	MLS Receiver	MLS受信機
NAL	National Aerospace Laboratory	航空宇宙技術研究所
NASDA	National Space Development Agency of Japan	宇宙開発事業団
PCM	Pulse Code Modulation	パルスコード変調
PCMENC	PCM encoder	PCM書込機
PEM	Proto/Engineering Model	開発モデル
PI	Proportional Integral	比例積分
PID	Proportional Integral Derivative	比例微積分
POT	Potential Meter	ポテンシオメータ
PSDB	Power Sequence Distribution Box	電力信号分配器
PWM	Pulse Width Modulation	パルス幅変調
RA	Radio Altimeter	電波高度計
RAM	Random Access Memory	自由読み書き記憶素子
RF	Radio Frequency	送信周波数
RGB	Red Green Blue	光三原色
RH	Right Hand	右手
RT	Radar Transponder	レーダ反送機
rms	root mean square	2乗平均
ROM	Read Only Memory	読込専用記憶素子
rss	root sum square	2乗和平方
SIGCON	Signal Conditioner	シグナルコンディショナ
TAEM	terminal Area Energy Management	終端エネルギー調整
TAS	True Air Speed	真対気速度
TSO	Technical Standard Order	技術標準規定
TTFF	Time to First Fix	初期捕捉時間
TV	Television	テレビ
VHF	Very High Frequency	高周波数
VSWR	Voltage Standing Wave Ratio	電圧定在波比
VTR	Video Tape Recorder	ビデオ記録機
WGS	World Geodetic System	世界測地系

小型自動着陸実験(ALFLEX)システム設計*

NAL/NASDA HOPEチーム ALFLEXサブグループ*1

SYSTEM DESIGN OF THE AUTOMATIC LANDING FLIGHT EXPERIMENT (ALFLEX)

NAL/NASDA HOPE TEAM ALFLEX GROUP

ABSTRACT

The National Aerospace Laboratory and the National Space Development Agency of Japan are collaborating in the development of an unmanned space re-entry system called HOPE which is planned for launch by an H-II rocket. At the preliminary stage of this project, research on the automatic landing using a dynamically scaled model of HOPE is currently being conducted. The model is called ALFLEX which is an abbreviation of the Automatic Landing Flight EXperiment. The objectives of ALFLEX are to establish the fundamental technology necessary for the landing of HOPE, including the design methodology of the navigation, guidance and control system, and the evaluation method for the flight experiments using a subscale model. The 37% scaled ALFLEX vehicle is lifted by a carrier helicopter up to a height of 1,500m and is released at a level speed of 46m/s. Then, relying upon an integrated guidance system, it captures the specified glide slope and lands horizontally on a 1,000m long runway after flaring to shallower glide slopes. The present paper describes the results of the ALFLEX system design as of the Preliminary Design.

Key Words: automatic landing, flight experiment, flight control, space vehicle

概要

航空宇宙技術研究所と宇宙開発事業団は無人有翼往還機(HOPE)の実現に向けて共同研究を行っている。この計画の初期段階として動的相似性をもたせた小型の実験機を使った自動着陸技術についての飛行実験研究が行われている。この計画は小型自動着陸実験(ALFLEX: Automatic Landing Flight EXperiment)と呼ばれる。実験は航法誘導制御についての設計技術の取得や小型機を使った実験技術の修得などを含むHOPEの着陸に必要な基盤技術の確立を目的としている。実験においては、37%縮尺実験機をヘリコプタで約1,500mの高度につり上げ46m/sの初速をつけて分離する。実験機は複合航法により所定の軌道をとらえ、釣合飛行降下した後、フレアをかけて約1,000mの滑走路に水平着陸停止する。本報告は、このALFLEXの基本設計時における設計結果を報告するものである。

第1章 はじめに

航空宇宙技術研究所と宇宙開発事業団は、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、無人のH-IIロケット打上げ型有翼回収機(HOPE)の研究¹⁾を進めているが、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: Automatic Landing Flight EXperiment)を計画し実施している²⁾。

HOPE着陸フェーズの技術的特徴として、無人であるとともに無推力であるために着陸復行ができないということ、および帰還再突入フェーズの高速飛行の要求から低速時の揚抗比特性や横安定性等の空力特性が制約をうけていることがある。無人ということで、パイロットが操縦している場合に比べて、進入着陸時に得られる情報量が格段に少なくなる。無推力で着陸復行ができないと

* 平成8年3月4日受付(received 4 march 1996)

* 1 NAL/NASDA HOPEチームALFLEXサブグループ構成(基本設計時)

いうことは、着陸システムに対して高い性能が要求されるとともに、開発時の飛行試験に際し、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ということも意味している。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。縦および横方向の空力安定性が劣化していることにより安定化のための制御系が常時不可欠となる。このように、HOPE自動着陸システムの開発は多岐にわたる技術課題を克服する必要のあるものであると共に、リスクをふくんだ技術開発であるから、ステップバイステップで着実に技術開発を進めていく必要がある。

HOPE実機の実着陸に先立つ検討手段としては、計算機による飛行シミュレーション、実験用航空機を使った機器評価飛行試験、相似性を有する小型機による着陸実験、および機器を組み合わせた地上システム試験等が考えられる。実際の開発においてはこれらの手段を互いに補い合うように効率よく使って試験を進めていく必要がある。

小型自動着陸実験では、航法誘導制御方式の設計手法を確立し、動的に相似になるスケール模型を用いて飛行を行い、設計技術の妥当性の検証評価を行うことを主な目的としている。本報告は、この実験について、そのシステム設計の全体を報告するものである。

第2章 プロジェクト計画

2.1 目的

ALFLEXプロジェクト³⁾はH-IIロケット打上げ型有翼回収機(HOPE)研究開発の一環として、HOPEをはじめとする有翼宇宙往還機に必要な自動着陸に関する基礎データを取得し、基盤技術の蓄積を図ることを目的とする。

2.2 遂行方針

ALFLEXプロジェクトは以下の方針で行う。

- (1)ALFLEXプロジェクトはHOPE研究開発の一環として実施するものであり、HOPE-XならびにHOPE本機の研究と連携をとって開発を進める。
- (2)ALFLEXプロジェクトはNAL/NASDA共同で実施するものであり、基礎研究と連携をとって開発を進める。
- (3)実験システムの開発ならびに実験の実施にあたっては、HOPE研究開発の一環という位置づけを考慮し、開発コストの低減及び開発期間の短縮をめざす。
- (4)実験システムの開発方式は、開発難度の高い一部コンポーネントを除き、基本的にPFM1式のみので1段階開発方式とする。

2.3 スケジュール

ALFLEXプロジェクトのマスタースケジュールを図2-1に示す。

2.4 開発体制

開発体制はNAL/NASDAの「H-IIロケット打上げ型有翼回収機(HOPE)の研究に関する協力協定」に基づくALFLEXサブグループを主体として、川崎重工、富士重工、三菱重工、東芝の各社が開発を支援している。また、日立、明星電気も設備の製作等を行っている。

第3章 飛行実験計画の概略

3.1 実験計画

飛行実験は以下の目的を達成する事を念頭に計画する。

- (1)自動着陸技術の実証評価
 - a)自動着陸システムの総合機能評価
 - b)誘導制御則設計手法の確立及び評価
 - ・低揚抗比で固有不安定な機体の姿勢制御

	平成5年度												平成6年度												平成7年度												平成8年度					
	4	5	6	7	8	9	10	11	12	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	1	2	3	4	5	6			
マイルストーン	予備設計審査 ▽												詳細設計審査 ▽												開発試験後審査 ▽												飛行実験移行前審査 ▽					
実験計画検討・解析	実験計画作成												実験前試験・解析																								実験					
小型自動着陸実験機設計	基本設計												詳細設計												維持設計																	
開発試験	開												発												試												験					
実機製作													コンポーネント製作												積装																	
機体組立													構造組立												試験												機能試験					
母機系	設												計												製												作					
地上設備	設												計												製												作					

図2-1 小型自動着陸実験機プロジェクトマスタースケジュール(平成7年4月時)

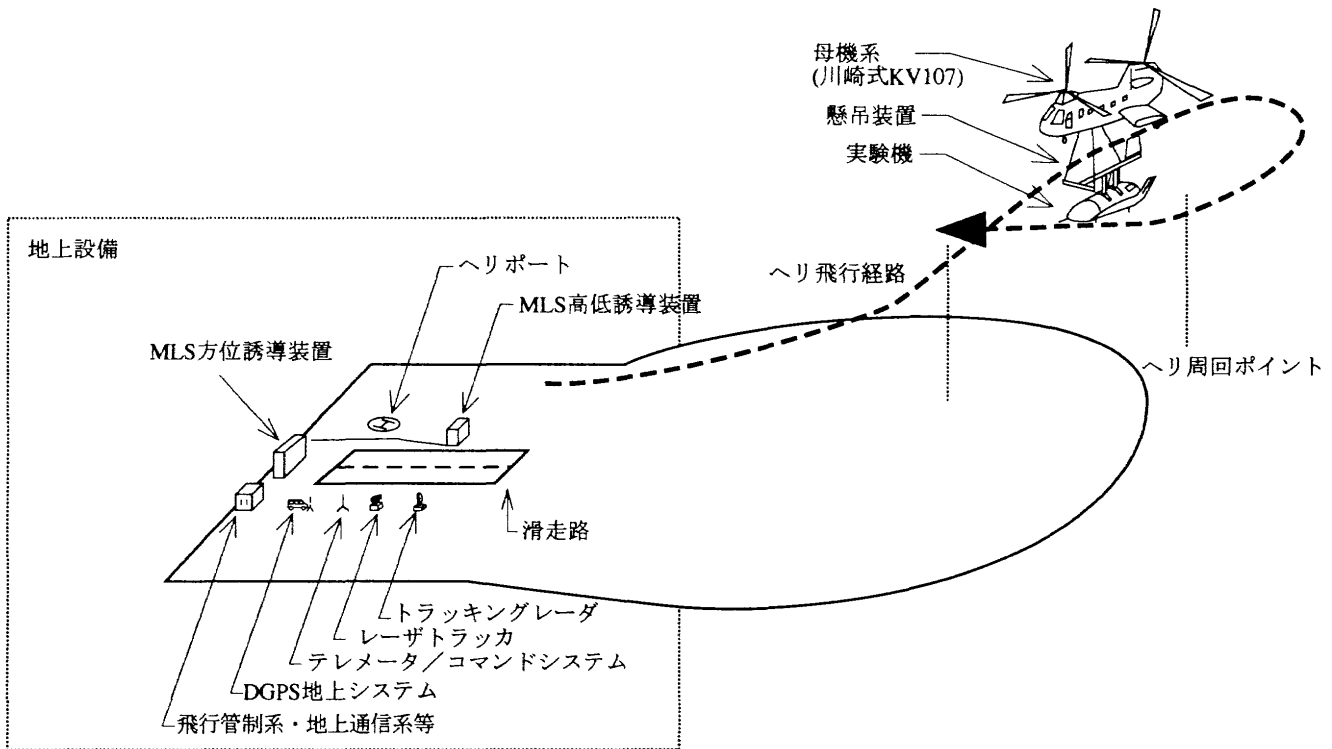


図3-1 実験構成概要

- ・大経路角軌道かつ無推力飛行の誘導
- ・横風着陸及び自動滑走停止に対する誘導制御
- ・航法誤差、風及び空力モデル不確定性に対応する設計

c) 航法方式の実証評価

(2) 低速飛行特性の評価

- a) 飛行特性データ取得
- b) 地面効果データ取得

(3) 小型実験機による飛行実験技術の評価

- a) 実験手法
- b) 解析・評価手法

飛行実験は、システム試験及び走行試験の完了後引き続いて行い、次の2段階に大別して実施する。

(1) 懸吊飛行試験

まず自動着陸実証の前段階として、実験機が所期の通り設計及び製作されていることを確認する等のために、ジンバル懸吊方式を用いた懸吊飛行試験を実施する。このジンバル懸吊飛行試験では、後の3.3実験概要で述べるように、ジンバルを介した1本のケーブルによってヘリコプタから実験機を懸吊し、その状態での飛行特性や制御特性を確認する。

(2) 自動着陸実験

ここでは、懸吊状態から実験機を切り離して滑走飛行に移行させる。この自動着陸実験では、所定の位置、高度、速度においてヘリコプタから切り離し、自由滑空飛行をさせる。実験機はその後、自動的に所定の経路に沿

て降下、引き起こしを行い、着陸場に接地減速停止する。

3.2 実験システム構成

実験システムの中核となる実験機については第5章で詳述される。ここではそれ以外の主要な要素について略述する。

実験機を懸吊するための母機には、バートルKV107-IIAヘリコプタを用いる。実験では飛行範囲を考慮して安全確保に必要な実験区域を設定する。地上の支援系として、滑走路の側方及び進行方向への延長側に、航法支援装置であるDGPS地上装置(懸吊時に用いる)及び十分な覆域を有したMLS地上装置を設置する。これらの情報は、IMUと合わせ、実験機上で精密な自機位置計測を可能とする。実験機の飛行情報をテレメータにより地上に伝送する。一方、地上からは実験機の飛行経路を計測し、実験機からの情報と合わせて、データとして記録する。実験場には、実験の円滑な遂行のため、この他に、実験管理棟、整備棟等の地上設備が整備される。地上設備を含めた実験構成概要を図3-1に示す。

3.3 実験概要

実験は下記の試験及び実験から構成される。実験機が実験場に搬入された後、まず地上機能確認試験及び走行試験を行い、実験機システムに異常がないこと及び地上走行機能が妥当であることを確認する。その後、懸吊飛行試験を実施する。この試験では、実験機、母機系及び

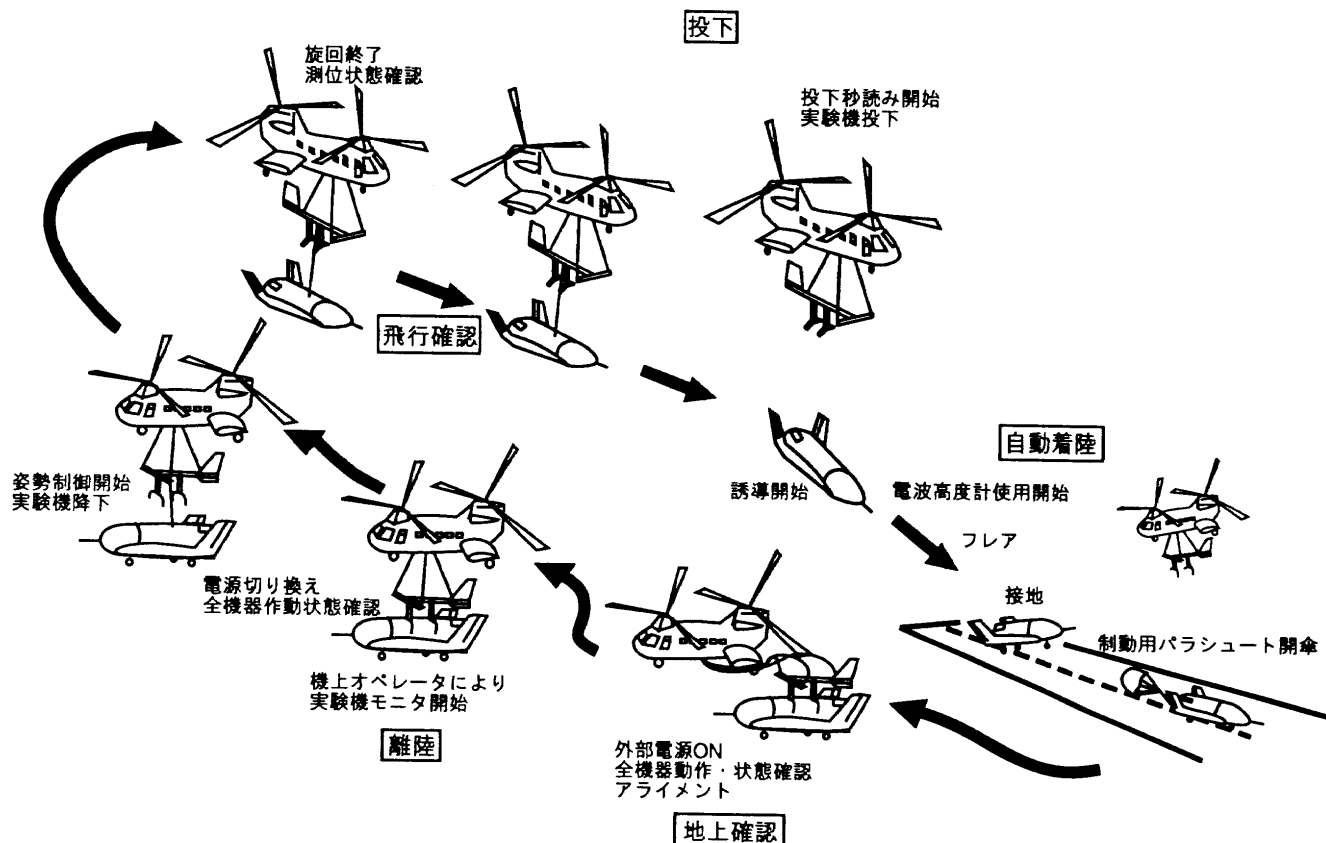


図3-2 ジンバル懸吊方式を用いた着陸実験

地上設備にわたる全系機能を確認するため、実験機を取り付けた懸吊架台を母機ヘリコプターで懸吊して飛行を行う。この試験では、実験機を懸吊架台に取り付けた状態で水平飛行を行い、機器の作動確認を行う。次に、徐々にケーブルを伸ばしていき、実験機が設計通り安定に制御されていることを確認する(図3-2)。さらに、この一本のケーブル懸吊状態において設計データの確認を行う。この懸吊状態では実験機は、5自由度を有することになり、自由飛行に近い状態での運動を実現することができる。

以上の試験によって設計の確認を行った後、次の2フェーズの自動着陸実験を実施して小型実験機の着陸を実証する。

a) フェーズ I

ノミナル飛行経路、良好な気象条件を前提として、自動着陸実験を行う。

b) フェーズ II

このフェーズでは、誘導能力評価、空力特性評価、悪気象条件下での性能評価を目的として、初期位置変化、飛行性能評価、気象条件緩和の項目からなる自動着陸実験を進める。

上記自動着陸実験では、誘導制御性能及び飛行特性・性能を実証評価するとともに、可能な範囲で気象条件を緩和した自動着陸実験を行って、システムの性能を評価

する。実験では、上記の懸吊試験の状態と同じように、予め一本のケーブルによって懸吊された状態を再現し、その状態でDGPSによる位置情報等の更新を行い、所定の位置、高度、速度の条件で実験機を切り離す。実験機はMLS、IMU、電波高度計からの航法情報に基づいて算出された基準経路を捕捉し、その後同経路に沿って滑走路に接地する。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用パラシュートによって減速停止する。

飛行実験に要する期間としては、概ね3ヵ月を想定し、また、実験要員としては60人程度が必要と考えている。

実験時の安全確保のため、実験区域については立ち入りを制限するとともに、着陸場区域以外への危害防止対策を施す。このため、実験機には後述のように非常系を装備する。また、地上の飛行管制卓では、レーダ及びテレメータデータ等によって状況を監視する。もし、飛行中に何等かの不具合が生じて滑走路への着陸ができない状態に至った場合は、地上からの指令により落下分散域を抑える措置を取る。

第4章 自動着陸方式

自動着陸のための航法誘導制御システムの設計は、基準軌道の設計、航法/誘導/制御システムの設計からなる⁴⁻¹⁰⁾。航法は機体の位置、姿勢の推定であり、誘導は機

体の位置や速度の並進運動の制御であり、制御は機体の姿勢の制御である。設計で得られた各々の関係を簡単なブロック図(図4-1)で示した。以下、各々の設計結果について述べる。

4.1 基準軌道の設計

ALFLEXの基準軌道設計においては、つぎの3つの飛行状態を定め、それらをスムーズに接続させることが基本である。

- (1)高度1500mで対気速度一定の水平飛行による懸吊飛行状態
- (2)等価対気速度一定(または動圧一定)の直線進入における平衡滑空飛行状態
- (3)定めた対気速度以上の-1.5度緩滑空飛行状態(減速非平衡)

平衡滑空から接地に至るまでの基準軌道を設計するときの設計条件およびパラメタの設計を表4.1-1に示した。

平衡滑空状態は、定常風に対する誘導能力の観点から速度・経路角図(V- γ 線図)上に飛行可能領域が定まる。この時のパラメタは定常風の強さ、機体のL/D特性、スピードブレーキ能力である。また、適当な荷重倍数の引き起こしによる(2)と(3)の接続の条件からも速度・経路角図上に可能領域が設定される。この時のパラメタは上記パラメタの他に引き起こしの荷重倍数が加わる。両者の条件を満足する共通領域内で、速度で低く経路角が浅い点

を進入平衡滑空飛行状態として選択した。速度、経路角に対するこの選択は、進入からフレア、接地への飛行状態の変化をなるべく少なくして制御側の負担を軽くするためである。この設計方針でALFLEXの基準軌道を設計すると、速度の相似比で変換した風条件にもかかわらずHOPEが約-25度に対しALFLEXは約-35度と経路角が深くなる。これは、高度による密度変化が模型実験と実際に一致して相似でないため一定等価対気速度における真対気速度の減速率がALFLEXで小さいこと、安全のため脚を降ろしたままの固定脚であること、その他の理由でも有害抵抗係数が大きいと予想されること等である。ALFLEXに対する定常風条件はHOPE定常風条件をそのままスケール変換して設計するのではなく、HOPE本機の着陸の模擬を行う観点からこの定常風条件を緩和して経路角-30度とした。設計で使用した風条件を付録に示した。基準軌道設計の方法は予備設計においてまとめられたものであるが、機体の空力特性に基づく上記設計を基本設計において行った。平衡滑空飛行状態を定める主要条件をまとめたものを表4.1-1に、また設計で得られた基準軌道を図4.1-1に示す。

懸吊飛行から進入までは、HOPEにはないALFLEX固有のものであり、確実な飛行を目標に設計された。懸吊飛行状態は母機および懸吊された機体の飛行安全を確保した上で、もっともALFLEXの誘導制御に有利であるという観点から、懸吊可能飛行速度の最大である等価対気

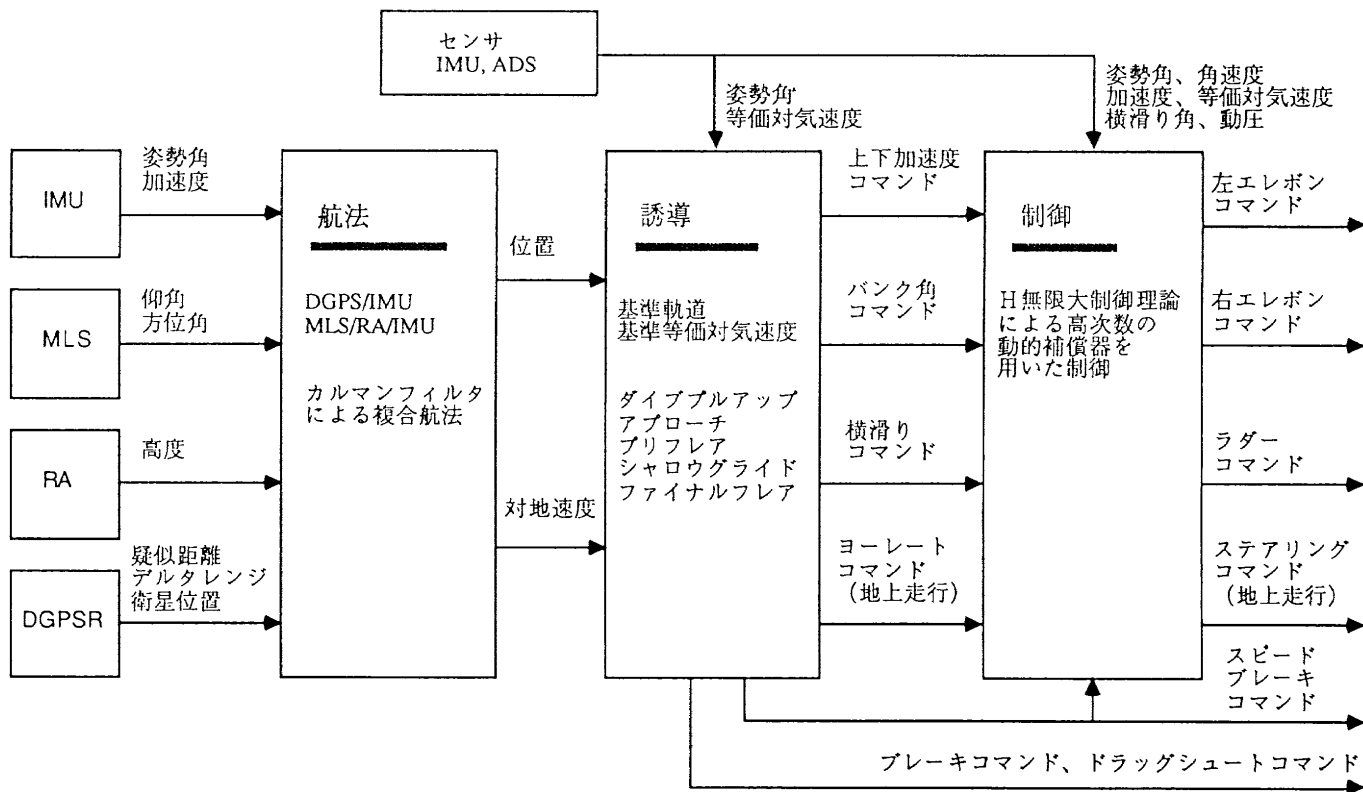


図4.1 簡単なALFLEX航法誘導制御ブロック図

表4.1-1 基準軌道設計のパラメタと設計値, 根拠

パラメタ	設計値	設計の根拠
グライドパス 平衡滑空状態	等価対気速度 84.5m/s 経路角 -30度	向風条件が経路角の上限(浅)を与え, 追い風が下限(深)与える。速度経路角図上で飛行可能範囲が設定され, その経路角が浅く, 速度が遅い点を選択する。平衡滑空状態を決定する進入経路の定常風を次のように設定した 高度1000m 向風17.4m/s 追風6.9m/s 着陸進入経路角30度(HOPEスケールにおける遭遇確率1%での進入経路角25度へ近づけるため)が得られるように緩和。(基本設計では, 向風の強さに応じた強風用と弱風用の2本を考慮したが, 風条件を緩和して弱風用1本とした。)
プリフレア荷重倍数	1.5G	荷重倍数を大きくすると, 開始高度誤差の影響が大, 迎角のマージンが小等により接地状態の誤差が大きくなり, 荷重倍数が小さいとフレアの時間が長くなり, 緩角度進入経路がなくなり, 接地速度条件を満たさなくなる。
緩角度進入経路 角度/持続時間	経路角 -1.5度 持続時間設定せず	プリフレアフェーズでの誘導誤差を吸収するためのフェーズであるが, 誘導誤差が十分小さければ持続時間を短くすることができる。
ファイナルフレア 開始高度/時定数	開始: 主脚高度6.2m 時定数: 2.5秒	時定数はファイナルフレアを持續する時間に比例しほぼ同程度であるので, 速度余裕から設定される。開始高度は, ファイナルフレアに入る前の沈下率と機体の応答特性から設定される。
接地速度	50m/s	タイヤの制限速度, 滑走距離の制限で上限が与えられ, 制御能力から動圧の下限が与えられる。

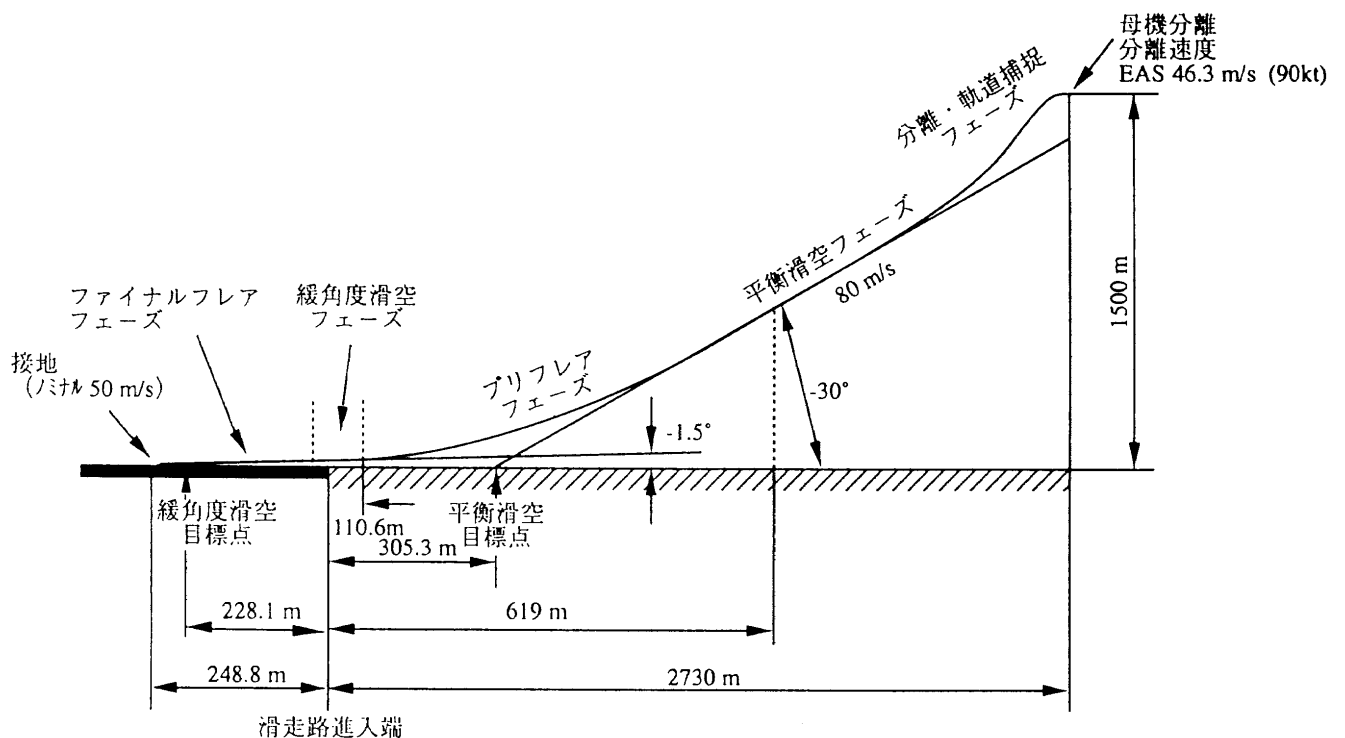


図4.1-1 基準軌道

速度46.3m/s(90kt)を選択した。(1)と(2)の接続は、定められた荷重倍数およびその変化率の範囲で失う高度を最小にする飛行を解析し、その結果を参考にした。この最適軌道に近いものを実現する誘導則を設計した。

4.2 航法則の設計

ALFLEXにおける航法は、HOPEの他の飛行フェーズと同様に、IMU(Inertial Measurement Unit, 慣性センサユニット)の加速度及び角速度出力を積分して、姿勢、速度、位置を推定するものである。IMUの積分誤差を補うために、DGPS(Differential Global Positioning System, 差分全世界衛星測位システム)¹⁾、MLS(Microwave Landing System, マイクロ波着陸誘導システム)、RA(Radio Altimeter, 電波高度計)の特性に従って組み合わせを切り替え、複合航法を行う。これらの組み合わせの検討、複合航法の方式の方針は予備設計のまとめにおいて決定されたが、基本設計においてその妥当性の確認と設計パラメタの設定を行なった。航法機器に関しては、航空機用既存品または既開発品を使用してコスト低下を図ることを方針としたため、各機器の性能については設計パラメタとしないので予め与え、航法則の設計および航法誤差解析を行い、複合航法性能を確認し、航法機器の精度要求を定義するという方法をとった。結果は以下の通りである。

ALFLEXではIMUのアライメントが地上で可能であり、実験の時間が短いことから姿勢角についてはIMU単独で使用することにし、航法則を簡素化した。即ち、実験時間が20分以下としたときに、縦および横の姿勢角誤差が0.05度(3σ)以下、方位角の誤差が0.65度(3σ)以下

であることから、角度においてはIMUに内蔵された積分演算機能による姿勢角出力(オイラー角)をそのまま用い特別の補正を行わないこととした。ただし、滑走路固定の座標系を航法計算の慣性座標系としているため、地球の自転に伴う滑走路座標の回転を補正したものである。位置および速度に関しては、他の航法機器による更新を行う複合航法システムを設計した。

ALFLEXでは、各機器の誤差モデルに基づき複合航法フィルタの準最適設計を行った。図4.2-1に更新用の航法機器の選択と航法方式運用シーケンスを示した。DGPSは機体姿勢がデータ取得に及ぼす影響が未知であること、GPS衛星の運用等不確定な要因も予想されたため、懸吊飛行時のみ航法計算に使用し、フリーフライト中の受信データは実験後に解析することとした。分離前の飛行でDGPSは、IMUとの複合航法を行い、分離前の位置、速度に関する初期値を与える。表4.2-1に示すようにその精度は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。滑走路座標は、進入側の滑走路端を原点とし、Z軸は鉛直下向き、X軸は進入方向にとられたものである。MLSは、地上局から見た機体位置の方位角および高低角の測角機能を有するので、これを用いて機体位置のYおよびZ座標については精度を向上させることができる。また、RAはZ座標について精度を向上させることができる。Y方向についてはMLS/IMUの複合航法を行う、Z方向については、RAは測定高度に限界があること(通常タイプで750m以下)、また滑走路手前の平坦面の長さ限界があることから、前半はMLS/IMU、後半はRA/IMUの複合航法とした。その切り替えの位置、および切り替え方式を設計した。ALFLEXの基

イベント	フライトモードON	懸吊	軌道補捉	高度200m *4	グライドスロープ	高度100m	フレア	滑走路端	接地	停止
飛行フェーズ										
進入方向										
横方向										
高度方向										
姿勢角										

- *1) 実験機分離直前からIMU-DGPS複合航法のデータを初期値としてフィルタ計算を開始し、母機から正常に動作することを確認して、実験機を分離する。
- *2) IMU-RA複合航法フィルタの収束する時間を考えて計算を開始する。このときの電波高度データの精度はあまり良くなくてもよい。また姿勢角が急で電波高度計のノートラック時は計測データを使用しない。
- *3) IMU-MLS複合航法とIMU-RAの複合航法の出力を1次結合の形で結合して、比較を変化させて、切り換えを行う。
- *4) IMU-RA複合航法フィルタの計算開始高度見直しにより高度200mから計算開始とする。

図4.2-1 航法方式運用シーケンス

表4.2-1 複合航法の航法精度

評価ポイント	複合航法精度 (3 σ 値)
分離前 IMU/DGPS- IMU/MLS切り替 え点	位置 (X:25m, Y:25m, Z:25m) 速度 (X:0.5m/s, Y:0.5m/s, Z:0.5m/s)
RA使用開始点	位置 (X:48m, Y:5 m, Z:10m)
接地点	位置 (X:57m, Y:3 m, Z:0.4m) 速度 (X:1 m/s, Y:0.3m/s, Z:0.1m/s)
停止点	位置 (X:75m, Y:1 m)

準軌道では高度約200mにおいて平衡滑空からの引き起こし(プリフレア)を開始するため、通常の航空機のようにグライドスロープの延長上に高低角地上局において、フレア前の適当なところからRAを使用する方式とすると、RAのために必要な滑走路手前の平坦部が約1km以上と長大になる。また、縦姿勢角の変化範囲が大きいため特別なRAを必要とする。航法誤差の解析から接地目標点付近に高低角地上局において、MLS/IMU複合航法を行い、300mの滑走路手前平坦部及び更にその手前約200mの平坦値に対応した位置から切り替えを行う方式を設計した。

ALFLEXで採用されたMLSばかりでなく、一般のDME/Pを併設したMLSも同程度であるが距離情報の精度は30m程度である。Y座標については、方位角0度が基準軌道のために十分な精度が期待できるのに対し、Z座標(高度)については、基準軌道の高低角が大きいかほど精度が劣化する。ALFLEXの設計結果でもMLSからRAに切り替える最初のインタフェース点(高度100m)で約10m(3 σ)の誤差がある。この問題に対して統合シミュレーションで設計結果の正当性を確認したが、分離前に初期値を与えるDGPS/IMUの複合航法の精度向上、すなわちX座標の精度向上がはかれれば、より大きな余裕が期待できる。

複合航法により得られた航法精度を表4.2-1に示す。

4.3 誘導則

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。縦の経路の誘導は、レンジ(滑走路X座標)で定義された基準軌道を参照して高度誤差をフィードバックし、プリフレア中やシャロウグライドを開始する遷移点では適当なフィードフォワードの加算を行う上下加速度コマンド(IMUの上下方向加速度センサ出力に対する指令)を生成する。速度の誘導は、滑走路X座標で定義された基準軌道上の基準等価対気速度を算出し、スピードブレーキ

操舵コマンドを直接生成する。

縦の誘導則において、多数遅れ/多数設計点法によってPID制御のゲインを設計し、その制御性能を解析した。基準経路からの高度誤差、その変化率と積分値を用いて上下加速度コマンドを生成するPID制御と等価対気速度誤差とその積分値を用いてスピードブレーキコマンドを生成するPI制御を同時に設計した。基準状態からの経路誤差および速度誤差を力学的エネルギーにおいて等しい重みとなるように同時に両者を考慮した評価関数を定義し、コマンドに対する追従性能の最適化を検討した。最適化においては、速度を50m/s, 60m/s, 80m/s, 100m/sの平衡滑空飛行状態を多数設計点として選択し、機体姿勢変化により生じる上下加速度の遅れやスピードブレーキ操舵の遅れを考慮した多数遅れモデルを使用して、各ループの交差周波数を設計した。本手法における設計パラメータは、設計点の選択と遅れ時間の選択である。遅れ時間の選択は制御系(内側ループ)の応答性能と与えられた外乱条件における誘導誤差要求から設計される。制御系の応答性能は交差周波数(遅れ時間)の上限(下限)を与え、誘導誤差要求は交差周波数(遅れ時間)の下限(上限)を与える。両者に対してマージンがあることを確認し、最終的には6自由度シミュレーションを用いて設計を行った。フェーズ切り替えのロジック、切り替え時のフィードフォワード、リミッタの設定、ファイナルフレア誘導則等についてもシミュレーション結果を用いて詳細な設計を行った。

横の誘導は基準軌道からの横経路誤差を求め、誤差を抑えるためのバンク角コマンドを生成するものである。ALFLEXの横の誘導は、基準軌道が直線であるため単純である。制御系(内側ループ)により横力の発生が十分抑えられるので、引き起こしのフェーズを除いてバンク角と横経路誤差の加速度は比例する。この比例関係のゲインは、基準軌道の経路角の余弦にのみ依存し、速度には依らない。設計のパラメータは制御系によるバンク角応答の遅れだけである。縦の誘導と同様に、制御系によるバンク角の応答性能は交差周波数(遅れ時間)の上限(下限)を与え、誘導誤差要求は交差周波数(遅れ時間)の下限(上限)を与える。両者に対してマージンがあることを確認し、最終的には6自由度シミュレーションを用いて設計を行った。接地直前におけるデクラブの要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、運動の点で問題ないことが確認されたので、単純なデクラブ無しとした。地上走行では、機体に対するヨーレートコマンドにより横誤差を抑える方式でフィードバックゲインを設計した。

