

委 1 8 - 3 - 1

小型自動着陸実験（A L F L E X）の実施計画

平成 8 年 6 月 2 6 日

航空宇宙技術研究所

宇宙開発事業団

目 次

1. 概要	1
1. 1 経緯	1
1. 2 小型自動着陸実験の実施機関	1
1. 2. 1 航空宇宙技術研究所と宇宙開発事業団の協力	1
1. 2. 2 オーストラリア連邦政府との実施取極	1
1. 3 小型自動着陸実験隊と責任者	2
1. 4 小型自動着陸実験の目的	2
1. 4. 1 小型自動着陸実験フェーズⅠ	2
1. 4. 2 小型自動着陸実験フェーズⅡ	2
2. 実験計画	2
2. 1 飛行計画	2
2. 2 小型自動着陸実験機の概要	3
2. 3 小型自動着陸実験に係る地上設備	3
2. 3. 1 飛行管制系	3
2. 3. 2 地上通信系	3
2. 3. 3 地上計測系	3
2. 3. 4 航法支援地上系	4
2. 3. 5 実験データ処理系	4
2. 4 小型自動着陸実験に係わる安全確保	4
3. 開発の状況	5
3. 1 概要	5
3. 2 地上走行試験	5
3. 3 懸吊飛行試験	5
3. 4 特別点検及び最終確認審査会	5
3. 5 特記事項	6
4. 関係機関への通報	6

1. 概要

1. 1 経緯

小型自動着陸実験は、以下の通り作業を実施し、現在自動着陸実験（準備作業）を実施中である。

- ・平成5年3月 基本設計開始
- ・平成5年9月 基本設計完了、詳細設計開始、実験機製作開始
- ・平成6年12月 詳細設計完了
- ・平成7年8月 実験機製作完了
- ・平成8年1月 国内予備試験完了
- ・平成8年4月 豪州試験開始
- ・平成8年6月 自動着陸実験開始

1. 2 小型自動着陸実験の実施機関

1. 2. 1 航空宇宙技術研究所と宇宙開発事業団との協力

航空宇宙技術研究所（NAL）と宇宙開発事業団（NASDA）は、宇宙往還技術試験機（HOPE-X）プロジェクトの一環として、小型自動着陸実験（ALFLEX：Automatic Landing FLight EXperiment）を実施している。

1. 2. 2 オーストラリア連邦政府との実施取極

オーストラリアのウーメラ飛行場を使用して実験を行うため、日豪両国政府間で平成7年12月13日締結された「討議の記録」を傘協定にしてNASDAは、オーストラリア連邦政府と同日付けで、「宇宙開発事業団とオーストラリア連邦との間の取極」を締結した。この取極におけるNASDA及び豪州政府の権利・義務は、以下の通りである。また本取極の有効期間は、平成7年12月13日から平成8年9月1日までである。

- ・豪州政府は、オーストラリア宇宙室（ASO：Australian Space Office）を通じて、NASDAとの活動を実施する。
- ・豪州政府は、NASDAに、当該プロジェクト活動を行うためのウーメラ主飛行場へのアクセス権を認める。
- ・NASDAは、豪州におけるプロジェクト活動を行う際は、豪州政府の十分な理解及び同意を得たうえでこれを行う。
- ・豪州政府は、人命等に危険と判断した場合は、NASDAに時間の許す限り事前協議して、NASDAにプロジェクト活動を中止するよう要請することができる。豪州政府は安全運用担当連絡官（SOLO：Safety and Operations Liaison Officer）を任命し、同連絡官は、NASDAと合意して策定された安全及び運用手続きに従い、NASDAに指示することができる。
- ・豪州政府は、実験の実施中及びその準備期間中、一般人が指定区域内に立ち入らないよう努力を払う。また豪州政府は、実験関係者の出入国、

関係装置の搬出入が容易に行われるよう努力する。

1. 3 小型自動着陸実験隊と責任者

本実験は、図 1. 3 - 1 に示す A L F L E X 実験隊を組織して実施している。
ウーメラにおける実験の実施責任者は宇宙開発事業団 参事 柴藤羊二である。

1. 4 小型自動着陸実験の目的

本実験の目的は以下のとおりである。

- (1) 自動着陸技術の実証・評価
- (2) H O P E - X 形状を有した機体の低速飛行特性の評価
- (3) 小型実験機による飛行実験技術の評価

自動着陸実験は、自動着陸システムの評価を行う自動着陸実験フェーズⅠ及び飛行条件を変化させて技術データ蓄積を行う自動着陸実験フェーズⅡに分かれている。

1. 4. 1 小型自動着陸実験フェーズⅠ

フェーズⅠの目的は、自動着陸についての設計の妥当性を確認することである。このため、実験機の飛行経路、分離条件、飛行時の風等は、標準条件に設定して実験を行う。

本フェーズでは 3 回程度の飛行実験を計画しており、これにより H O P E - X の設計に必要な技術データが取得できる。なお、飛行データ取得の成功確率は約 90 % である。

1. 4. 2 小型自動着陸実験フェーズⅡ

フェーズⅡの目的は、各種飛行実験条件を変化させ、空力データ、航法・誘導・制御に関するデータを蓄積することである。

本フェーズにより得られたデータは H O P E - X の設計データとして活用し、航法・誘導・制御系の信頼性の向上に貢献するものである。

本フェーズは 10 回程度の飛行実験を計画しており、飛行データ取得の成功確率は約 70 % となっている。

2. 実験計画

2. 1 飛行計画

- (1) 実験機は、懸吊装置と合体した状態（合体形態）でヘリコプタ（母機）により吊り下げられ、飛行開始位置まで運ばれる。この間に実験機は懸吊装置から一本のワイヤで吊り下げられた 5 自由度懸吊状態（一本吊り）になる。このときから実験機は姿勢制御を開始する。
- (2) 母機は滑走路へ向けて直線飛行を行いながら増速し、所定の速度（46 m / s）に到達した実験機はあらかじめ計画された位置（高度 1,500 m、滑走路端からの直線距離約 2,700 m）で分離され、航法誘導制御を行いながら滑走路へ向かって経路角 30deg で降下する。実験機に

は推力装置が搭載されていないため、飛行制御は空力操舵（エレボン、ラダー、スピードブレーキ）により行う。

（３）実験機は、着陸後パラシュートとブレーキにより減速され、前輪ステアリング機構及び空力操舵により走行安定を図りながら停止する。

懸吊飛行形態を図 2. 1-1、飛行経路の地上投影図を図 2. 1-2、垂直面内の飛行経路図を図 2. 1-3 に示す。

2. 2 小型自動着陸実験機の概要

実験機は、構造系、航法誘導制御系、舵面アクチュエータ系、通信計測系、電力電装系、非常系で構成される。

機体は、アルミニウム合金を主構造材とし、形状が複雑な部分（翼上面、胴体前方）にはガラス繊維強化プラスチック（GFRP）を使用している。

実験機には慣性センサユニット（IMU）、電波高度計（RA）、マイクロ波着陸システム（MLS）及び衛星利用の航法システム（DGPS）等の航法装置が搭載されており、これらの装置から得られたデータを用いて、実験機自身の位置、速度を計算する。この計算値と計画値を比較し、双方にずれが生じている場合には、舵面、スピードブレーキによって修正して計画した経路を飛行する。