縦および横・方向の誘導則の設計の結果として、図4.3-1にブロック図を示した。

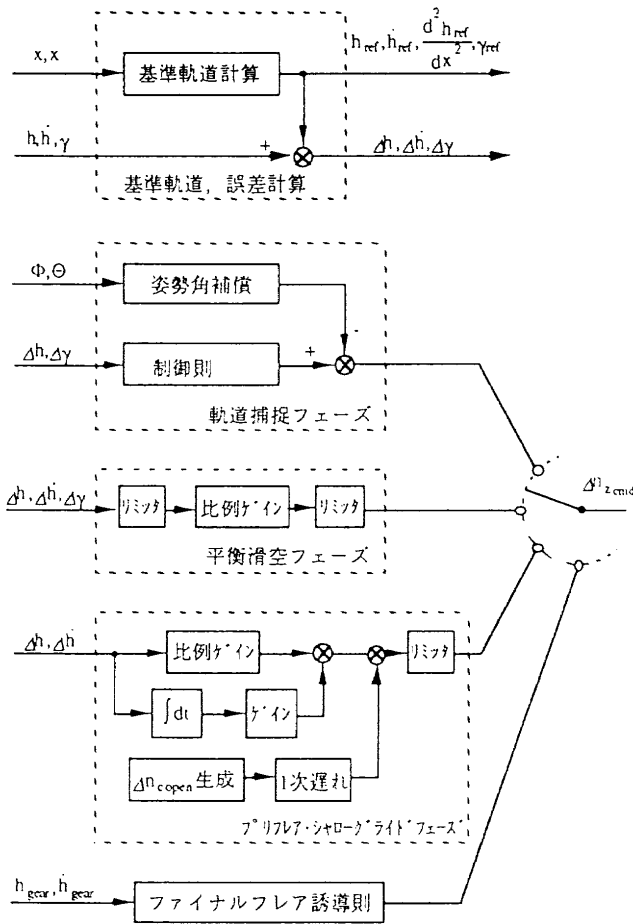


図4.3-1a 縦の経路誘導則ブロック図

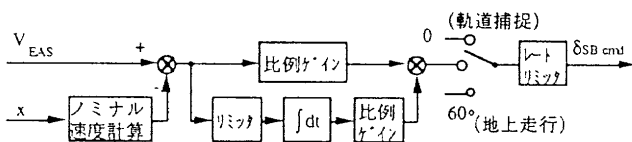


図4.3-1b 速度制御則ブロック図

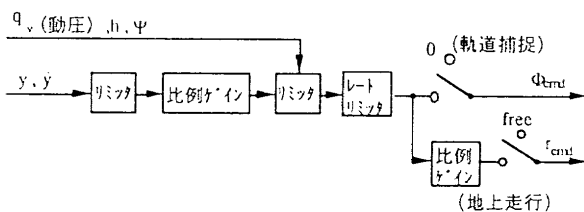


図4.3-1c 横方向誘導則ブロック図

4.4 制御則

縦の制御では、上下方向の加速度出力をエレベータにより制御し、横方向の制御では、バンク角と横滑り角出力をエルロンとラダーにより制御する。

設計は、応答性能の追及という本来の目標と、機体の操舵応答の誤差、飛行状態による特性変化、アクチュエータの動特性、演算処理の遅れ、センサの動特性、信号伝達の遅れ、センサのノイズ等のモデル化誤差を考慮し

た十分なマージンとのトレードオフにより行われる。飛行速度の変化はパラメタ変動として操舵応答に大きな影響を与えるが、その他のモデル化誤差は不確かさが多い。この飛行速度に応じた変化は代表点を選択した多数設計点とし、その他のモデル化誤差を多数遅れモデルで代表させ、応答性能を2次形式の評価関数で評価する多数遅れモデル/多数設計点法¹²⁻¹⁶⁾を適用して、得られる性能の限界を検討し、遅れ時間を設計パラメタとして適当なマージンを含む設計を行った。設計では、風外乱などの設計条件の設定と着陸精度の要求を与え、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のに、必要な設計パラメタを仮定して着陸性能を評価し、この結果に応じて機器の設計パラメタを見直した。限られた資金で開発を行うために機器の選択を既存品を使用することから始め、必要に応じ高性能の機器を選択して見直しを行った。

縦の制御は、上下加速度計出力のコマンドからの誤差を直接フィードバックする方式と上下加速度出力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の2者を検討し、後者を選択した。前者は制御系の構造は単純であるが、低速における応答性能の追及に限界がある。後者は、変換フィルタによるフィードフォワード補償器を持つため設計点をはずれた場合の応答性能の劣化の恐れがあるが、低速域での応答性能追及ができる。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、この領域での応答性能追及を重視した設計とした。エレベータによるピッチレート制御は、多数遅れモデル/多数設計点法を適用した。設計点と遅れ時間が設計パラメタである。設計点を45m/s, 60m/s, 80m/s, 100m/sの平衡滑空状態の4点を選択し、また遅れ時間はモデル化誤差を積算し0.18秒以上とした。フィードバックする出力は、ピッチレートの誤差とその積分、上下の加速度出力である。ステップ状のコマンドに対する応答誤差の2次形式時間積分を評価関数として、最適化を行った。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。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。この多数遅れモデル/多数設計点法で得られた結果は、与えられたモデル化誤差の範囲で出力比例フィードバックにより得られる性能を表わすものである。空力弾性系との連成(aeroelastic coupling)を抑えるためには適当なフィルタの挿入が必要であり、応答特性を変えないで閉ループのロバスト性も考慮した動的補償器の設計を行った。与えられた応答特性を実現し、閉ループの周波数応答成形(loop shaping)を効率良く進めることのできるエグザクトモデルマッチングH無限大設計法により設計を行った。

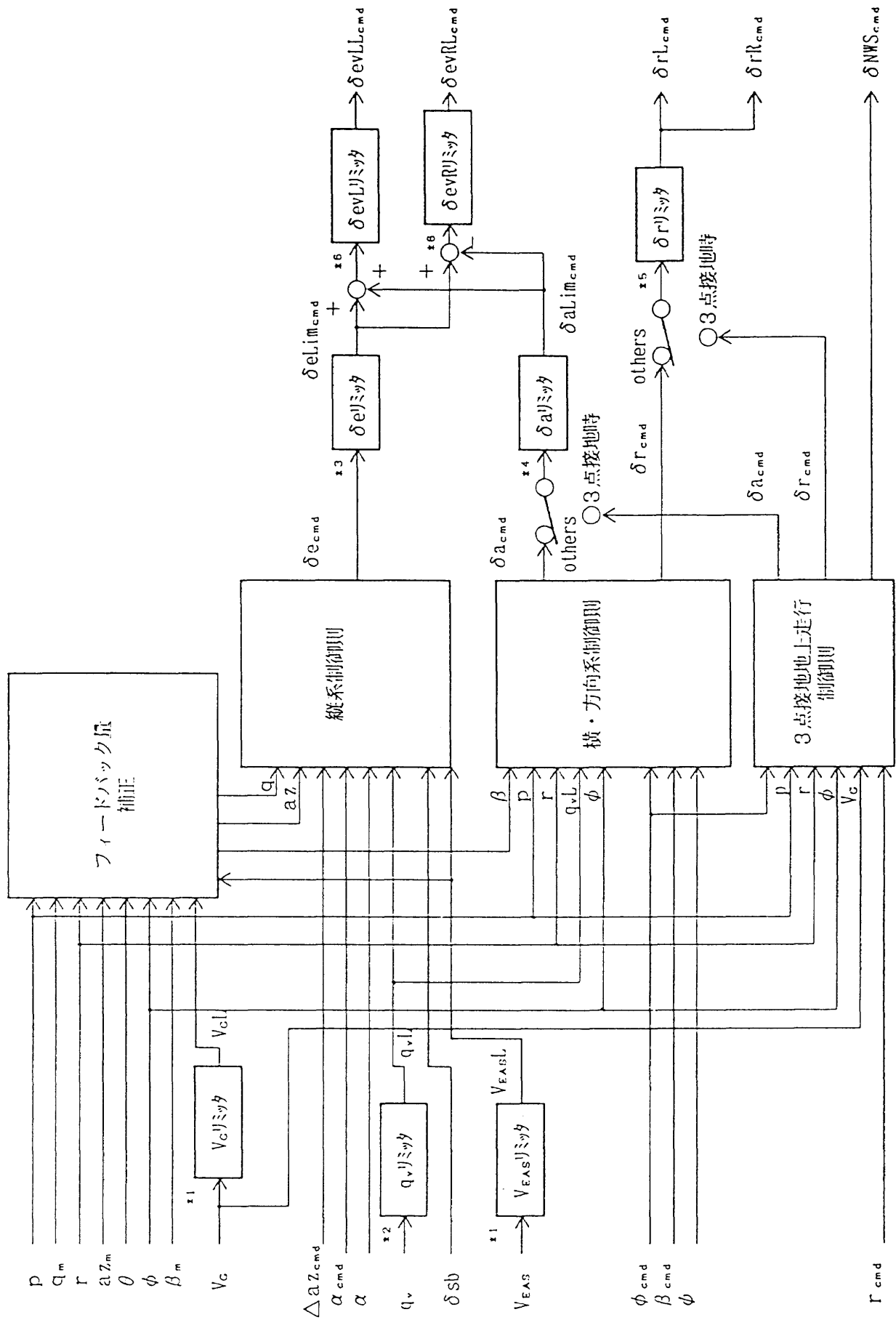


図4.4.-1 制御ブロック図

閉ループの感度関数、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ータとして両関数を調整した。

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。これは機体を傾けることで実現されるが、この時、機体の横滑りを抑えて行う方法と、横滑りを許す方法がある。横風時の着陸進入飛行では、前者はクラブ方式となり、後者は機首方位角を滑走路に合わせる分だけ横滑り、横力が発生し、それを補償するバンク角がとられるウィングロー方式となる。ALFLEXでは、強い上反角効果、弱い方向安定と方向舵能力のため横滑りを発生させることは制御を複雑にするので、予備設計で前者の方式を採用しその妥当性を確認した。抑えるべきものを横滑りとするか横加速度計出力とするかについて、両方式の比較を行い、横滑りを抑える方が応答特性、ロバスト性において優れているので、横滑り制御方式を採用した。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性能の設計を行い、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。ただし、横・方向では多数遅れ/多数設計点の結果をそのまま理想応答とせず、ロールとヨーの干渉(cross coupling)及びオーバーシュートのより少ないものに修正した。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。縦、及び横・方向の制御系のブロック図を図4.1-1に示す。

第5章 実験機システム

5.1 実験機システム概要

5.1.1 性能要求

実験機の機体システムに要求される性能として、まず実機ベースラインの形状および運動の相似性を追求し、実験規模を考慮した上で、できるだけレイノルズ数を実機に近づけることが要求される。また、実験機に搭載する機器類および装備品は、極力既存のものを活用し、経費の節減を心がけることともに、実験の安全性に関しては、飛行範囲を制限して、人身、家畜、施設などに危害が及ばないよう最大限の配慮が求められる。

重力場での運動の相似性(運動方程式の無次元化)を保つためには、地球の重力加速度をスケール比によって変えることができないため、加速度を等しく合せることが必要になる。したがって、実験機と実機のスケール比(長さの比)をRとすると、時間はRの1/2乗に比例して考えなければならない。また、飛行を支配する空気力は動圧と面積に比例することから、地面近傍の大気密度変化のスケール比による違いを無視せざるを得ないが、運動を相似にするためには表5.1-1に示す関係になる。すなわち、質量および慣性能率をそれぞれRの3乗および5乗になるように設計しなければならない。スケール比の選定においては、質量の条件を満たすことを考え、慣性能率は、搭載機器の制約をできるだけ少なくするため、配置とバランスウエイトで調整できる範囲内で合うようにすることとした。HOPE想定値を表5.1-2に示す。前提とした条件は、実験の成立性を考慮して実験使用滑走路長を1,000m以下と設定した。これに搭載機器重量、構造の成立性、使用可能な母機搭載能力を加味して、スケール比を37%とした。これらの関係を、図5.1-1に示す。同じ大気であるためレイノルズ数を合わせることができず、大気の高

ケール比による違いを無視せざるを得ないが、運動を相似にするためには表5.1-1に示す関係になる。すなわち、質量および慣性能率をそれぞれRの3乗および5乗になるように設計しなければならない。スケール比の選定においては、質量の条件を満たすことを考え、慣性能率は、搭載機器の制約をできるだけ少なくするため、配置とバランスウエイトで調整できる範囲内で合うようにすることとした。HOPE想定値を表5.1-2に示す。前提とした条件は、実験の成立性を考慮して実験使用滑走路長を1,000m以下と設定した。これに搭載機器重量、構造の成立性、使用可能な母機搭載能力を加味して、スケール比を37%とした。これらの関係を、図5.1-1に示す。同じ大気であるためレイノルズ数を合わせることができず、大気の高

表5.1-1 動的相似則

諸 量	実験機(添字m) 実機(添字r)
長さ(スケール比)	$L_m = R L_r$
大気密度	$\rho_m = (\rho_m / \rho_r) \rho_r$
質量	$W_m = R^3 (\rho_m / \rho_r) W_r$
慣性能率	$I_m = R^5 (\rho_m / \rho_r) I_r$
速度	$V_m = R^{1/2} V_r$
加速度	$a_m = a_r$
角度	$\Theta_m = \Theta_r$
角加速度	$P_m = (1 / R^{1/2}) P_r$
時間	$t_m = R^{1/2} t_r$
レイノルズ数	$Re_m = R^{3/2} (\nu_m / \nu_r) Re_r$
	(ν :動粘性係数)

表5.1-2 HOPE想定値

	想定値
機体質量	15,000kg
慣性能率 Ixx	26,780kgm ²
Iyy	197,860kgm ²
Izz	186,880kgm ²
Ixz	3,650kgm ²

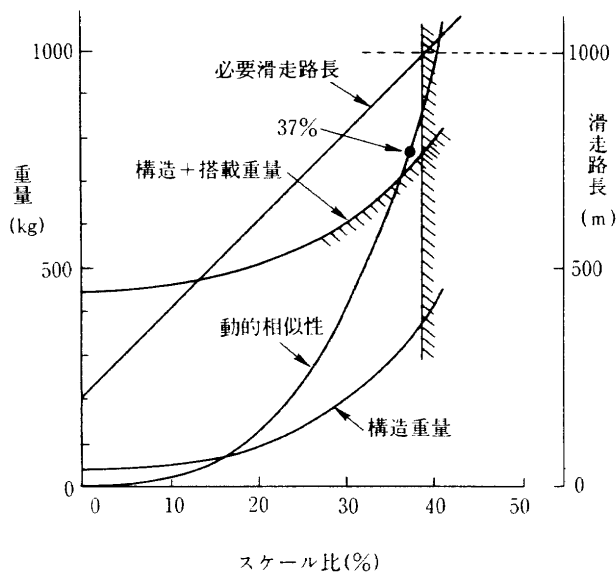


図5.1-1 スケール比と実験機の成立性

度差からくる動粘性係数の変化を無視するとレイノルズ数の違いは実機の22.5%となるが、その値においては実機の乱流境界層について大きな差はないと考えられる。

実験上の機能としては、HOPE実機の設計のための飛行解析データを取得できること、および複数回の実験が可能であるとした。また、実験のステップアップを考えた機能を備えることとした。

5.1.2 設計条件

実験機を設計するために定めた条件は、以下のようである。

- ・スケール比 37%
- ・必要滑走路長 1,000m
- ・飛行条件
 - 制限速度 116m/s
 - 接地時最大沈下速度 3.1m/s
 - 横風制限 5 m/s
 - 運動制限荷重 -1.0~2.5G

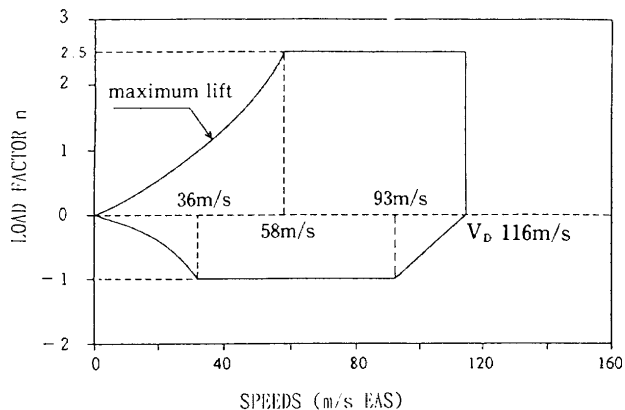


図5.1-2 V-n線図

V-n線図を図5.1-2に示す。

- ・設計安全率 1.5
- ・機体強度
 - 機体構造様式はコンベンショナルなものとし、実験運動範囲内における荷重に対し十分な強度をもち、実験の障害となるような空力弾性現象を引き起こさないように十分な剛性を有する。
- ・繰り返し使用
 - 機体システムは複数回(20回程度)の繰り返し実験用に耐えるものでなければならない。
- ・搭載機器冗長度
 - 搭載機器は非常系を除き基本的に1重とする。
- ・輸送性
 - 可能な限り制約の少ない方法により、輸送可能であるようにする。
- ・整備性
 - 実験場における準備が容易であるように配慮する。また、実験場で不具合が発生しても、最小の期間で復帰できるように配慮する。
- ・安全対策
 - 異常飛行に対する安全措置として非常系を備え、地上に対して安全を確保できるようにする。

5.1.3 設計基準

実機の構造設計に用いる荷重算定については、航空機での基準として一般的な「耐空性審査要領」に準拠する。ただし、強度の証明は解析により証明を行い、荷重試験によってこれを補う。安全率は全機強度試験、構造系試験をできるだけ簡素化するため1.5を用い、終極荷重は制

表5.1-3 小型自動着陸実験 実験環境条件

温度	-10°C ~ +50°C (機体内部) -20°C ~ +60°C (機体外形部)
湿度	85%以下
圧力	高度2000m以下の相当圧力
砂塵	耐砂塵設計(必要部分)
運動荷重倍数	-1.0 ~ +2.5
振動	5 ~ 100Hz/1Go-p(機器搭載部) 5 ~ 100Hz/2Go-p(構造取付部, 外形部)
衝撃	15Go-p/11ms
電磁適合性	MIL-STD-461Aベース

表5.1-4 機体の主要諸元

項目	諸元
全備重量	760kg
全長(ピトー含む)	7.805m
全長(ピトー含まず)	6.105m
全幅	3.785m
全高(脚含む)	2.157m
全高(脚含まず)	1.350m
胴体長	5.550m
胴体幅	1.147m
胴体高	1.147m
MAC	3.154m
主翼面積	9.45m ²
エレボン面積	0.52m ² ×2個
エレボン舵角	後縁 UP35°~DOWN25°
ラダー面積	0.28m ² ×2個
ラダー舵角	±35°
スピードブレーキ面積	0.31m ² ×2個
スピードブレーキ舵角	0°~60°
ボディーフラップ面積	0.49m ²
ボディーフラップ可働範囲	後縁 UP 5°~DOWN20°
基本重心位置(縦)	3.413m(61.5%Lb)
基本重心位置(横)	0 m(胴体中央)
基本重心位置(高さ)	0.420m(胴体下面より)
必要滑走路長	1000m

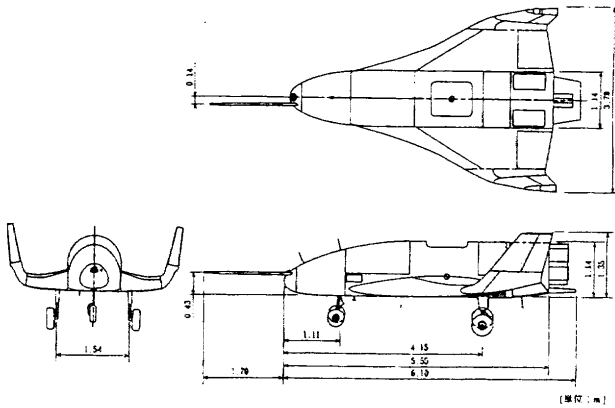


図5.1-3 実験機三面図

限荷重の1.5倍として設定する。構造の設計基準は航空機用設計基準に準ずる。

5.1.4 環境条件

実験機の環境条件を表5.1-3に表わす。

5.1.5 主要諸元

37%のスケール比により定められた機体の3面図および主要諸元をそれぞれ図5.1-3および表5.1-4に示す。

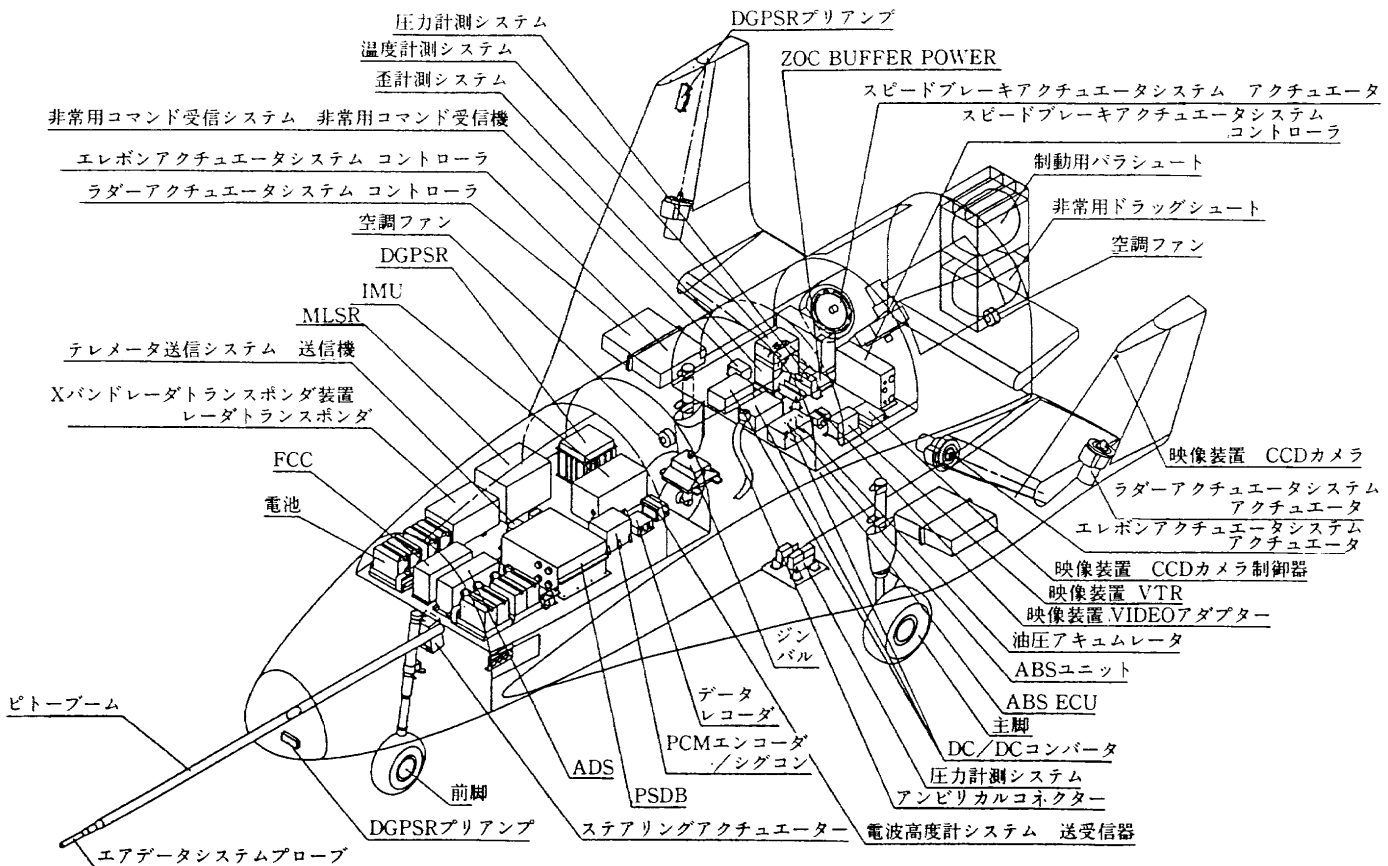


図5.1-4 機体機器配置図

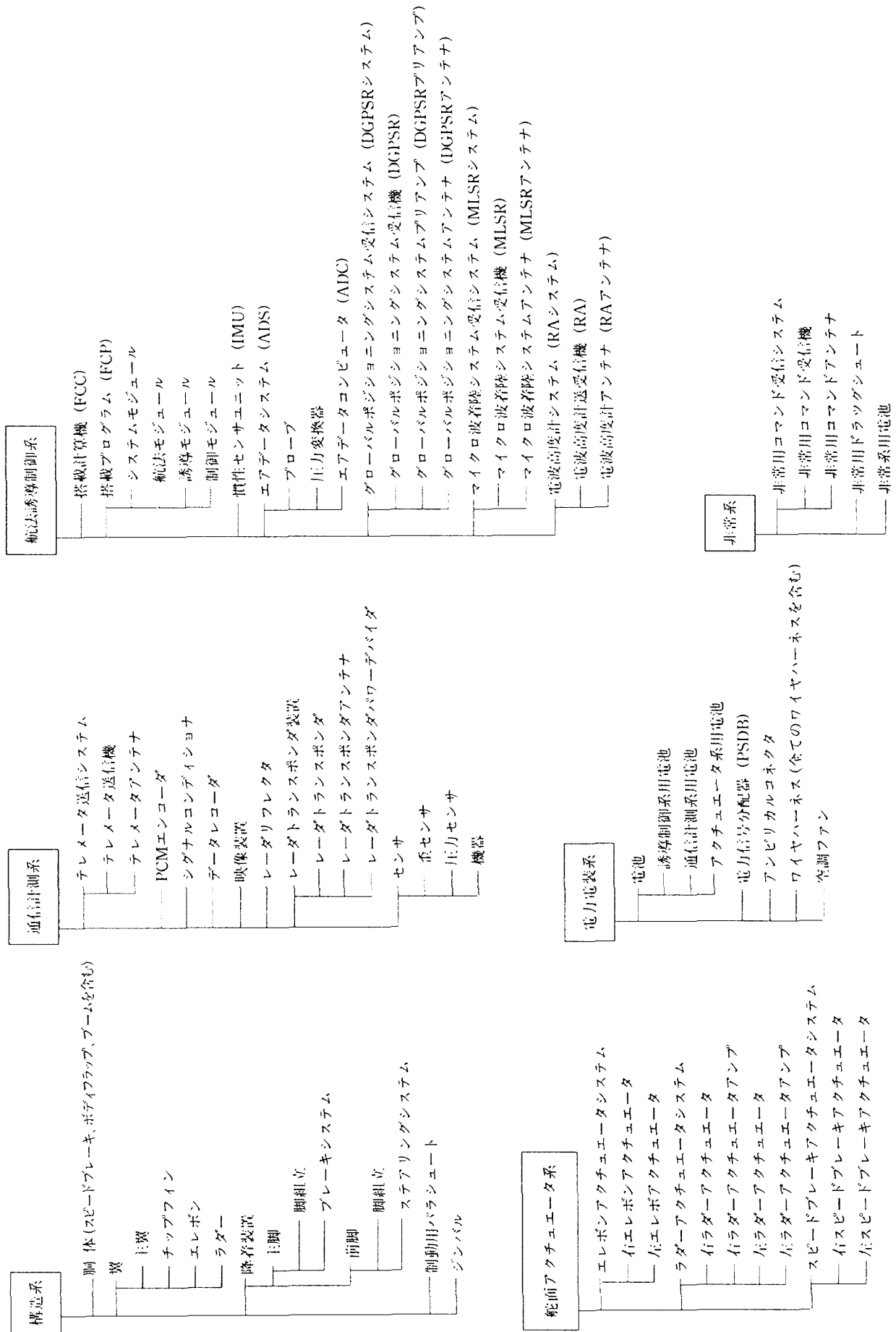


図5.1-5 実験機システム構成

5.1.6 搭載機器配置

実験機に搭載される機器類の機体配置概要を図5.1-4に示す。機器室内の温度環境をコントロールするために2個の空調ファンを胴体に取りつけた。IMUはできるだけ重心位置に近いところに配置し、重量のかさむバッテリーは重心位置の移動を考慮し前方に配置した。また、エレボンとラダーのコントローラ、DGPSプリアンプ、および圧力計測のシステムの一部は、センサあるいはアンテナの位置と機体の分割方式を考慮して翼構造内に配置した。

5.1.7 実験機システム構成

実験機システム構成を図5.1-5に示す。

5.1.8 質量特性

図面単位の部品の積み上げによる質量特性を動的相似則と比較して表5.1-5に示す。構造系には、降着装置および制動用パラシュートを含み、質量特性調整用のダミーウエイト20kgを含んでいる。各サブシステムの内訳は機体構造および搭載機器において示す。機体システムとして、総計740.9kgであり、スケール比に対する相似重量760kgに19.1kgの余裕重量を持っている。慣性モーメントは若干大きい値となっているが、十分許容範囲内に収まっている。余裕重量の調整は、前胴先端のバルクヘッド位置および重心近傍にダミーウエイトが取り付けられる構造をとりこれにより最終調整を行う。図5.1-6に座標系のとり方を示す。

表5.1-5 質量特性

(1)重量			
機体システム		構造系	409.1kg
(740.9kg)		舵面アクチュエータ系	94.8kg
余裕重量：19.1kg		航法誘導制御系	57.3kg
		通信計測系	36.3kg
		電力電装系	126.5kg
		非常系	17.0kg

(2)重心位置

重心位置

	設定値	積み上げ	許容範囲
x座標	3413.25mm (61.5%Lb)	3413.25mm (61.5%Lb)	±20mm
y座標	0mm	15mm	—
z座標	420mm	417mm	—

注：機器配置機体座標

(3)慣性モーメント、乗積

		37%実験機	動的相似則	許容範囲
重量		760kg (積上740.9kg)	760kg	760kg + 0 kg - 76kg
慣性 モーメント	Ixx	407kgm ²	186kgm ²	500 ± 200kgm ²
	Iyy	1625kgm ²	1372kgm ²	1800 ± 500kgm ²
	Izz	1882kgm ²	1296kgm ²	2000 ± 500kgm ²
	Ixy	8.7kgm ²	0 kgm ²	0 ± 100kgm ²
	Ixz	14.5kgm ²	49.6kgm ²	50 ± 100kgm ²
	Iyz	-8.2kgm ²	0 kgm ²	0 ± 100kgm ²

注：慣性モーメント機体座標

座標系

$$\begin{aligned} I_{xx}'' &= I_{xx} \\ I_{yy}'' &= I_{yy} \\ I_{zz}'' &= I_{zz} \\ I_{xy}'' &= -I_{xy} \\ I_{xz}'' &= I_{xz} \\ I_{yz}'' &= -I_{yz} \end{aligned}$$

I'' : 慣性モーメント機体座標での値

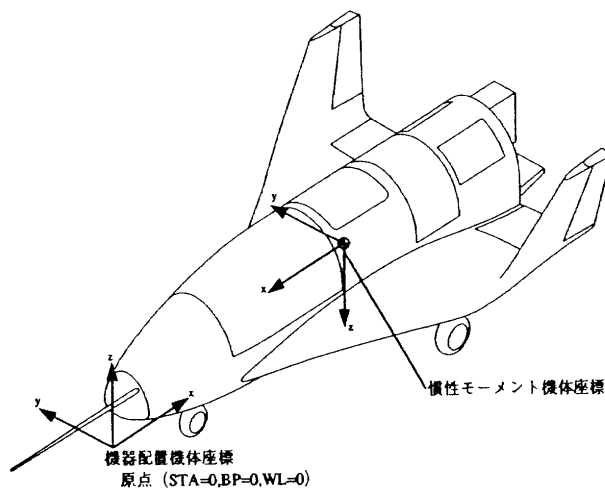


図5.1-6 座標系

5.2 空力特性

5.2.1 機体形状

機体の形状は、H-II打上げ型有翼回収機の形状として求められていたHOPE 04C形状を基本とした上で、それに必要な修正を加えることにした。修正点は以下の点である。

- ・固定脚の追加：ALFLEX実験機の脚は引込に伴うトラブル発生の危険をなくすために、固定とした。
- ・胴上穴の追加：ALFLEX実験機はヘリコプタから懸吊装置を介してロープで吊り下げられる。そのためロープが機体と干渉しないように胴上に穴を追加した。
- ・ピトーブームの追加：ALFLEX実験機のエアデータセンサは新規開発の5孔ピトー管を使うこととした。
- ・胴体及び主翼上面の線図簡略化：空力特性に大きな影響を及ぼさないと判断できる場合は製造の便を優先し、複雑な曲面を簡単な曲面で置き換えた。
- ・レーザーリフレクタの追加：地上のレーザトラクタの発するレーザ光を反射させるためにレーザーリフレクタを機首付近に取付けた。

・アンテナ類の追加：電波高度計、MLS、GPSなどのアンテナが追加された。

これらの変更を加えた後の最終的な形状が、前節に示された三面図(図5.1-3)に表されている。

5.2.2 風洞試験とその結果

H04C形状は宇宙往還を目的とする機体の形状であるから、高速特性を引き出すことに重点が置かれている。そのため低速特性は通常の航空機に比べて非常に悪く、制御に大きく依存しなければ無事な着陸は望めない。そこで機体の空力特性を正しく求め、制御計設計用の必要データとして提供するために、数回にわたる風洞試験を実施した。実施した風洞試験の一覧を表5.2-1に示す。

これらの風洞試験に用いた模型には、設計の進展に伴って起きる機体形状の変化が反映されている。風試結果を参照して空力モデルを0次¹⁷⁾から3次まで逐次改定して、ALFLEX実験機の空力特性が正しく推定できるように努めた。最終の3次モデルに現われた機体の縦方向の基本特性を図5.2-1から図5.2-4までに示す。基本としたH04C形状に固定脚、胴上穴、ピトーブーム、レーザーリフレクタ等が追加されるに従い、抵抗が増加して揚抗比特性は悪化した。ピッチングモーメントはノミナルの重心位置(機体長の61.5%)で測定している。横三分力の特性を横滑り角 β をパラメータとして表したグラフを図5.2-5から図5.2-7に示す。図5.2-8および図5.2-9はそれぞれ $C_{n\beta}$ と $C_{l\beta}$ の迎角による変化を表しており、方向安定は α が -10° 付近の狭い領域以外では $C_{n\beta}$ が負になり不安定であること、上反角効果 $C_{l\beta}$ は α が -4° 以上で負になり安定であることがわかる。

風洞試験では上記の基本特性試験に加えて、エレポン、ラダー、スピードブレーキ、ボディフラップの各舵単独の効き及び複合操舵時の効きを調べた。そして、この機体は性能、安定性、トリム能力、制御能力に関してとくに問題となる点はなく、実現可能であるとの結論が得られた。一例としてエレベータ舵角 δ_e とピッチングモーメント増加量 ΔC_m の関係を図5.2-10に示す。図5.2-4と合わせて参照すると、迎角 -10° から 30° の範囲ではエレベータ舵角 $\pm 5^\circ$ 以内でトリムを保つことができることがわかる。同様のことがローリング、ヨーイングモーメントについても確認できた。更に色々な形態での飛行が可能であることを確認するためのシミュレーションを予定している。

以上の試験に加えて、風洞試験では地面効果特性¹⁸⁾、懸吊装置空力特性、パラシュート空力特性、ピトー管位置誤差等を測定し機体及び制御則の設計に反映させた。

表5.2-1 実施風洞試験一覧

風洞試験名称	実施場所	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	航技研究風洞	1993.3~4	8.9% (実験機を100%とする)	設計のための基礎データを取得する	<ul style="list-style-type: none"> 簡易スライディング方式が流れ場に及ぼす影響解明 基礎空力特性試験(基本特性、舵効き特性) ヒンジモーメント測定 圧力分布測定 流れ場の観測(遷移、剝離) 	0次, 1次空力モデル
2. 第2次低速風洞試験	航技研究風洞	1993.6~7	8.9% (〃)	ロボット模型支持装置を導入, 地面効果を測定する。	<ul style="list-style-type: none"> ロボット模型支持方式による基礎空力特性取得 静的地面効果試験(力, 圧力分布) 動的地面効果試験 	3次空力モデル
3. 基本風洞試験	FHI低速風洞	1993.8	14.9% (〃)	予備設計の結果明らかになった形状の細部変更を試験に盛り込み, 1.で得られたデータを更に充実にさせて基本設計に反映させる。	<ul style="list-style-type: none"> 形状細部変更に伴う確認試験(胴上穴, フェアリング等) 固定脚使用に伴う抗力増加対策の確認 ヒンジモーメント測定(スピードブレーキの形追加, レイノルズ数範囲拡大等により1.の補完) 	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% 及び 10.8% (〃)	設計進展に伴う形状変化を盛り込み最終的な機体の空力特性確認をする(2.を補完する地面効果試験を含む)とともに, 懸吊装置の空力特性, ピトー管, パラシュート等の運用上必要となるデータを取得する。また, 動的安徴係数算出の為に動安定風洞を行う。	<ul style="list-style-type: none"> 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 機体後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

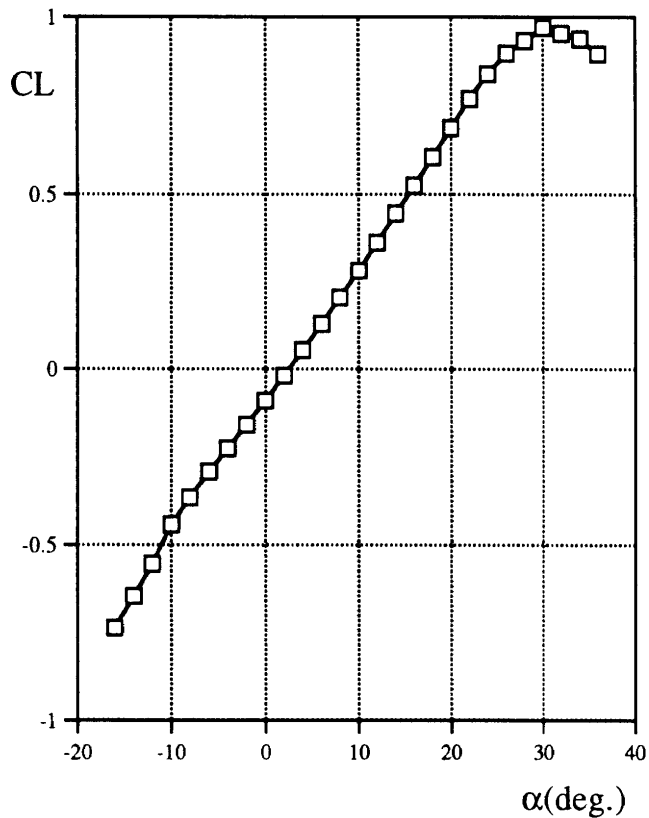


図5.2-1 揚力特性

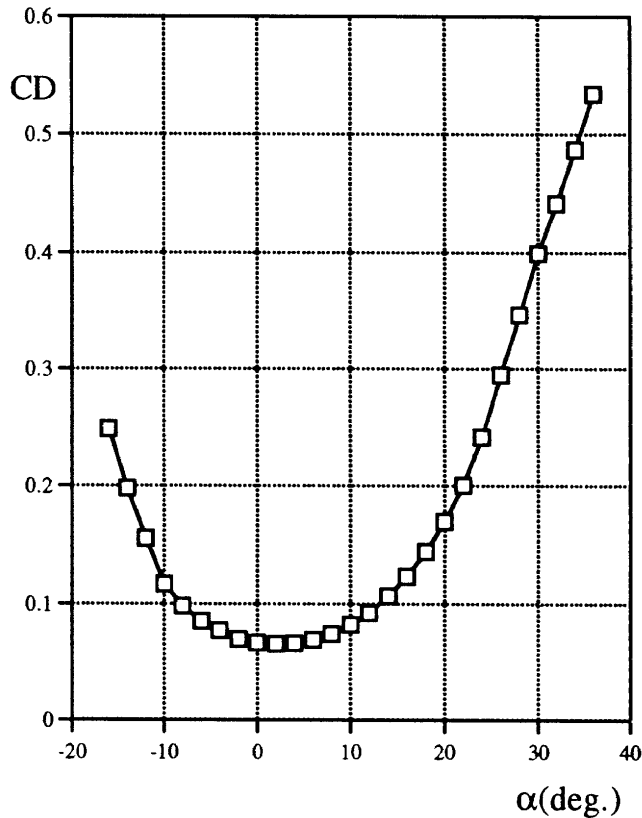


図5.2-2 抗力特性

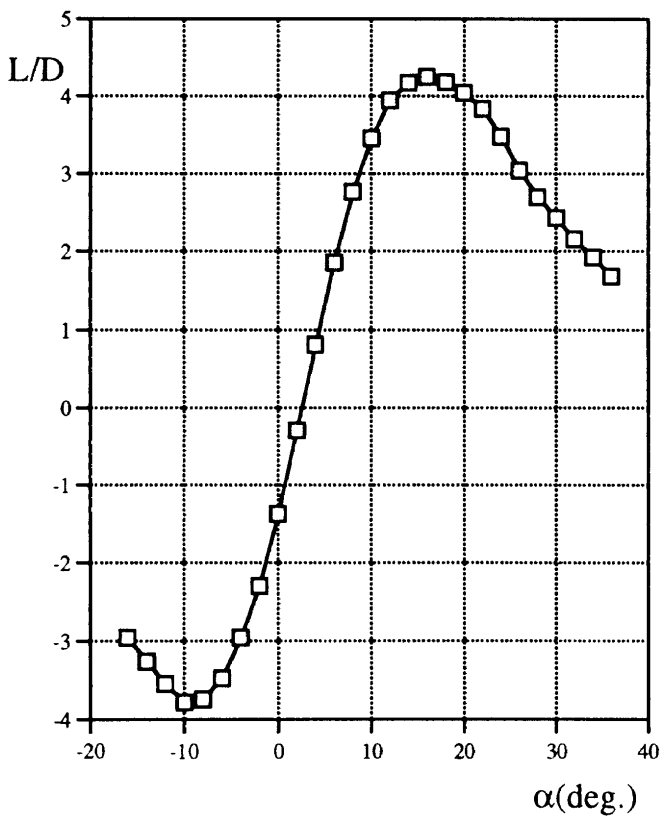


図5.2-3 揚抗力特性

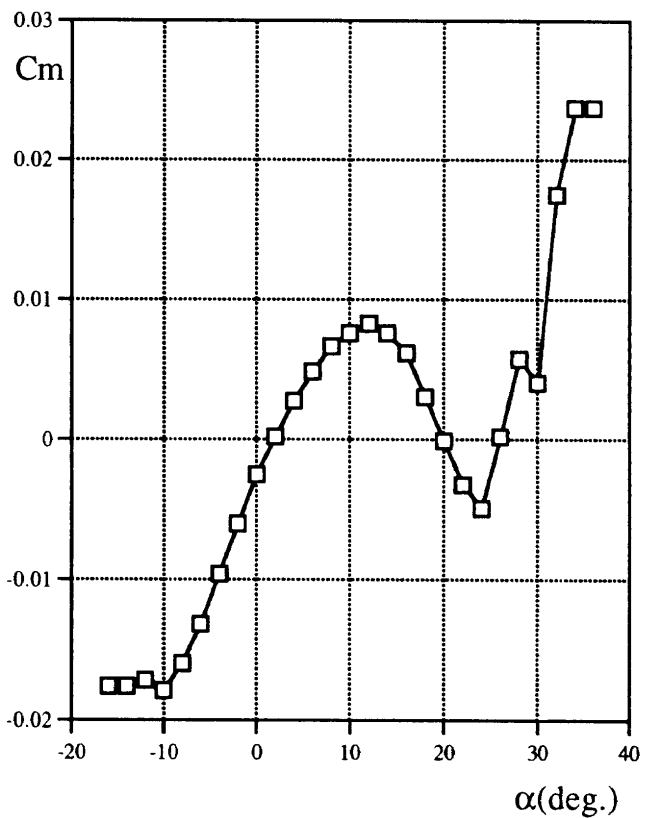


図5.2-4 ピッチングモーメント特性

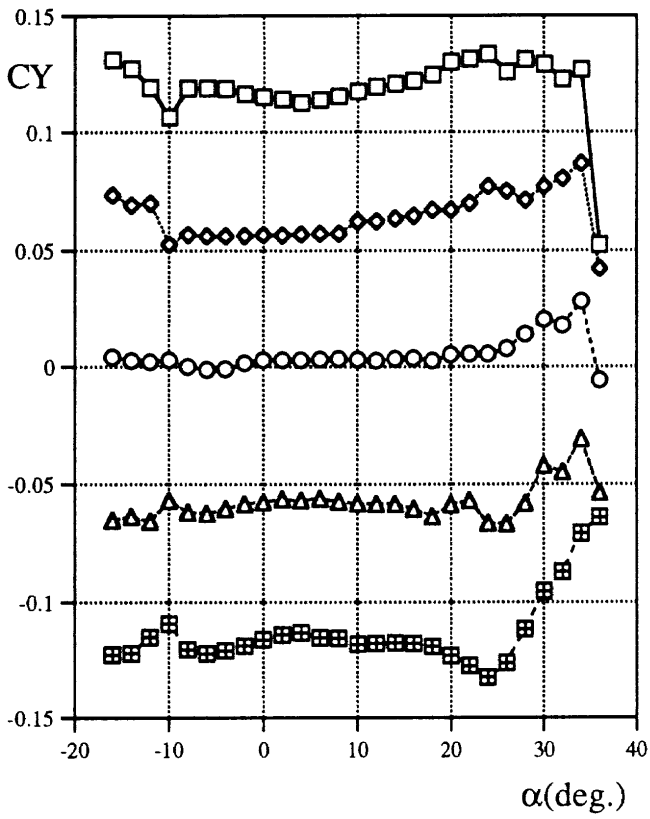


図5.2-5 横力特性

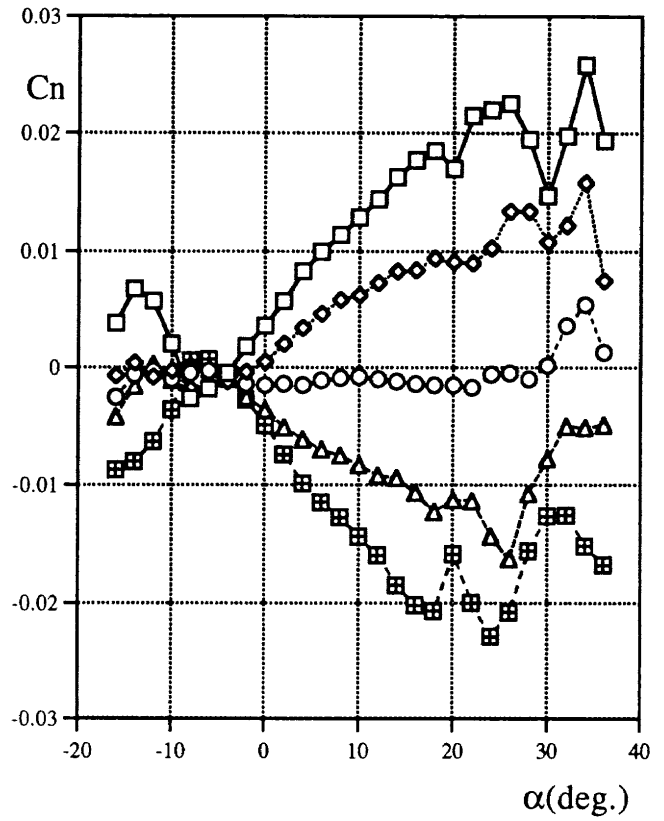


図5.2-6 ヨーイングモーメント特性

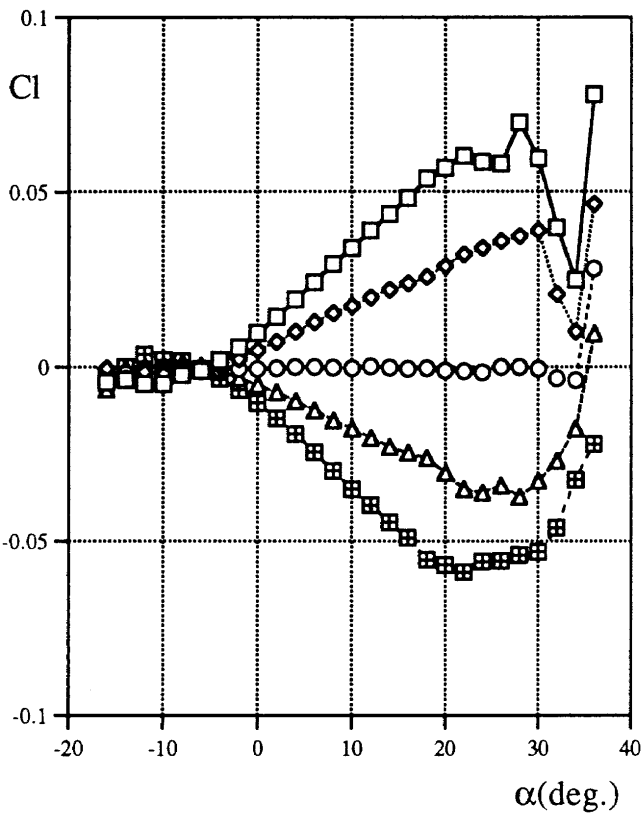
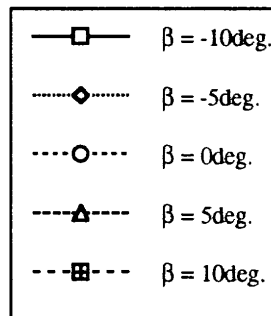


図5.2-7 ローリングモーメント特性



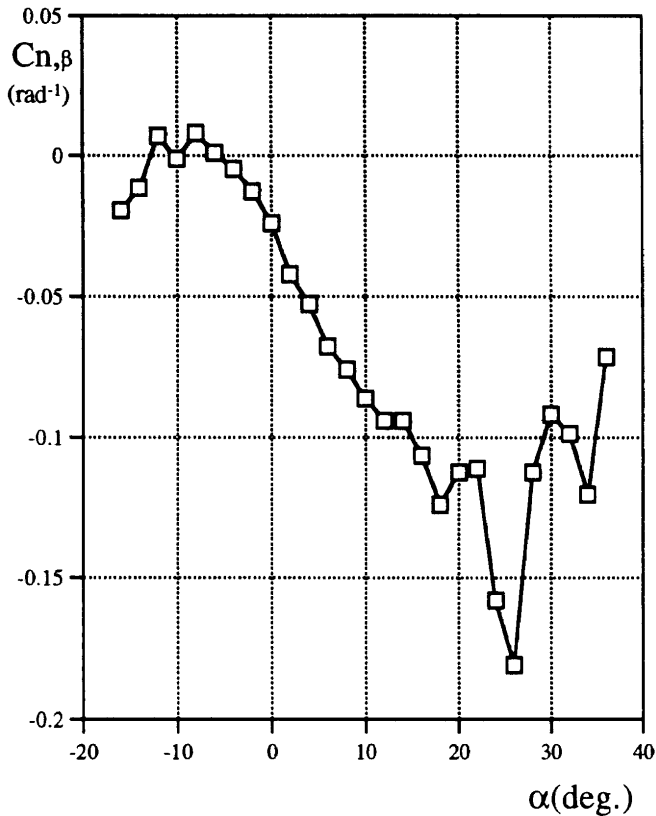


図5.2-8 $C_{n,\beta}$ 特性

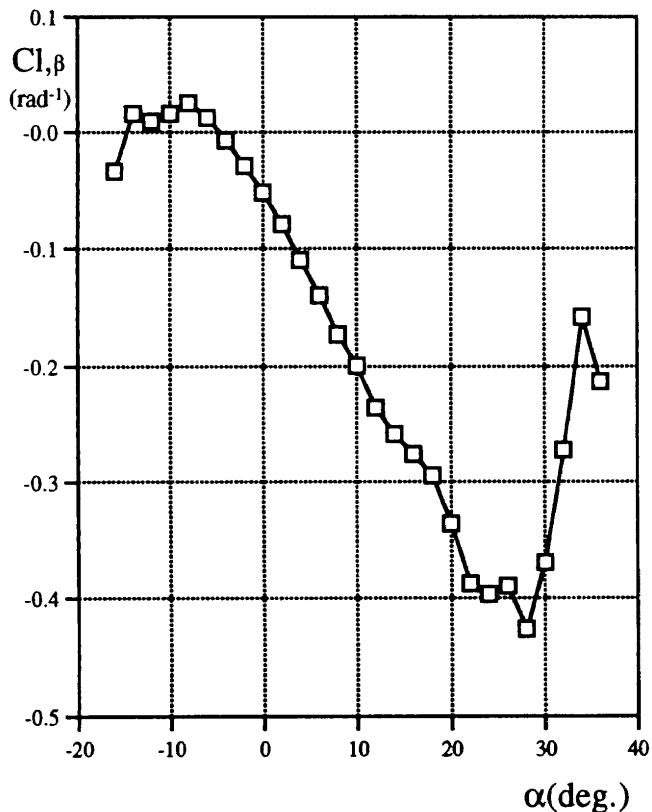


図5.2-9 $C_{l,\beta}$ 特性

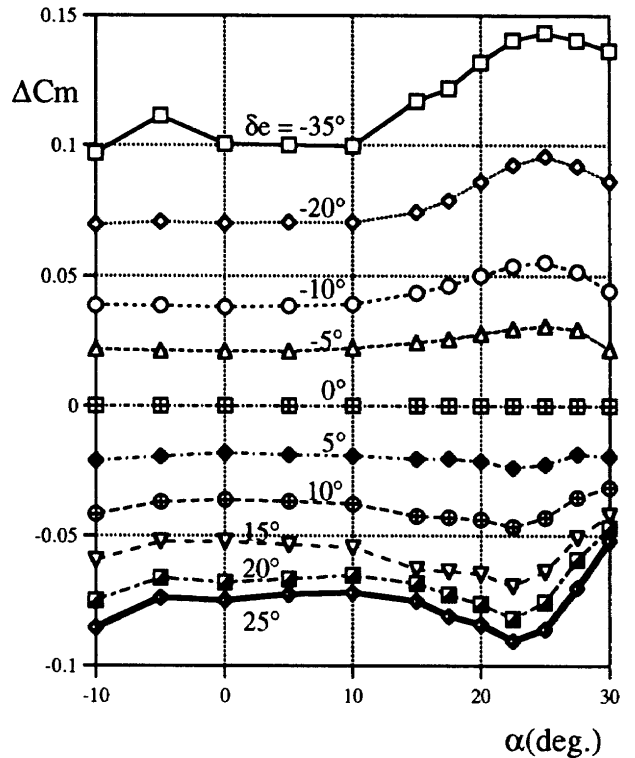


図5.2-10 エレベータの効き

5.3 機体構造

5.3.1 基本構造

ALFLEX機体構造の設計では、無人実験機であることを念頭において、コストパフォーマンスを重視した設計を行った。基本的には航空機の設計に準ずる基準を用い、有償搭載物のないことで成立性にも余裕があることから、開発要素の強い様式を避けたコンベンショナルな構造とした¹⁹⁾。ただし、航空機の強度部材としての実績はないが、量産機ではないことと使用期間が短期間であることを考慮して、複曲面で構成される外板部には付型性に優れるGFRPを採用した。構造概要を図5.3-1に示す。輸送性を考慮して主翼はボルト結合とし実験場に輸送後組み立てる様式をとった。

5.3.2 主翼構造

主翼は3本桁構造とし、前桁と中桁をチップフィンの結合部で結合し、2本桁構造をしているチップフィンの前桁へと繋いでいる。固定脚である主脚は、主翼中桁に備える取り付け金具を介して固定取り付けられる。主翼と胴体は中桁と後桁で構成されるボックスを4本のシアボルトで胴体下部のキャリースルー構造へ結合される。また、主翼付け根前桁部では、胴体ロンジュロン位置に翼胴結合結合ピンを設け、シアピンで主翼振りから来る剪断力を受けている。図5.3-2に主翼-チップフィン構造を示す。主翼およびチップフィンはそれぞれ4枚と5枚の桁間リブを持つ。さらに、両者の結合部には剛性保持

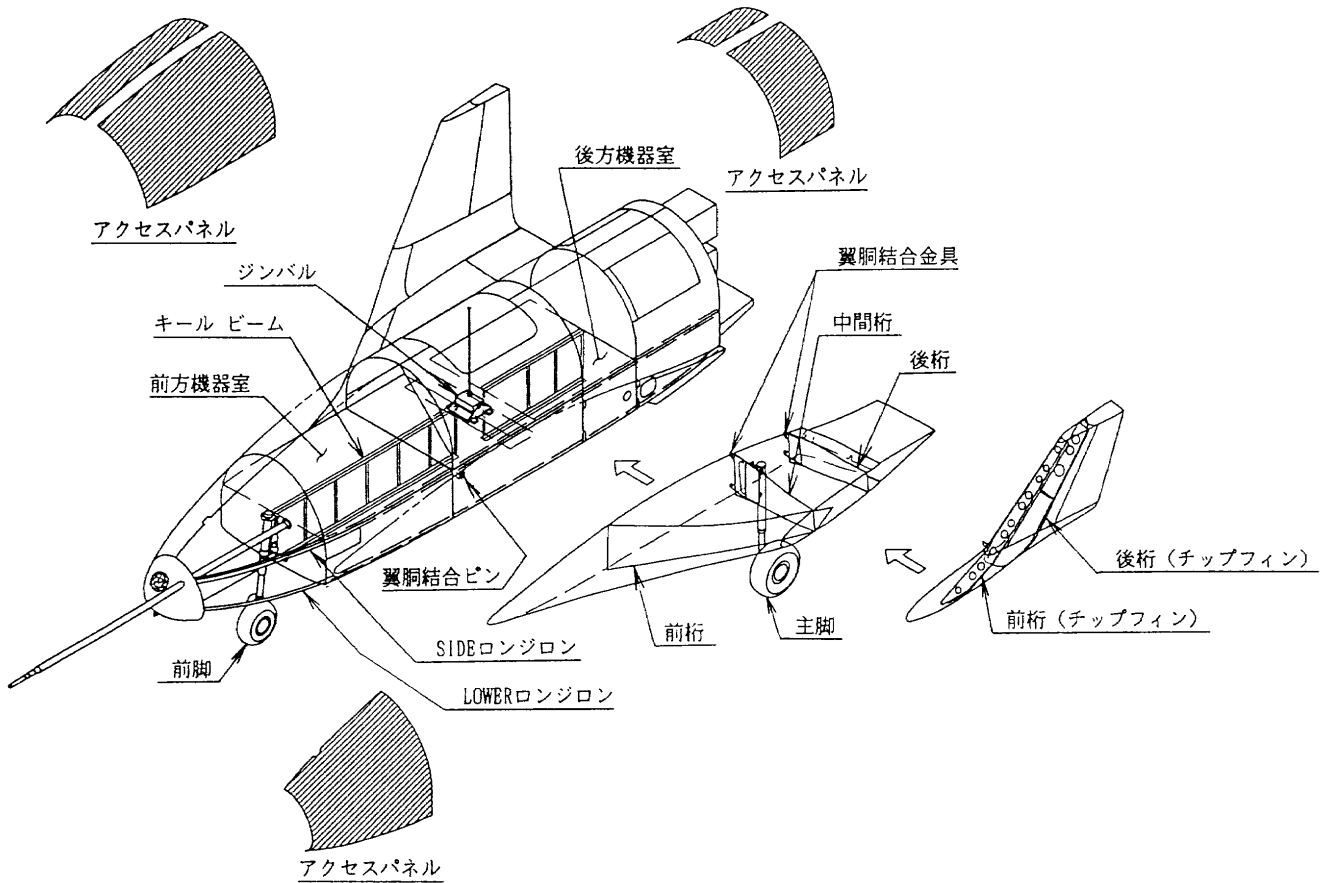


図5.3-1 実験機構造概要

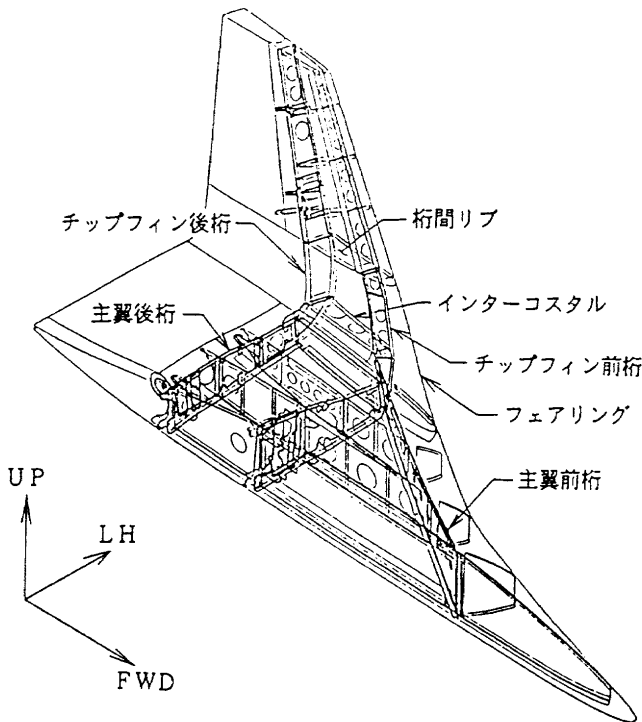


図5.3-2 主翼-チップフィン構造

のため図にみられるようにインターコスタルを追加し永久結合することとした。

5.3.3 胴体構造

胴体は中央にキールビームを配し、外板に取り付けロングロンとともにボックスを構成し機器室床面を形成する構造とした。前脚はキールビーム端部に取り付けられる。胴体構造を図5.3-3に示す。前胴、中胴、および後胴に全部で9枚のバルクヘッドを持ちそのうち上面開口部近傍の4枚で懸吊装置からくる荷重を床ボックスへ伝えている。

5.3.4 主要構造材料

以上の構造を構成する主要材料を表5.3-1に示す。板金加工部には2024系アルミ合金、機械加工主構造部材には7075系アルミ合金、および取り付け金具には低合金鋼を使用している。また、図5.3-4に示す外板部にはグラス/エポキシ樹脂積層板を用いた。ハッチ模様の違いは板厚の違いを示している。エレボンは1mm、それ以外は2mmの厚板である。

5.3.5 降着装置

降着系統への機能要求は、脚は固定脚で最大接地沈下率3.1m/s、最大接地速度61.7m/s(120kt)に耐用できること、および1000mの滑走路に余裕をもって制動停止できる制動能力を有することである。要求性能および入手

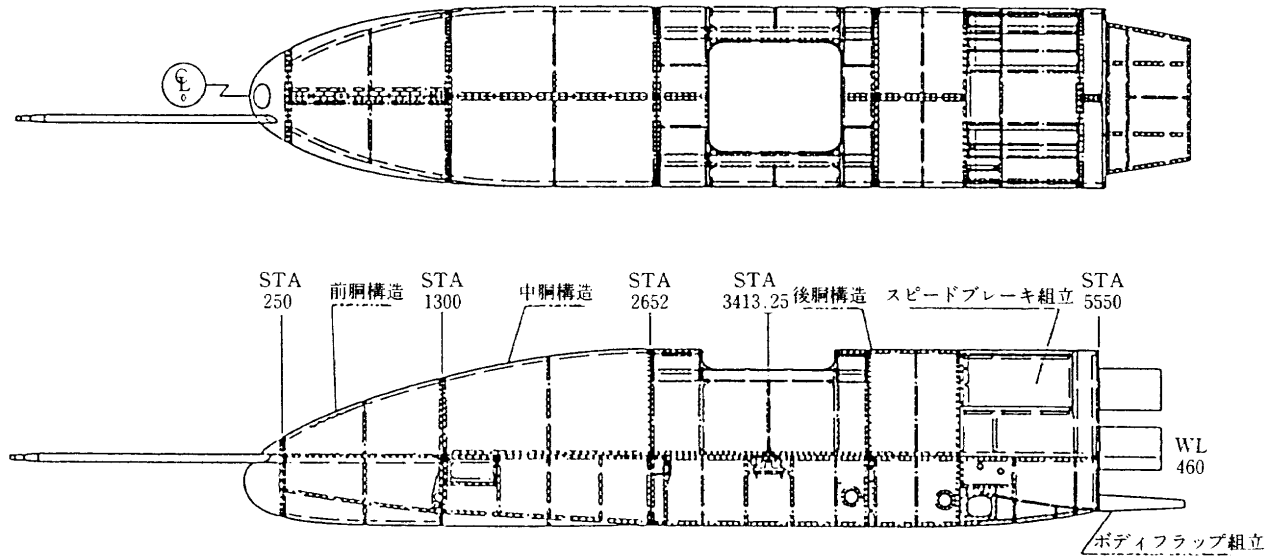


図5.3-3 胴体構造

表5.3-1 構造の主要材料

材 料	主適用部品	備 考	
アルミ合金	2024-0→T42	リブ, フォーマ, アングル	板金曲げ成形部品
	2024-T3	外板, スティフナー, クリップ	板金平板, 単純曲げ部品
	2024-T351	フィラー, スペサー	2次構造的な機械加工部品
	7075-0→T62	キールコード, リブ	板金主構造部品
	7075-T7351	ロンジロン, 桁フランジ, ヒンジ金具	機械加工主構造部品
	7050-T7452	フィン後桁, 主脚バックアップ金具	機械加工主構造部品(厚肉部品)
低合金鋼	4130	翼結合金具, 前脚取付金具	機械加工主構造部品
	4140	主脚取付金具	機械加工主構造部品(厚肉部品)

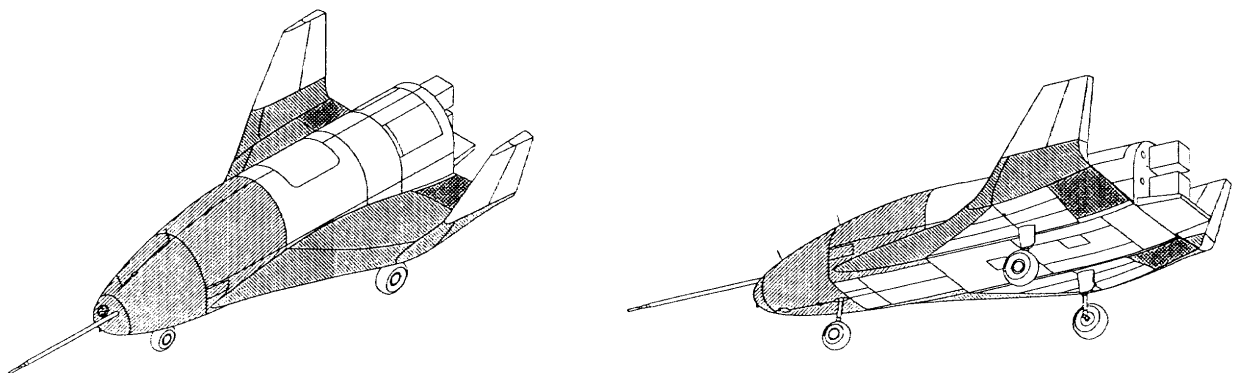


図5.3-4 CFRP外板部

性を考慮して、国産機であるFA-200の脚を用いることにした。その諸元を表5.3-2に示す。装着タイヤについては、接地速度が機体規模の割に高速であるため、その要求を満たすものに換える必要があった。使用する高速タ

イヤの諸元を表5.3-3に示す。ブレーキアセンブリはFA-200のものをそのまま用いる。ただし、路面摩擦の変化に対して車輪をロックさせずに十分な制動力および方向安定を確保するため、ABSを採用することとした。ABSは

表5.3-2 脚の主要諸元

	前脚	主脚
装備機種/メーカー	FA-200/富士重工業製	FA-200/富士重工業製
脚形式	テレスコピック形式	テレスコピック形式
緩衝装置	Air-Oil式オレオ緩衝装置	Air-Oil式オレオ緩衝装置
脚組重量	11.2kg	16.6kg
脚柱全長	981.5mm	904.9mm
オレオスオローク(Free時)	170.0mm	191.4mm
タイヤ形式	5.00-5	6.00-6
タイヤ直径	360.7mm	444.5mm
ブレーキ装置	なし	ディスクブレーキ
ステアリング	ステアリング/シミーダンパ	なし

表5.3-3 タイヤ諸元

	前脚	主脚
タイプ/メーカー	5.00-5-4PR/GOOD YEAR	6.00-6-4PR/GOOD YEAR
着陸速度	71.5m/s	71.5m/s
運用荷重	3.6kN	5.1kN
最大荷重	10.3kN	20.9kN
タイヤ直径	360.7mm	444.5mm
タイヤ全幅	125.7mm	160.0mm
タイヤ重量	2.0kg	4.1kg
適用スペック	TSO-C62	TSO-C62

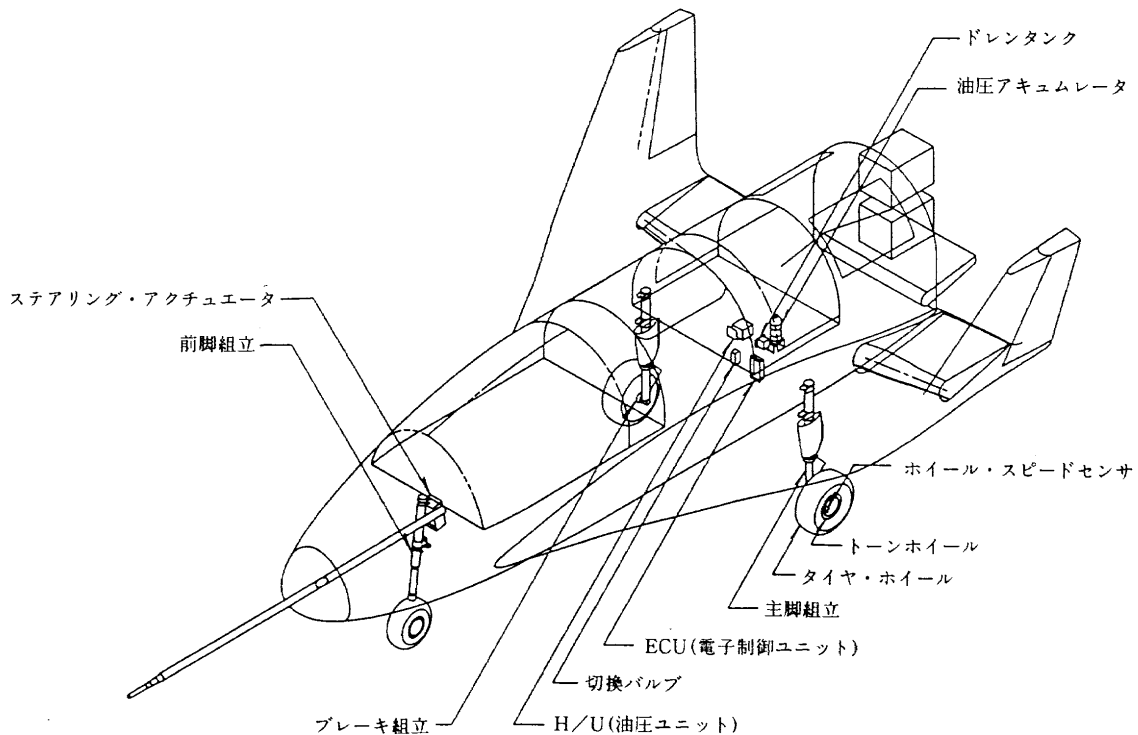


図5.3-5 ブレーキシステム配置図

表5.3-4 ステアリングアクチュエータ性能

タイプ	NAL B65 DLCフラップアクチュエータ
形式	電動式ロータリアクチュエータ
寸法	90×90×225(mm)
重量	3.4kg
最大トルク	78.4Nm以上
回転速度	50.0deg/s以上
回転角度	±30.0deg
応答性	6.4Hz

一般自動車用に開発されたものに若干の改造を加えて用い、FCCからくるディスクリートのブレーキ開始信号で

作動させる。また、ブレーキ力を供給する油圧源には油圧アクチュエータを用いる。これらのシステムの配置図を図5.3-5に示す。前脚にはFCCにより生成されるステアリングに信号に従うステアリングアクチュエータを備える。その性能概略を表5.3-4に示す。このアクチュエータはNAL B65 DLCフラップ²⁰⁾に用いたものと同等である。

5.3.6 整備点検口

機体は組み立てた後も、実験場において必要な準備および整備作業のために内部にアクセスする必要がある。このために機体各所に点検整備口を設けてある。図5.3-6にその配置を示す。アクセスドアは、取り付け時のみア

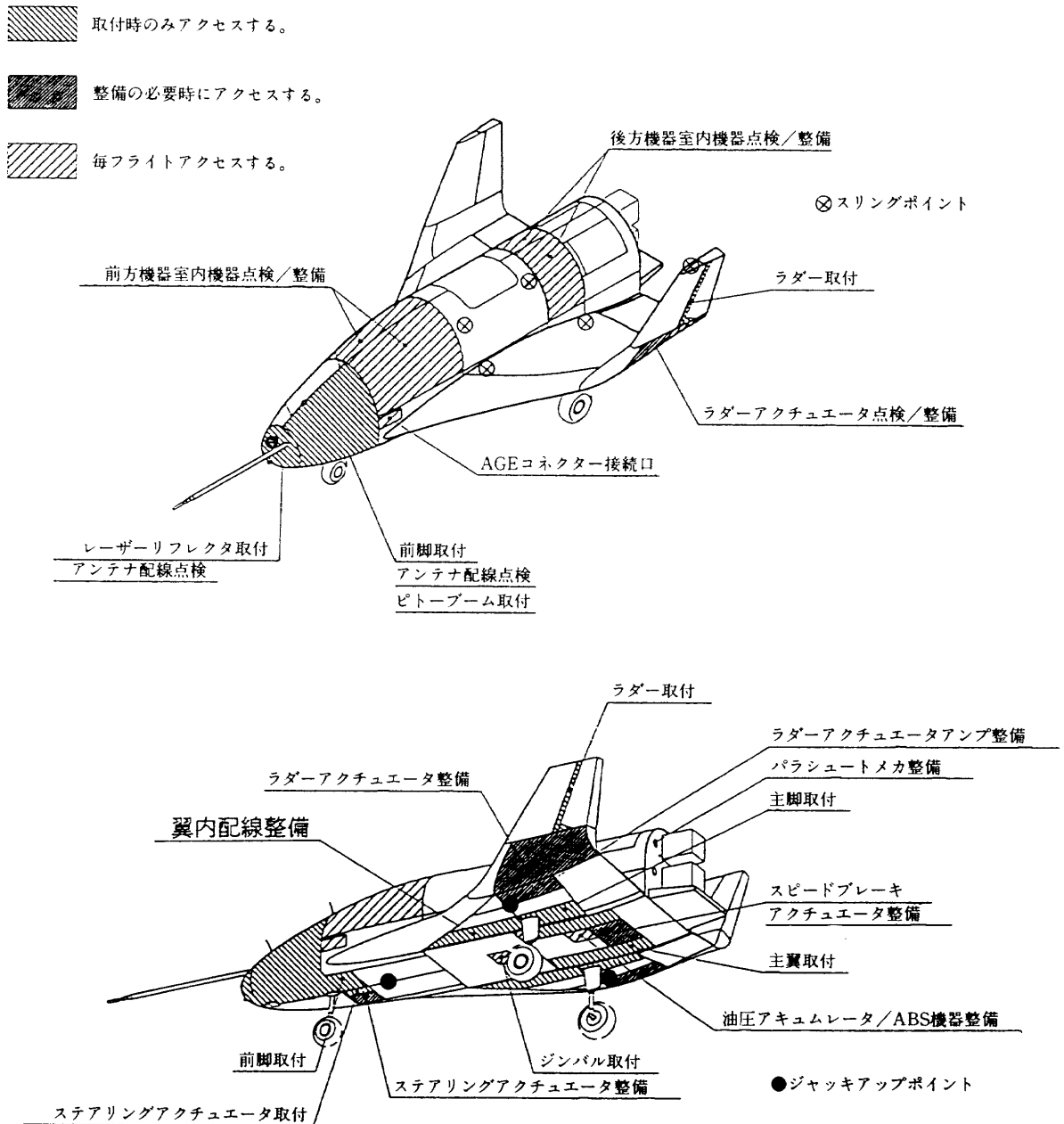


図5.3-6 点検/整備口およびハードポイント

クセスするもの、整備の必要時にアクセスするもの、および各アライト毎にアクセスするものにわけて示してある。また組み立て整備のためにハードポイントとして3点のジャッキアップポイント、および胴体と主翼にそれぞれ4点と片側4点のスリングポイントを設けた。

5.3.7 制動用パラシュート

後胴背面に制動用パラシュートを装備する。図5.3-7に制動用パラシュートおよび非常用ドラッグシュートの構造図を、図5.3-8にシュート寸法を示す。着陸後前脚接地

信号によりパイロットシュートが上方にバネ力により打ち出され、続いてメインシュートがパイロットシュートにより引き出される。図5.3-9にパイロットシュートが放出される順を示す。制動用パラシュートは、制動力を与えた後125km/h以下で地面を引きずるのを避けるため切り離す。制動用パラシュートは5.4.5で述べる非常用ドラッグシュートと同様のものである。

5.3.8 構造系重量配分

表5.3-5に構造系の重量配分を示す。構造重量は295.7

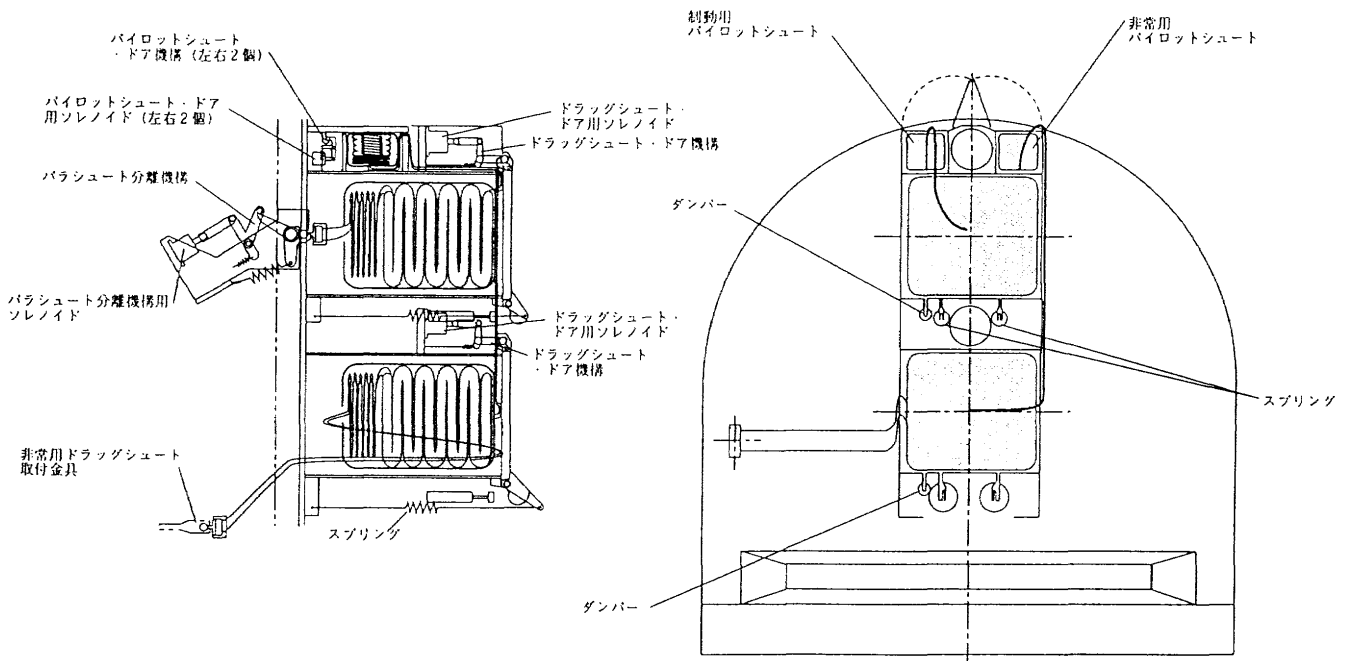
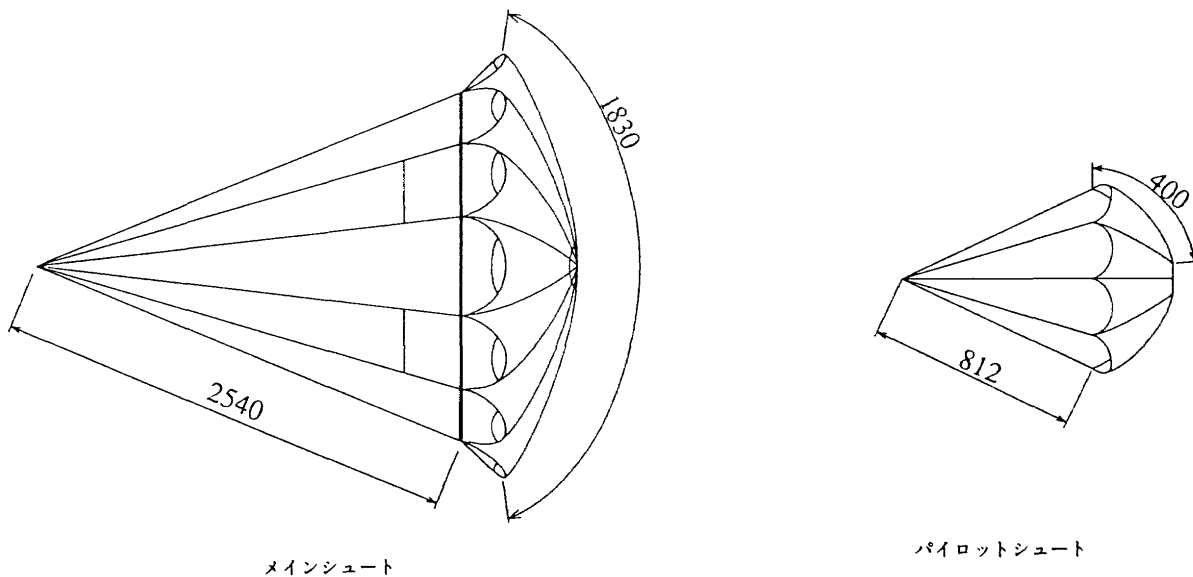


図5.3-7 制動用パラシュート／非常用ドラッグシュート構造図



メインシュート

パイロットシュート

[単位：mm]