実験機には上記センサの他に、圧力センサ、歪センサ、舵角センサ等が装着されており、これらの技術データは地上に送られ、地上装置のデータと合わせ飛行管制装置に表示される。

実験機の主要諸元及び三面図を図 2. 2-1 に、システムの概要を図 2. 2-2 に示す。

2. 3 小型自動着陸実験に係る地上設備

地上設備構成概要を図 2. 3-1、地上設備の配置を図 2. 3-2 に示す。

2. 3. 1 飛行管制系

飛行管制系は、実験機の飛行管制を行うため、実験機からのデータ、地上計測装置からのデータを統合的に処理する。装置としては、平面投影及び鉛直断面方向の飛行経路、機体情報、飛行シーケンス、テレメータデータ等の表示のためのデータ処理と飛行管制卓表示画面生成用の飛行管制演算装置等から構成される。

2. 3. 2 地上通信系

地上通信系は、実験機からのデータの受信、実験機への非常コマンドの送信、飛行管制卓と母機との通信を行う。装置としてはテレメータ受信装置、非常用コマンド送信装置、母機との通信装置から構成される。

2. 3. 3 地上計測系

地上計測系は、地上での実験機の位置の計測、実験状況の確認を行う。装置としては、トラッキングレーダ（T/R）、レーザトラッカ（L/T）、気象計測装置等から構成される。

2. 3. 4 航法支援地上系

航法支援地上系は、実験機に搭載された航法装置を地上から支援する装置で、DGPS地上装置及びMLS地上装置から構成される。

2. 3. 5 実験データ処理系

実験データ処理系は、実験に係わる種々の実験データの記録、再生等を行うものである。実験装置としては、テレメータデータや地上設備計測データを記録するデータレコーダ、データ解析用演算装置、テレメータデータを出力するペンレコーダ等から構成される。データ解析用演算装置は、実験データの実時間記録機能の他に、一次処理データファイルの作成、実験遂行に必要な解析および評価等にも使用される。

2. 4 小型自動着陸実験に係わる安全確保

(1) 自動着陸実験に係わる安全については、豪州政府との合意文書である自動着陸実験安全運用計画書「ALFLEX Safety and Operations Plan」に従って措置を講ずる。

(2) 実験場周辺住民に対する安全確保については、あらかじめ自動着陸実験計画の周知を図り、協力を求める。

(3) 実験時の飛行安全については、取得されたデータ(T/R、L/Tによる位置データ並びにワイヤースカイスクリンからの飛行状態ステータス)に基づき実験機の飛行状態を判断し、安全上必要な場合に、飛行中断措置を講じる飛行安全管理を行う。なお、これに際して、次の作業を実施している。

ア. 飛行安全解析

- ・飛行安全管理を実施しない場合の最大落下可能域の算出
- ・単一故障で発生しうる故障モード全てを考慮し、飛行安全管理を実施する場合の最大落下分散域(落下警戒域)の設定

イ. 落下警戒域外への実験機の落下を防止するための飛行中断基準の設定

ウ. 飛行安全システムの構築(冗長化を図ったシステム)

エ. 飛行安全運用訓練等の実施

(4) 自動着陸実験に係わる警備については、次の要領により実施する。

実験場周辺の落下警戒域を含む領域とその上空(高度2000mまで)が実験空域と指定され(図2. 4-1参照)、豪州政府が任命する安全責任者である連邦安全運用担当連絡官(SOLO)により、航空機等の進入禁止及び実験関係者以外の立ち入り規制の措置が講じられている。

ア. 実験実施日以外の警戒

実験日以外の実験場周辺の警戒については、豪州側により実験関係者以外の立ち入り規制の措置が講じられている。

イ. 実験実施当日の警戒

①実験空域の警戒

豪州側により、落下警戒域を含む領域とその上空(高度2000mまで)とが実験空域として指定され、航空機等の進入禁止及び実験関係者以外の

立ち入り規制の措置がとられる。この領域への実験関係者以外の立ち入りを規制するため、実験機飛行前の約2時間、地上の検問（2カ所）及び車両1台によるパトロールがなされ、地勢等により、ここを通らずに進入することは困難となる。

②落下警戒域の警戒

落下警戒区域への立ち入り規制については、NAL/NASDAが行うこととなっているが、一般人の立ち入りを規制する実験空域の内側にあることから、実験関係者のみを対象とする。このため、実験隊に対する安全教育の実施、実験前のブリーフィングにおける周知徹底等により安全を確保することとしている。

3. 開発の状況

3. 1 概要

国内予備試験後、実験機、母機、地上設備等を豪州に輸送し、輸送後組立点検、地上設備システム試験、実験機/地上設備組合せ試験、走行機能確認試験、実験機/母機系/地上設備インタフェース試験、懸吊飛行試験等の試験を実施すると共に、気象観測、飛行安全関連訓練を実施した。また、小型自動着陸飛行実験の詳細計画の策定を行った。

3. 2 地上走行試験

(1) 直進走行性試験

実験機のステアリングの直進走行性の確認を行うため、格納庫前のエプロンで牽引車で実験機を牽引後時速20km/hで分離し、制御をせずに惰性走行させて走行経路の計測を行い、十分な直進性を有していることを確認した。

(2) 方向制御性試験

滑走路上で実験機を牽引車で牽引後、時速30, 50, 70, 90km/hの各速度で分離し、実験機の方方向制御性能を確認した。

3. 3 懸吊飛行試験

8回の懸吊飛行試験を行い、各系搭載機器の機能確認、地上設備（飛行管制装置、MLS、DGPS、L/T、T/R等）と組み合わせた全系機能確認、航法誘導制御系の機能確認、空力データ取得及び自動着陸飛行実験手順確認・慣熟等を実施した。また2回の母機単独飛行を行い、飛行安全系の機能確認を行った。

懸吊飛行試験概要については、表3.3-1に示す。

3. 4 特別点検及び最終確認審査会

平成8年6月10日～12日に「ハイレックス」回収失敗を踏まえた改善方を反映した特別点検を行った。また、6月13日に、最終確認審査会を開催した。

その結果、フェーズⅠ自動着陸実験へ向けて特に問題のないことが確認された。

3. 5 特記事項

・ D G P S について

平成 8 年 5 月 1 8 日に実施した D G P S 航法確認試験において、実験機をエプロン定点に駐機させ D G P S 地上局の誤差補正量の測定を実施していたところ、誤差補正量の変動していることが判明した。その後 6 月 9 日までに、補正量変動原因究明を行ったところ、エプロン定点近傍において、実験機の駐機状況の変化に依存して誤差補正量の変動していることから、原因は D G P S 地上局が送信している電波の反射波の影響であることが判明した。このため、飛行場内の反射波の影響を調査し、D G P S 地上局を反射波の影響のない場所に移設することとした。その後の平成 8 年 6 月 1 5 日に、D G P S 地上確認試験を実施し D G P S が正常に機能することを確認した。

以上の補正量変動原因究明及び対策のために予定していた作業が 1 週間以上遅れたため、フェーズ I 自動着陸実験の実施を 6 月 2 1 日から 2 8 日に変更した。

平成 8 年 6 月 2 0 日及び 2 5 日に懸吊飛行試験を行い、予定通り 6 月 2 8 日にフェーズ I 第 1 回自動着陸実験が問題なく実施できることを確認した。

4. 関係機関への通報

実験に際しての関係機関との連絡のため、豪州側、日本側それぞれの体制整備を行っている。

また、小型自動着陸実験に際しては、豪州側の安全運用担当連絡官（S O L O）を通じ、ノータムの発行、実験区域の安全確保（立ち入り規制）及びウーマラ緊急隊の待機の要請を行うこととしている。

表 3. 3 - 1 懸吊飛行試験概要（母機単独飛行試験を含む）

月／日	試験形態	試験内容
5／21(火)	合体形態 懸吊飛行	各系機能確認
5／22(水)	母機 単独飛行	飛行安全系機能確認
5／24(金)	5 自由度 懸吊飛行	航法制御系機能確認 随伴ヘリコプタから撮影
5／28(火)	5 自由度 懸吊飛行	航法誘導系機能確認 全系手順確認
5／29(水)	母機 単独飛行	飛行安全系機能確認
5／31(金)	5 自由度 懸吊飛行	操舵系、センサ系機能確認 空力性能確認
6／ 5(水)	5 自由度 懸吊飛行	航法誘導系機能確認 全系手順確認
6／11(火)	5 自由度 懸吊飛行	M L S 機能確認 空力性能確認
6／20(木)	5 自由度 懸吊飛行	D G P S、A D S、非常系 機能確認
6／25(火)	5 自由度 懸吊飛行	全系慣熟、訓練

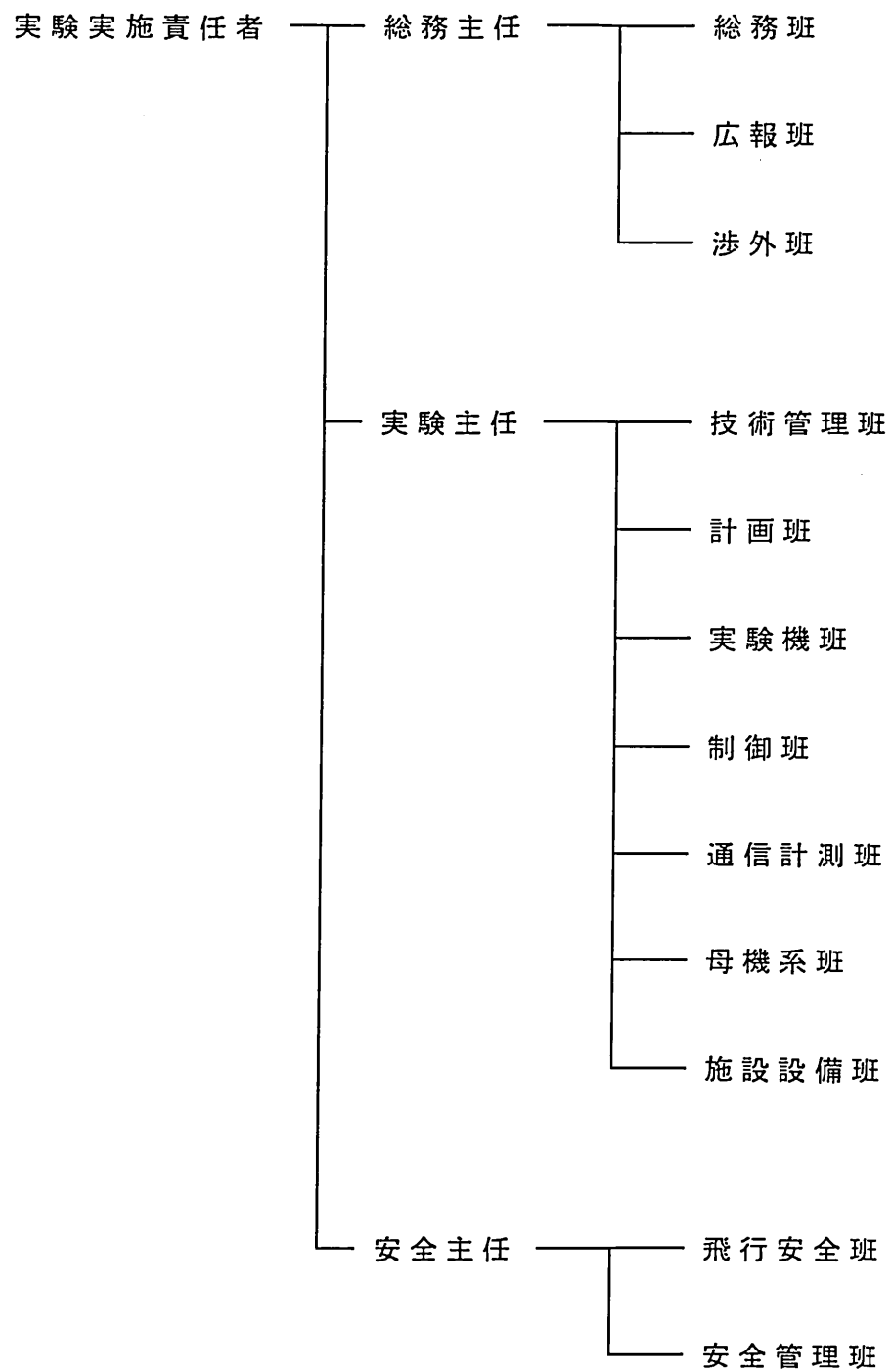
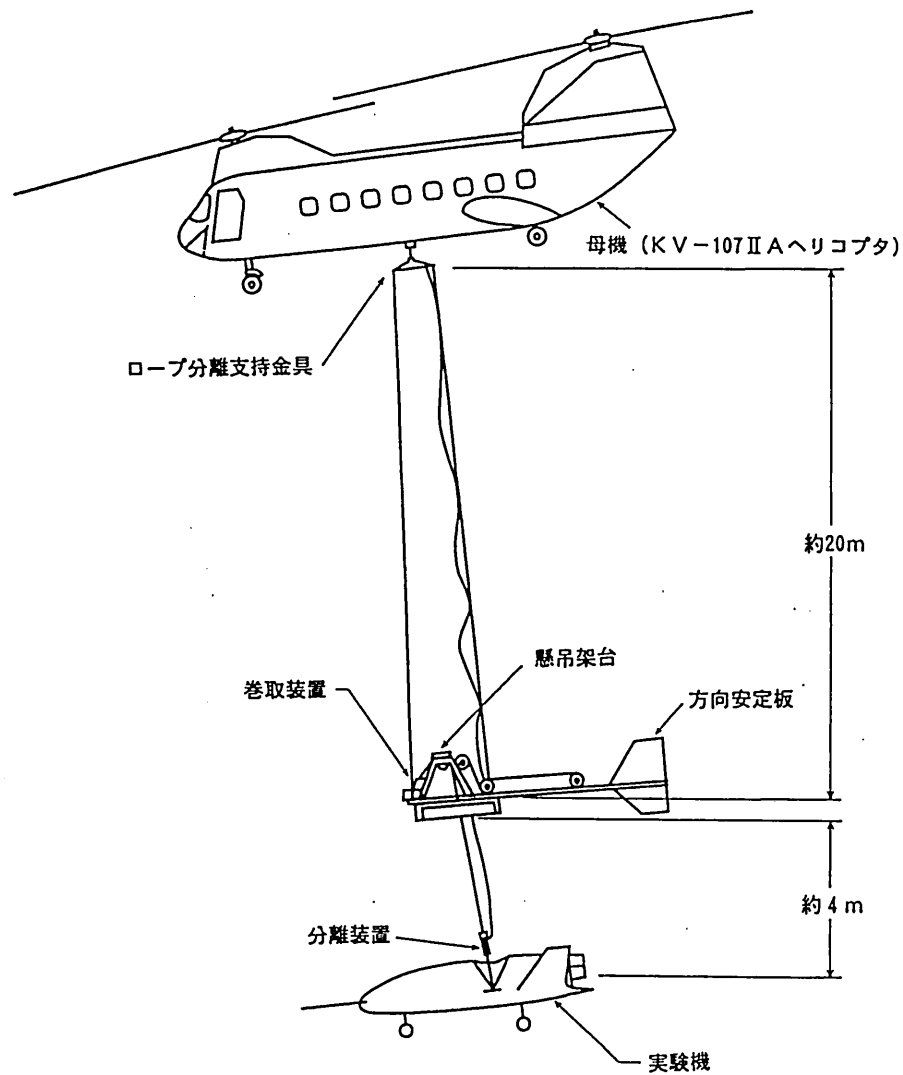
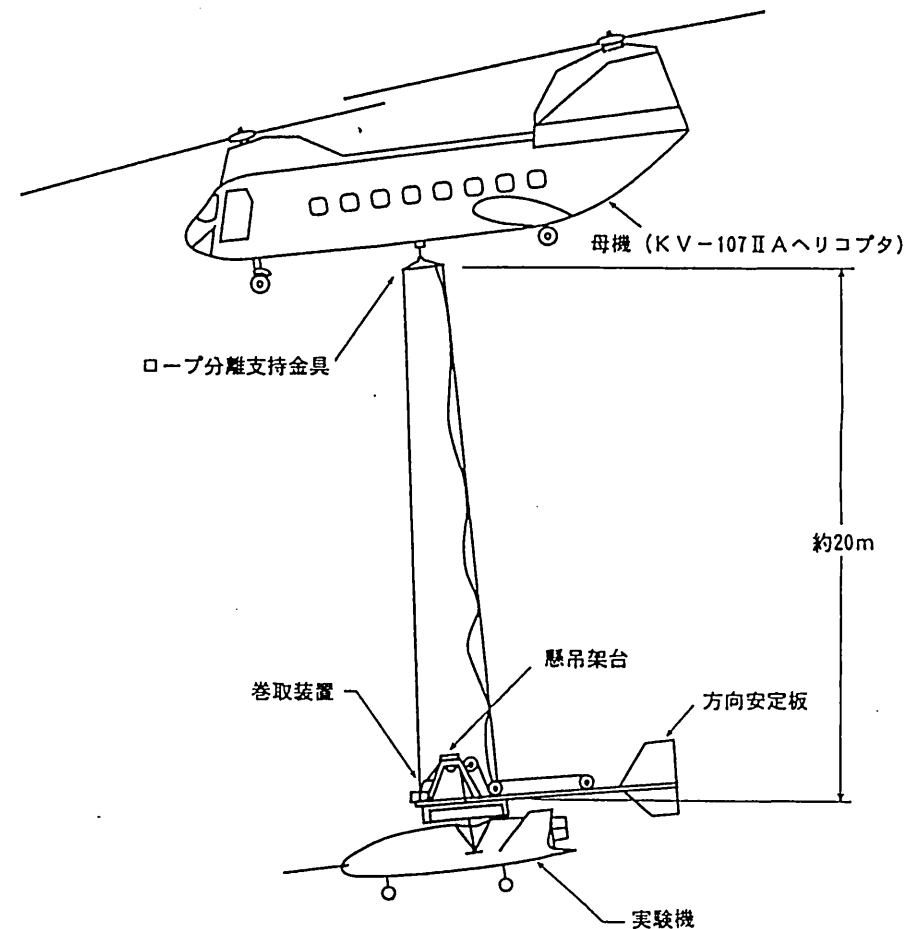