図5.3-8 シュートの寸法

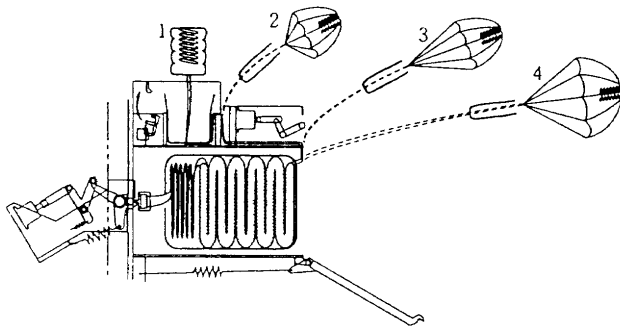


図5.3-9 シュートの放出

表5.3-5 構造系の重量配分

構造系	構造重量	295.7kg
	降着装置	64.9kg
	制動用パラシュート	18.5kg
	ジンバル, ダミー, 塗装	30kg
計		409.1kg

kgで全備重量の39%である。降着装置などをいれた構造系としては54%になっている。

5.4 搭載機器

この節では実験機に搭載する機器について述べる。搭載機器は、機能・目的に従って以下の5項目に分類して説明する。

1. 航法誘導制御系機器

2. 通信計測系機器
3. 電力電装系機器
4. アクチュエータ系機器
5. 非常系

5.4.1 航法誘導制御系

5.4.1.1 航法誘導制御系機器構成

図5.4.1-1に航法誘導制御系機器のブロック図を示す。航法誘導制御系機器(図中破線で囲まれた部分)は、電波高時計(RA), 慣性航法装置(IMU), マイクロ波着陸誘導装置受信機(MLSR, Microwave Landing System Receiver), 差分全世界衛星測位システム受信機(DGPSR, Differential Global Positioning System Receiver)のセンサと搭載計算機(FCC, Flight Control Computer)および搭載ソフトウェア(FCP, Flight Control Program)で構成される。FCCは地上チェック時に使用する地上確認装置(AGE, Aerospace Ground Equipment)や懸吊時に使用される母機系計算機(HSC, Helicopter Support Computer)と接続され制御される。各機器は電力信号分配器(PSDB, Power Sequence Distribution Box)により電力供給されるが、安全系機器(非常用パラシュート等)の制御に関する制御信号のやり取りはFCCとPSDB間で行われる。データ記録および地上・母機系へのデータ送信を行うPCMエンコーダにはテレメータ出力データの他にPCMエンコーダの基準周期となるクロック信号がFCCからPCMエンコーダへ送られる。センサとFCC間は基本的に航空機データバスの一つ

センサとFCC間は基本的に航空機データバスの一つ

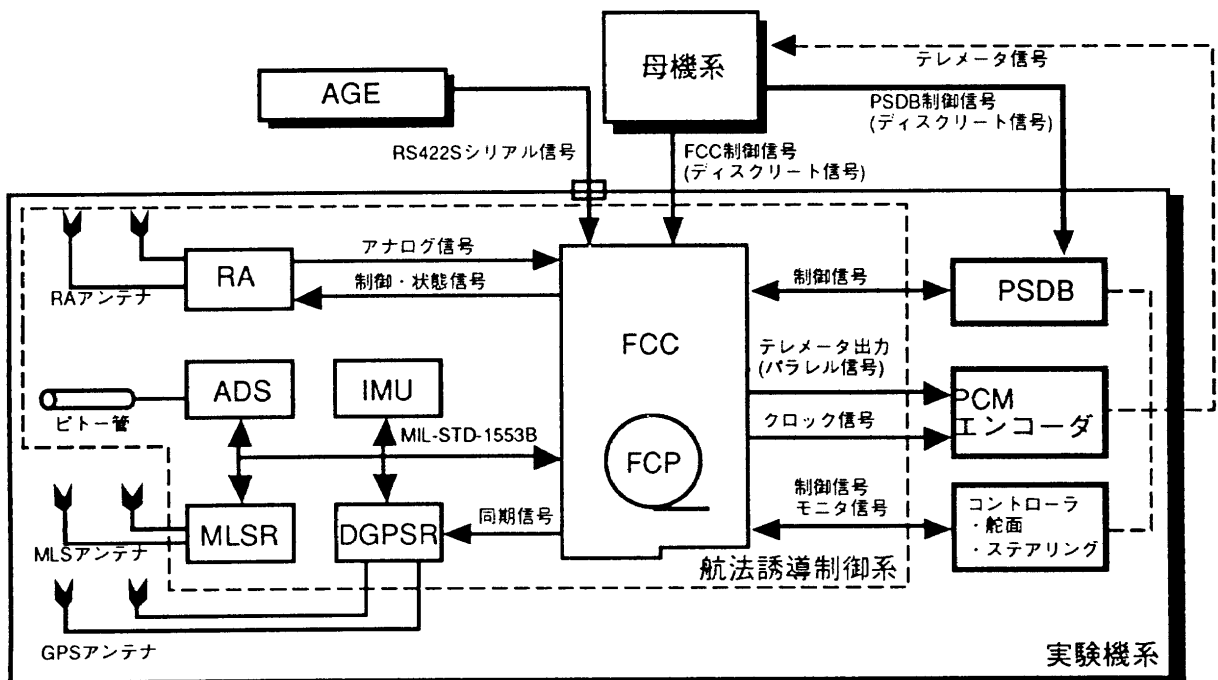


図5.4.1-1 航法誘導制御系ブロック図

表5.4.1-1 航法システムの特徴

航法機器	計測対象	精度	制限事項
IMU	加 速 度 角 速 度	短時間の追従性が優れている。長時間の位置・速度計算を行うと積分計算が必要であるため発散する。	離陸前に姿勢角のアライメントが必要
MLS (測角のみ)	高 低 角 方 位 角	高精度な安定したデータが得られる。また、ローカルなシステムであるため、運用が比較的容易。	低高度ではマルチパスによる精度劣化の可能性がある。測角のみでは位置の特定が不可能(距離情報が必要)
RA	高 度	高精度な高度データが得られ、直接計測であるため、データの信頼性は高い。	レンジが狭い。 姿勢角による制限がある。
DGPS	シュードレンジ デルタレンジ	GPS単独よりも高精度である。しかし、システムが複雑であるため、データの安定性・信頼性等に不安がある。	衛星配置による精度への影響が大きい。 計算処理が複雑で時間遅れが大きい。 ロック外れ、補足衛星の変更等によるデータの安定性が不明。

表5.4.1-2 複合航法

航法フィルタ	処理レート	フィルタ形式	特 徴
IMU-DGPS	0.5Hz	非定常カルマンフィルタ	DGPSRの出力(シュード、デルタレンジ、衛星位置よりIMU単独航法の位置・速度の誤差を推定し補正を行う。)
IMU-MLS	10Hz	定常カルマンフィルタ	MLSRの出力(方位角・高低角)より位置・速度を推定する。また、進入方向・横方向についてもMLS方位角が使用可能であるため、分離から停止までこの複合方式を使用する。
IMU-RA	10Hz	定常カルマンフィルタ	RAの出力(高度)より位置・速度を推定する。高度方向は450mよりRAデータが安定するが、高度が高い場合はRAの誤差が大きくフィルタ収束に時間がかかるため、高度100mでIMU-MLSより切り換える。

であるMIL-STD-1553Bを使用している。ただし、システム構成は冗長系ではないことを考慮し、同バスのAチャンネルのみを使用している。

航法は、IMUの加速度及び角速度出力を積分して、姿勢、速度、位置を推定する方法を基準としている。しかし、地上でのアライメント以降の積分誤差を補うために、DGPS, MLS, RAの特性に従って組み合わせを切り替え、複合航法を行う。本実験機に搭載する各航法支援センサの精度・使用制限等の特徴を表5.4.1-1に示す。

複合航法を行うのにいろいろなセンサの組合せが考え

られるが、表5.4.1-1の特徴を考慮し本実験の航法方式は以下の方式を採用した。

位置・速度

実験離陸～分離直前	IMU-DGPS複合航法
分離直前～接地/停止	IMU-MLS-RA複合航法

姿勢角

実験機離陸～接地/停止	IMUで姿勢角を計算
-------------	------------

また、複合航法則の特徴を表5.4.1-2に示す。ALFLEXでは、各機器の誤差モデルに基づき複合航法

のフィルタの準最適設計を行った。着陸航法システムの設計は1つの技術課題である。航法則や航法精度は機器の特性に依存するが、ALFLEXに搭載する機器にはこれからの開発を目指した試作品もあり、機器の特性を調べることも実験の目的となっている。

5.4.1.2 機器概要

(1)FCC

本FCCはデータ入出力および着陸制御演算を行うものである。表5.4.1-3にFCCの諸元を示す。搭載計算機は以下の機能を持つ。

表5.4.1-3 FCC諸元

	項目	内容
性能	CPU	16.5MFLOPS, 16.5MIPS 80Hz以上のタイマー割込が可能
	メモリ	EEPROM 12KBytes SRAM 512KBytes
	リセット	ディスクリート入力でハードウェアリセットが可能 RS-422シリアル通信によるコマンド入力でソフトウェアリセットが可能
	セルフテスト	電源電圧モニタ, メモリチェックが可能
I/F	MIL-STD-1553B	MIL-STD-1553B BCモード A系のみ1ch
	ディスクリート入力	フォトカプラ入力 TTLレベル 23ch 28Vレベル 1ch 入力応答性 約6.7KHZ以下
	アナログ入力	16CH 差動入力 LPF 約40Hz(80Hz処理)約5Hz(10Hz処理) アナログマルチプレクサ切り換え方式 約2 μ sec A/D変換 約8.5 μ sec 分解能 12bits
	PCM出力	H-IIに準拠したPCM出力 フレームロック 80Hz データBIT長 8 bits ワード数 128Words
	ディスクリート出力	TTLレベル 11ch RS422レベル 2ch
	アナログ出力	8ch差動出力 D/A変換 約10 μ sec 分解能 12bits
物理的特性	寸法・形状	127(W)×389(D)×200(H)mm以下
	重量	12Kg以下
電気的特性	電源特性	22~30VDC
	消費電力	97W 128W(max)

表5.4.1-4 FCP諸元

タスク名称	処理周期	軌動方式	機能名称
オペレーティングシステム	80Hz	タイマ割込	周期実行制御 データ移行処理 時分割処理
入力処理	80Hz	関数コール	入力処理
出力処理	80Hz	関数コール	出力処理 変数の単位変換・量子化处理 PCMフォーマットデータ出力処理
計算機システム制御	バックグラウンド	リセット割込	立ちあげ処理 計算機セルフテスト 航法誘導制御系AGEコマンド受信機能 データファイルロード機能
AGE受信割込処理	イベント	AGE受信割込	時分割処理 航法誘導制御系AGEコマンド受信機能
初期化处理	イベント	ソフト割込	時分割処理 初期化处理 モード管理機能
終了化处理	イベント	ソフト割込	時分割処理 処理終了
航法80Hz処理	80Hz	関数コール	航法管理機能 IMUセルフアライメント処理 加速度、角速度計算処理
航法10Hz処理	10Hz	関数コール	IMU単独航法 IMU-MLS-RA複合航法処理 IMU-DGPS複合航法処理(10Hzの処理) 航法則出力データ処理
航法0.5Hz処理	0.5Hz	関数コール	IMU-DGPS複合航法処理(0.5Hzの処理)
誘導処理	10Hz	関数コール	縦系誘導機能 横・方向系誘導機能 速度制御機能
制御処理	80Hz	関数コール	フィードバック量補正機能 CAS処理 ステアリング制御機能
システム管理	80Hz	関数コール	ステータス管理機能 シーケンス制御機能 時刻管理処理
サブシステム支援	80Hz	関数コール	計算機セルフテスト 飛行前点検機能 インターフェース確認試験機能 閉ループ試験機能 懸吊飛行試験

(a) ディスクリット信号入出力機能

(b) アナログ信号入出力機能

(c) MIL-STD-1553Bデータバス・インターフェース

(d) RS-422規格によるシリアル・インターフェース

(e) H-II準拠PCM出力

FCPはFCCで使用するソフトウェアである。表5.4.1-4にFCPのタスクの一覧を示す。

ALFLEX実験機の制御サイクルにあわせ、FCPの最大

処理サイクルは80Hzとなっている。

ALFLEX飛行試験の前に各種の確認試験や点検が行われる。FCPはこれらの要求に柔軟に対応できるように作成されている。エプロンでAGEより飛行前点検が行え、予想外の不具合発生に対応できるようにAGEからFCPを強制終了できるようにしている。

(2)IMU

IMUは小型着陸実験機の航法および制御に必要な位置・速度・姿勢角・角度増分・速度増分を出力する。小型リングレーザジャイロ(RLG), 加速度計を各3個およびこれらに関連するエレクトロニクスを整備したストラップダウン型のIMUである。

本IMUは以下の機能を持つ

- (a)セルフアライメント機能
- (b)角度増分, 速度増分計測機能
- (c)位置, 速度, 姿勢角の航法演算機能
- (d)初期データ入力機能
- (e)ステータス入力機能
- (f)セルフテスト機能

表5.4.1-5にIMUの諸元を示す。IMUは使用実績のあるものを使用している。

(3)ADS

ADSは小型着陸実験機の誘導および制御に必要な大気諸元(動圧, 速度, 迎角, 横滑り角等)を計測するもの

である。ADSは5孔管を使用している。

本システムは実験機の機外(ブーム)に装着されたピトー・プローブより導かれた1つの総圧と4つの圧力を計測し, この5つの圧力を用いて実験機の迎角, 横滑り角および較正対気速度(CAS, Calibrated Air Speed)等をデジタル演算して求めるものである。ADSは内部にCPUを持ち, そのデジタル演算周期は32Hzである。表5.4.1-6にADSの諸元を示す。無駄時間はエアーホース(エアーホース長は3m)により生じる遅れとADS内部の処理計算機遅れよりなる。

(4)RA

航法に必要な対地高度を計測するものである。主に高度100m以下のフレアフェーズより複合航法で使用される。表5.4.1-7にRAの諸元を示す。本RAは運用実績のある既存電波高度計をベースにしているが, 受信効率をあげるためにアンテナ形状を変え設計されている。

(5)MLSR

本MLSRの出力データは複合航法で使用される。本ALFLEXではMLSのうち測角系のみ使用し測距系であるDME/Pは使用していない。表5.4.1-8にMLSRの諸元を示す。

MLSRは39Hzにてデータ計測を行うが, 4回分の計測データを使用してスムージングを行いデータを保持する。FCCからのデータ送信要求を受信した後, MLSRのバッ

表5.4.1-5 IMU諸元

	項目	内容				
静特性	加速度計測	レンジ	±20G	バイアス安定性	15μG以下	
		スケールファクタ安定性	241ppm以下	バイアス振動感度	3μG/G ² 以下	
		スケールファクタ非直線性	18μG/G ² 以下	ミスアライメント角度安定性	30sec以下	
静特性	角速度計測	レンジ	±400deg/sec	スケールファクタ非直線性	ω: 入力角速度(deg/sec)	
		バイアス安定性	0.075deg/h以下			60ppm以下(0 < ω < 120)
		スケールファクタ安定性	40ppm以下			250ppm以下(120 ≤ ω ≤ 220)
		ランダムウォーク係数	0.046deg/√h以下			60ppm以下(220 < ω < 400)
		ランダムノイズ	0.66deg/sec O-p以下			
初期アライメント	方位角精度	0.6deg以下	ピッチ角精度	0.03deg以下		
	ロール角精度	0.03deg以下				
動特性	サンプリング遅れ	18.75msec以下				
	周波数特性	10Hz以下の帯域でゲインの低下, 位相遅れが充分小さいこと				
物理的特性	形状・寸法	21(W)×390(D)×210(H)mm以下				
	重量	16kg以下				
電気的特性	電源特性	電源電圧入力範囲 22~30VDC 過度電圧 31VDC(max)0.5sec(max)				
	消費電力	100W以下				

表5.4.1-6 ADS諸元

	項目	内容	
静特性	気圧高度	-304.8~1828.8m(-1,000~6,000ft)	±6.1m
	較正対気速度	25.7~102.9m/s	±2.1m (at25.7m/s)
		(50~200kts)	±0.5m/s (at102.9m/s)
	迎角	-25~25deg	±0.9deg
	横滑り角	-25~25deg	±0.9deg
	マッハ数	0.1~0.4M	±0.01M (at0.15M)
			±0.005M (at0.4M)
動圧	0.0~67.7hPa(0.0~2inHg)	±0.5hPa(0.015inHg)	
静圧	778.9~1083.6hPa(23~32inHg)	±0.5hPa(0.015inHg)	
動特性	無駄時間	65msec以下	
	時定数	40msec以下	
物理的特性	形状・寸法	エアデータコンピュータ ピトー・プローブ	127(W)×390(D)×201(H)mm φ34×264mm以下
	重量	エアデータコンピュータ ピトー・プローブ	8.6kg以下 0.75kg以下
電気的特性	電源特性	22~30VDC	
	消費電力	エアデータコンピュータ ピトー・プローブ	70W以下 190W以下

表5.4.1-7 RA諸元

	項目	内容		
静特性	計測レンジ	高度	0~750m (0~2500ft)	
	計測精度	±(0.9m+実高度の3%)(3σ)以下		
	機体姿勢範囲計測可能	高度	0~90m	±15deg以内
		高度	90~450m	±30deg以内
高度		450~750m	±10deg以内	
動特性	時定数	100msec以下		
電波的特性	周波数の許容偏差	通過帯域幅	4,300±5.375MHz	
	占有周波数帯域	160MHz以下		
	空中線系	尖頭電力5W以上		
物理的特性	形状・寸法	送受信機	109(W)×129(D)×84(H)mm	
		アンテナ	91(W)×91(D)×28(H)mm	
電気的特性	重量	送受信機	1.4Kg	
		アンテナ	0.06Kg	
電気的特性	電源特性	22~30VDC		
	消費電力	25W以下		

ファにあるデータをFCCに送信するが、このとき100 msec程度の時間遅れが発生する。

MLSの地上装置については7.2.1で説明する。

(6)DGPSR

OREXで使用したGPS受信機を改造し使用する。単独GPSでは高度方向に精度が得られないことを考慮し、シュードライト方式のDGPSを採用した。地上装置のシュードライト局については7.2.2で説明する。表5.4.1-9に

DGPSRの諸元を示す。

本DGPSRは通常のGPSRの機能とは別に以下の特徴を持つ。

- ・シュードライト局の信号コード・搬送波位相捕捉追尾機能
- ・シュードライトメッセージの解釈
- ・FCCよりの時刻同期パルスに同期した観測機能
- ・シュードレンジ補正機能

表5.4.1-8 MLSR諸元

	項目	内容
性能	計測範囲	方位角 -40~+40deg 高低角 +0.9~+40deg
	角度分解能	0.005deg
	測角精度	RF信号レベルで-81dBmにおいて以下の数字であること (入力角度固定, 干渉波なし) 方位角 0.026deg以下(バイアス) 0.023(3σ)以下(ノイズ) 高低角 0.026deg以下(バイアス) 0.023(3σ)以下(ノイズ) RF信号レベルで-100dBmにおいて以下の数字であること (入力角度固定, 干渉波なし) 方位角0.026deg以下(バイアス) 0.15(3σ)以下(ノイズ) 高低角0.026deg以下(バイアス) 0.15(3σ)以下(ノイズ)
	データ出力レート	10Hz(公称: 4データの移動平均)
	遅延時間	120msec以下
電波的特性	受信周波数	5090.7MHz(TDB)
	信号フォーマット	ICAO SARPによる
	ダイナミックレンジ	70dB
物理的特性	寸法・形状	241(W)×348.5(D)×248(H)mm
	重量	8.68kg
電気的特性	電源特性	電源電圧 22~30VDC 尖頭電圧 31VDC,0.5sec(max) 電源瞬断 無瞬停
	消費電力	30.9W(ノミナル)

表5.4.1-9 DGPSR諸元

	項目	内容
性能	GPS信号捕捉・追尾性能	受信可能衛星数 5衛星シュードライト局 受信限界レベル -163dBw(LNA入力端) TTFF 120秒以下 ユーザ加速度 ±25m/s ² (max)
	シュードレンジ・デジタルレンジ計測性能	データ更新周期 1sec シュードレンジ計測精度 25m以下(3σ) デジタルレンジ計測精度 5cm以下(3σ) 搬送波位相計測精度 3.3cm以下(3σ)
	GPS絶対航法性能	データ更新周期 6sec 位置推定精度 130m(3σ)
	GPS差分航法性能	データ更新周期 6sec 位置推定精度 70m(3σ)
電波的特性	周波数	GPS信号 1575.42MHz±1.1MHz シュードライト信号 1624.61MHz±1.1MHz
	偏波	右旋円偏波
	利得	-3.0dBi以上+5.0dBi以下
物理的特性	寸法・形状	受信機 230(W)×260(D)×225(H)mm プリアンプ 74(W)×145(D)×21.5(H)mm
	重量	受信機 7.5kg以下 プリアンプ 0.35kg以下
電気的特性	電源特性	24~30VDC
	消費電力	30W以下

・受信アンテナ選択機能

シュードライト局は単に疑似GPS衛星として機能するだけでなく、シュードライト局で捕捉したGPS衛星の疑似距離の補正を行い、そのデータをメッセージとして送信する。DGPSRは疑似距離補正データをシュードライト局のメッセージから解釈し、DGPSRが捕捉しているGPS衛星の疑似距離の補正を行う。

シュードライト局は地上にありGPS衛星と同じアンテナで捕捉することが困難であるため、本DGPSRは2個のアンテナを持つ、各アンテナにはそれぞれプリアンプが接続される。

また、複合航法計算を行うFCCより同期信号を得て、GPS衛星の疑似距離やGPS衛星位置計算を行うことにより、FCCの計算負荷を軽くしている。

DGPSのデータの安定性・信頼性等が本実験より明確

になり、HOPE実機において安定性等が保証されたならば、HOPEのTAEM、進入・着陸フェーズ航法センサとして十分期待できる。

5.4.2 通信計測系

5.4.2.1 通信計測系構成

通信計測系の設計は下記の方針のもとに行われた。

- ・基本的に既存の設計部品を使用する。
- ・開発期間短縮・低コスト化のため新規機器開発を避ける。
- ・航空機搭載実績部品を使用する。(宇宙用は使用しない。)

本設計の結果ブロックダイアグラム及びシステム構成は図5.4.2-1及び図5.4.2-2に示す様になった。

通信計測系の役割は飛行制御計算機(FCC)や計測系

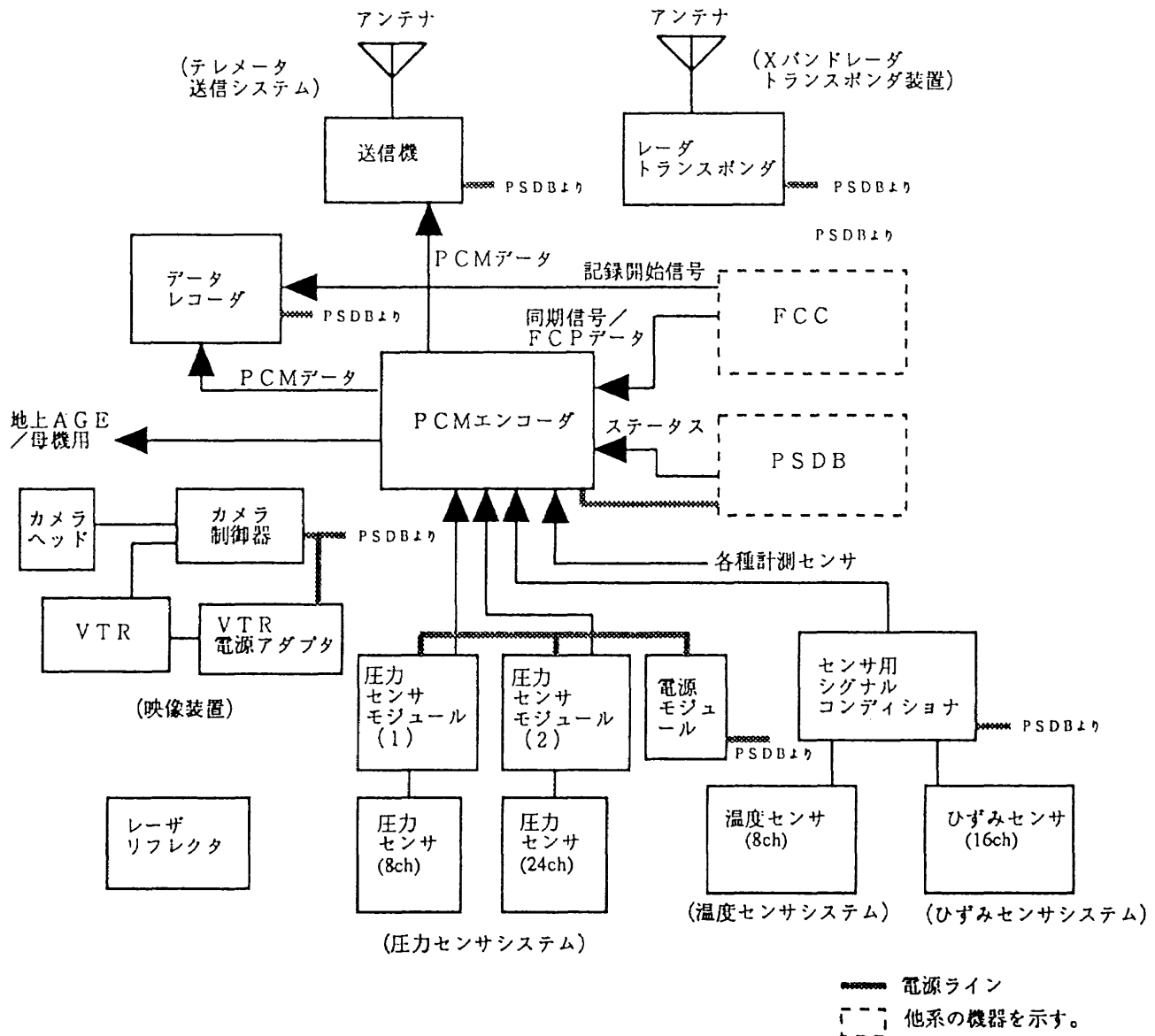


図5.4.2-1 ALFLEX通信計測系システムブロック図

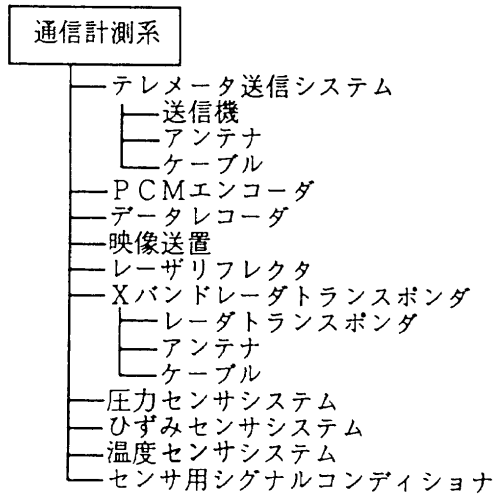


図5.4.2-2 ALFLEX通信計測系システム構成

センサ等からの各種データを整理し、母機及び地上系に送出するものである。それに加え必要に応じ半導体メモリ型データレコーダに記録を行うものである。さらに地上のレーダやレーザトラッカのターゲットとなるレーダトランスポンダやレーザーリフレクタ、そして本系に含まれない機器であるMLS受信機やDGPS受信機用のアンテナも本系の中に含まれている。これらの役割についてやや詳細に示したシステム諸元を表5.4.2-1に示す。

5.4.2.2 計測項目

ALFLEXの搭載系における計測項目を表5.4.2-2に示す。尚、参考として地上系で取得する計測項目を表5.4.2-3に示す。

5.4.2.3 アンテナ配置

ALFLEX実験機搭載アンテナの配置を図5.4.2-3に示す。

表5.4.2-1 ALFLEX通信計測系システム諸元

	システム諸元
計測系	(1)FCCから機体計測データを8ビットのデジタル信号でPCMエンコーダに入力する。 (2)構造歪み(6ch)、ヒンジモーメント(6ch)、脚歪み(4ch)、表面圧力(32ch)、蛇面アクチュエータ温度(4ch)、バッテリー温度(3ch)および外気温度(1ch)を他システムのシグナルコンディショナから電圧(±5V)のアナログ信号でPCMエンコーダに入力する。 (3)上記以外の機体データおよび実験機を吊上げた時の荷重と実験機のジンバル機構の運動は、各々のセンサでアナログ信号に変換され、通信計測系のシグナルコンディショナを経由してPCMエンコーダに入力する。 (4)ディスクリット信号の機体データはPCMエンコーダに入力する。 (5)PCMエンコーダは、入力した信号をビットレート;81.92kbpsのPCM信号に変換する。
実験機と母機の分離前の記録通信系	(1)PCMエンコーダは、PCM信号をテレメータ送信機にシリアル(Biφ-L)形式により出力する。 (2)PCMエンコーダは、PCM信号を母機モニタにアンビリアル経由でシリアル(Biφ-L)形式により出力する。 (3)PCMエンコーダは、機上のデータレコーダにも出力しているが、データレコーダは起動していないため、記録を行っていない(必要に応じて母機からの指令で約2分間記録できる。) (4)テレメトリVHF送信機では、このPCM信号を入力し、送信周波数296.2MHzで地上に送信する。
実験機と母機の分離後の記録通信系	(1)実験機搭載のデータレコーダは、実験機と母機の分離直前に、記録開始信号を母機からPSDB経由で入力し、PCMエンコーダからPCM信号の記録を開始する。 (2)PCM信号は、並行してテレメータ送信機によって地上に送信されているが、母機モニタへの出力は、停止する。
レーダトランスポンダによる測距	(1)レーダトランスポンダ装置は、実験機の経路測定用として機上に装備され、地上のトラッキングレーダからのパルス信号を受信し(受信周波数;9825MHz)、返信パルス信号を送信する(送信周波数;9875MHz)。
レーザーリフレクタによる測距	(1)レーザーリフレクタは、実験機の経路測定用として機上に装備され、地上のレーザトラッカからのレーザ光(波長:1.06μm)を反射する。
非常系	(1)実験機と母機の分離後の非常時において、地上から送信されるFM方式の非常用のコマンド信号を、2系統のコマンド受信機で受信する(受信周波数;321.5MHz)。 (2)個々のコマンド受信機は、非常用シュートの開傘信号及びロールコマンド信号をPSDB経由で非常系に出力する。
その他	(1)他システムの受信に用いるMLSアンテナ(受信周波数;5031.0~5090.7MHz)を2個装備する。(2)他システムの受信に用いるGPS/DGPSアンテナ(GPS衛星用受信周波数;1575.42±1.1MHz、シュードライト地上局用受信周波数;1624.61±1.1MHz)を2個装備する。

表5.4.2-2 通信計測系計測項目搭載一覧

「^」はべき乗を表す。

備考) 分解能=レンジ/bit数 (7707: 土入力、12bit=4000、8bit=250) 計測精度: センサからカウンタ及びPCMカウンタまでの精度のRSS値、()内値はカウンタ、PCMカウンタを除く精度

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	FC	PCM	80	7	---	---	---	---	---	---	---
車輪回転速度	右主脚	E WLR	40	2	RPS	0~60	0.52 (0.04)	0.03	機体前進方向の 回転が+	ABSセンサ	カウンタ12bit、RPS-回転数/秒
	左主脚	E WLL									
	前脚	E WLF									
ジンバル姿勢角	ピッチ角	G θ	80	2	deg	±42	0.62 (0.50)	0.021		ポテンシ メータ	ジンバル設計作動範囲±30 カウンタ12bit、計測保証範囲±32
	ロール角	G φ									
ケーブル力	F LC			2	kg	0~3000	18.3 (13.0)	0.75	引張りが+ 圧縮は計測不能	ロードセル	カウンタ12bit 計測精度保証範囲0~2000
	構造歪み	ε TPBR ε TPTR ε TPBL ε TPTL ε WBR ε WBL		各1 合計6	μs	±900	14.2 (13)	7.2	内曲げが+ 上曲げが+	歪み ゲージ	2ゲージ法による レートを20HZに変更可能
ヒンジモーメント (振り)	右ラダー	ε HMRR	80		μs	±1700	16.8 (13)	13.6			
	左ラダー	ε HMRL									
脚歪み	右主脚前後曲げ	ε LGFR	20	各1 合計4	μs	±4700	38.4 (25)	37.6	前曲げ+	歪み ゲージ	2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 LGSL									
表面圧力	機体下面	P PL1~20		各1 合計32	Pa	±35K ±17K	279(175) 136 (85)	280 136	加圧側+	圧力センサ	
	胴体背面	P BB1~7		各1 合計6	μs	±4500	37.5 (25)	36	ロット引っぱり+	歪み ゲージ	4ゲージ法による
	777フィン背面	P TB1~3		各1 合計6	μs	±5900	62.0 (50)	47.2			
7レーキ系統油圧	その他	P ETC1~2		各1 合計6	Pa	±35K	279(175)	280	外曲げ+	歪み ゲージ	
	右主脚	P HYDR	40	1	Pa	0~6000000	63000	48000	加圧側+	油圧センサ	
	左主脚	P HYDL		1	Pa		(28000)				

表5.4.2-2 通信計測系計測項目搭載一覧

名称	記号	信号種類	レート(HZ)	バ이트数	単位	レンジ	計測精度	分解能	極性及び定数	計測元	備考
電源電圧	E_BATT1	770V	5	各1 合計4	V	0~40	0.43 (0.2)	0.32	ON時28V OFF時0V	ハブリ	
	E_BATT2										
	E_BATT3										
	E_BATT4										
船面770V温度	T_EVRAC	770V	5	各1 合計4	℃	±100	0.81 (0.51)	0.8	-----	770V コントローラ	削除又はレトリバ可能
	T_EVLC										
	T_RRAC										
	T_RLAC										
バッテリー温度	T_BATT1	770V	5	各1 合計3	℃	±60	1.36 (1.3)	0.48	-----	バッテリー 温度 センサ	
	T_BATT2										
	T_BATT3										
	T_BATT4										
PCMエンコーダ 内部電圧	E_PCM1	770V	5	各1 合計4	V	±25	0.75	0.2	正常時+15V±5% 正常時-15V±5% 正常時+5V±5% 正常時+5V±1%	PCM エンコーダ/ シグナル	
	E_PCM2										
	E_PCM3										
	E_PCM4										
外気温度	OAT	770V	5	1	℃	±60	1.1(1.0)	0.48	-----	外気温度計	
	E_CDR1										
CDR AGC出力	E_CDR1	770V	5	1	V	±10	0.0755	0.08	-----	CDR	
	E_CDR2										
FCC基準時刻	T_STD	770V	5	4	cycle	0°2'32	0.0125	0.0125	FCPバイトカウンタ	FCC	FCP周期実行開始時0
IMU出力姿勢	ロール角	770V	5	各2 合計6	deg	±180	-	180°2^A-15	H系からC系への オイラー角	IMU	
	ピッチ角										
	ヨー角										
IMU出力速度増分 積算値	X方向	770V	5	各2 合計6	m/s	0~78.0288	-	0.0011906	C系x方向+ C系y方向+ C系z方向+	IMU	
	Y方向										
	Z方向										
IMU出力角度増分 積算値	X方向	770V	5	各2 合計6	deg	0~180	-	180°2^A-16	C系x軸回り+ C系y軸回り+ C系z軸回り+	IMU	
	Y方向										
	Z方向										
IMUステータス	S_IMU	770V	5	2	---	-----	-----	-----	添付表1による	IMU	
	S_SYSTEM1										
実験機システムステータス1 770V制御信号	右エレボンを	770V	5	各2 合計14	deg	±35	0.017	35°2^A-15	添付表1による	FCC	作動範囲-35~25
	左エレボンを										
	右ラダー										
	左ラダー										
	右レトリブ/レキ										
	左レトリブ/レキ										
	スプリング										
	右エレボンを										
	左エレボンを										
	右ラダー										
	左ラダー										
	右レトリブ/レキ										
	左レトリブ/レキ										
	スプリング										

表5.4.2-2 通信計測系計測項目搭載一覧

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
舵角モニタ	右エレボン	FCP	80	各2 合計14	deg	±35	0.017	35°2′~15		各 7チャンネル	作動範囲-35~25
	左エレボン										
	右ラダー										
	左ラダー										
	右ビートアプレキ										
	左ビートアプレキ										
ステアリング										作動範囲0~60	
ADS出力迎角	α ADS		40	2	deg	±25	0.012	25°2′~15	下方から流入+	ADS	
ADS出力横滑り角	β ADS			2	deg	±90	0.9(3σ)	90°2′~15	右側から流入+		
ADSステータス	S ADS			4	---	----	----	----	添付表1による		
航法機能ステータス	S NAV		10	1	---	----	----	----	添付表1による	FCC	
誘導機能ステータス	S GUID			2	---	----	----	----	添付表1による		
SBステータス	S SB			1	---	----	----	----	添付表1による		
PSDBステータス	S PSDB			2	---	----	----	----	添付表1による		
実験機システムステータス2	S SYSTEM2			4	---	----	----	----	添付表1による		
IMU出力位置	緯度	r LAT		4	deg	±180	----	180°2′~24	緯度	IMU	
	経度	r LON		4	deg	±180	----	180°2′~24	経度 (東経)		
IMU出力速度	北方向	V LAT		2	m/s	±2107.1644	----	0.0643	北方向		
	東方向	V LON		2	m/s	±2107.1644	----	0.0643	東方向		
RA出力高度	H RA			2	m	±750	0.9	750°2′~15	R系z方向-	RA	
ADS出力	総圧	P TAOS		2	HPa	0~2167.3	0.5	0.033	----	ADS	1inHg = 33.864HPa レンジは64inHgに相当
	静圧	P SADS		2	HPa	0~2167.3	0.5	0.033	----		
	気圧高度	H PAOS		2	m	±8192	6.096	0.25	R系z方向-		
	対気速度	V ASADS		2	m/s	0~128	2.06	128°2′~16	----		
MLSR方位角	AZ MLSR			2	deg	±40.96	----	0.00125		MLSR	計測範囲、方位角±40
MLSR高低角	EL MLSR			2	deg	±40.96	----	0.00125			高低角0.9~40
MLSR受信機出力	S MLSRINK			4	---	----	----	----	添付表1による		
MLSR受信機出力/状態データ	S MLSR			2	---	----	----	----			
複合航法位置	X方向	r NAVR _x		各3 合計9	m	±15000	----	15000°2′~23	R系 x 方向+	FCC	
	Y方向	r NAVR _y	R系 y 方向+								
	Z方向	r NAVR _z	R系 z 方向+								

表5.4.2-2 通信計測系計測項目搭載一覧

名称	記号	信号種類	レート(HZ)	バィ数	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 NAVR	10	各2 合計6	m/s	±160	160°2^-15	R系 x 方向+	FCC	
	Y方向	V NAVR							R系 y 方向+		
	Z方向	V NAVR							R系 z 方向+		
IMU-MLS位置 推定値	X方向	r MNAVRe	各3 合計9	m	±15000	15000°2^-23	R系 x 方向+			
	Y方向	r MNAVRY						R系 y 方向+			
	Z方向	r MNAVRE						R系 z 方向+			
IMU-MLS速度 推定値	X方向	V MNAVRE	各2 合計6	m/s	±160	160°2^-15	R系 x 方向+			
	Y方向	V MNAVRY						R系 y 方向+			
	Z方向	V MNAVRE						R系 z 方向+			
IMU-MLS加速度 誤差推定値	Y方向	Δa MNAVRY	2	m/s^2	±0.1	0.1°2^-15	R系 y 方向+			
	Z方向	Δa MNAVRE						R系 z 方向+			
	方位角	ΔAZ MNAVRE									
MLS出力 誤差推定値	高低角	ΔEL MNAVRE	2	deg	±40	40°2^-15				
	方位角	Y MNAVRE									
	高低角	Y MNAVRE									
MLS出力推定値	方位角	ΔY MNAVRE	2	deg	±40	40°2^-15				
	高低角	Y MNAVRE									
	方位角	ΔY MNAVRE									
MLS観測残差	高低角	ΔY MNAVRE	2	deg	±40	40°2^-15				
IMU-RA位置推定値 (高度方向)	r RNAVRE	3	m	±15000	15000°2^-23	R系 z 方向+				
IMU-RA速度推定値 (高度方向)	V RNAVRE						R系 z 方向+				
IMU-RA加速度誤差推定値 (高度方向)	Δa RNAVRE						R系 z 方向+				
RA出力誤差推定値	ΔH RNAVRE	2	m	±1000	1000°2^-15	R系 z 方向-				
RA出力推定値	Y RNAVRE						R系 z 方向-				
RA観測残差	ΔY RNAVRE						R系 z 方向-				
IMU単独位置推定値	X方向	r INAVRE	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 INAVRE						R系 z 方向+			
IMU単独速度推定値	X方向	V INAVRE	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 INAVRE						R系 z 方向+			
誘導コマンド	Z軸加速度コマンド	Δa CMDRE	2	m/s^2	-2G~2G	2G°2^-15	B系 z 方向+			
	横漂り角コマンド	β CMDR						右滑り+			
	バンク角コマンド	θ CMDRE						B系 x 軸回り+			
ヨーレートコマンド	p CMDRE	2	deg/s	±180	180°2^-15	180°2^-15	B系 z 軸回り+			
迎角コマンド	α CMDR						30°2^-15	縦首上げ+			