図 1. 3 - 1 A L F L E X 実験隊組織

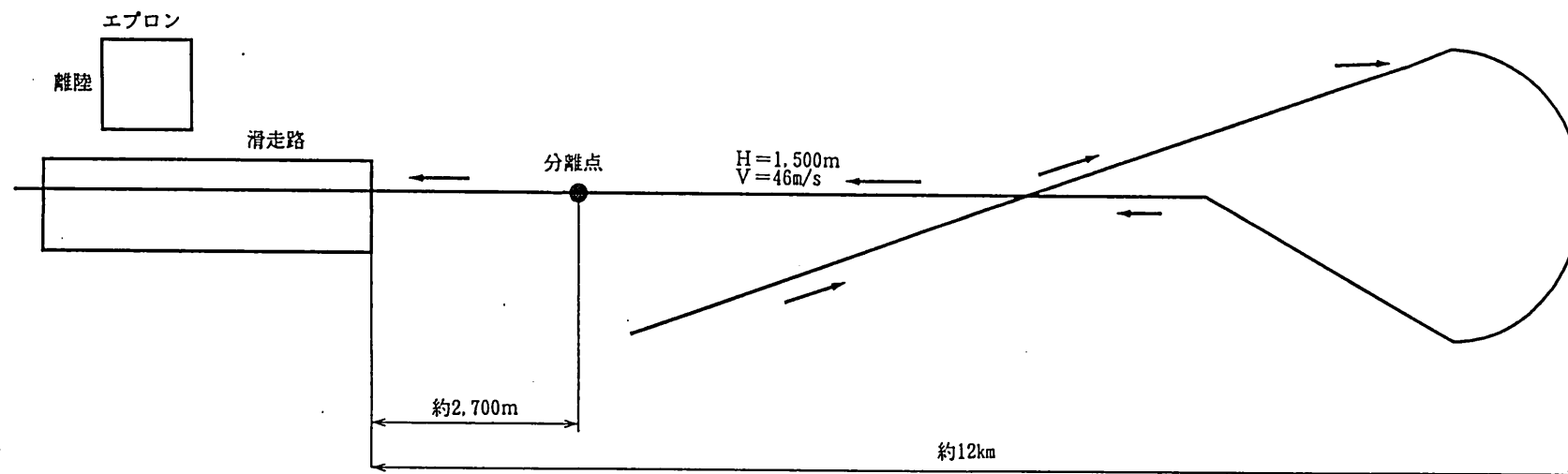


5自由度(1本吊り)懸吊形態



合体形態

図2. 1-1 懸吊飛行形態



H : 高度
V : 速度

図 2. 1 - 2 飛行経路 (水平面)

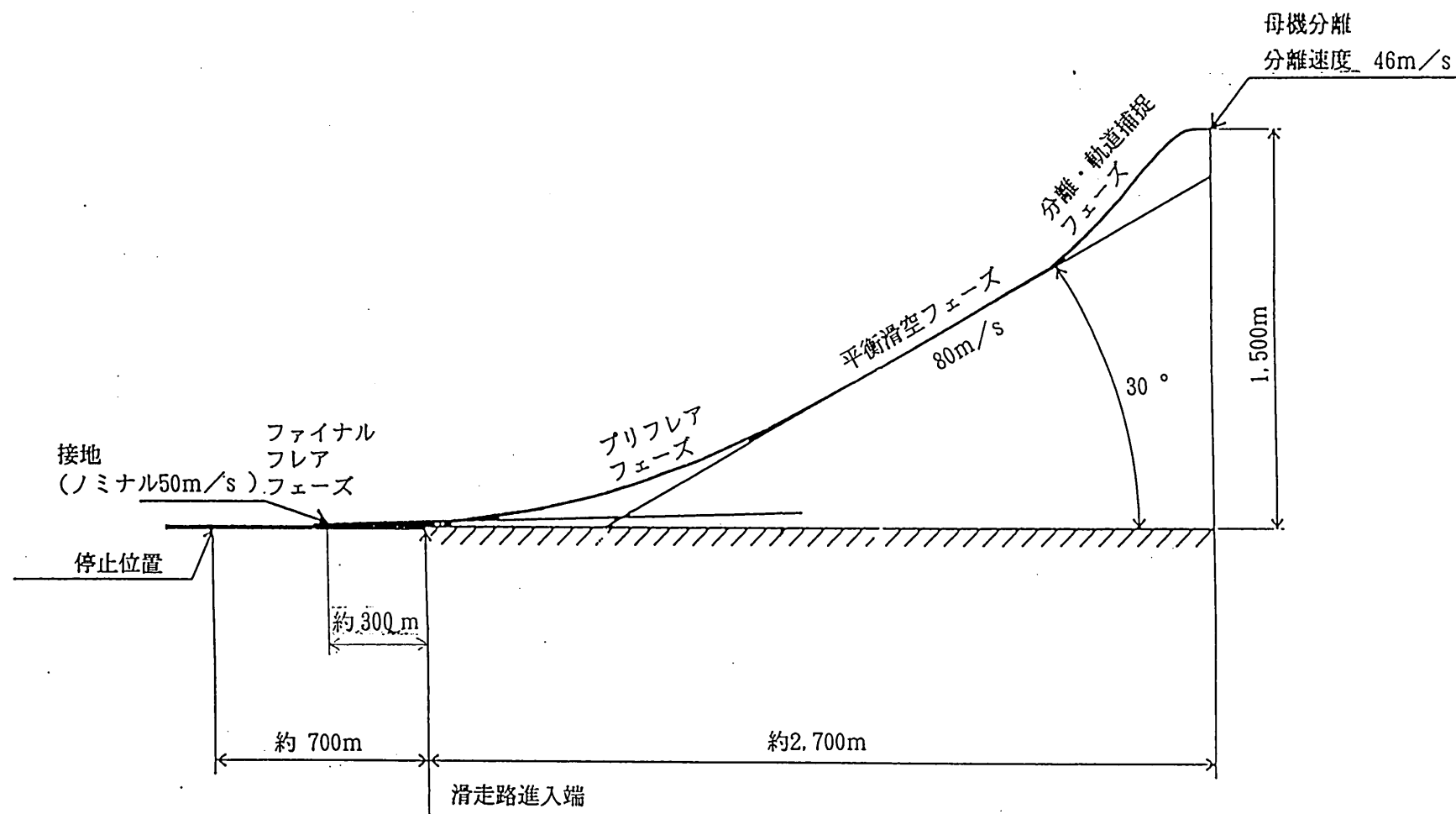
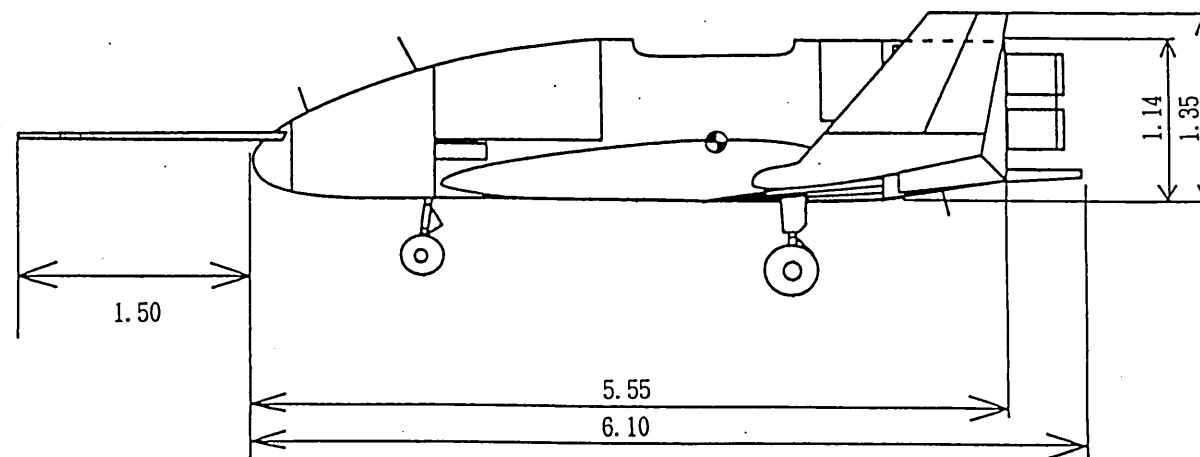
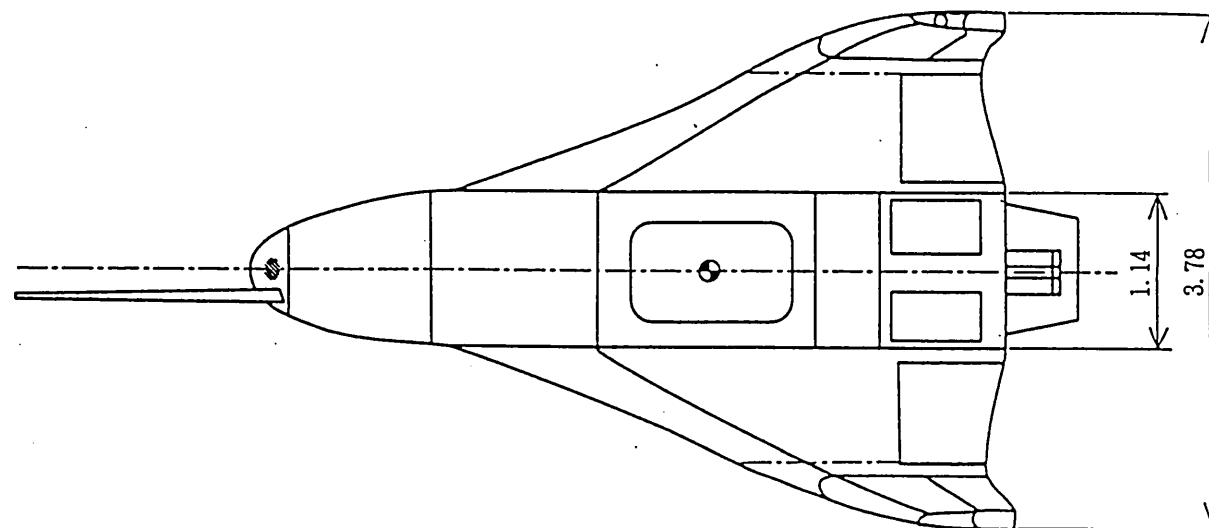
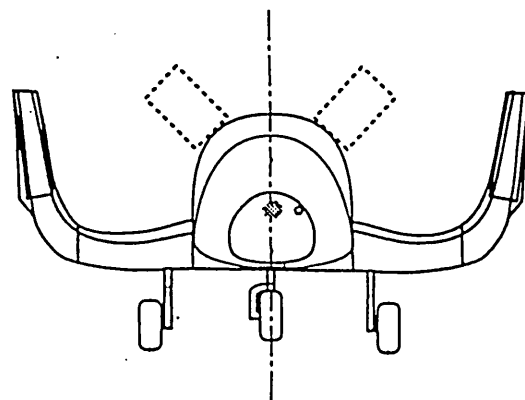