表5.4.2-2 通信計測系計測項目搭載一覧

名称	記号	信号種類	レート(HZ)	チャンネル数	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	---	----	----	----	----	DGPSR	DGPSRからの計測データは0.5HzなためFCCより5Hz未満(4sec)に1Hz未満のミュータを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 DGPSRI			4	S	0~4.29E+6	----	0.001	GPS時刻 添付表1による		
最適衛星フラグ/アンテナ選択#1	S OPTST1			2	---	----	----	----	----		
衛星ID&ロックフラグ#1	S STID1			6	---	----	----	----	----		
ヘッドレンジ	R OPS10 R OPS11 R OPS12 R OPS13 R OPS14 R OPS15			各5 合計30	m	±2^37	31.8	2^2	----		
ヘッドレンジ	ΔR OPS10 ΔR OPS11 ΔR OPS12 ΔR OPS13 ΔR OPS14 ΔR OPS15			各3 合計18	m	±2^13	0.063	2^10	----		
搬送波位相	P OPS10 P OPS11 P OPS12 P OPS13 P OPS14 P OPS15			各5 合計30	m	±2^29	—	2^10	----		
GPS衛星位置(0)	r OPS10 r OPS11 r OPS12 r OPS13 r OPS14 r OPS15			各4× 3軸 合計72	m	±2^25	—	2^6	W系		
GPS衛星位置(-)	r OPS10 r OPS11 r OPS12 r OPS13 r OPS14 r OPS15			各4× 3軸 合計72	m	±2^25	—	2^6	W系		
トータル・ シュードレンジ 補正量	R CRR10 R CRR11 R CRR12 R CRR13 R CRR14 R CRR15			各4 合計24	m	±2^29	—	2^2	----		

表5.4.2-2 通信計測系計測項目搭載一覧

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	m	—	—	—	添付表1による	計測元		
DGPSR観測時刻#2	T DGPSR2			4	S	0~4.29E+6	----	0.001	GPS時刻			
最速衛星フラグ/アンテナ選択#2	S OPTST2			2	---	----	----	----	添付表1による			
衛星ID&ロックフラグ#2	S STID2			6	---	----	----	----	----			
ユーティリティ	R GPS0			各5	m	±2^37	31.8	2^-2	----			計測精度は観測ノイズを示す
	R GPS1			合計30								
ディレイレンジ	ΔR GPS0	ディレイレンジ		各3	m	±2^13	0.063	2^-10	----	計測精度は観測ノイズを示す		
	ΔR GPS1			合計18								
	ΔR GPS2											
	ΔR GPS3											
	ΔR GPS4											
	ΔR GPS5											
搬送波位相	P GPS0	搬送波位相		各5	m	±2^29	—	2^-10	----	GPS衛星位置#2(O)、GPS衛星位置#2(-)は削除		
	P GPS1			合計30								
	P GPS2											
	P GPS3											
	P GPS4											
	P GPS5											
トータル・シュードレンジ補正量	R CAR0	トータル・シュードレンジ補正量		各4	m	±2^29	—	2^-2	----			
	R CAR1			合計24								
	R CAR2											
	R CAR3											
	R CAR4											
	R CAR5											
DGPSR動作ステータス#2	S DGPSR2	DGPSR動作ステータス#2		2	m	—	—	—	添付表1による	FCC		
DGPSR受信電力#1	L GPS10~15			24	ｶﾝﾄ	0~4294901760	..	2^16	--			
DGPSR受信電力#2	L GPS10~15			24	ｶﾝﾄ	or±2147483648						
DGPSRバグとDGPS時刻のずれ	Δ T DGPS	IMU-DGPS位置誤差推定値		1	cycle	0~255	1	1	—			
X方向	Δ r ONAV1x			3	m	±15000		15000*2^-23	R系 x 方向+			
Y方向	Δ r ONAV1y			3			----		R系 y 方向+			
Z方向	Δ r ONAV1z	3					R系 z 方向+					
IMU-DGPS速度誤差推定値	Δ V ONAV1x	IMU-DGPS速度誤差推定値		2	m/s	±160		160*2^-15	R系 x 方向+			
Y方向	Δ V ONAV1y			2			----		R系 y 方向+			
Z方向	Δ V ONAV1z			2					R系 z 方向+			

表5.4.2-2 通信計測系計測項目搭載一覧

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		
クロック位相誤差推定値	Δp GNAV	FCP	0.625	5	m	$\pm 2^{*37}$	—	2^{*2}	クロック位相誤差	FCC			
クロック周波数誤差推定値	Δf GNAV			3	m/s	$\pm 2^{*13}$	—	2^{*10}	クロック周波数誤差				
シュートレンジ 推定値	Y GNAV ρ_0			5	m	$\pm 2^{*37}$	—	2^{*2}	各シュートレンジ 方向				
	Y GNAV ρ_1			5									
	Y GNAV ρ_2			5									
	Y GNAV ρ_3			5									
	Y GNAV ρ_4			5									
デルタレンジ 推定値	Y GNAV ρ_5			5					各シュートレンジ 方向				
	Y GNAV $\Delta\rho_0$			3	m	$\pm 2^{*13}$	—	2^{*10}					
	Y GNAV $\Delta\rho_1$			3									
	Y GNAV $\Delta\rho_2$			3									
	Y GNAV $\Delta\rho_3$			3									
GPS4	Y GNAV $\Delta\rho_4$			3									
	Y GNAV $\Delta\rho_5$			3									
分離モニタ	M SEPT1			ディスプレイ	20								
シュートレンジビット	M SEPT2												
	M CUT8												
開傘モニタ	M PE												
	M PD												
非常系リレーモニタ	M EMG1					3	...	-----	-----	-----	添付表2による	PSDB	
	M EMG2												
	M EMG3												
	M EMG4												
	M EMG5												
電源内外切換モニタ	M BTC												
データレコーダモニタ	M DR												
巻取装置モニタ	M HSTDN											巻取装置	
CDRモニタ	M CDRARM											制御部	
	M CDR1											CDR	
	M CDR2												

表5.4.2-3 通信計測系計測項目地上一覧

「^」はべき乗を表す。

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
GPS基準時刻	T GRSTO	デジタル	TBD	TBD	H.M.S	-----	-----	TBD	-----	TCG	
トラッキングレーザ	状態信号(TBD)	デジタル	50(TBD)	2	---	-----	-----	-----	添付表による		
	方位角(TBD)			3	deg	0~360	0.011(rms)	360X3600	北を0とし東周りが正		
	方位角偏差(TBD)			2	deg	-8192~8191XLSB	TBD	X2^21			
	仰角(TBD)			3	deg	0~360	0.011(rms)		水平を0とし天頂周りが正	トラッキングレーザ	デジタル出力仕様による
	仰角偏差(TBD)			2	deg	-8192~8191XLSB	TBD				
	直距離(TBD)			6	m	0~16777215	5(rms)	1cm(TBD)	-----		
	距離偏差(TBD)				6	m	-131072~131072	TBD	1cm(TBD)	-----	
	レーザトワッカ	S LT	デジタル	60(TBD)	2	---	-----	-----	-----		
レーザトワッカ	世界標準時(TBD)	T LT		6	H.M.S	-----	-----	1μs			
	方位角(TBD)	AZ LT		3	deg	0~360	TBD	360X3600	北を0とし東周りが正	レーザ	
	方位角偏差(TBD)	DAZ LT		2	deg	-8192~8191XLSB	TBD	X2^21			
	仰角(TBD)	EL LT		3	deg	0~360	TBD		水平を0とし天頂周りが正	トワッカ	
	仰角偏差(TBD)	DEL LT		2	deg	-8192~8191XLSB	TBD				
	直距離(TBD)	SR LT		6	m	0~16777215	TBD	1cm(TBD)	-----		
	距離偏差(TBD)	DSR LT			6	m	-131072~131072	TBD	1cm(TBD)	-----	
	風向(瞬間風向値)	WD GR	デジタル	1/60	5	deg	16方位	-----	TBD	TBD	気象計測装置
風速	瞬間風速値	WV GR		5	m/s	0~60	10m/s以下 ±0.5m/s	0.1	-----		
	1分間最大瞬間風速値	WV GR1					10m/s以上 ±5%				
温度(現在気温値)	TP GR			5	℃	-50~50	±0.25	0.1	-----		
気圧	P GR			5	HPa	940~1040	±0.5	0.098	-----		
飛行管制系ステータス	S FC	デジタル	TBD	2	---	-----	-----	-----	添付表による	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

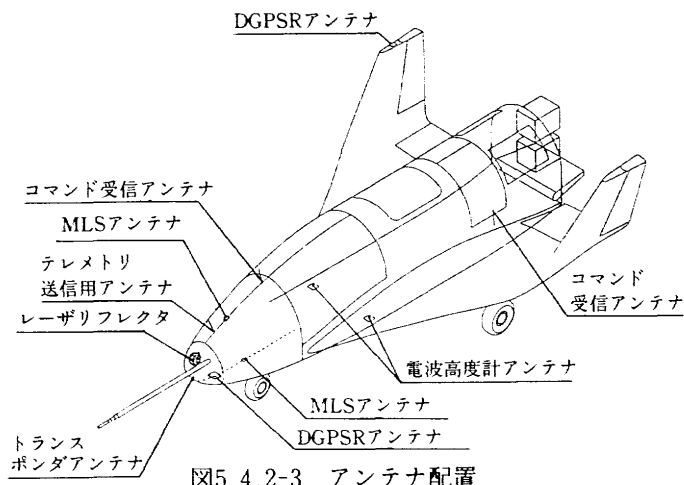


図5.4.2-3 アンテナ配置

5.4.2.4 機器概要

下記に計測通信系機器の主要概要を示す。機器諸元については表5.4.2-4に示す。

(1)PCMエンコーダ

PCMエンコーダは、入力された信号をビットレート81.92kbpsのPCM信号に変換するとともにシグナルコンディショニング機能を有し、各種アナログセンサの出力信号をPCMエンコーダが取り扱える±5Vの電圧に変換するものである。

本機器の諸元を表5.4.2-5に示す。

(2)非常用コマンド受信機

本受信機は実験機と母機の分離後の非常時において地

表5.4.2-4 ALFLEX通信計測系機器諸元

機器名	数量	単体重量 kg以下	寸法mm 以下	消費電力 W以下	電源	備考
テレメータ送信機	1	1.0	66(W)×36(H)×91(D)	40	22~32VDC	
テレメータ送信アンテナ	1	0.05	φ14×280(参照値)	
PCMエンコーダ	1	4.0	191(W)×151(H)×176(D)	32	22~32VDC	
レーダトランスポンダ	1	15	365(W)×212(H)×225(D)	60	24~32VDC	重量、寸法はマウントを含む
レーダトランスポンダアンテナ	1	0.20	φ40×77	
ケーブル(注2)	1	0.45	2600(TBD)	
データレコーダ	1	1.2	121(W)×51(H)×151(D)	5	22~32VDC	
レーザリフレクタ	1	4.0	φ185×74	重量、寸法はベースアダプタを含む
非常用コマンド受信機	2	1.1	80(W)×70(H)×126(D)	24	24~32VDC	
非常用コマンドアンテナ	2	0.050	φ14×280(参照値)	
MLSアンテナ	2	0.080	77×52×27	
GPS/DGPSアンテナ	2	0.35	119×119×27	
通信計測系システム	...	29.06	...	185	...	

(注1) アンダーラインはコネクタの取付け面を示す。

(注2) レーダトランスポンダとレーダトランスポンダアンテナ間に用いるケーブル

表5.4.2-5 PCMエンコーダ諸元

機器名称	諸元
PCMエンコーダ	ビットレート：81.92Kbps フレーム構成：ワードあたりのビット数：8ビット/ワード フレームあたりのワード数：128ワード/フレーム 入力信号数：アナログ 56ch(外部シグコン部より) 12ch(内部シグコン部より) デジタル 11ch(FCPデータパラレル 8ch (TTL) +クロック 3ch) ディスクリット 11ch シグナルコンディショニング機能 ：周波数型 3ch ポテンショ型 2ch 電圧入力型 1 1ch(動歪計) 電圧入力型 2 2ch(油圧センサ) 電圧入力型 3 4ch(電源電圧) 出力：PCM出力テレメータ送信機用、地上AGE/母機用、 データレコーダ用 計 3ch

上から送信されるFM方式の非常用コマンドを受信し、非常用シュートの開傘信号及びロールコマンド信号をPSDB経由で出力する。

本機器の諸元を表5.4.2-6に示す。

表5.4.2-6 非常用コマンド受信機諸元

諸 元
(1) 非常用コマンド受信機 部 受信周波数：321.5MHz(ノミナル) 受信周波数帯域幅：220KHz以上(-3dB) 受信感度：-98dbm以下 変調形式：FM方式 信号形式：IRIGトーン信号(IRIG NO.1,2,3,4)
(2) 非常用コマンド復調器 部 入力信号：IRIGトーン信号(IRIG NO.1,2,3,4) 信号出力：ディスクリット4チャンネル(無電圧接点)
(3) 非常用コマンドアンテナ 部 アンテナ形式：ホイップアンテナ 指向性：無指向性 インピーダンス：公称50Ω VSWR : 1.5以下 定格電力：10WMAX

表5.4.2-7 データレコーダ諸元

諸 元
メモリ形式：フラッシュROM 記録容量：16Mbit 記録速度：81.92Kbit/s以上 記録時間：2分以上 入力信号 データ入力：8 bitパラレルデータ+1 bitコントロール (入力元：PCMエンコーダ) 信号レベル：RS422レベル データ記録開始信号：ディスクリット 1チャンネル、TTLオープンコレクタ信号(入力元：PSDB)
出力信号 データ収集用：RS232C シリアル信号(出力先：AGE) 信号レベル：RS422レベル データレコーダモニタ用：ディスクリット 1チャンネル、TTL、オープンコレクタ信号(出力先：PCMエンコーダ) クラッシュサバイハリティ適用規格：FAA規格TSO-C51A7-8項のFDRに関する規格 (ただし耐火性を除く)

(3)データレコーダ

本機器は実験機と母機の分離後にPCMエンコーダのPCM信号を記録する機器である。本機器の記録開始は分離直前に母機よりのコマンドを受けて行われる。

本機器の諸元を表5.4.2-7に示す。

(4)レーザーフレクタ

地上のレーザトラックで実験機の経路を計測するため、レーザトラックからのレーザ光を反射するものである。

本機器の諸元を表5.4.2-8に、外観を図5.4.2-4に示す。

表5.4.2-8 レーザリフレクタ諸元

数 量：1個
反射性能：方位方向全周で反射可能 半頂角0°~100°で反射可能 波長1.06μmのレーザ反射可能であること

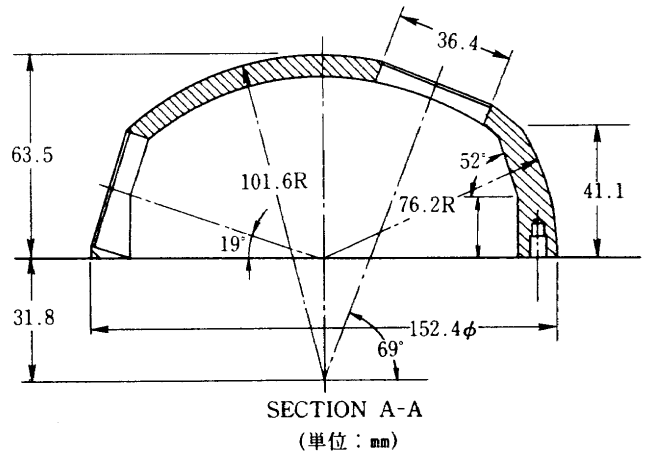
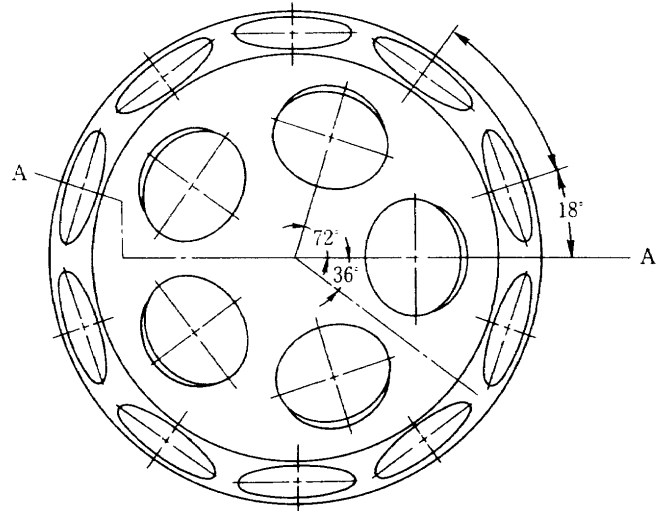


図5.4.2-4 レーザリフレクタ外観図

(5)レーダトランスポンダ装置

地上のXバンドトラッキングレーダで実験機の経路を計測するため、レーダからのパルス信号を受信し、それに応じ返信パルス信号を送信する機器である。

本機器の諸元を表5.4.2-9に示す。

(6)テレメータ送信装置

母機との分離前及び分離後にPCMエンコーダからの信号を地上の受信局に向けて送信する。

本機器の諸元を表5.4.2-10に示す。

(7)GPS/DGPSアンテナ

母機との分離前に機体の軌道を計測する航法機器の一

表5.4.2-9 レーダトランスポンダ装置諸元

諸元
(1) レーダトランスポンダ 送信出力：1KW±0.5KW 送信周波数：9875±15MHz(Xバンド) 送信パルス幅：0.5±0.1μs 受信周波数：9825MHz 受信周波数帯域幅：15MHz以上 受信感度：-60dBm以下 アンテナ切替：アンテナ切替は自動および手動
(2) レーダトランスポンダアンテナ 部 アンテナ形式：ホイップアンテナ 指向性：無指向性 V S W R：1.5以下 インピーダンス：公称50Ω
(3) マウント 部 機能：レーダトランスポンダに直接かかる振動及び衝撃を十分緩衝するために用いる。
(4) ケーブル 部 機能：レーダトランスポンダとデータトランスポンダアンテナ間のケーブルである。 種類：RF同軸ケーブル(両端は、コネクタ付き) インピーダンス：50±1Ω，曲げ半径：51mm以下

表5.4.2-10 テレメータ送信装置諸元

諸元
(1) テレメータ送信機部 周波数：296.2MHz±14.81kHz (VHF) 送信電力：5W±1W 変調方式：PCM-PM 入力信号形式：シリアル入力BiΦ-L 変調指数：1rad±0.15rad 占有周波数帯域幅：360MHz以下 スプリアス発射強度：-60dB以下
(2) テレメータ送信アンテナ 部 アンテナ形式：ホイップアンテナ 周波数範囲：296.2±5MHz 指向性：無指向性 インピーダンス：公称50Ω V S W R：1.5以下 定格電力：10WMAX

表5.4.2-11 GPS/DGPSアンテナ諸元

受信周波数：GPS信号：1575.42±1.1MHz DGPSシュードライト信号：1624.61±1.1MHz
VSWR：1.5以下
極性：右旋円偏波
アンテナパターン：ほぼ半球状のカバレッジを有する
アンテナゲイン：軸方向0°において+3dBi 軸方向0°~90°において+3dBi~-0.5dBi
軸比率：軸方向0°~90°において3.5dB以下
耐信号電力：最大20W(CW)
インピーダンス：50Ω
入力コネクタ：SMA型メス
取付方法：埋込型

表5.4.2-12 MLSアンテナ諸元

受信周波数：5030~5092MHz
VSWR：1.6以下(50Ω)
極性：垂直偏波
ゲインパターン：方位方向全集0dB以上
耐信号電力：最大100mW(CW)

つであるDGPS受信機用のアンテナである。DGPS受信機はGPS衛星からの電波と、相対航法を行うため地上に設置されているシュードライト地上局からの電波を受信する。

本アンテナの諸元を表5.4.2-11に示す。

(8)MLSアンテナ

母機との分離後に機体の軌道を計測する航法機器の一つであるMLS受信機用のアンテナである。MLS受信機は地上に設置されたMLS地上局(アジマス、エレベーション)からの電波を受信する。

本アンテナの諸元を表5.4.2-12に示す。

5.4.3 電力電装系

5.4.3.1 電力電装系構成

電力電装系の設計は下記の方針で行われた。

- ・既存技術の活用により開発リスク及びコストの低減を計る。
- ・既存品の適用を優先する。
- ・機装設計においては、システムの安全性、耐環境性、組立作業性、整備性等を十分考慮する。
- ・電磁適合性設計においては接地、ボンディング及びシールドリングを十分考慮し雑音対策を重視した設計とする。

本設計の結果システム構成を表5.4.3-1に示す。ブロックダイアグラムを図5.4.3-1に示し、さらに、電力電装系と他系のインターフェースを図5.4.3-2に示す。

電力電装系は電池、電力信号分配器(PSDB)及びワイヤー・ハーネスからなり、電池あるいは地上支援機材(AGE)からの電力を実験機搭載機器に配分する。その他

必要に応じ誘導制御系あるいは地上からの制御信号により機体のシーケンスを制御する信号を各系へ出力する機能を持つ。これらの機能については後の項で説明を行う。

5.4.3.2 電力電装系の機能

電力電装系の機能を下記に示す。

- ・電池又は外部電源により、所定の負荷に電力を供給／配分する。

表5.4.3-1 電力電装系の構成品

No	品名	数量／機	重量 (kg)	開発区分	備考
1	電池	8個	8.2	既存品	鉛式
2	PSDB	1個	16.0	新規開発品	
3	カメラ制御器	1個	0.62	既存品	
4	カメラ・ヘッド(標準)	1個	0.006	既存品	
5	カメラ・ヘッド(広角)	1個	0.008	既存品	
6	VTR	1個	0.68	既存品	
7	VTR用リモコン	1個	0.15	既存品	
8	VTR用電源アダプタ	1個	0.26	既存品	
9	DC/DCコンバータ	1個	11.0	既存改修品	
10	DC/DCコンバータ	1個	0.31	既存品	

No	品名	数量／機	重量 (kg)	開発区分	備考
11	DC/DCコンバータ	2個	0.31	既存品	
12	バス・カプラ	1個	0.195	既存品	
13	ターミネータ	2個	0.016	既存品	
14	ターミネータ	1個	0.016	既存品	
15	パワー・リレー	4個	0.6	既存品	
16	ワイヤ・ハーネス	一式		新規製作	
17	空調ファン	2個		既存品	
18	アンビリアルコネクタ				
19	チェックアウトコネクタ				

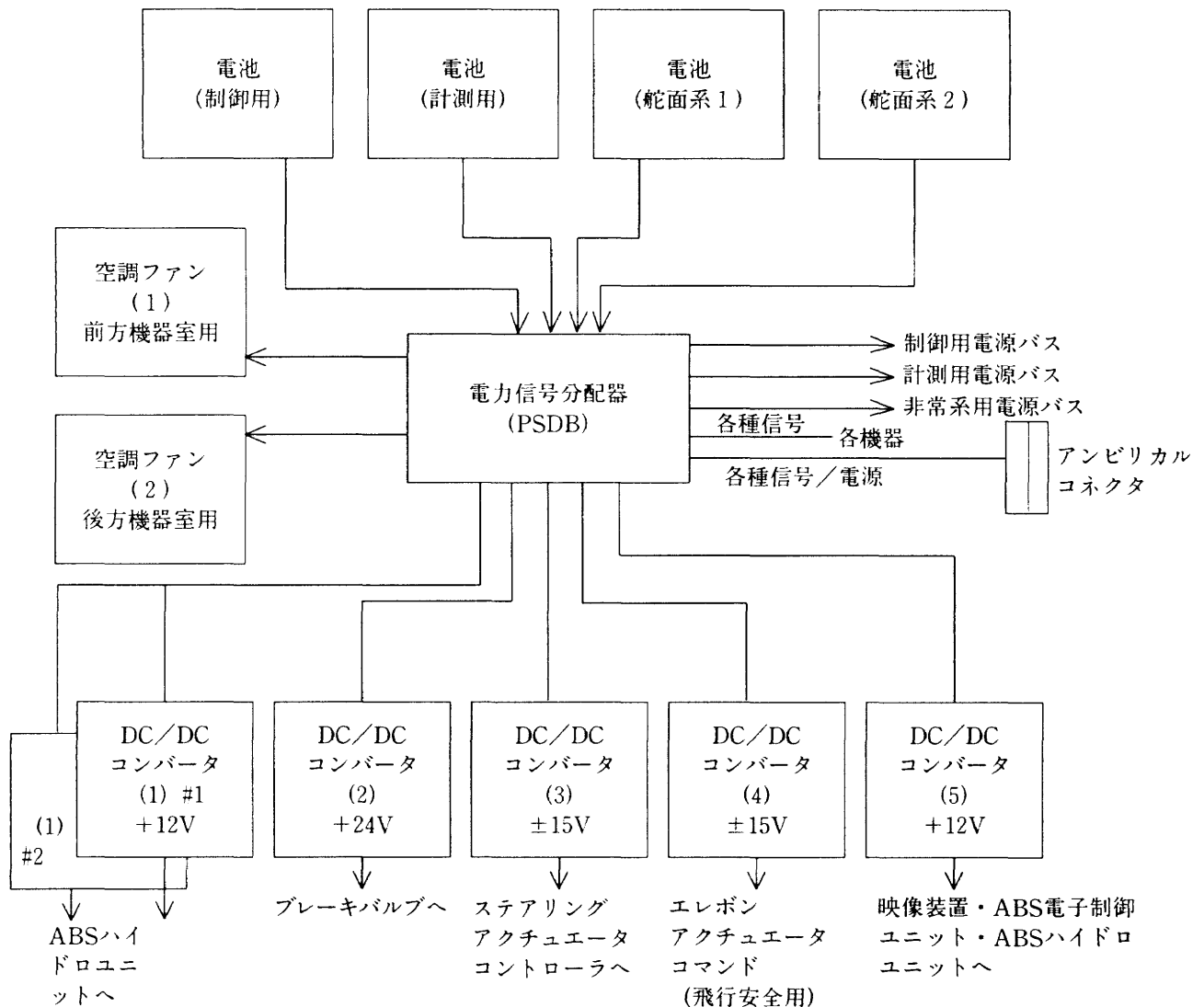
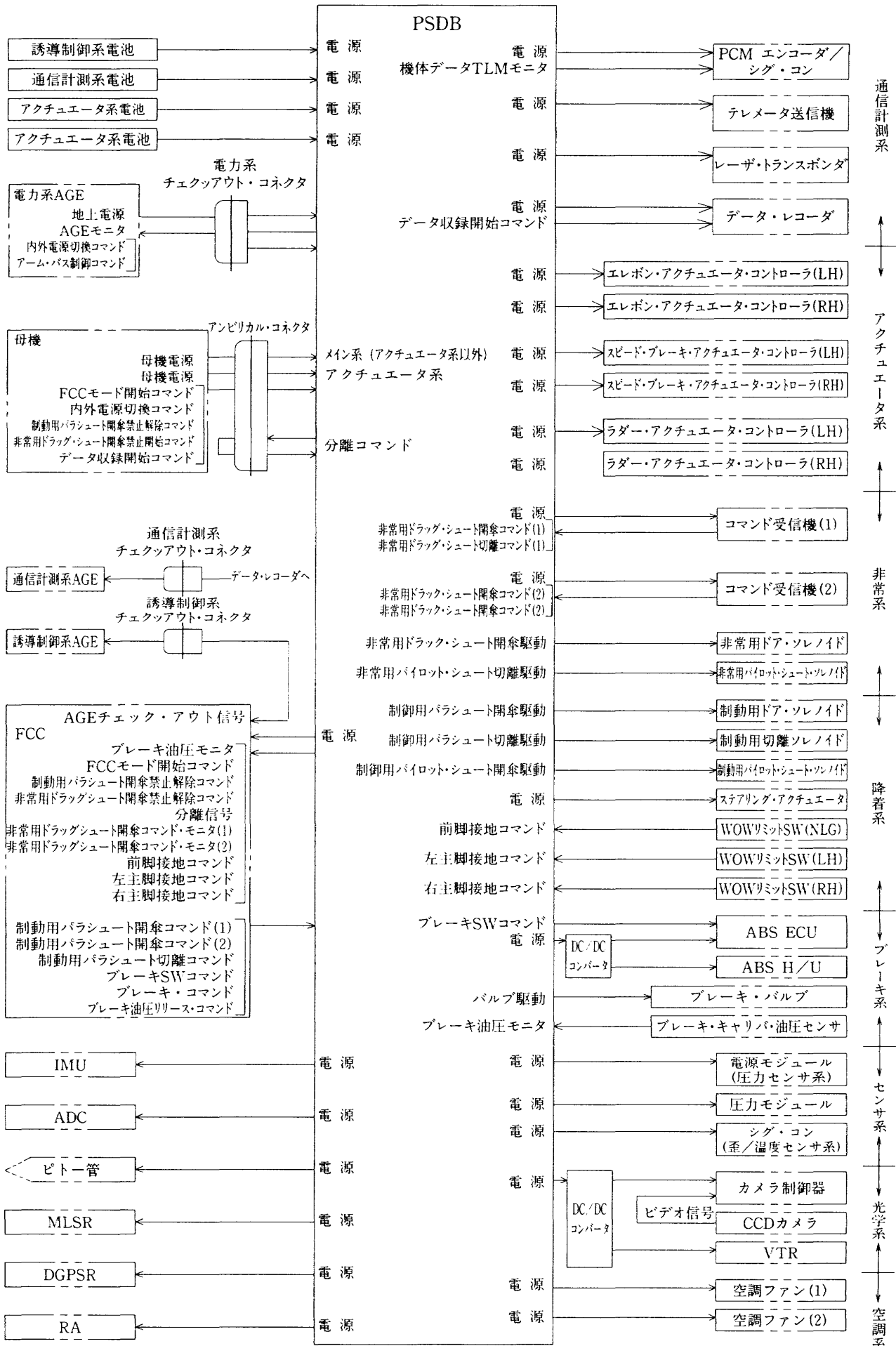


図5.4.3-1 電力電装系ブロック図



付記： は電力系を示す。
 は他系を示す。

図5.4.3-2 電力電装系と他系とのインターフェイス

- ・実験機外部からの信号により、電源の内外切換を行う。
- ・実験機内に搭載する電気・電子機器に対し、所定の制御信号を入出力する。
- ・実験機外部からの信号又は誘導制御系からの信号によりアーミング・モードとデイス・アーミング・モードの切り換えを行う。
- ・地上又は誘導制御系からの制御信号によりドラッグシュート及びパラシュートの開傘/分離の制御を行う。
- ・実験機の分離を検出し、その分離検出信号をFCCに送出しフリーライト用誘導制御プログラムをスタートさせる。
- ・電力電装系のハウスキーピング・データをモニターするためテレメータ用及び地上用モニタ信号を通信計測系へ出力する。
- ・実験機外部との電氣的インターフェースを有する。
- ・電気・電子機器及び各サブ・システムの機能、性能、安全性、耐環境性、電磁適合性、作業性、整備性等を十分満足する艤装を実現する。
- ・過度の機器温度の上昇を防ぐためファンによる冷却を行う。

5.4.3.3 電力プロファイル

(1)電池接続機器一覧

- 下記に各電池に接続された機器の一覧を示す。
- 電池#1 誘導制御系(ピトーヒータを除く)
電力電装系(PSDB, 空調ファン1)
非常系(コマンド受信機#1, 非常用パラシュート)
 - 電池#2 ピトーヒータ
通信計測系
降着系
空調ファン2
非常系(コマンド受信機#2, 非常用パイロットシュート)
 - 電池#3 アクチュエータ系
左ラダー, 左エレボン, 左スピードブレーキ
ステアリング
 - 電池#4 アクチュエータ系
右ラダー, 右レボン, 右スピードブレーキ

(2)電力プロファイル

図5.4.3-3に各電池毎の電力(電流)プロファイルを示す。定格電力に対す負荷率は最大80%であり余裕がある。

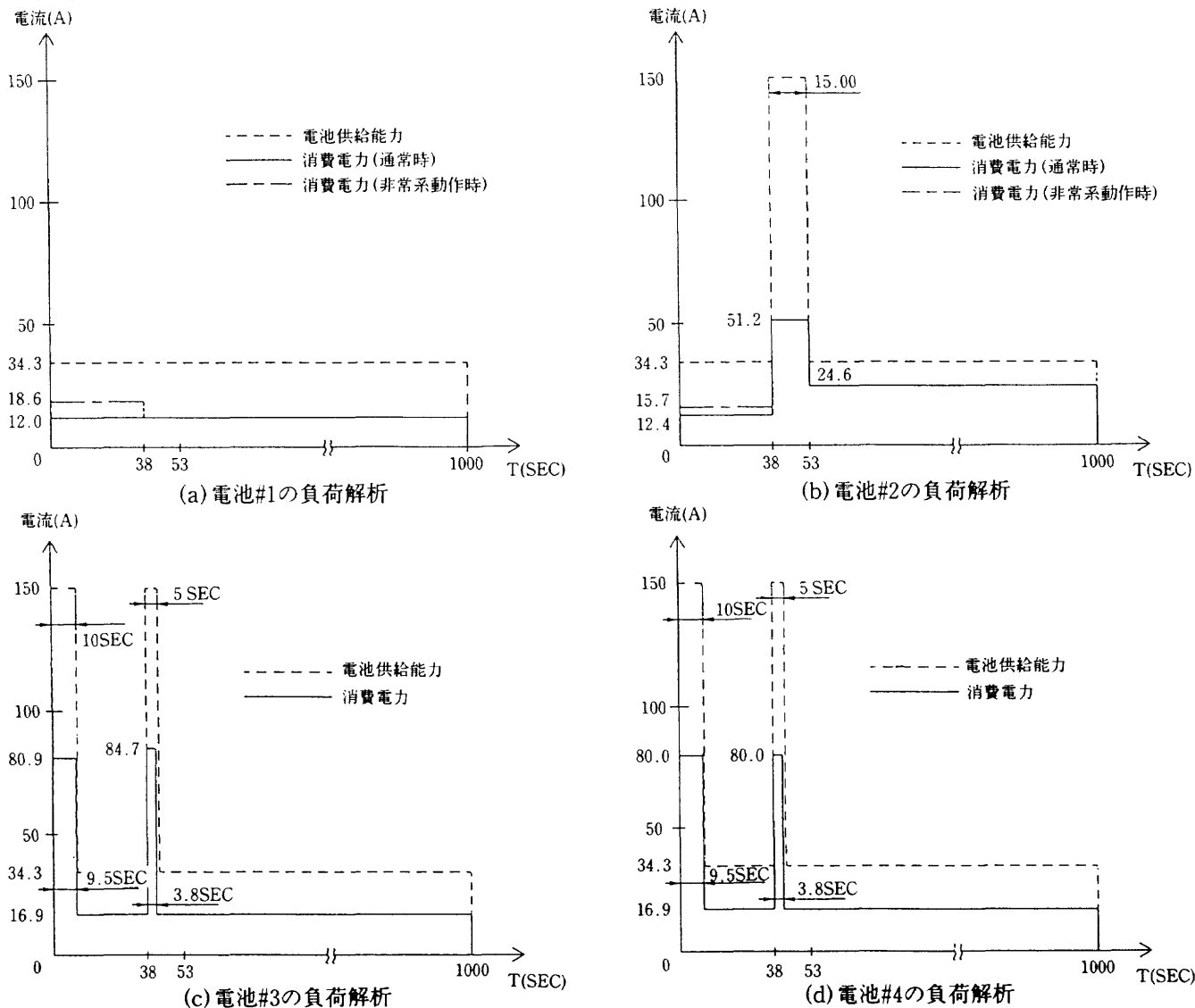


図5.4.3-3 各電池毎の電力(電流)プロファイル

また、短時間容量については最大で定格の60%でありこれも余裕がある。

5.4.3.4 機器諸元

電力電装系の主要機器の諸元を以下に示す。

(1)電池

電池の主要な諸元を表5.4.3-2に示す。

本電池は航空機で実績のある鉛電池であり、大放電性を有するものである。他の候補としてニッカド電池も考えられたが、ニッカド式に比べ繰り返し使用可能回数が少ないものの重量、製品単価的に優れているためトータルでのランニングコストなども踏まえて本電池を採用した。

なお、選定した電池は14VDC型であるため、2個を直列に接続して28VDCを機体に供給することとしている。

(2)PSDB

PSDBの主要な諸元を表5.4.3-3に示す。

本PSDBは機能・性能上は既存開発品であるTR-1A用PSDBとほぼ同等であり、その設計を流用したものに改修設計を加えるものである。

(3)空調ファン

空調ファンの主要な諸元を表5.4.3-4に示す。

表5.4.3-2 電池諸元

型 式	鉛蓄電池
電 圧	定格14VDC
容 量	30A/20分以上
充電サイクル	3回以上
短時間容量	150A, 15秒
重 量	8.2kg以下(電解液含む)

表5.4.3-3 PSDB諸元

内部電圧降下	0.5V以下
電 源 瞬 断	15ms以下
チャタリング	100μs以上かつ200pp以上の誤解放がない
電 源 保 持	内部/外部電源モードの状態を保持する
モ ニ タ 出 力	電池バス電圧, 分離インヒビット, シュート・インヒビット, 分離モニタ, 開傘モニタ(非常用/制動用), ブレーキ・モニタ, 接地モニタ(前脚/右主脚/左主脚), 内外電源切換モニタ, アーム・バス電圧, 各負荷供給電圧, 各負荷電源モード状態, リレー接点ステータス

表5.4.3-4 空調ファン諸元

項 目	諸 元
型 式	チューブ・アキシャル・ファン
重 量	0.6kg/個
電 力	60W/個(28VDC * 2.4A)
風 量	0.08kg/s個(max)
回 転 数	14,000RPM(max)
使用温度	-40~80°
環境試験	MIL-STD-810C
E M C	MIL-STD-461
耐 久 性	15,000hr(@25°C)

空調ファンについては、ファン吸入/排出空気の空力系への影響、取付け部構造系への影響、機体表面圧力分布への影響、粉塵吸入の問題などを考慮して設置場所を前胴部後部、後胴部後部とし、また吸入口には防塵フィルタを装備することとしている。

5.4.4 アクチュエータ系

5.4.4.1 アクチュエータ設計

制御系からアクチュエータに要求される性能を、表5.4.4-1に示す。ラダーとエレボンのアクチュエータには機体姿勢の制御に用いるため早い応答が要求される。それに対し、スピードブレーキは速度制御に用いるため、ラダーとエレボンに比べて速い応答は必要ないが、作動舵度が大きいこともあり大きなヒンジモーメントが要求される。

また、実験機機体側から要求される電気的特性は以下の様である。

供給電圧：28VDC

消費電流：30A以下

モニタ出力：個々の舵面舵角のモニタ出力を有すること。

また、次のような特性が求められる。

- ・整備性
保管、運用時の整備は安全かつ容易で特殊な整備、工具が不要なこと。

- ・寿命
アクチュエータの寿命については、230時間を要求している。要求の根拠は、以下に示す運用の計画値による。

1号機	振動試験	80時間
	全機技術試験	80時間
	実験	45時間

表5.4.4-1 アクチュエータの要求性能

性能要求	エレボン アクチュエータシステム	ラダー アクチュエータシステム	スピードブレーキ アクチュエータシステム
ヒンジモーメント (STALL)	40kgf-m	20kgf-m	120kgf-m
回転速度(無負荷)	80deg/sec	150deg/sec	30deg/sec
回転角度	-35~25deg	±35deg	0~60deg
応答性(45°位相遅れ)	6 Hz	6 Hz	2 Hz

表5.4.4-2 耐久性作動条件

ケース	時間 (%)	ストローク (%)	負荷 (%)	入力タイプ
1	3	100	±100	正弦波
2	12	50	±50	
3	35	10	±10	
4	50	2	±5	

	合計	250時間
2号機	フィジカルシミュレーション	100時間
	全機技術試験	80時間
	実験	45時間
	合計	205時間

作動条件は、表5.4.4-2に示すもので、一般の航空機に要求されるものと同様である。

上記のような設計要求を満たすようにアクチュエータの設計を行ったが、その際、次のような設計方針に基づいた。

- (1)既存品の改修を基本とし、要求を満足する機器を選定する。ただし要求を満足できない場合は新規開発を考慮する。
- (2)設計・製造にかかる時間の短縮、開発コストとリスクの低減を図る。
- (3)小型、軽量化し、簡略化した仕様とする。

現在一般に利用されているアクチュエータには電動式

アクチュエータと油圧アクチュエータがあるが、設計にあたって、まず、電動式アクチュエータと油圧アクチュエータのトレードオフを行った。

油圧方式は要求出力が高い場合には有利であり航空機等でも使用実績が多い。しかし要求出力が小さい場合には電動式と比較して油圧力を発生させる機構を必要とすることから、信頼性、重量及び整備性の面で不利となる。本実験機の場合は、要求出力が小さいことから電動式を選定した。