図 2. 1 - 3 飛行経路 (垂直面)

主要諸元

設計重量	760kg
全長（除ピトー管）	6.10m
全幅	3.78m
全高（除脚）	1.35m
胴体長	5.55m
胴体幅	1.14m
胴体高	1.14m
主翼面積	9.45m ²
基本重心位置（縦）	61.5%lb



[単位：m]

図 2. 2 - 1 実験機の三面図

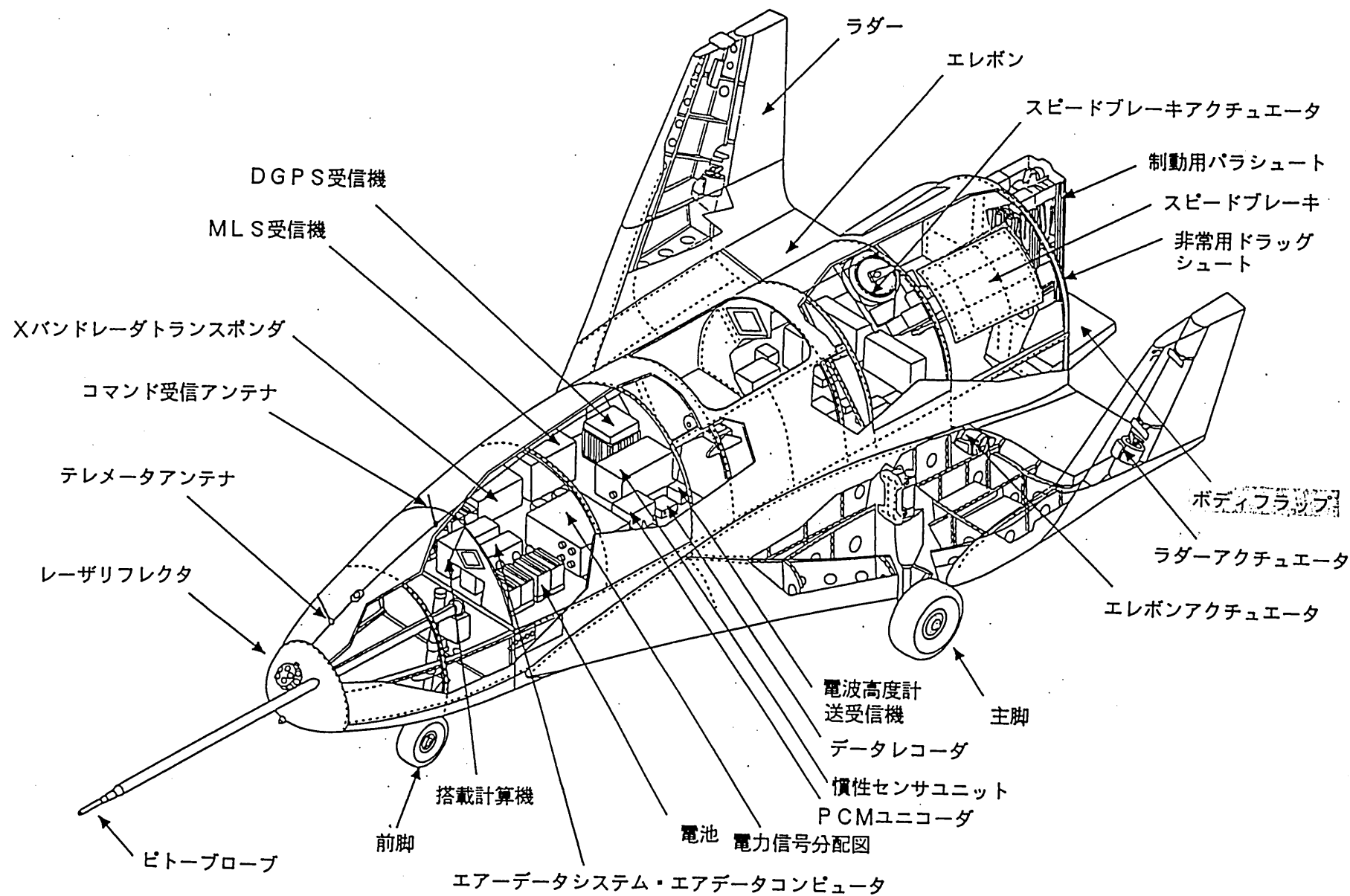


図 2. 2-2 実験機システム概要

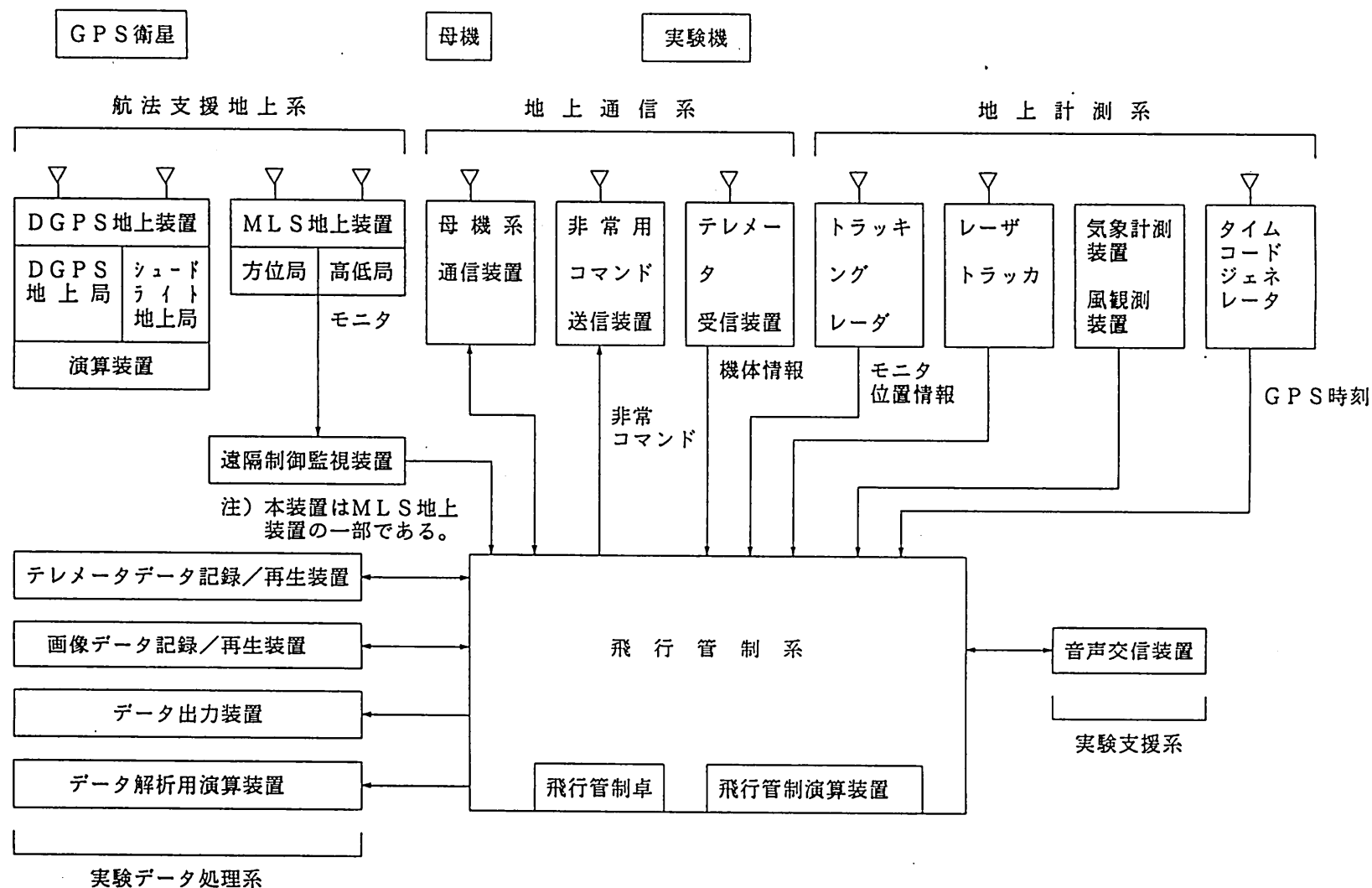


図2. 3-1 地上設備全体構成概要

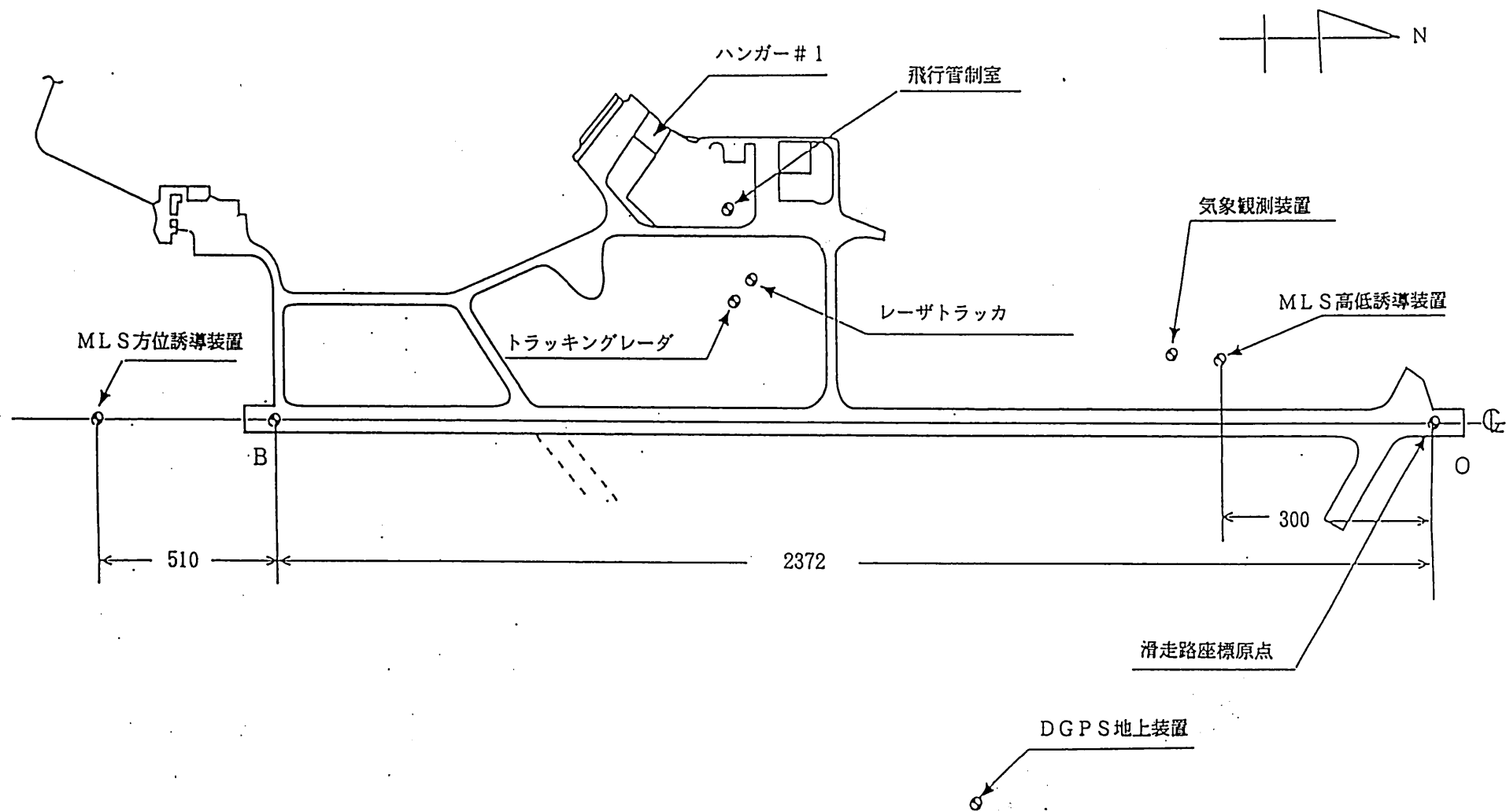


図2. 3-2 実験場構成概念図 (単位m)