システム諸元を表5.4.4-3に示す。

各舵面と各舵面アクチュエータとの結合は、直接式とリンク式をトレードオフし、リンク式を採用した。リンクは同一平面での4節リンクとした。これは極めて実用性の高いものである。リンクはロッド方式とし、両端にロックエンドを持ちターンバックルで無限小の微調整が可能なものとする。これは一般航空機の操縦系統で用いられており、その中でも高級な方式である。リンクは舵面のホーン金具(ロッドの取付金具)とロッド組立とアーム(舵面アクチュエータ出力軸に取り付く)により構成される。

舵角とアクチュエータ角度の関係は各舵ともに1:1の関係にある。

実験機は静安定がないため飛行中は常に舵面制御で安定を保つ必要があり、舵面アクチュエータ系のガタは極力少ないことが望ましい。そこで、以下に示す方法により対応する。

・アクチュエータ軸とアームとの取付部は、スプライン

表5.4.4-3 アクチュエータシステム諸元

	エレボン アクチュエータシステム	ラダー アクチュエータシステム	スピードブレーキ アクチュエータシステム
型式	電動式ロータリ・アクチュエータ	電動式ロータリ・アクチュエータ	電動式ロータリ・アクチュエータ
寸法	φ170mm×280mm(アクチュエータ) 110mm×230mm×360mm(コントローラ)	φ170mm×280mm(アクチュエータ) 110mm×230mm×360mm(コントローラ)	φ320mm×340mm(アクチュエータ) 110mm×230mm×360mm(コントローラ)
重量	8.4kg(アクチュエータ) 4.5kg(コントローラ)	8.5kg(アクチュエータ) 4.5kg(コントローラ)	15.0kg(アクチュエータ) 4.5kg(コントローラ)

により結合しアームの2分割スリット部を締め付けることによりガタをなくす。

- ・ガタの少ないロッドエンドとしてスヘリカル・テフロンライナードのものを用いる。
- ・ロッドエンド結合部の端金具(フォーク部)を締め付けてガタをなくす。

5.4.4.2 アクチュエータ系構成

アクチュエータシステムは、1舵につき1基で舵面を駆動、制御する。構成は大別してアクチュエータ(駆動部)とコントローラ(制御部)より構成されるが、エレポン、ラダーについてはアクチュエータを搭載する艙装空間の制約により、両者を分割した分離式とする。スピードブレーキのアクチュエータシステムについては、艙装空間に制約されることがないが、エレポン/ラダー・アクチュエータシステムとの部品の共通化により開発リスク、製造コストの低減を図り、同様の分離式とする。また、開発リスク低減のため既存品を極力流用する。

内部構成は一般的な電動アクチュエータの構成となっており、図5.4.4-1に示すように、ブラシレスDCモータ、レゾルバ、減速ギア、ポテンシオメータ等より構成され、コントローラはCPU、各種回路等により構成される。

動作はCPUによって統括され、CPUはデータバスあるいはI/Oポートの信号ラインを通じて、周辺回路の制御を行う。

指令はアナログ、制御はデジタルであり、アナログの

舵角指令はインターフェイス回路によりA/D変換してCPUに取り込まれ、モータを駆動制御する。

DCモータのロータ回転はレゾルバにより角度検出される。この出力をCPUにデータをサンプリングレート400μsで取り込む。このデータはCPU内で速度フィードバック信号として制御に用いられる。

出力軸角度は増速ギアを通してポテンシオメータにより位置検出される。このポテンシオメータから出力される信号は位置フィードバック信号としてA/D変換回路により、CPUに出力軸角度データをサンプリングレート5msで取り込む。ポテンシオメータ出力の信号は出力回路を通じて、舵角モニタ信号としても出力される。

零点調整の可変抵抗器の出力電圧は、A/D変換回路を通じてCPUに取り込めるようになっている。

PWMゲート制御回路は、パワー回路のFETブリッジをスイッチングさせるためのPWM(パルス幅変調)ゲート波形を出力する。

動力電源はEMIフィルタを通じて、パワー回路に供給される。

パワー回路は三相のFETブリッジで構成され、PWMゲート制御回路からの信号によりスイッチング制御され、直流の動力用電源を三相電源に変換し、モータに供給する。

電源回路は供給される電圧を内部の制御回路で使用するための電圧(5V, ±15V, ゲート用電源)に変換し供給する回路である。

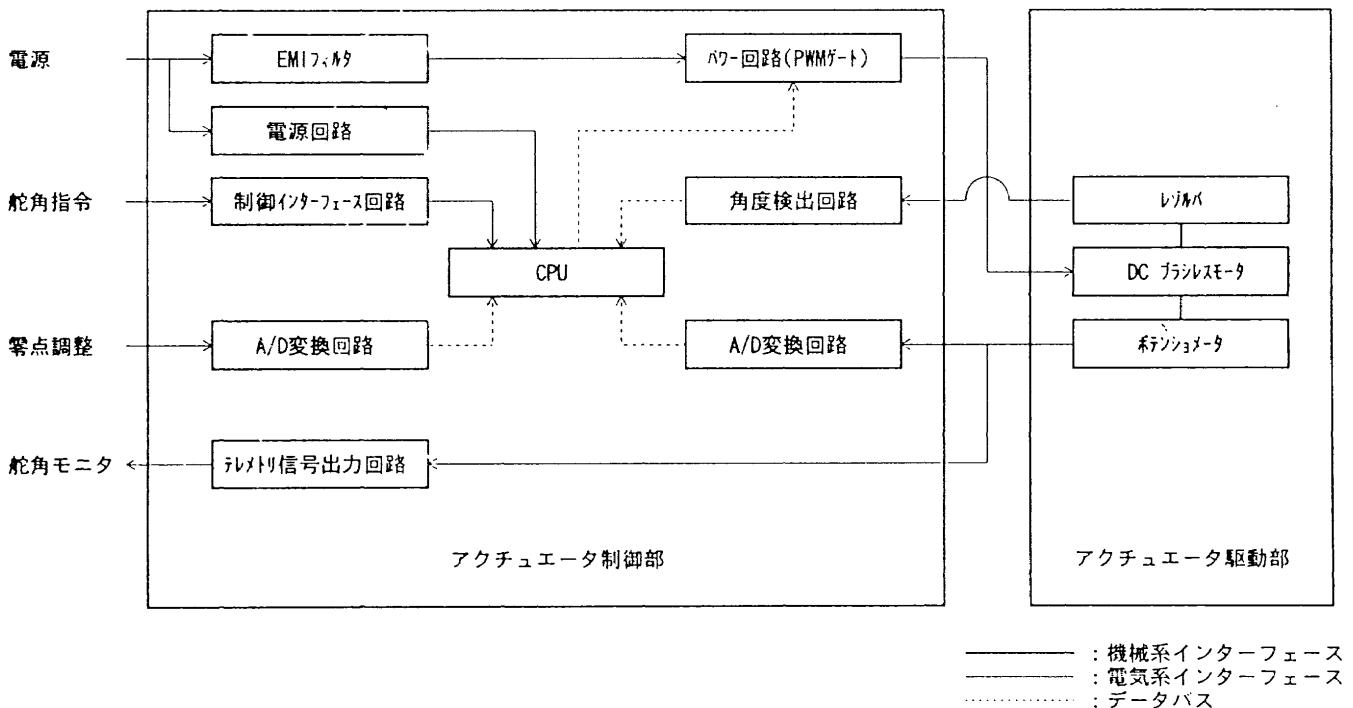


図5.4.4-1 アクチュエータシステム内部構成

表5.4.4-4 アクチュエータシステム出力特性

	エレボン アクチュエータシステム	ラダー アクチュエータシステム	スピードブレーキ アクチュエータシステム
最大ヒンジモーメント (STALL)	41kgf-m	28.5kgf-m	120kgf-m
最大レート (無負荷)	156deg/sec	240deg/sec	30deg/sec
舵角範囲	-35~25deg	±35deg	0~60deg
応答性 (45°位相遅れ)	6 Hz以上	6 Hz以上	2 Hz以上
出力特性			

5.4.4.3 設計性能および精度

アクチュエータシステムの設計出力特性を表5.4.4-4に示す。また、負荷特性条件を設定した上でアクチュエータシステムを作動させ、その動特性が周波数応答性と安定性の要求基準を満足するようにする。

・周波数応答性

図5.4.4-2および図5.4.4-3に示す範囲内であること。ただしこれは、アクチュエータを0.1Hz~15Hzの範囲で、振幅は、ラダーとエレボンのアクチュエータは±1

degとし、スピードブレーキは30±0.4degとして作動させた時の応答である。

・安定性

安定かつ滑らかな動きをすること。

この周波数応答性を受け、誘導制御則設計の際には、

$$\frac{\omega^2}{S^2 + 2\zeta\omega S + \omega^2}$$

で表される2次遅れとヒステリシスでモデル化し、解析計算に用いる。ただし、エレボン・ラダーは、

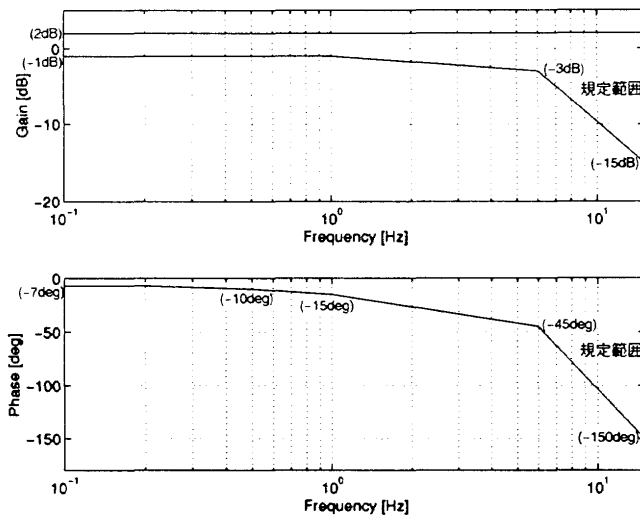


図5.4.4-2 アクチュエータ規定範囲(エレボンおよびラダー)

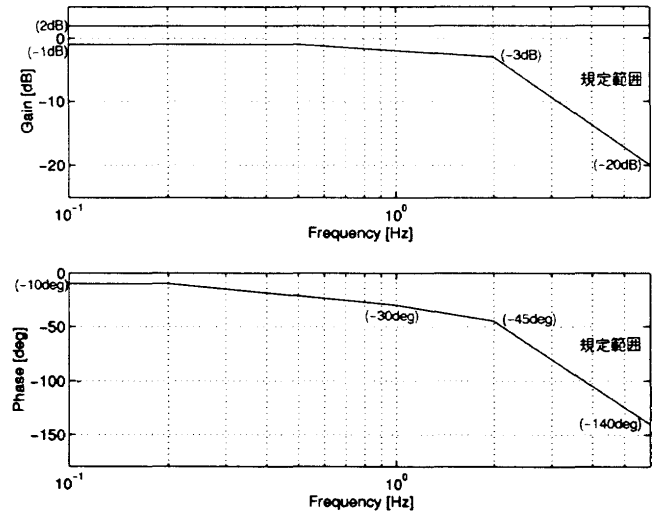


図5.4.4-3 アクチュエータ規定範囲(スピードブレーキ)

$\omega = 72.4 \text{ rad/s}$
 $\zeta = 0.7$
 ヒステリシス幅: 0.2deg
 スピードブレーキは、
 $\omega = 24.1 \text{ rad/s}$
 $\zeta = 0.7$
 ヒステリシス幅: 0.26deg
 とする。

静特性としては、次に示すような要求基準を満足するように設計する。

- ・スレッシュホールド
フルストロークの0.5%以下であること
- ・ヒステリシス
フルストロークの1%以下であること
- ・直線性
フルストロークの1%以下であること

アクチュエータ出力軸の角度(舵角)はギヤを通じて、舵角検出用ポテンシオメータ軸に伝達される。ポテンシオメータには一定電圧が印加されているため、舵角に比例した電圧が出力し、電圧増幅回路によりスケールファクタを補正し、舵角モニタとして出力する。

舵角モニタの誤差の出る原因として、出力軸とポテンシ

シオメータ軸のギヤにおけるバックラッシュ、ポテンシオメータの直線性誤差、電圧増幅回路の誤差があるが、ギヤのバックラッシュ及び電圧増幅回路の誤差についてはポテンシオメータの誤差と比較して非常に少ないので無視できる。

ポテンシオメータ(緑測器CPP45)の直線性は $\pm 0.1\%$ であり、フルスケールを70degとしても、舵角に対する最大誤差は $\pm 0.07 \text{ deg}$ となる。よって、舵角に対する舵角モニタの誤差は、 $\pm 0.1 \text{ deg}$ 以下と算定する。

5.4.5 非常系

この実験機は無入であることから、飛行安全に対する配慮は地上の人員、家畜、施設などを優先し、機体には必ずしも高い生存性をもたせない方針とする。これを実現させるため、非常系は地上からのコマンドによりエレボン舵角コマンドを生成して機体をロールさせ、落下分散域を小さく抑えるようにする機能を備えた。さらに冗長性をもたせるために、非常系ドラッグシュートを用意し、これを開傘させることにより落下分散域を抑える。非常系は原則として独立したシステムにし、基本的に二重系とする。具体的な機能としてはコマンド受信機からの信号を受けてPSDBがFCCの信号をカットし、右エレボン

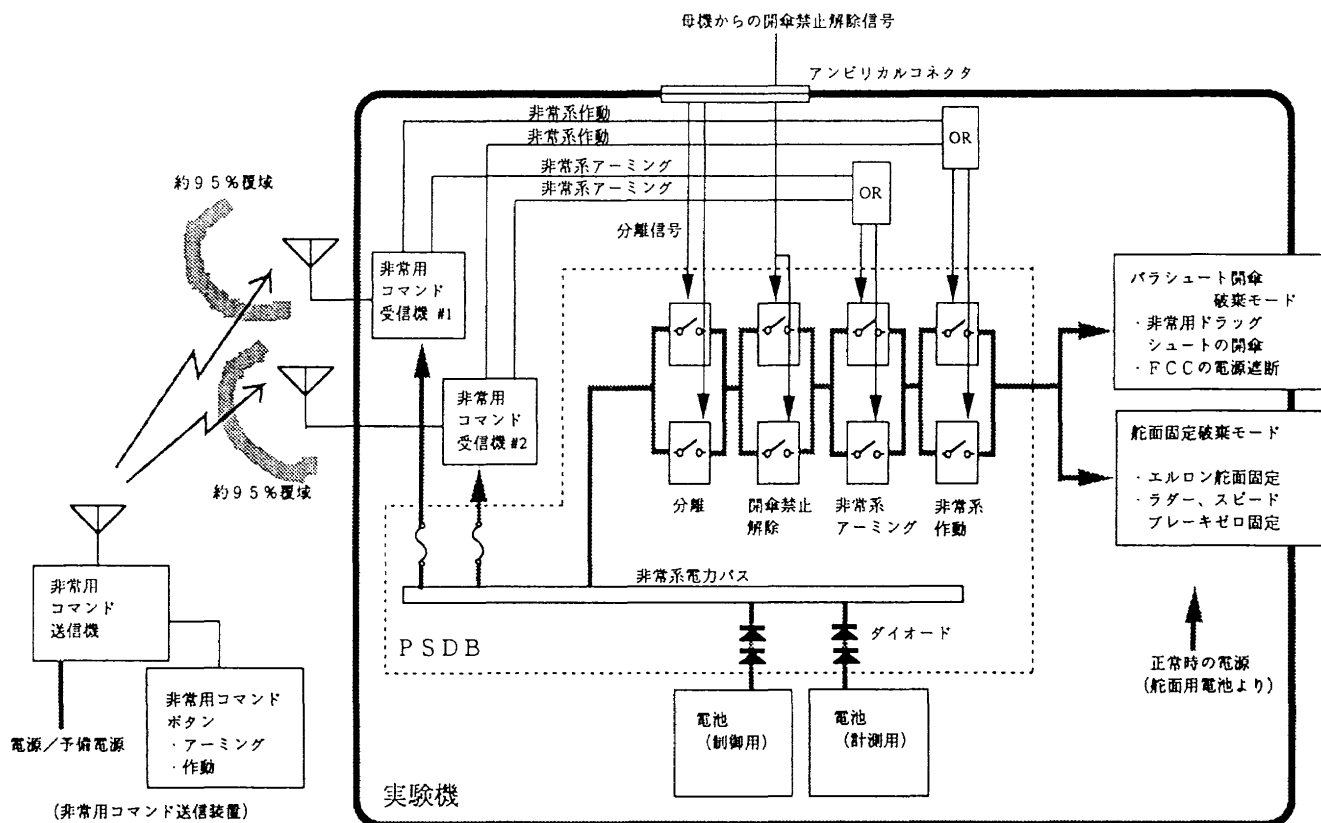


図5.4.5-1 非常系ブロック図

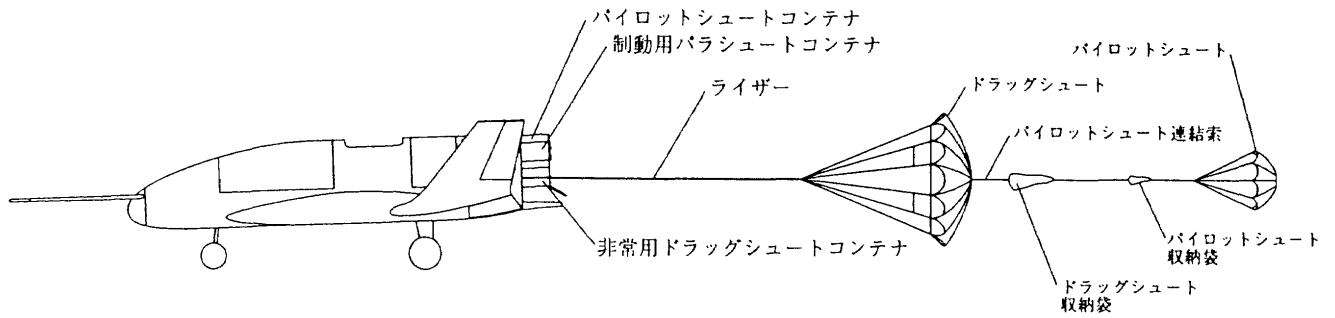


図5.4.5-2 非常用ドラッグシュート構成図

3度後縁下げ、および、左エレボン7度後縁下げの舵角コマンドを発生させると同時に、非常系ドラッグシュートの開傘コマンドを発する。非常系ブロック図を図5.4.5-1に示す。また非常用ドラッグシュートの構成を図5.4.5-2に示す。非常用ドラッグシュートを引き出すためのパイロットシュートは、風洞試験により上方に放出するのがより確実であることが判明したため、ソレノイドにより作動するドアを上方に開放する方式をとった。また非常用ドラッグシュートの着重点を後胴中心からオフセットさせ、釣合い飛行を困難にさせる。非常用ドラッグシュートは制動用パラシュートと同じ仕様のものを用い制動用パラシュートに並べて下側に備え付ける。この装備状況は図5.3-7に示されている。非常系コマンド受信機および非常系地上支援装置については、それぞれ5.4.2.4および7.1.1を参照されたい。

第6章 母機系

母機系はヘリコプタ、母機搭載支援系、懸吊装置、母機系点検装置、予備品から構成され、実験機を懸吊して実施する懸吊試験及び懸吊状態から母機を切り離して実施する自動着陸実験に用いられる。

6.1 ヘリコプタ

KV-107IIヘリコプタを用いる。図6-1に同ヘリコプタの三面図を示す。本ヘリコプタの最大懸吊能力(機体外貨物吊り下げ装置の許容最大吊り下げ重量)は35,600N(8,000lb)であり、実験機/懸吊装置等の最大荷重(34,500N; ジンバル装置の制限荷重2800kgf+懸吊架台の最大運用荷重倍数1.5×重量480kgf=3520kgf)に対して余裕を有している。

実験機を懸吊して飛行する場合の母機の安全に関しては、ヘリコプタ・パイロットが判断する。パイロットは、懸吊されている架台や実験機に異常が発生して姿勢や速度が維持できない場合、先ずヘリコプタを減速して安定化を試みる。それでも問題がある場合、実験機のみある

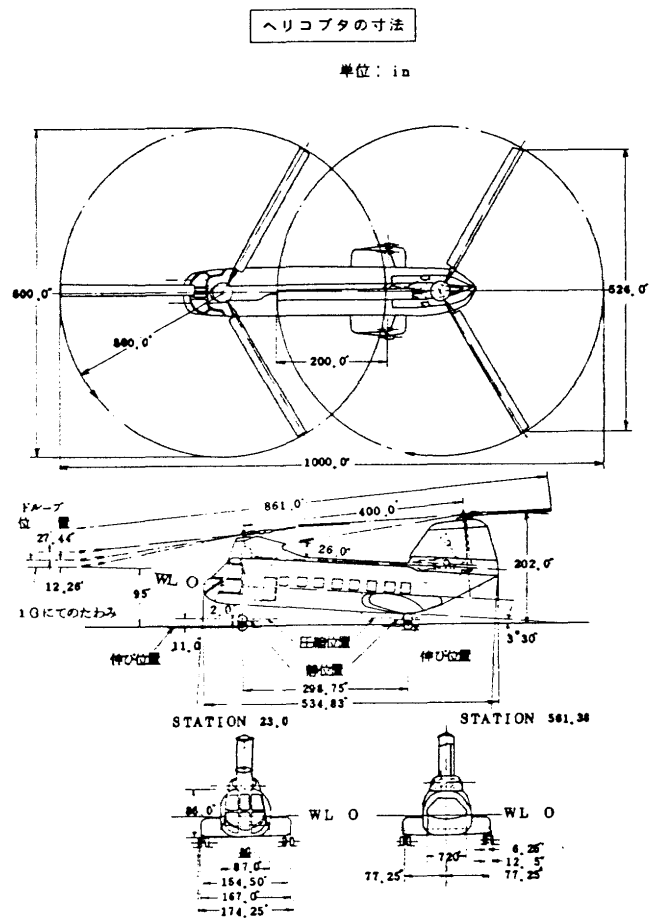


図6-1 ヘリコプタ三面図

いは懸吊架台ともども分離して母機の安全を図る方針としている。

6.2 母機搭載支援系

母機に搭乗したパイロットやオペレータは実験の進行状況や実験機の主要状態量を把握し、母機の運航や適切なコマンドを指令する。

本系の構成を図6-2に示す。本母機搭載支援系はこれらの作業の実施のために用いられる。また、本系の機器を表6-1にまとめる。オペレータは実験機制御監視パネル、

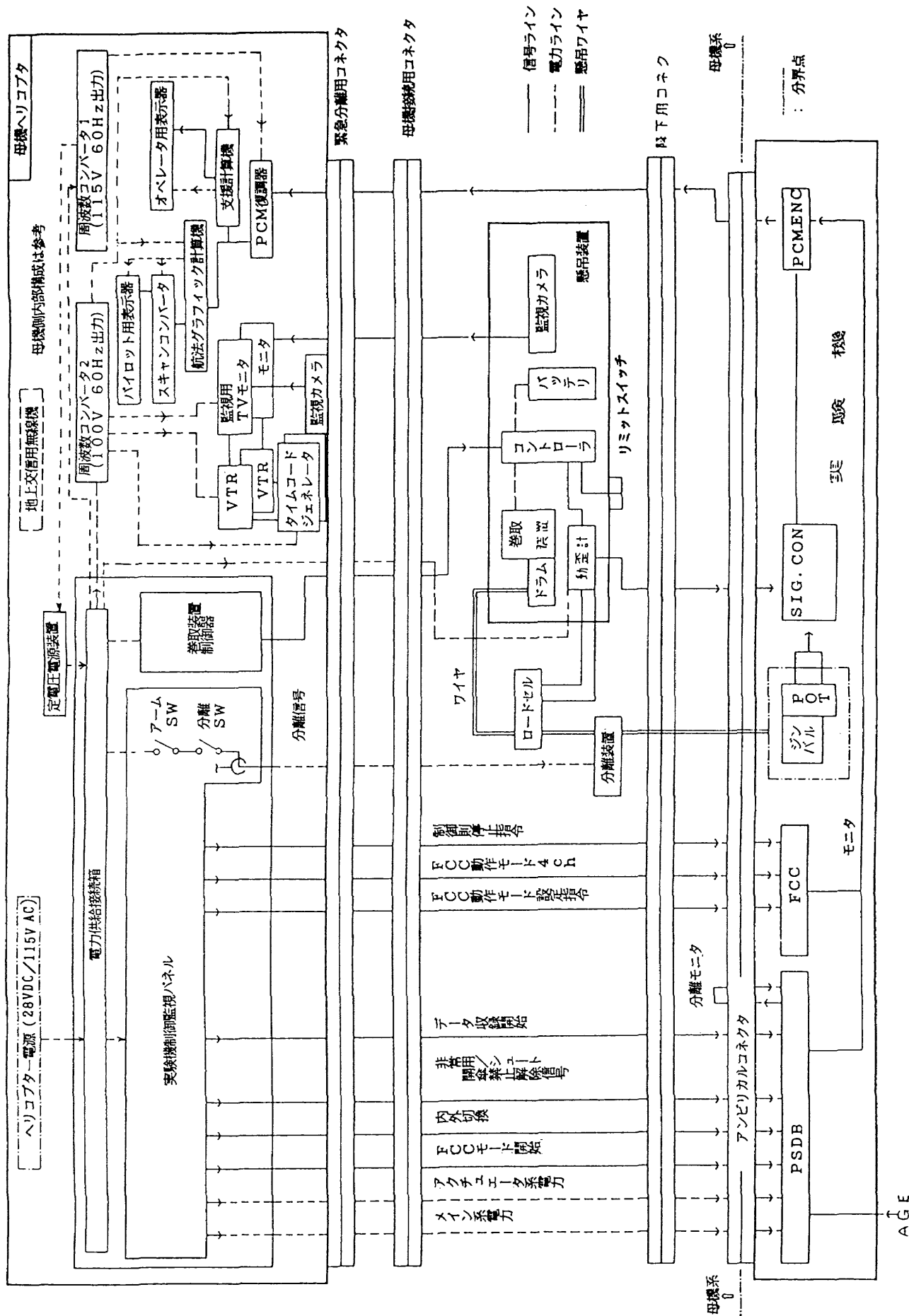


図6-2 母機搭載支援系ブロック図

表6-1 母機搭載支援機器リスト

機器名称	摘要	数量
1. 支援計算機(HSC) (1)計算機本体 (2)表示器		1 1
2. PCM復調器	EMR711	1
3. 航法グラフィック計算機 (1)計算機本体 (2)表示器 (3)スキャンコンバータ	NTSC方式 LCDディスプレイ 計算機RGB出力をNTSCへ変換	1 1 1
4. 監視用TVモニタ (1)TVカメラ (2)カメラコントローラ (3)TVモニタ (4)VTR (5)タイム・コード・ジェネレータ	母機取付/架台取付 母機取付カメラ用/架台取付カメラ用 母機取付カメラ用/架台取付カメラ用 記録再生時間60分以上 年月日時分秒の時刻発生	2 2 2 2 2
5. 電力供給系統 (1)電力分配箱 (2)周波数コンバータNO1 (3)周波数コンバータNO2 (4)定電圧電源装置 (5)+15V電源ユニット	実験機及び搭載支援機器への電力供給 115V 400Hz AC 3相から115V 60Hz AC 単相へ変換 115V 400Hz AC 3相から100V 60Hz AC 単相へ変換 115V 60Hz AC単相からDC定電圧電源に変換(メイン系電源電圧の要求に適合する様、電圧降下分を補償して出力電圧を設定する。) 100V 60Hz AC 単相から+15VDC定電圧へ変換	1 1 1 1 1
6. 実験機制御監視パネル	・実験機へのコマンドを指令 ・実験機への供給電力 ・分離装置の制御及び作動確認	1
7. 巻取装置制御器	巻取装置による実験機の昇降制御	1
8. 搭載支援機器装備ラック	搭載支援機器装備用	1
9. アンビリカルケーブル	母機-実験機間のケーブル	1
10. ワイヤ・ハーネス類	母機、及び搭載機器相互間の接続用	1

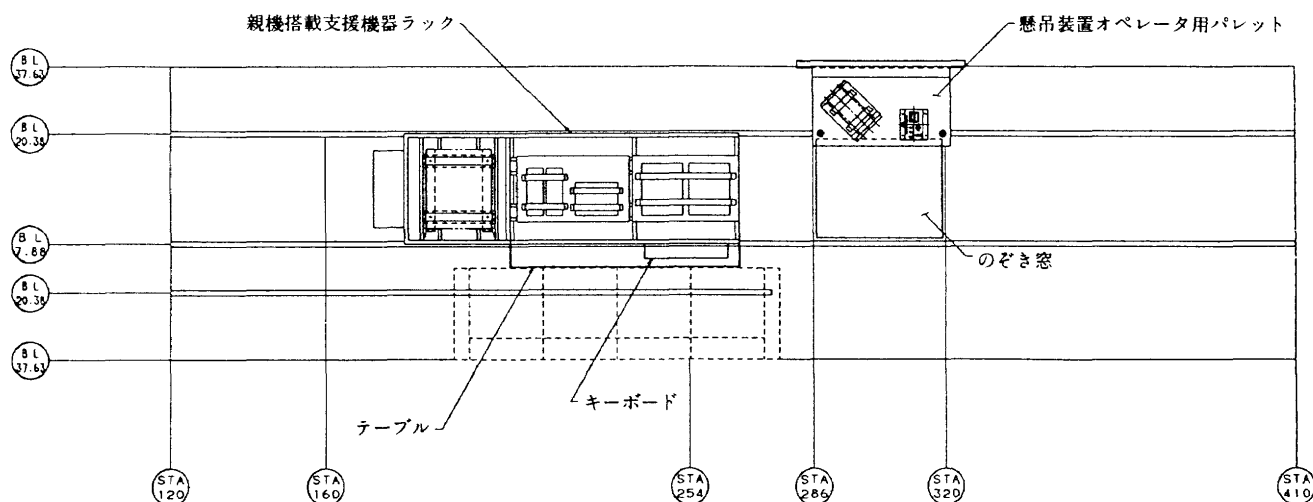


図6-3 母機搭載支援機器配置図(キャビン)

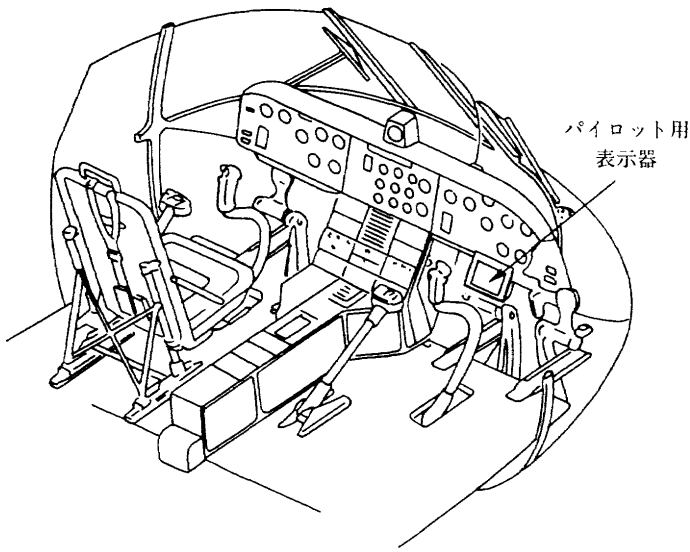


図6-4 母機搭載支援機器配置図(操縦席部)

監視用TVモニター、支援計算機表示器で機体の状況をモニタしつつ、巻取り装置による実験機の昇降制御や、実験機制御指令スイッチを操作する。また、ヘリコプタのパイロットは、航法グラフィック表示器の情報に基づいて機体を所期の実験機分離地点にまで誘導する。

母機搭載機器の配置図をキャビンと操縦席についてそれぞれ図6-3、6-4に示す。

母機系では、図6-2に示すように懸吊時の実験機に対して電力供給すると共に、母機搭載系にも電力を供給する必要がある。母機系は、28VDC系で400A、115V400HzAC系で20kVAの電力供給を行うことができる。母機の所用負荷を除いた電力余裕はそれぞれ28VDC系で254A、115V400HzAC系で5.4kVAである。現時点での負荷は表6-2にまとめる通りであるが、実験の実施に先立ち実際の電力余裕を測定し、十分に余裕のあることを確認して実験

を行う予定である。

6.3 懸吊装置

懸吊試験のために製作された懸吊装置では、図3-2で示されるように、母機に搭載される懸吊装置制御装置によって実験機の巻き下げ巻き上げを行うことができる。懸吊装置は、母機ロープ、懸吊架台(図6-5)、巻取装置、ロード・セル、分離装置(図6-6)及びジンバル装置(図6-7)から構成される。3本の母機ロープで吊り下げられる懸吊架台は実験機をワイヤによって巻き上げ、収納・保持する。このときに実験機を損傷しないように実験機胴体を押さえるスウェイブレスを取り付けている。また、架台の方向安定を確保するために尾部に方向安定板を有し、質量は約480kgである。実験機分離地点に近づくとケーブルを繰り出して実験機を懸吊架台からの1本吊り状態にする。吊り下げワイヤの長さは通常は4mであるが、非常時には母機がホバリング状態のまま、地上から実験機を切り離すことができるように10mまで延ばすことができる。ジンバル装置には機体とワイヤの成す角度について、ピッチ角及びロール角を計測するためのポテンシオメータが取り付けられている。一方、分離装置の直上にはロード・セルが装備され、吊り下げワイヤ荷重を計測し、上記角度情報と共に実験機にかかる空力荷重の推定に用いる。

6.4 懸吊装置台車

実験機を母機で懸吊するための作業に用いるため、懸吊装置台車(図6-8)を製作する。懸吊装置台車は、懸吊架台のみ、あるいは実験機と結合した懸吊架台をジャッキアップしたりジャッキダウンすることができる。実験前には、本台車上に搭載した懸吊架台をジャッキダウンして、台車の下に挿入された実験機に取り付ける。また、

表6-2 母機系から各負荷への電力供給値

電力負荷の区分			AC負荷換算値
実験機への供給区分	メイン系(定電圧電源出力 31VDC)	42A	2143VA
	アクチュエータ系(母機電源 28VDC)	40A	1400VA
母機搭載支援機器	28V DC負荷(動歪計等)	5A	175VA
	100V 60Hz負荷	845VA	1030VA
	115V 60Hz負荷	920VA	1136VA
合計			5984VA

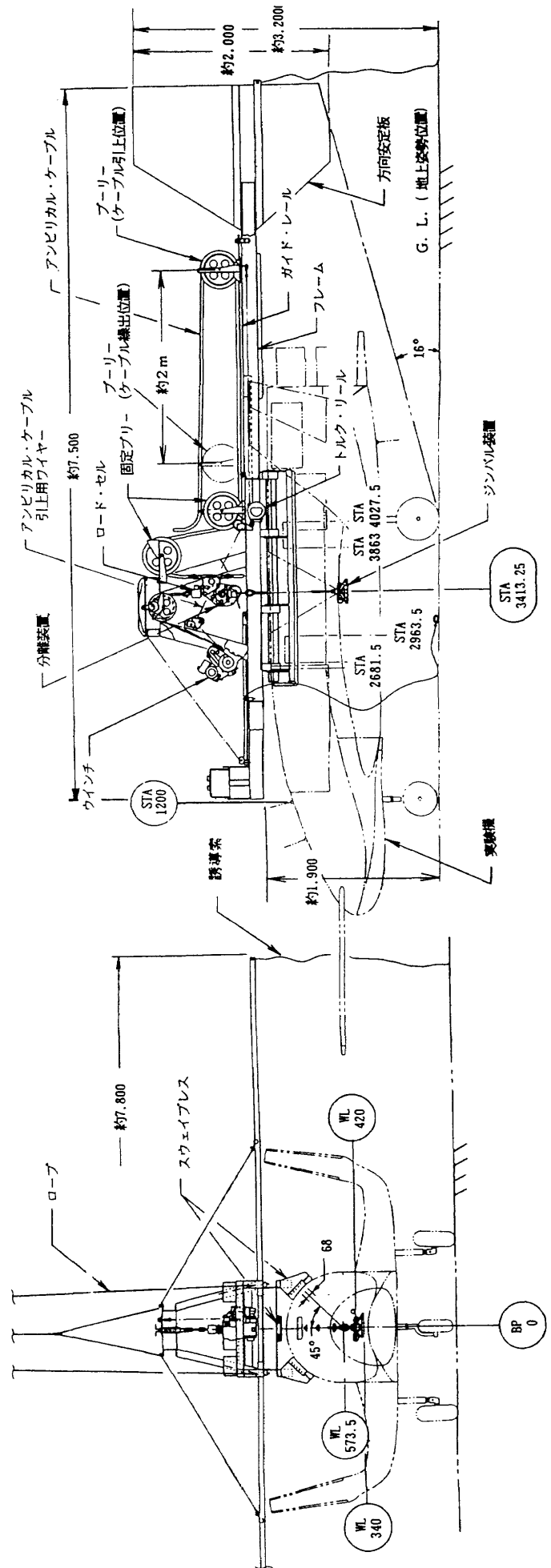
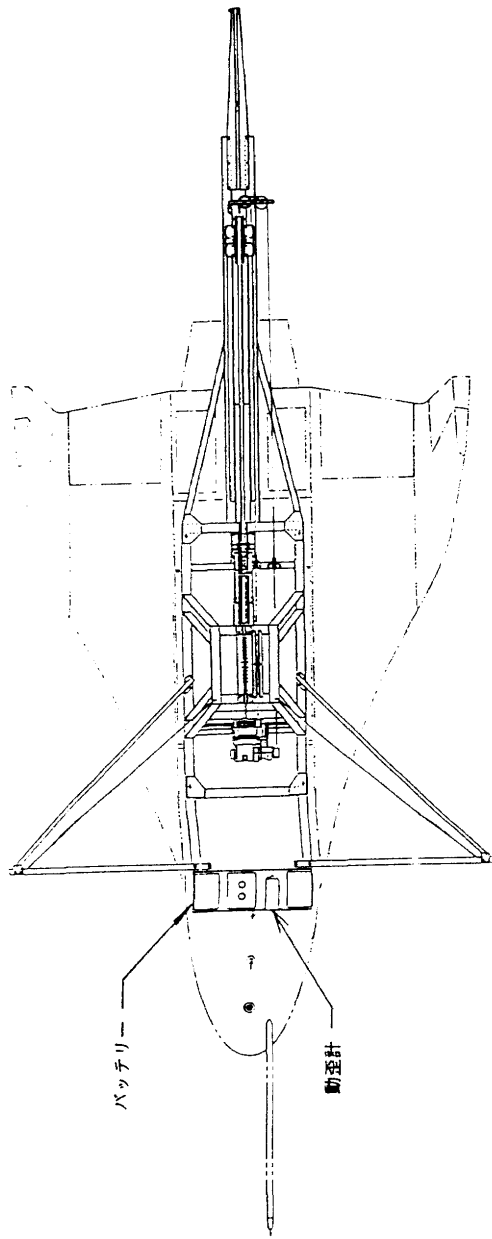


図16-5 懸吊架台

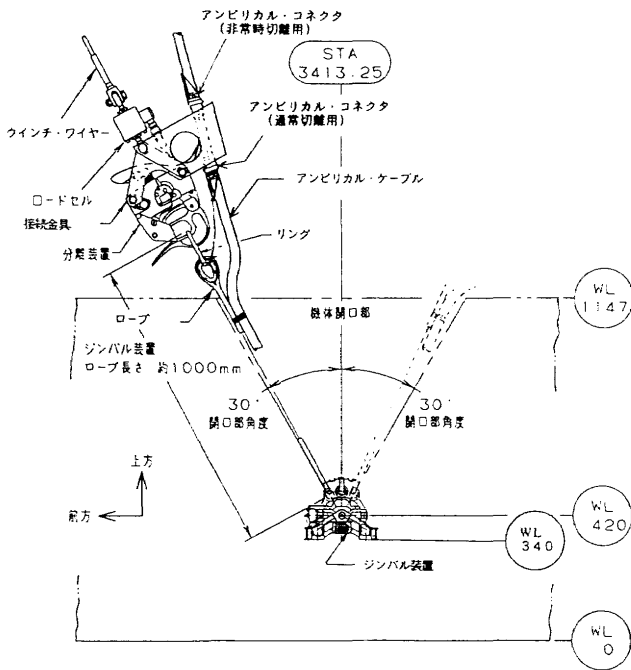


図6-6 分離装置の詳細

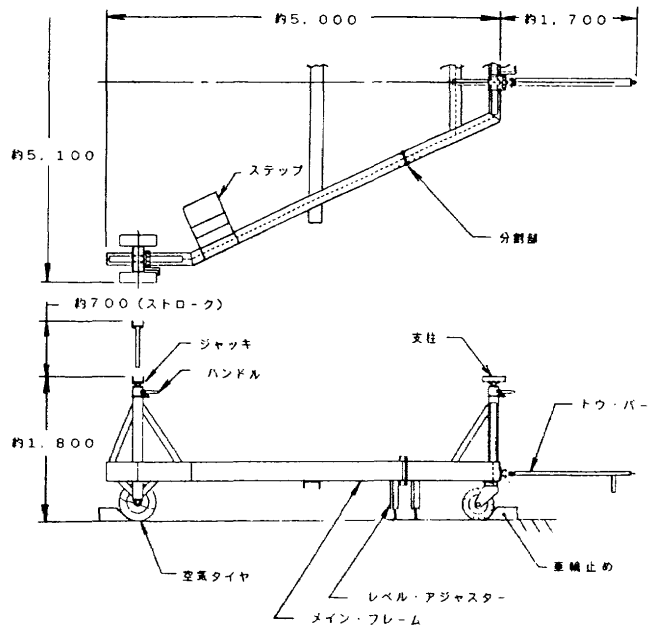


図6-8 懸吊装置台車

実験機を取り付けた架台を実験機ごとジャッキアップし、降着系の機能確認等を実施する。

第7章 地上支援システム

7.1 飛行管制系

飛行管制系は飛行管制卓、飛行管制演算装置、飛行管制ソフトウェアから構成され、実験を安全確実に実施するための総合的な管制を実施する。

7.1.1 非常系地上支援装置

地上側では非常系として、異常を判断するための監視装置および非常コマンド送信のための装置を整備する。コマンド送受信には、周波数321.5MHz、占有周波数帯域40kHzを用いる。送信のシーケンスは、先ずコマンド#1により実験機の非常回路を作動状態にし、その後コマンド#2により非常用パラシュート開傘と舵面セットによるロール開始を行わせる。コマンド#3は、コマンド#2のバックアップであり、これによっても同様の開傘とロール開始が行われる。

なお、電波リンク解析の結果、同コマンドシステムは想定運用の範囲で十分確実に受信されることが確認されている。

7.1.2 飛行管制卓

飛行管制系は、実験機の飛行管制、実験データのモニタ及びこれらのための演算を行うものである。本系には、縦方向及び横方向の飛行経路表示、機体情報表示、飛行シーケンス表示、テレメータデータ表示のためのCRT、

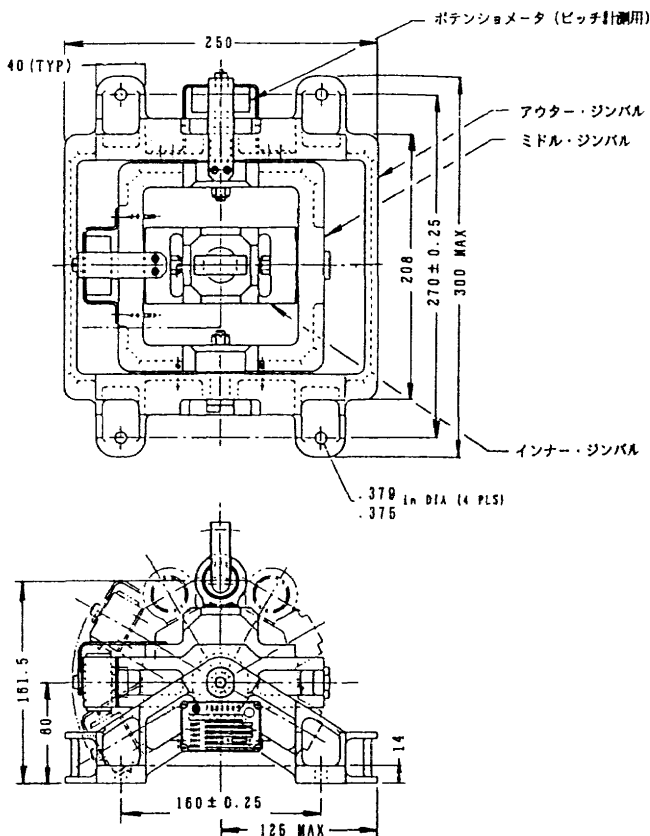


図6-7 ジンバル装置

これらの表示のための航法データ処理と飛行管制卓表示画面生成用飛行管制演算装置、非常コマンド送信装置、気象表示装置、実験状況モニタTV表示装置、画像データ記録装置が含まれる(図7.1-1)。

飛行管制卓では、実験の円滑な進行と飛行安全を確保するため、飛行管制演算装置で収集された情報を用いて、以下に述べる画面を表示する。

・飛行経路表示(図7.1-2)

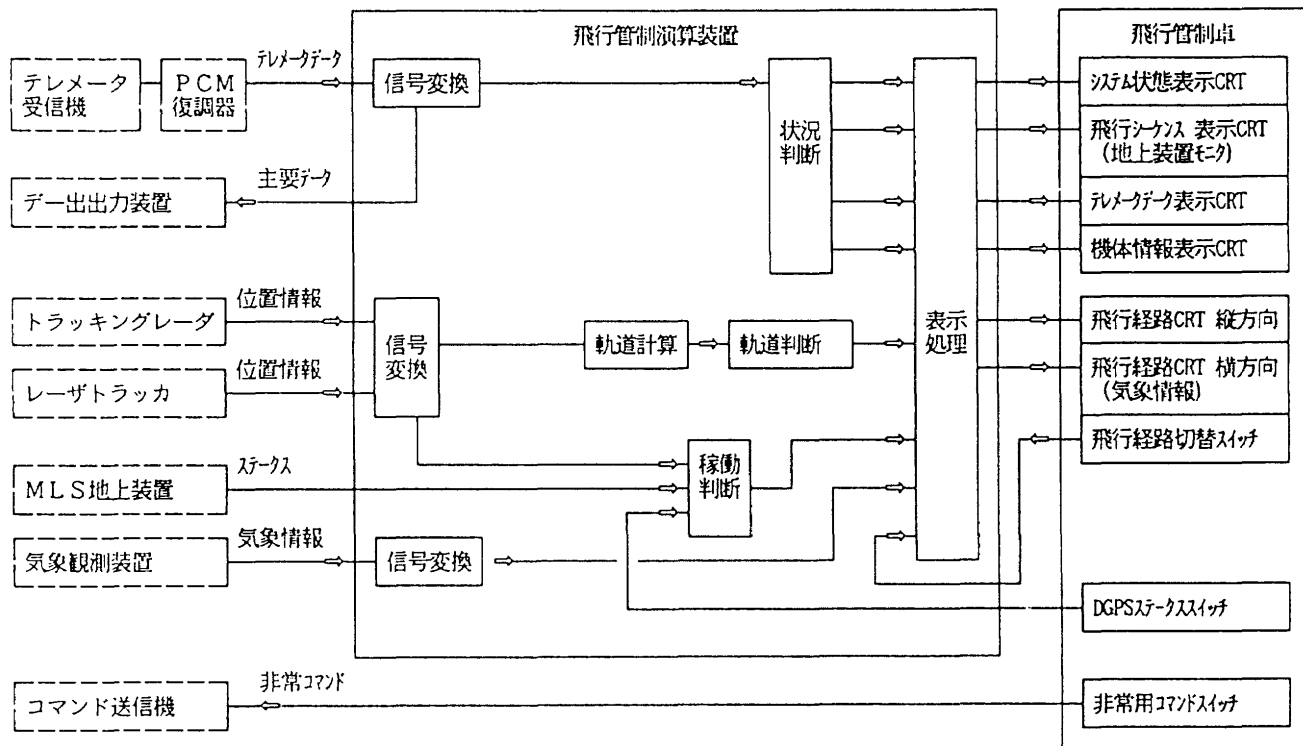


図7.1-1 飛行管制系機能ブロック図

トラッキングレーダデータ
レーザートラッカデータ
テレメータデータ

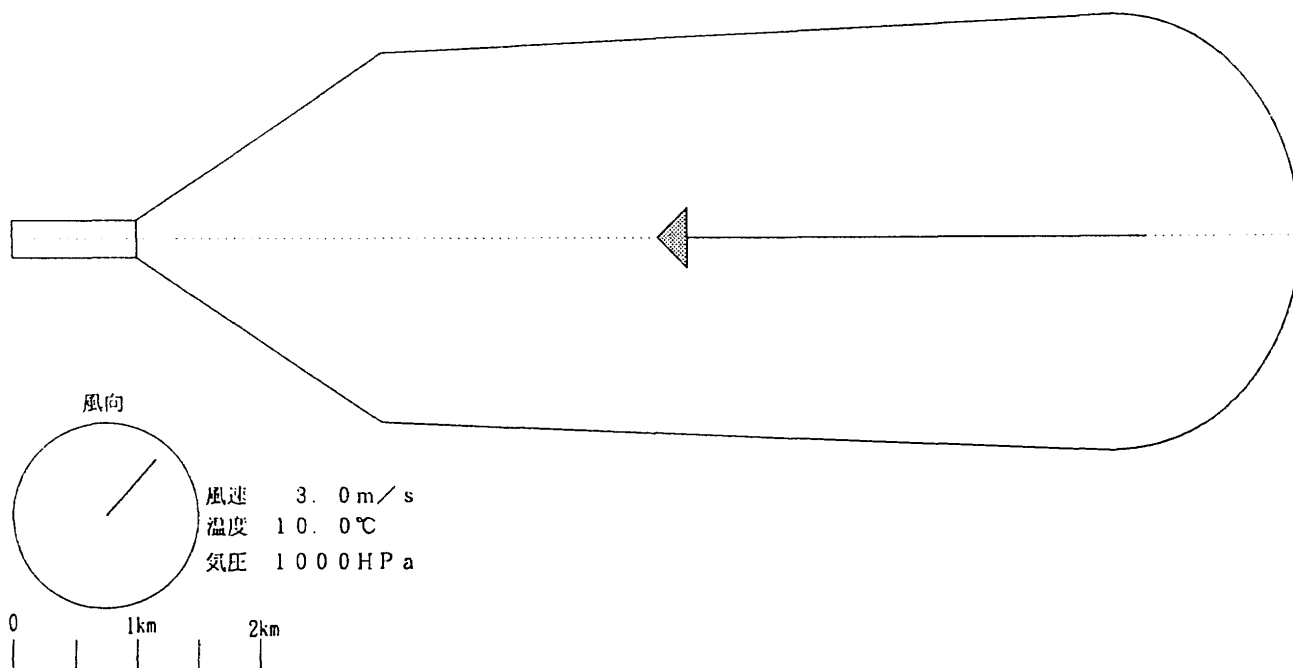


図7.1-2 飛行経路表示案

実験機の位置を逐次滑走路座標系の中に表示し、飛行実験区域を逸脱しないことを監視する。飛行経路表示のための情報としては、トラッキングレーダ、レーザトラッカ、テレメータデータの3種類がある。この順序の優先度で情報を用いることとし、それぞれの情報を用いることができないと判断される度に飛行経路切り替えスイッチによって情報源を切り替える。実験機の飛行経路があらかじめ定められた実験区域を逸脱することが確認された場合、非常用コマンドスイッチを入れ機上の非常系を作動させ、実験機を破棄する。

・機体情報表示(図7.1-3)

テレメータにより実験機から送信されるIMU出力姿勢、ADS出力迎角、横滑り角、対気速度、及び複合航法高度を統合表示する。

・飛行シーケンス表示(図7.1-4)

実験の飛行シーケンスに沿った実験の進行状況をテレメータデータに基づき表示する。また、非常系作動に関するシーケンスも表示する。

・テレメータデータ表示(図7.1-5)

テレメータで送信される全てのデータを画面の切り替

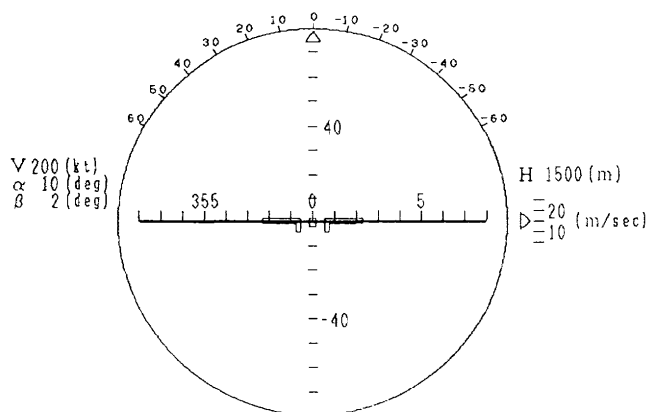


図7.1-3 機体情報表示案

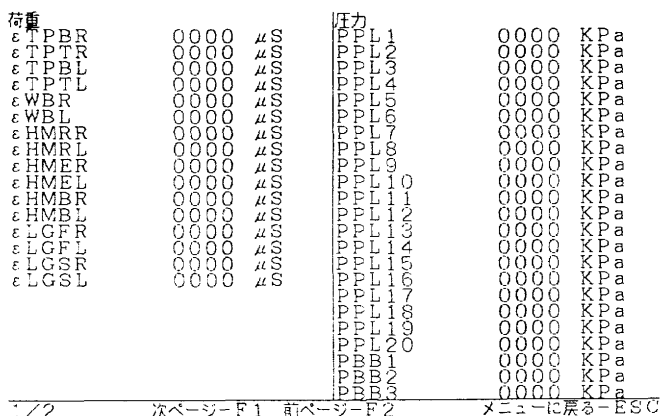


図7.1-5 テレメータデータ表示案

えによって数値データとして表示する。

7.1.3 飛行管制演算装置

PCM復調器を介して得られるテレメータデータ、トラッキングレーダ、レーザトラッカからの位置情報、気象観測装置からの気象情報等を取り込み、飛行管制卓の表示情報を作成する。本演算装置は、これらの演算を実時間で実施し情報を作成するため、ワークステーションを利用している。

7.1.4 気象計測装置

実験場に設置されている風向/風速計、温度計、気圧計からの気象観測データを取り込み飛行演算装置に出力するとともに、公衆電話回線からモデムによって各種気象実況値や予報情報を取り込み、画面に表示する。

7.1.5 実験状況モニタTV

実験場の安全監視のために3台のモニタTVカメラが設置される。また、トラッキングレーダ及びレーザトラッカでは実験機捕捉用にそれぞれ実験機をTVカメラでモニタする。これらの5種のTV画像情報を管制卓において監視できるようにするための表示装置を備える。

7.2 航法支援系

7.2.1 マイクロ波着陸システム地上装置

マイクロ波着陸システム(Microwave Landing System以下、MLS)は、5GHz帯のマイクロ波を使用し、広範囲にわたって方位角、高低角、距離の3次元情報を与える着陸システムである²¹⁾。(ただし、ALFLEXでは測距系を用いない。)その構成は、実験機に搭載される受信機(MLSR、5.4.1.2参照)と滑走路そばに設置される地上装置からなる。測角原理は、地上装置で、ある時間を基準とした空中線ビーム(方位角の場合は、水平面内で幅が狭く、垂直面内で幅の広い扇状ビーム)を等速度で往復走

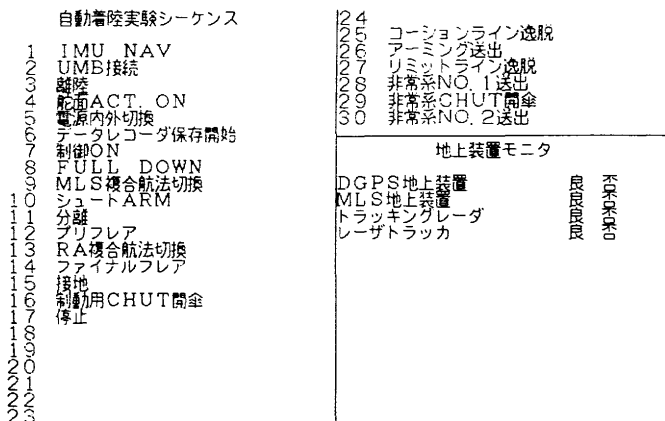


図7.1-4 飛行シーケンス表示案

査し、受信機でパルス状に受信された往路のパルスと復路のパルスの時間間隔を計測することによる。(図7.2-1参照)

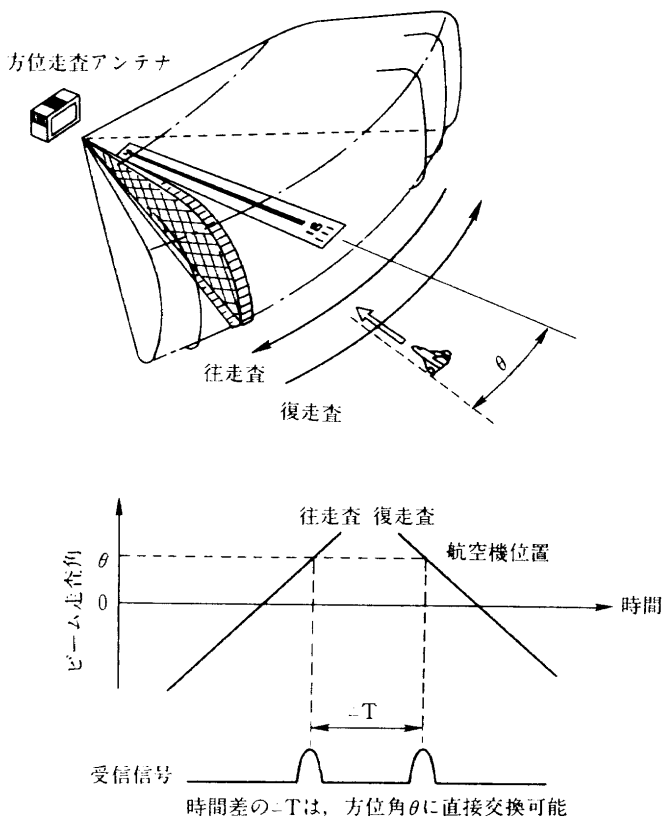


図7.2-1 MLS測角の基本原理

7.2.1.1 基本要素および構成

- MLS地上装置への基本要素は、以下のとおりである。
- 1)滑走路からの高低角計測用に高低誘導ビームを往復スキャンする。
 - 2)滑走路からの方位角計測用に方位誘導ビームを往復スキャンする。
 - 3)MLSRの動作に必要なデータ(基本データ)を送信する。
 - 4)高低誘導ビーム、方位誘導ビーム、基本データの送信タイミングを制御する。

以上の要求を満たすためのMLS地上装置の構成を図7.2-2に示す。進入機に対する高低角度情報を与える高低誘導装置、方位角度情報を与える方位誘導装置、各地上装置の動作監視を行う遠隔制御監視装置からなる。

7.2.1.2 主要諸元

MLS地上装置の主要諸元を表7.2-1に示す。航空機用のものと比較して以下の特徴を持つ。

- 1)高低角に関する所要覆域が、上方28°から40°に拡大されている。
- 2)距離に関する所要覆域が短いため。送信電力が小さい。
- 3)ビーム捜査アンテナをそれぞれ方位誘導装置および高低誘導装置のきょう体に収納し、装置構造を簡略化し、併せて、アンテナが風圧を受けないようにして、風の影響による測角誤差を減じた。

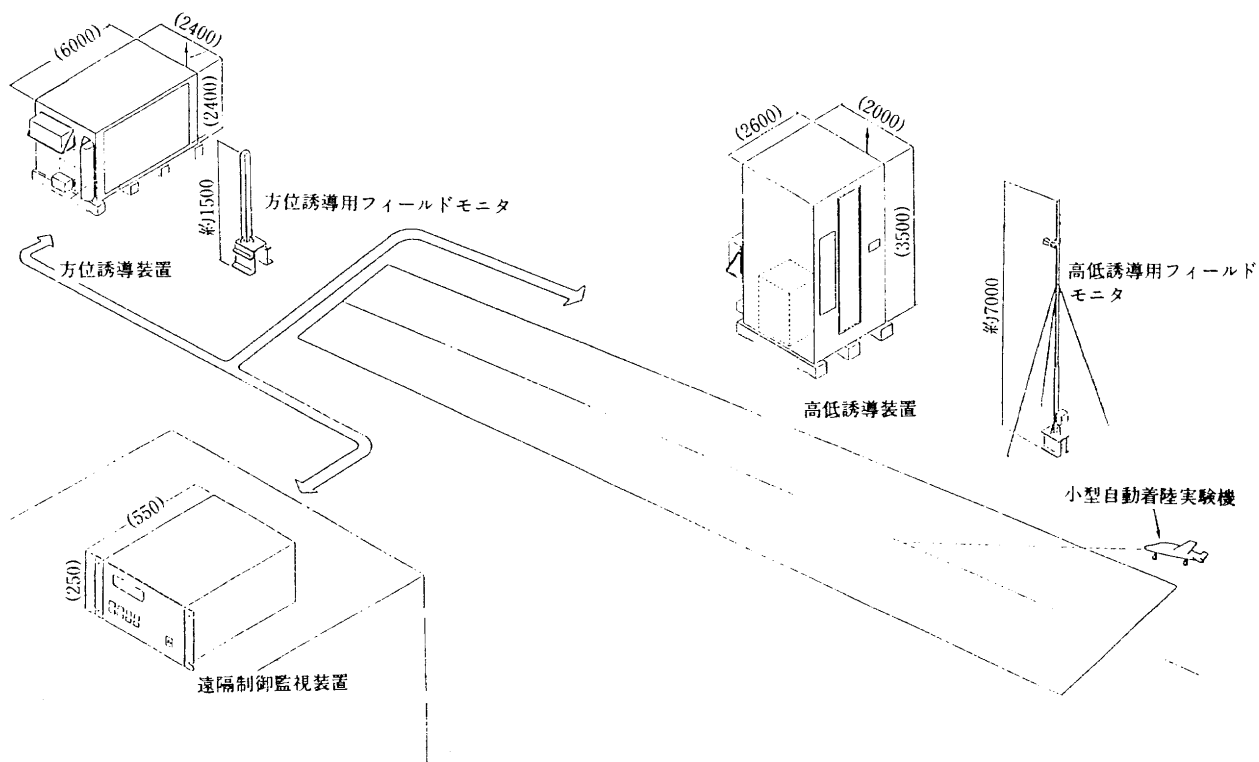


図7.2-2 MLS地上装置構成図

表7.2.1 MLS地上装置主要諸元

項目	方位誘導装置	高低誘導装置
送信フォーマット	民間航空機用に準拠した独自のフォーマット	
送信周波数	5031.0~5090.7MHzのうちの指定の1波	
送信機出力	1W以上	1W以上
偏波	垂直	垂直
ビーム走査方式	フェーズアレイ方式	フェーズアレイ方式
ビーム走査範囲	±42°	0°~42°
ビーム走査ステップ	0.2°	0.2°
ビーム幅(ボアサイト方向)	1.5°(水平面内)	1.5°(垂直面内)
滑走路進入端の誤差	0.030°(2σ)	0.088°(2σ)

- 4) 一方向進入のため、後方方位誘導装置がない。
- 5) 将来の往還技術試験機に対応する改修が容易である。

7.2.2 DGPS地上装置

DGPS地上装置は、ALFLEX機体に搭載されたDGPS受信機と組み合わせて、シュードライト方式GPS差分航法(DGPS航法)を行うための地上航法支援装置である。

DGPS地上装置の主要な機能は、GPS信号に含まれる誤差を推定しDGPS用補正データとしてALFLEXに送信することと、送信するシュードライト信号をGPS信号と同等な方式で変調することにより、DGPS地上装置自体が疑似的にGPS衛星と同等の役割を果たすことである。

7.2.2.1 構成

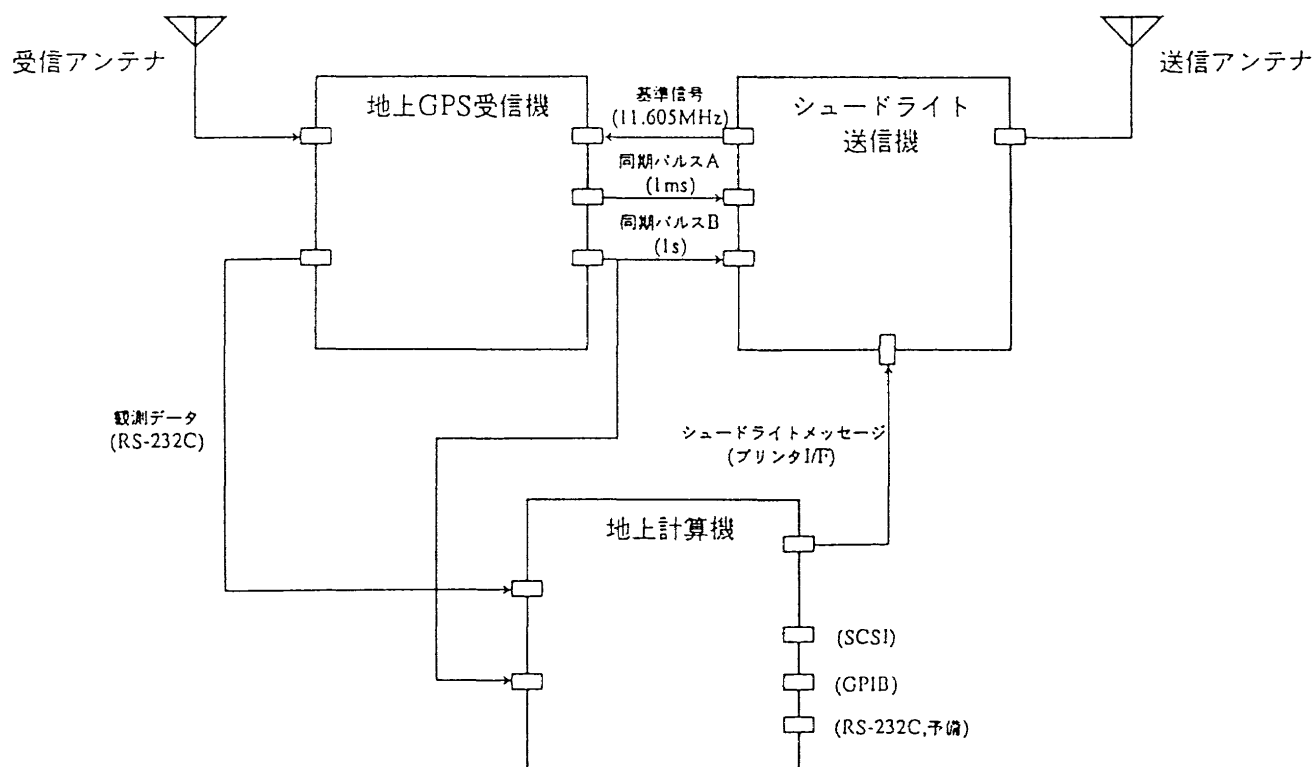


図7.2-3 DGPS地上装置の構成

DGPS地上装置の構成を図7.2-3に示す。地上GPS受信機では、GPS衛星から送信されるGPS信号を受信して観測データ/メッセージ等を解読した後に、それらのデータを地上計算機に出力する。地上計算機では、それらのデータと事前に求めた地上GPS受信機の位置データからDGPS用の補正データを計算し、送信用のシュードライト・メッセージとしてフォーマットしてシュードライト送信機に出力する。また、受信データ/送信データを記録する。シュードライト送信機では、シュードライト・メッセージと疑似ランダム符号(GPS信号と同じ符号系列)でBPSK変調し、シュードライト信号として、送信アンテナから送信する。

7.2.2.2 主要性能

地上GPS受信機は、可視範囲内のGPS衛星すべてを受信できるように8chのものを採用した。また、将来の高精度GPS航法の研究のために、搬送波位相を出力すタイプのものとした。地上計算機は、将来の拡張性を考慮して、処理能力の高いプロセッサ(i486DX-II(66MHz))を採用し、インターフェースに関しても、RS-232C、GP-IB、SCSIを予備として準備している。シュードライト送信機は、回線設計、干渉解析等を行い、電波法の規定を満足するように設計した。DGPS地上装置の主要な性能を表7.2-2に示す。

7.2.2.3 シュードライト信号

表7.2-2 DGPS地上装置の主要性能

地上GPS受信機	受信信号	GPS信号(L1,C/Aコード)	
	チャンネル数	8 ch	
	受信感度	-130dBm(LNA入力端)	
	出力データ	<ul style="list-style-type: none"> ・観測データ ・シュードレンジ ・デルタレンジ ・搬送波位相 ・衛星データ ・測位データ ・その他 	
	データ精度	シュードレンジ7.4m(1 σ) デルタレンジ9.5mm(1 σ , 1秒)	
	データ出力周期	受信データ	1秒
		衛星データ	12秒
地上計算機	プロセッサ	i486DX-II(66MHz)	
	インターフェース	RS-232C	4 ch
		GP-IB	1 ch
		SCSI	1 ch
		プリンタインターフェース	1 ch
シュードライト送信機	送信周波数	1624.61MHz	
	占有周波数帯幅	3.78MHz以下	
	送信電力(本体出力)	80mW	
	変調方式	BPSK(拡散レート1.023Mbps)	
	変調レート(拡散レート)	1.023Mbps	
	拡散符号系列	GPS C/Aコード NO.33~NO.37 M系列(10段シフトレジスタ, 帰還タップ3, 10)	
データ伝送レート	50,100,200,250bpsの内の1つ		

表7.2-3 シュードライトメッセージに含まれる主な情報

ヘッダワード	・プリアンプル ・メッセージタイプ ・Zカウント ・地上局ID, ヘルス ・フレーム長
TYPE 1 メッセージワード	・クロックオフセット ・シュードレンジ補正值 ・クロックドリフト ・シュードレンジ補正值変化率
TYPE 2 メッセージワード	・GPS衛星の軌道の違いによるシュード ライト補正值の差 ・エフェメリスの違いによるシュード ライト補正值変化率の差
TYPE 3 メッセージワード	・地上局位置(WGS84座標系) ・シュードライト信号のバイアス補正值

シュードライト信号は、中心周波数、拡散コード、データ伝送レートを除いてGPS信号と同じ変調を行っている。中心周波数は、一般GPS受信機に対する干渉を避けるためにGPS信号から約49MHz離している。拡散コードは、ICD-GPS-200において、シュードライト信号用に準備されたPRN No.33から37が使用できるほか、遠近問題を解決するために、M系列(10段、帰還タップ[3, 10])のコードを使用できる。データ伝送レートは、送信による時間遅れをできるだけ少なくするために、GPS信号が50bpsであるのに対して、シュードライト信号は、最大250bpsと設定した。

7.2.2.4 シュードライト・メッセージ

シュードライト信号で送信するシュードライトメッセージは、“RTCM SC104”を参考にして決定した。シュードライトメッセージには、3つのタイプがあり、各タイプのメッセージは、共通のヘッダワードとメッセージワードにより構成される。表7.2-3にシュードライトメッセージに含まれる主な内容を示す。

7.3 飛行計測系

地上支援システムのうちALFLEXの飛行計測系については、現在図7.3-1に示されるように滑走路端に設置するトラッキングレーダおよびレーザトラッカの運用が予定されている。以下に両者の運用目的や主要性能等について述べる。

7.3.1 トラッキングレーダ

ALFLEX機に限らず飛翔体、とくに無人機の飛行にお

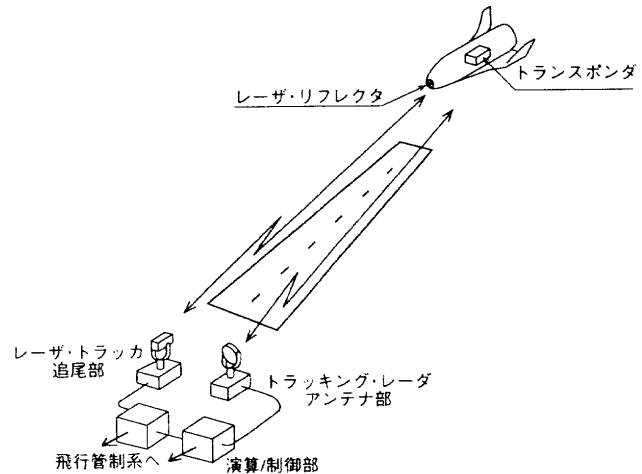


図7.3-1 トラッキングレーダ/レーザトラッカ配置図

表7.3-1 トラッキングレーダ主要性能

項目	内容
1. 総合静止精度	
測角精度	1.963×10 ⁻⁴ rad rms(0.2mil rms)
分解能	9.817×10 ⁻⁵ rad(0.1mil)
測距精度	5 m rms
分解能	1 m
2. 空中線型式	1.5mカセグレン型パラボラ(G=38dB以上)
3. 送信周波数	9825MHz
4. 送信出力	10KW
5. 受信感度	-92dBm
6. 機上トランスポンダ	
送信周波数	9875MHz
送信出力	1 KW

いては予想される飛行経路から機体が逸脱し、制御不能になった場合の安全性についての注意を払わなくてはならない。そのため、ALFLEXではこの安全モニタ用としてトラッキングレーダの運用による飛行位置計測を考えている。トラッキングレーダはALFLEXが所定の位置及び速度等から逸脱した場合に、非常用強制ロール及び非常用ドラッグシュートの開傘の判断基準データを実験指揮者に与えると共に、次の様な役割を持たせる。すなわち、a)後述のレーザトラッカの初期捕捉用としての運用、b)さらに測位精度上の問題はあるがレーザトラッカのバックアップとしての測位データ取得機器としての運用、である。本ALFLEX実験では航空宇宙技術研究所の「航空機地上追跡装置」(以下、レーダと呼ぶ)を使用することにした。本レーダはXバンドの周波数を用い、すでに当所の実験用航空機「B-65クインエア」やSTOL実験機「飛鳥」での運用実績を持ったレーダである。主要性能を表7.3-1に示す。

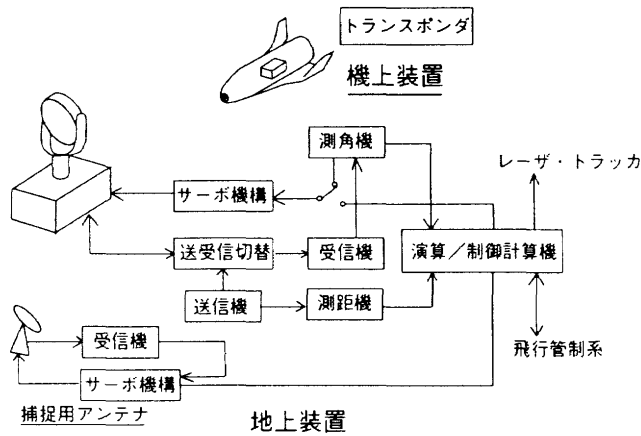


図7.3-2 トラッキングレーダシステムブロック図

本レーダはターミナルエリアでの航空機の飛行経路測位やガイダンスのため当所の飛行実験用として開発されたものである。従って、比較的測位精度が高く移動が可能な特殊用途のレーダであり、単に目標物の反射を捕らえる一次レーダとは異なり機上側にトランスポンダを持つ方式の二次レーダである。測位精度を高めるためにビーム幅を狭くとしているので飛翔体の初期捕捉が難しい。そのため指向性の広い捕捉用アンテナも用意され通常、最初にこのアンテナで飛翔体を捕捉し、これに本レーダのアンテナを追随させる運用を行う。本レーダシステムは図7.3-2のブロック図に示すように機上装置であるトランスポンダと地上装置から構成されている(ALFLEX実験に關係する部分のみ示す)。

地上よりALFLEXに向けパルス変調された電波を放射すれば、ALFLEX側でこの電波を受信し搭載されたトランスポンダにより地上に向けて応答の電波が発射される。地上装置のカセグレン型のパラボラアンテナでこの電波を受信することにより測距及び測角がなされる。測角については、アンテナ軸での角度検出とパラボラ・アンテナ内部の4つのホーンアンテナで受ける信号の強さによる角度差信号から角度を得ることが出来る。また、その角度差を比例した出力電圧によって高低角/方位角用サーボアクチュエータを駆動し、常に電波の入って来る方向にアンテナを向ける自動追尾を実現させている^{22),23)}。

7.3.2 レーザトラッカ

本ALFLEX実験の最大の目的の一つである航法誘導制御系の評価を行うために評価基準とする飛行経路(位置)の計測が必要である。これは搭載された航法誘導装置等とは完全に独立したものでなくてはならない。そのため機器としてALFLEXでは現在最も信頼性及び測位精度の高いと言われるレーザトラッカの運用を予定し製作を開始している^{24),25)}。製作されるレーザトラッカの主

表7.3-2 レーザトラッカ主要性能

項目	内容
1. 計測範囲	
方位角	$\pm 175^\circ$
仰角	$-10 \sim 90^\circ$
距離	300m~40Km以上(レーザ自動追尾, 快晴時) 50m~10Km以上(テレビ自動追尾, 快晴時)
2. 精度	
角度	0.1mrad(20秒角)以下(1σ)
距離	0.3m以下(1σ)(レーザ自動追尾時)
3. 追尾能力	0.524rad/s(30deg/s)以上, 0.524rad/s ² (30deg/s ²)以上
4. 測定能力	60回/秒
5. レーザの型	Nd-YAGパルスレーザ

要性能を表7.3-2に示す。

本レーザトラッカは図7.3-1に示す様にレーザリフレクタ(反射鏡)を持つ飛翔体に対して地上からレーザ光を発射し、その反射光を受けることにより測距、測角を行うものである。図7.3-3にそのブロック図を示す。性能以外の主な設計内容は次の通りである。

- レーザトラッカは基本的に可視範囲での運用の為、飛行位置の不確定な飛翔体の初期捕捉が難しい。そのため前記レーダによる位置情報を受信し、それによる初期捕捉を可能とさせる。
- レーザによる飛翔体の自動追尾はもちろん、レーザの反射が得られない時のテレビ・モードによる自動追尾(距離情報は得られない)も可能とさせる。
- 機上データとの照合のためにGPS受信機を装備し、これによる時刻タグをレーザトラッカのデータに付加できるようにする。

次に、本レーザトラッカによるALFLEX実験での評価機器としての検討を以下に述べる。現在、詳細設計で想定されている着陸精度基準を達成するための航法系精度基準において、ALFLEX機の母機からの分離時(レーザトラッカ設置の滑走路端より約3.5km)の位置基準は 1σ 換算で ± 25 m以内、滑走路接地時(同じく約800m)が ± 30 m(進行方向), ± 2.7 m(横方向), ± 0.3 m(高度方向)である。従って、進行方向に対してレーザトラッカの距離精度が0.3mであるので十分評価を行うことが出来る。一方、レーザトラッカの角度精度は0.1mradであるのでALFLEX機分離地点では横、高度方向に対して約0.35mの距離換算になる。従って、十分評価が可能である。また、接地地点でも横、高度方向に対して約0.08mの距離換

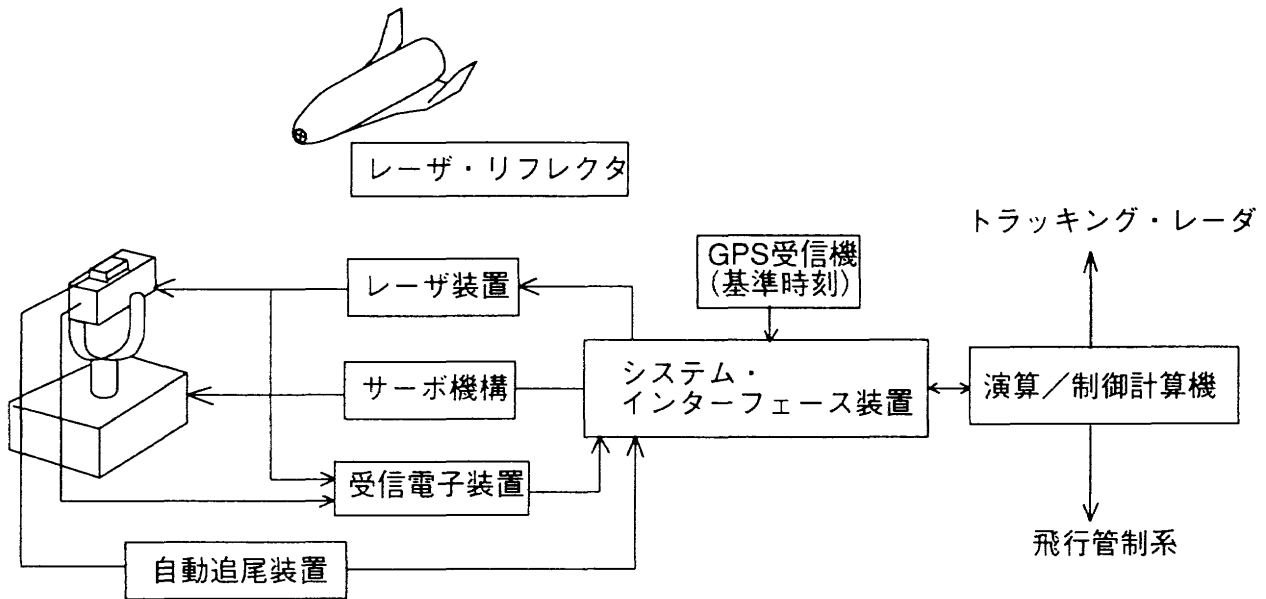


図7.3-3 レーザトラッカ・システムブロック図

算であるのでレーザトラッカによる評価が十分可能であることが想定される。但し、これにはレーザトラッカの設置時のアライメント誤差が含まれていないのでレーザトラッカのデータにバイアス誤差が生じる可能性があることに注意しなければならない。

7.4 データ解析系

小型自動着陸実験機による自動着陸技術の実証、低速飛行性等の技術課題を評価するためには、懸吊飛行試験及び指導着陸実験において必要な計測データを取得するとともにそのデータを解析することが重要である。データ解析結果は、実験機の飛行実験を進めていくうえで必要な技術判断資料を提供し、次回への飛行実験の可否判断や実験実施条件の設定等に用いられるとともに、今後予定されている往還技術試験機的设计開発に反映される。

データ解析系のシステム構成を図7.4-1に示す。このシステムの主な機能は、

- (1)リアルタイムデータ保存処理
- (2)オフラインデータ読み込み処理
- (3)実験解析用1次処理データファイル作成
- (4)解析及び評価

などである。これらの処理はUNIXワークステーションで行われる。以下、これらの機能について述べる。

7.4.1 リアルタイムデータ保存処理

飛行実験が実施されているときに、実験機の通信計測系からテレメータで送られてくる飛行データ、航法データ、機体表面圧力データ、懸吊データ等のテレメータ及び地上計測設備(レーザトラッカ、トラッキングレーダ及び気象観測装置)から有線で送られてくる各種データは、

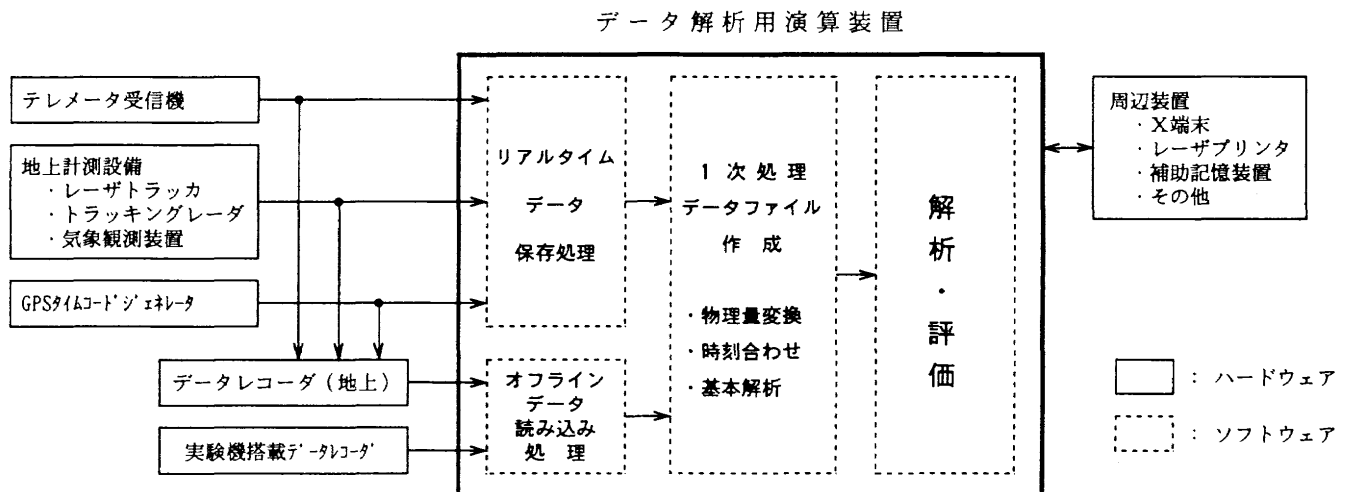


図7.4-1 データ解析系のシステム図

飛行管制系で用いられるとともに、データレコーダ(磁気テープ)に記録される。また同時に、データ解析用演算装置のハードディスク上にデータファイルとしてリアルタイムで収録される。

機上データ及び地上計測設備データの時刻はGPS時刻を基準として時刻合わせが行われるが、トラッキングレーダ及び気象データは時刻データを持たないためにGPSタイムコードジェネレータにより、時刻タグが付加される。

7.4.2 オフラインデータ読み込み処理

オフラインデータ読み込み処理は、飛行実験終了後、地上のデータレコーダ及び実験機に搭載された半導体メモリ型データレコーダに対して行われる。迅速性を図るために、解析は主にリアルタイムで記録されるハードディスク上のデータファイルに対して行われ、データレコーダに記録されるデータは予備として取り扱われる。すなわち、地上のデータレコーダはリアルタイムでのデータ解析用演算装置のハードディスク上へのデータ保存が失敗した場合に、また半導体メモリ型データレコーダはテレメータデータに欠落が生じた場合にそれぞれ用いられる。ただし、半導体メモリ型データレコーダは、最大記録時間が2分間であるために、自動着陸実験にのみ使用される予定であり、懸吊飛行試験時はテレメータデータのみである。

7.4.3 1次処理データファイル作成

飛行実験終了後直ちに、データ解析用演算装置のハードディスク上に格納された生データを基に、1次処理として、物理量変換及び時刻合わせ処理を行うとともに、各解析に共通に必要なデータ(レーザトラックデータの滑走路座標系への変換、センサー取付位置補正等)の計算を行い、解析の基準となる1次データ処理ファイルを作成する。

時刻合わせは、センサーによるデータ検出後記録されるまでの遅れ時間の補正処理を実施し、GPS時刻を基準として機上データと地上計測設備データの統合化を行う。また、機上データのサンプリング周波数は航法誘導制御計算のマイナーサイクル80Hzを基準に40、20、10Hz等種々のサンプリング周波数が混在し、また地上計測設備のレーザトラック等のサンプリング周波数は60Hzである。解析の利便性を考慮し、線形補間によりマイナサイクル(80Hz)毎に全データを作成することを基本とする。

7.4.4 解析及び評価

1次処理データファイルが作成された後、直ちに解析及び設計データとの比較が行われ、その後の飛行計画策

定の判断資料を提供する。実験の進行に必要な解析は試験終了後直ちに実行し、今後の設計に反映するための解析で、実験の進行には直接関係しないものは、全実験終了後に実施する。以下に飛行実験の遂行に必要な主な解析内容を示す。

(1)時歴、クロスプロット及び数値データ出力

飛行実験において最も基本的かつ重要な解析は得られた計測データの時歴であり、時歴の詳細な観察によって種々の技術判断が可能となる。本機能は解析の中心をなすものであり、任意に指定される計測項目と時間帯の飛行データの時歴、クロスプロット及び数値データをX-ウィンドウまたはレーザプリンタへ出力する。

(2)航法誘導制御系解析

本実験機は無人であり、機体を所望の位置に接地着陸させるためには、航法誘導制御系が重要な役割を果たす。

航法系の評価は、機上で種々の航法装置から算出される実験機の位置と地上に設置されるレーザトラックによって測定される実験機の位置を比較することによって行われる。この解析は特に懸吊飛行試験時において重要であり、航法精度を確認したうえで自動着陸実験に移行する。

誘導系の評価は、自動着陸飛行実験において、基準軌道からの機体のズレ、接地点の精度、ステアリング特性、制動特性、着陸距離等によって行われる。

制御系の評価は、懸吊飛行試験で実施される各種コマンド及び操舵入力に対する機体運動時歴から、固有振動数、減衰率等を求めることによって行われる。

(3)誘導制御コマンド確認解析

航法誘導制御系の機能確認は、開発時に航法誘導制御系試験のハードウェア/ソフトウェア適合試験によって十分に行われる予定であるが、実飛行環境下においてもその機能を確認することが飛行実験を進める上で重要である。実機搭載の誘導制御則と同じアルゴリズムのプログラムを製作し、飛行データに基づき誘導制御コマンド信号、アクチュエータ制御信号を算出し、計測される誘導コマンド及びアクチュエータ制御号等と比較することによって誘導制御系の機能確認を行う。

(4)空力特性解析

懸吊飛行試験データより空力特性を求め、風洞試験データと比較し、その差が設計時に定められた許容誤差範囲内にあることを確認しながら飛行実験を進めて行く。自動着陸飛行実験から得られる飛行データからも空力特性、地面効果特性等を算出し、懸吊飛行試験の有効性を確認するとともに、風洞試験データ等空力性能推算の妥当性を評価する。

飛行実験終了後、上記で述べた解析についてそれぞれ詳細な検討が行われると同時に、下記に示す解析を実施

する予定である。

- ・振動及び飛行荷重解析
- ・空力微係数解析
- ・表面圧力解析
- ・航法機器誤差モデル解析
- ・複合航法方式の比較評価

第8章 着陸実験場

ALFLEX飛行実験は無人機を自動着陸させる性格より飛行実験に際しては実験場の場所の選定、規模の設計において地域及び空域の安全性が確保できる事が最大の条件となる。地域条件としては飛行領域はむろん、異常時の落下分散領域には人家等がない事、水上の物件等については事前に危害防止の為の措置が行われている事、着陸帯においては滑走路を逸脱した場合でも緩衝帯を設ける等安全を確保する必要がある。空域を定める場合は実験機に異常飛行時の分散範囲を極力狭くする対策を行い、当該空域の航空交通の障害とならない様に考慮する必要がある。

着陸実験場の場所は開発効率、経済性、輸送、整備性等考慮して国内の方が有利であるが安全性の面において既存の国内空港では実施不可能である事から国内だと新規開発の着陸場或いは海外を考慮する必要がある。本設計においては国内の着陸場を前提にICAOなどの関連法規を適用して設計を行った。

8.1 実験場構成

実験場は実験機が母機に懸吊され進出経路にいたる迄の区域及び電波高度計用平坦地より滑走路進入端通過、着陸、地上滑走、停止、地上格納の為の施設地区へ誘導する迄の区域を着陸区域とし、それ以外、実験機の進出経路での懸吊上昇水平飛行、懸吊切り離し、滑空、異常落下分散領域、保安区域、管理立入禁止区域を実験区域と定めその総称を実験場と名称する。図8-1にその構成を示す。

8.2 着陸場区域

着陸場区域は実験機が着陸の為電波高度計の使用を開始する電波高度計用平坦地から始まり滑走路に進入、接地、停止、地上誘導までの着陸帯域内及び着陸誘導航法装置等の設置帯並びに緩衝帯を含む部分の着陸帯地区と飛行実験実施にあたっての実験指揮、管制、データ処理、機体整備等を行う実験施設地区により構成する。設計の結果は配置図を図8-2に示す。

8.2.1 着陸帯地区

実験機が滑走路から逸脱した場合でも実験機の損傷を

軽微にし、隣接地の安全を確保する為滑走路端及び側方に緩衝地帯を設ける。保安対策として必要に応じ防護側溝、及び制動防護柵を設ける。設計結果を表8-1に示す。

8.2.2 実験施設地区

着陸と隣接した場所に安全地区を確保し地上施設(エプロン、実験管理棟、格納庫/整備棟、実験員棟)、計測装置(レーザートラッカ、トラッキングレーダ)、誘導機器装置(MLS方位誘導装置、DGPS地上装置)などを設置する実験施設地区を設ける。又滑走路と当該区域のエプロンまでは誘導路を設ける。着陸帯との境界には必要に応じ開閉式の制動防護柵、防護側溝等の保安対策を講じる。

8.3 実験区域

実験場

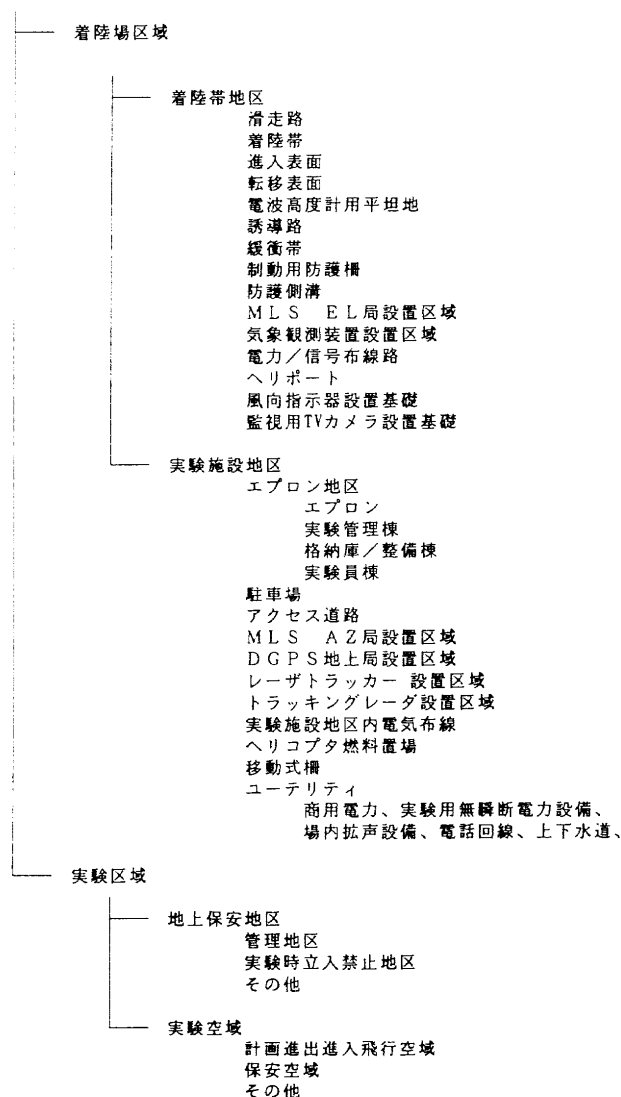
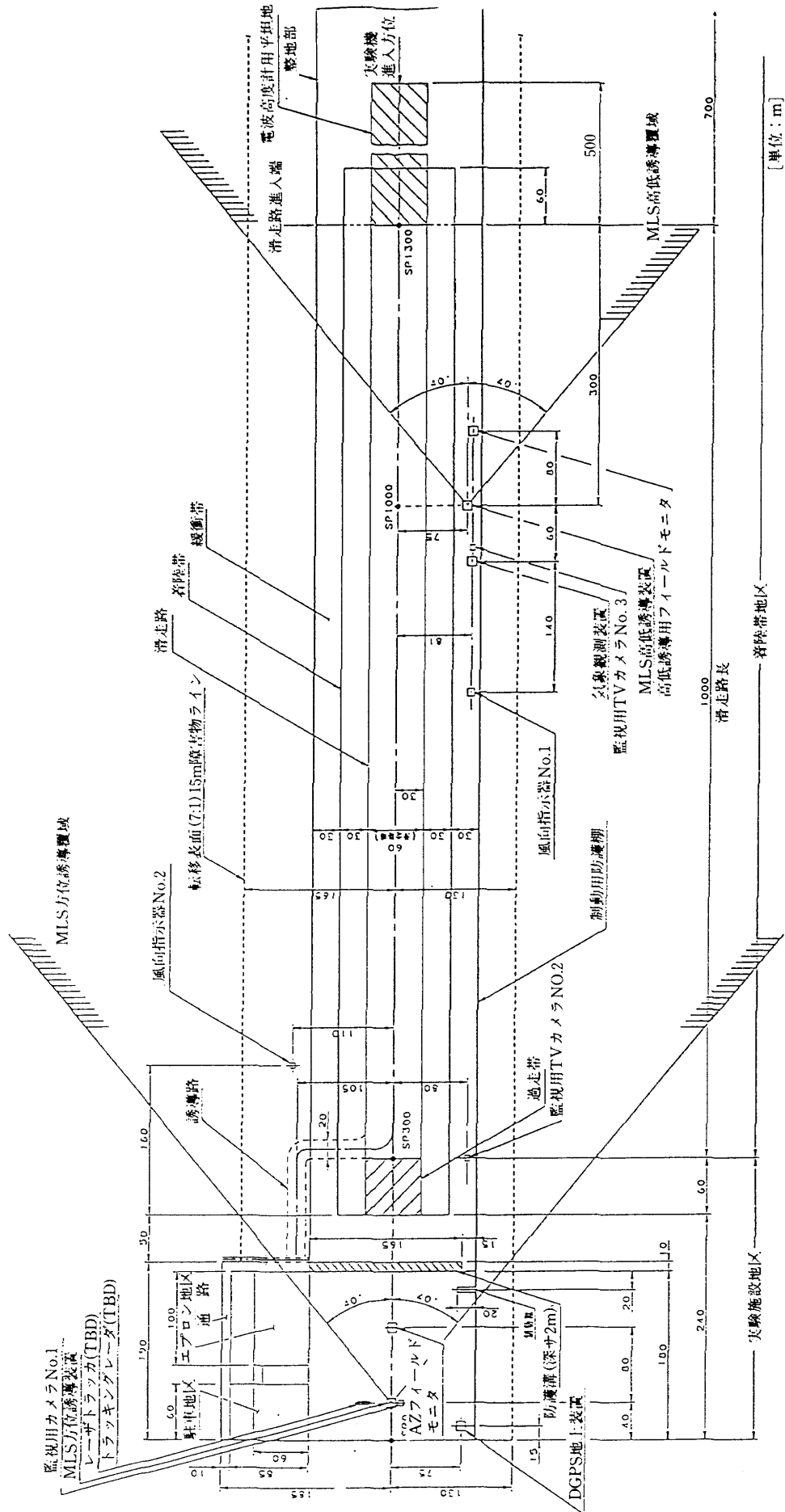


図8-1 実験場構成



[単位: m]

図8-2 実験場施設配置

表8-1 着陸地帯の設計(1/2)

項目	設計要求	設計根拠及びその他
滑走路	滑走路長：1000m 滑走路幅：60m 最大縦断勾配：1% 最大横断勾配：1.5% 路床強度：CBR4以上 表面の粗さ その他考慮要件 水はけの良さ/均一性 摩擦係数 μ のレベル/均一性 砂塵	小型自動着陸実験機要求書による 要求滑走路長1000mより本着陸場を航空法施行規則79条G級着陸帯相当として設計 MIL-A-8862A相当 着陸時平均摩擦係数 $\mu=0.3$ 以上
着陸帯	着陸帯長さ：1120m 着陸帯幅：120m 最大縦断勾配：2% 最大横断勾配：2.5%	航空法施行規則79条G級着陸帯要求条件を適用 長さ：滑走路長辺両側に60m(過走帯)延長した部分 幅：滑走路縦方向の中心線より両側60m迄の部分
進入表面	勾配：1/50 進入区域：着陸帯短辺より3000m迄 幅：上記位置で1200m	実験機進入側のみを設定 実験機の最終進入経路角を1.5度を満足する航空法上最低の進入表面
転移表面	勾配1/7 幅：滑走路中心より片側314m	航空法施行規則79条G級の要求条件を適用
電波高度計用平坦地	長さ：滑走路進入端より500m 幅：60m 最大縦断勾配：2% 最大横断勾配：2.5%	制御則設計要求による
誘導路	誘導路区間：滑走路～エプロン地区 誘導路幅：20m(18m) 勾配/平坦度：実験期の移動に支障の無い事(勾配3%/1.5%)	滑走路、エプロン地区の実験機の移動に使用 航空法施行規則79条G級の要求を参考とする
緩衝帯	着陸両外側30mの幅を確保する	実験機が逸脱した場合の損傷を軽微に抑え、又隣接地の安全を確保する為緩衝帯を設ける。
制動防護柵	実験施設地区実験要員及び隣接地の安全の為緩衝帯の外側及び実験施設地区との境界に制動防護柵を設ける	現地の状況を勘案し管理地を逸脱しない様考慮する
防護側溝	実験施設地区実験要員の安全の為実験施設地区との境界に防護側溝を設ける	MLS AZ局電波障害とならない様防護側溝の設置を考慮する
MLS EL局設置	設置位置 滑走路縦断方向：滑走路進入端より300m 滑走路横断方向：滑走路中心線より75m 覆域範囲内に干渉する障害物が無い事	ICAO推奨範囲内で実験機の接地点近傍で中心線より内部転移表面(運輸省内規)1/3を満足する最も近い位置とする
気象観測装置設置	設置位置 滑走路縦断方向：滑走路進入端より330m 滑走路横断方向：滑走路中心線より81m	観測点高の10倍の半径内に障害物が存在せず内部転移表面を満足する位置とする
風向指示器設置	設置位置 滑走路縦断方向：滑走路進入端より500m 滑走路横断方向：滑走路中心線より81m	観測点高の10倍の半径内に障害物が存在せず内部転移表面を満足する位置とする
ヘリポート	大きさ：20×30m 転移表面/進入表面	航空法施行規則79条を適用 想定ヘリコプタの1.2倍とする
電力/信号布線路	設置方法：幅400mmU字溝内布設電力/信号線用U字溝間隔は300mmとする	電力線と信号線は電磁干渉が無い様考慮する

表8-2 実験区域の設計(2/2)

項目	設計要求	設計根拠及びその他
実験空域	全長：8.7km 最大幅：1.2km 最大高度：1500m 安全対策：飛行実験にあたっては空域の航空機及び船舶に対して立入制限の航空情報の発出を依頼する	航空法に従い実験空域所轄空港事務所に航空情報の発出依頼を行う
地上保安空域	範囲：実験空域に接する地表面、及び海上の該当地区を地上保安地区とする 安全対策：関係者以外は無人を前提として地上保安区域を立入制限等を保安処置を講じる	実験機の異常発生時、非常用シシュートを開傘し実験機が地上に落下する範囲を定め地上保安区域とする

実験区域は当該飛行実験を行う際の上空及び地上の安全確保を目的に設定する区域を表し、地上保安地区と実験空域を設定する。実験区域の設計結果を表8-2に実験区域図を図8-3に示す。

等を施し、関係者以外は無人とし立入制限等の保安処置を行う。着陸場区域外への危害防止対策として必要に応じ制動防護柵を設ける。着陸場区域の着陸帯地区は無人とする。

8.3.1 地上保安地区

実験空域は飛行分散範囲を限定する方式をとり、接する地表面又は海上の当該地域は保安対策として防護措置

8.3.2 実験空域

異常飛行に対する落下分散範囲の限定を前提とした空域を設定する必要がある。

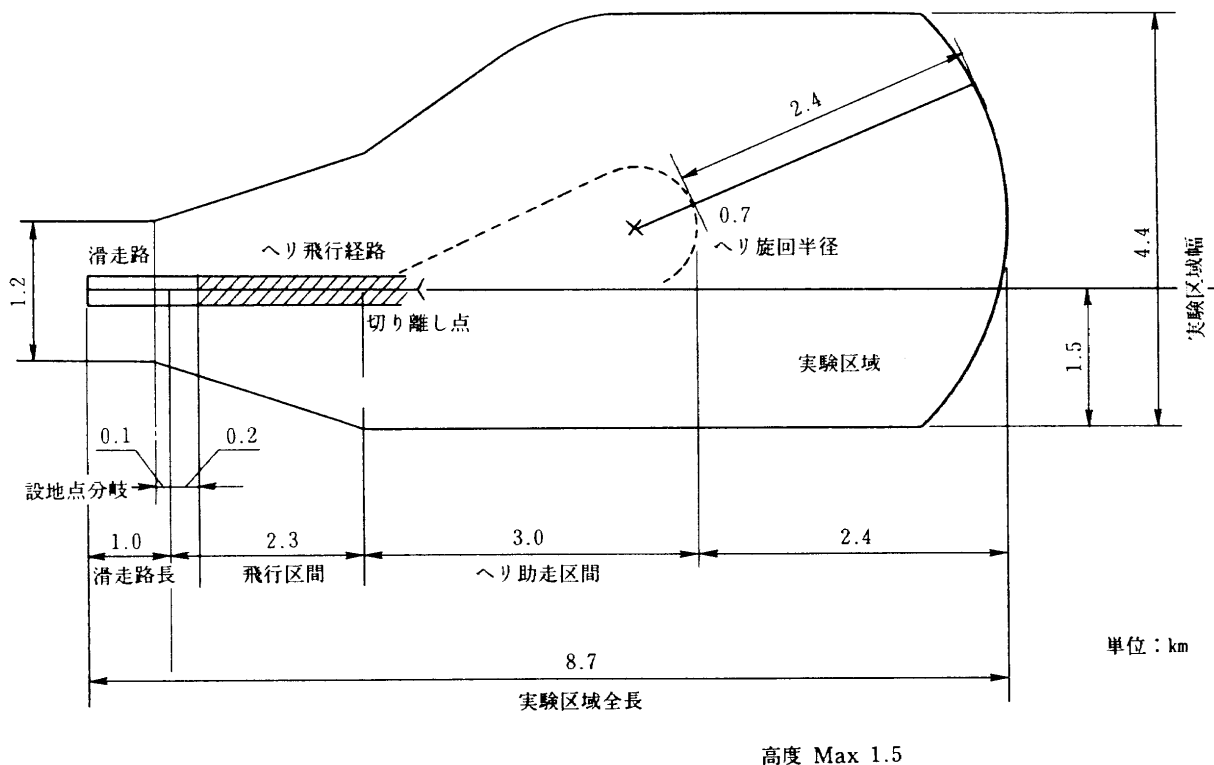


図8-3 実験区域図

第9章 あとがき

我が国の次世代の宇宙開発のテーマとして検討されているH-II打上げ型有翼宇宙往還機(HOPE)の研究の一環として進められてきている小型自動着陸実験(ALFLEX)設計結果を報告としてまとめた。

無人機の自動着陸という我が国をはじめ世界でもほとんど例をみない難度の高い技術開発である。開発のプロセスは技術的にステップを踏んで進めることを設計の指針とした。ジンバル懸吊という初めての試みもその現れである。

今後は本設計に基づいて製作及び評価試験を行い、最終的に自動着陸実験に臨む計画である。

HOPE開発は我が国の次期宇宙プロジェクトであると同時に、国立研究機関であるNALと特殊法人のNASDAが共同の実施体制を組んで恒常的に同一場所で業務を行うという新たな研究実施体制への試みという意味も持っている。実際ALFLEXではNALとNASDAの技術者がNAL敷地内のHOPE技術開発室で共同作業を行うとともに、メーカーの技術者と合同設計会議をもち、設計作業を進めてきた。その結果我が国航空宇宙関連の技術者の衆知を集めた設計がまとまったと考えている。今後はALFLEX飛行実験もこれら技術陣の総力を結集して実施することとしている。そこで得られる飛行実験結果について後日報告することを楽しみにしている。

本設計を進めるに当たり多くの関係者にご協力いただいた。ここに関係各位に厚く御礼申し上げます。

参考文献

- 1) NAL/NASDA HOPE研究共同チーム：宇宙往還技術試験機の基本構想，航技研特別資料SP-23，NASDA-SPP-94001，1994.2
- 2) 永安正彦，他：HOPE用実験機構想とその現状について，日本航空宇宙学会年会，1992.4
- 3) NASDA資料：プロジェクト計画書 小型自動着陸実験，DR-93-4006，-1993
- 4) 宇宙往還輸送機誘導制御システム仕様ベースライン(TK-EG2025C)，宇宙開発事業団，1987年12月
- 5) 滝沢悦貞，他：HOPEの誘導制御技術の研究，日本航空宇宙学会誌，Vol.39 No.454，pp.615-622，1991年11月
- 6) MIL-F-9490D，Flight control systems-Design，installation and test of piloted aircraft，general specification for.
- 7) MIL-F-8785C，Flying qualities of piloted airplanes，1980.
- 8) Savely, R.T., Cockrell, B.F., and Presser, P. : Shuttle Navigation Overview, AIAA 82-1558, AIAA Guidance and Control Conference, San Diego, California, August 1982.
- 9) Tsikalas, G.M., :Space Shuttle Autoland Design, AIAA Paper 82-1604, AIAA Guidance and Control Conference, San Diego, California, August 1982.
- 10) Kafer, G.C. :Space Shuttle Entry/Landing Flight Control Design Description, AIAA 82-1601, AIAA Guidance and Control Conference, San Diego, California, August 1982.
- 11) Matsumoto, S. et al :DGPS Navigation experiment for HOPE Autoland, 2nd ESA International Conference Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems, April 1994.
- 12) Miyazawa, Y., Ishikawa, K., and Fujii, K. :Guidance and control law for automatic landing flight experiment of a reentry space vehicle, AIAA-93-3813, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Monterey, CA, August 1993.
- 13) Miyazawa, Y., Ishikawa, K., Fujii, K., Sagisaka, M., and Kanou, Y. :Guidance and control for reentry space vehicle automatic landing flight experiment, The 1st PICAST, pp. 284-289, Tainan, Taiwan, December 1993.
- 14) 石川，他：多数遅れモデルを用いた小型着陸実験機の飛行制御則，第31回飛行機シンポジウム，1993年11月
- 15) 石本，他：小型着陸実験機の切り離しから進入までの誘導，第31回飛行機シンポジウム，1993年11月
- 16) NAL/NASDA ALFLEXグループ：小型着陸実験機のシミュレーションモデル，NAL技術報告書(出版予定)
- 17) 重見，岩崎，藤田，大貫，李家，中安，加納：HOPE小型着陸実験機8.9%模型の低速風洞試験，航空宇宙技術研究報告 TR-1215(1993)
- 18) 重見，岩崎，藤田，大貫，李家，中安，句坂：HOPE小型着陸実験機8.9%模型の地面効果試験，航空宇宙技術研究報告 TR-1236(1994)
- 19) 上田哲彦，木村順一，句坂雅一，中安英彦：小型自動着陸実験(ALFLEX)実験機の構造について，日本航空宇宙学会，第36回構造強度に関する講演会，1994.7
- 20) 塚野雄吉，小野孝次，石川和敏：VSRA/DLCフラップ系の安定・操縦微係数の同定，航技研報告TR-

1116, 1991.7

- 21) 運輸省航空局管制保安部無線課編：MLS(マイクロ波着陸システム)概説, 1991.3, 社団法人 日本航空技術協会
- 22) 矢沢, 他：航空写真による航空機地上追跡用レーダの較正, 航空宇宙技術研究所報告, TR-861, 1985年6月
- 23) 明星電気(株)：MPR-7航空機地上追跡装置取扱説明書
- 24) 航空宇宙技術研究所：レーザ追尾システム仕様書, 1994年
- 25) (株)日立製作所：レーザ追尾システム技術提案書, 1994年

〈付録〉

A 風のモデル

自動着陸において風外乱は重要である。ALFLEXの飛行経路ならびに誘導制御則の基本設計では、自動飛行制御ならびに飛行性の規定(MIL-F-9490D, 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。飛行経路設計においては上空(プリフレア高度200m以上)の向風ならびに追風の強さがパラメタとなり、誘導制御系設計では地表付近(プリフレア高度200m以下)の定常風および突風がクリティカルとなる。上空風については、ALFLEXの特殊性を考慮した風条件の緩和を行い、地表面付近の風はMIL-F-9490Dの自動着陸に関する規定に準拠した。

飛行経路設計における定常風モデル

向風の強さをMIL-STD-210における累積遭遇確率が1%未満の風を用い、引き起こし後の最低速度の条件の下でなるべくL/Dの良い、浅い降下角の状態を着陸進入の平衡滑空状態とする設計をHOPE本機に対して行なった。その結果、降下角は25度程度となった。相似模型であるALFLEXに、風条件をスケール倍し、同様の設計を行うと脚や背面の穴などによる抵抗係数の増加と空気密度の変化率の相違から35度程度となった。基準軌道の経路角の上限は向風の強さで決定され、経路角をHOPE本機に近づけるためには向風条件を緩和する必要がある。向風を累積遭遇確率が1%未満の風のスケール倍からその3/4程度に緩和し、ALFLEXの進入経路角を30度とした。MIL-STD-210によれば累積遭遇確率が1%未満の風のスケール倍は、その累積遭遇確率がほぼ10%未満である。その3/4の強さの風についても実験実施に影響がある程の緩和ではないことが着陸場候補地付近の気象データから確かめられた。

誘導制御系設計における風モデル

HOPE本機がMIL-F-9490Dの基準を満たすことを誘導制御系の設計目標とした。風条件はMIL-F-9490Dで与えられたモデルを相似変換(HOPE本機に対するスケール倍)して与える。ALFLEX設計に用いるスケール倍した風は実際の風と異なることが予想されるが、飛行経路設計で用いる風条件および実験実施の風条件を包含し、実験実施への影響はないようにした。併せて、HOPE本機の着陸条件と同程度の風条件でALFLEXの着陸実験を実施することとした。

定常風

滑走路座標で定義し、向風(X_E 軸負方向)、横風(Y_E 軸方向)、追風(X_E 軸方向)を次のように定める。

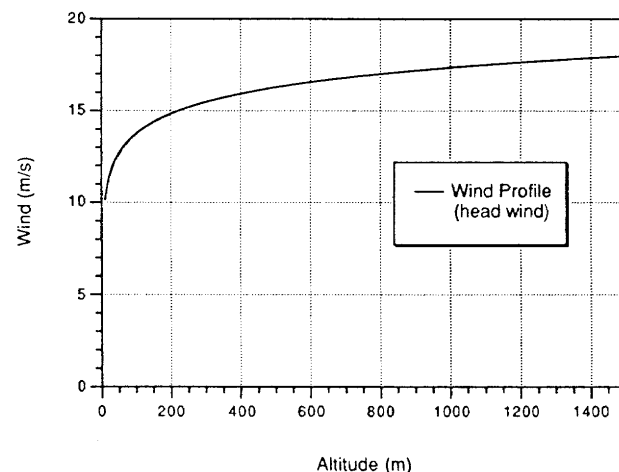
地上6.1m(20ft)において 向風12.86m/s(25kt) 横風7.716m/s(15kt) 追風5.144m/s(10kt)の規定に従い、スケール変換を行った次式を用いた定常風とする。それぞれの高度における風の強さを u とすれば、

$$u = \sqrt{LU_{6.1}} (0.46 \log\left(\frac{H}{L}\right) + 0.64) \quad (A..1)$$

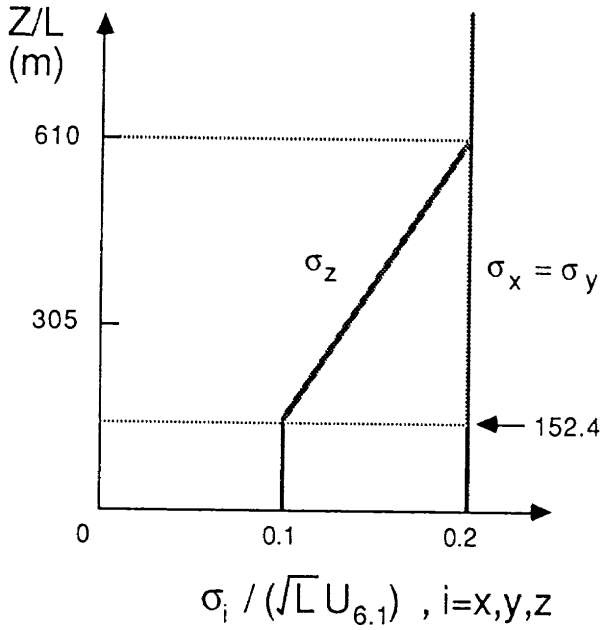
ここで、 H は地表からの高度(m)、 L はALFLEXのスケール比で0.37である。

$U_{6.1}$ は12.86m/s(向風) 7.716m/s(横風) 5.144m/s(追風)である。 H/L および u/\sqrt{L} が各々HOPE本機の高度、風に相当する。規定によれば H/L は152m(500ft)以下で使用することになっているが、上空風とのなめらかなつながりを考慮し、定常風に関してはすべての高度($1 \leq H \leq 1500$)でこれを使用する。図A-1は向風の場合の風プロファイルである。MIL-F-9490 Scaled modelとしたものがここで定義した風である。

斜め方向の風、向風+横風、追風+横風は、それらの合理的な組み合わせとして、各風向に対して次式で与える。風向を ψ (滑走路正対風0度)とする。



図A-1 定常風の高度方向分布図



図A-2 乱気流の強さ

$$U_{6.1} = U_{cross} + \frac{1}{2}(U_{head} - U_{tail}) \cos \psi + \frac{1}{2}(U_{head} + U_{tail} - 2U_{cross}) \cos^2 \psi \quad (A..2)$$

連続突風

乱気流は滑走路座標で進行方向(X_E), 横方向(Y_E), ならびに鉛直方向(Z_E)の成分で表現し, それぞれ独立な不規則過程と仮定し, そのパワースペクトル次式で与える。

$$\phi(\Omega) = \sigma_i^2 \frac{2L_i}{\pi} \frac{1}{(1 + \Omega^2 L_i^2)}, \quad i=x,y,z \quad (A..3)$$

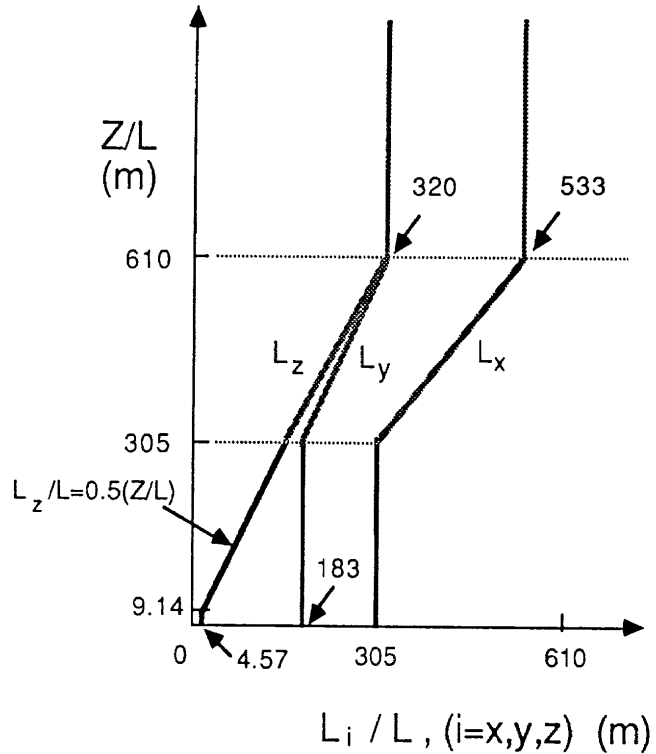
Ω : 空間周波数 (rad/m)

L_i : スケール長 (m)

σ_i : 連続突風のRMS (root mean square) 値

強さ, スケール長については, MIL-F-9490Dの規定の離着陸に対する風モデルをベースにし, 上空の乱気流に対しては簡略化したものを使用する。次の図A-2, 図A-3で定義する。

MIL-F-8785Cではより厳密なカルマンモデルやドライデンモデルが定義されているが, 乱気流の不確かさを考慮すればその厳密な使用は必要なく, MIL-F-9490Dで定義される単純なモデルで十分と考えられる。一様等方向性乱流を仮定したドライデンモデルでは, u_g と v_g, w_g ではパワースペクトルの形が異なる。MIL-F-9490Dでは v_g, w_g について低次化して u_g と同じ形を使用している。等方向性が成立する場合, ドライデンモデルを近似するため



図A-3 乱気流のスケール比 $L_i(L$;スケール比0.37)

に, スケール長を $L_v = L_w = k \cdot L_u$ ($k=0.6$, k はその近似すべき帯域に応じて $0.5 \sim 0.67$)で定義する。浅い経路角を仮定すれば, 添え字の u と w は x と z に対応する。 v は y に対応する。MIL-F-9490Dでは, 地表面付近(高度500ftないし1000ft以下)の風モデルが離着陸に対する風モデルとして与えられており, それらを実線で示した。上空風について, 高度610m以上では地面の影響がなくなり, 一様等方であると仮定しもっとも簡単な合理的延長を行った。ただし, MIL-F-9490Dの解釈に当たってはそれがMIL-F-8785Cの簡易化されたモデルと考え, L_u と L_v について $L_u=1000ft$ と $L_v=600ft$ として入れ替え, MIL-F-8785Cとの整合性をはかった。

ここでまとめた風モデルは, 誘導制御系基本設計を進めるための最低限のものである。ALFLEXは, その飛行安全のために気象条件を選んで実験を行い, 実験実施に支障のない程度に緩和された風条件の下で実験を行うことができる。しかし, 自動着陸を確実にするためにはさらに“希におこる”風外乱の考慮が必要になる。風条件をパラメタとした設計余裕の検討や, 考慮すべき孤立突風, ベクトルシアの検討については詳細設計等の中で解析を行い, HOPE本機開発のための基礎データを蓄積している。

航空宇宙技術研究所報告1313号

平成 8 年 11 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 - 44 - 1
電話 (0 4 2 2) 4 7 - 5 9 1 1 〒182
印刷所 株式会社 実業公報社
東京都千代田区九段北 1 - 7 - 8

© 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、企画室
調査普及係にご連絡ください。

Printed in Japan

This document is provided by JAXA.