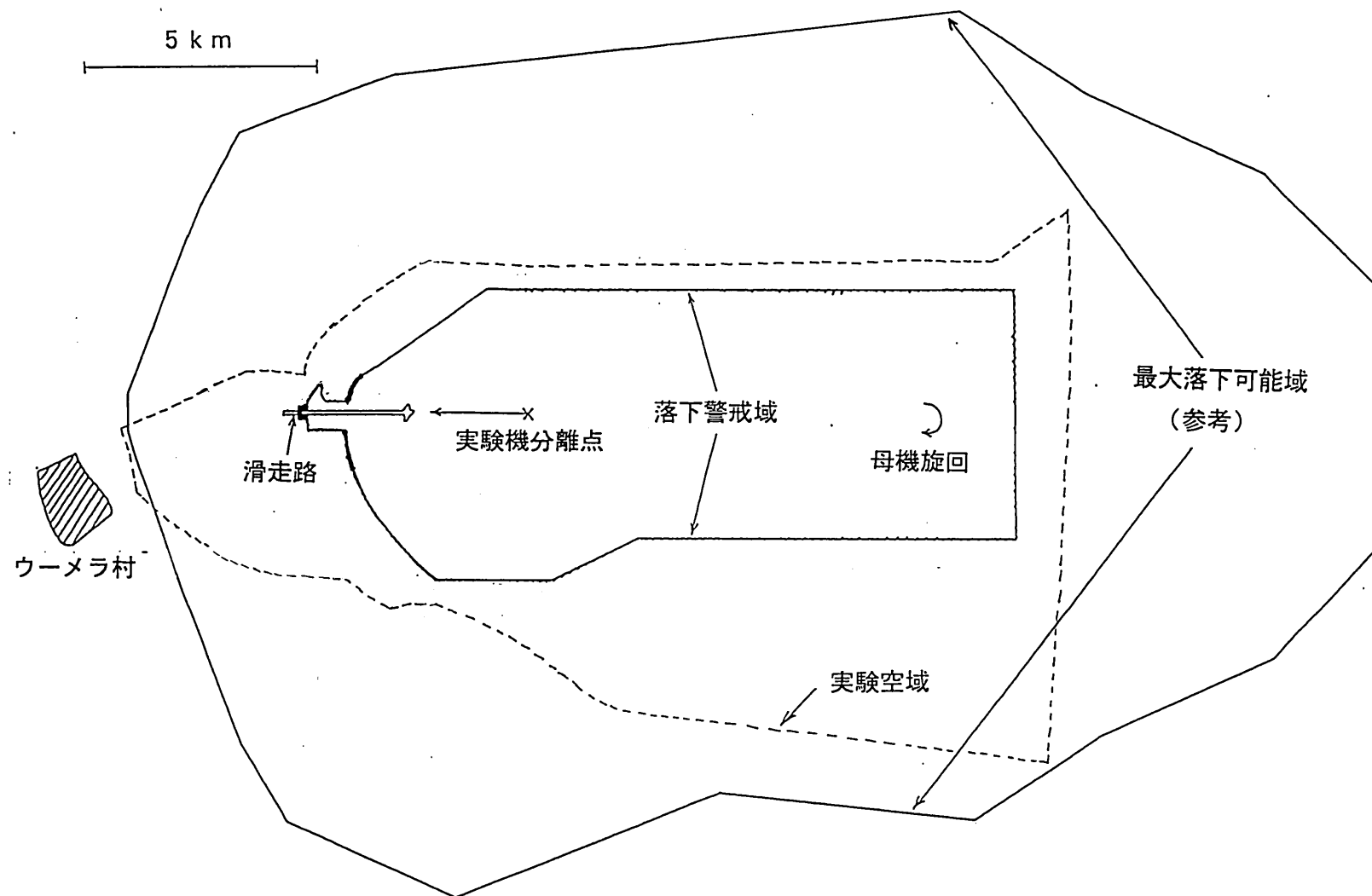


図2. 4-1 自動着陸実験時の実験場周辺の区域定義

小型自動着陸実験（ALFLEX）の安全について

平成8年6月26日

研究開発局宇宙政策課

ALFLEXの安全については、航空宇宙技術研究所（NAL）及び宇宙開発事業団（NASDA）がオーストラリア政府（以下「オ政府」という。）と調整の上、「ALFLEX Safety and Operations Plan（SOP）」を作成し、オ政府の承認を得ている。

NAL及びNASDAでは、SOPに従って実験を行うことにより、安全を確保することとしている。

ALFLEXは、居住地域からも十分離れた砂漠地帯のウーメラ飛行場で実験が行われるうえに、ロケット打上げのように爆発物等を扱うものでも、非常に高い高度を利用するものでもないが、さらに安全を徹底させるため、落下警戒域の設定、飛行安全管理等が行われることとなっている。

NAL、NASDA等が行う安全対策の概要は、次のとおりである。

1 飛行経路

飛行経路は、図1のとおりである。

2 実験機の状態監視

実験中は、トラッキングレーダ、テレメータ、レーザトラッカ及びスカイスクリーンにより、常に実験機の状態を監視する（図2）。

3 落下警戒域（最大落下分散域）

想定しうる各故障モードについて飛行安全管理を実施した場合の落下分散域等を求め、それらを包絡した領域（最大落下分散域）を落下警戒域（図3）とする。

実験時には、関係者を含むすべての人員について落下警戒域内への立ち入りを禁止する。

なお、実験機には、落下後の爆発を考慮すべき搭載物はない。

4 飛行中断基準

飛行中断した場合に落下警戒域外へ落下しないことが保証される限界を示す線を飛行中断限界線としてあらかじめ設定する。

5 飛行安全管理

飛行安全管理（飛行中断）は、エレボン操舵と非常用ドラッグシュートの開傘（図4）により実験機をスピンさせて滑空飛行を防止することにより行われ、エレボンとドラッグシュートで2重冗長系となっている。

各故障モードに対応した飛行安全管理等は、表1のとおりである。

6 安全管理体制

飛行安全に関する体制は、図5のとおりであり、安全主任は、飛行安全業務についてSOPに基づき運用する責任を負っている。

実験前には、飛行安全運用に係る機器・設備の機能確認、故障の発生を想定した飛行安全訓練等を実施する。

7 オ政府の役割

オ政府は、連邦安全運用担当連絡官（SOLLO）を任命し、SOLLOはSOPに従い、NASDAに指示することができる。

オ政府は、実験の期間中及びその準備期間中、一般人が実験空域に入らないよう努力を払う。

航空機の安全上必要なノータムに係る作業は、SOLLOが行う。

参考（オ政府による安全性評価の経緯）

- ・ 1995年 2月 オ政府（宇宙局等）が「ALFLEX Risk Analysis Terms of Reference」を提示
 BAe A社に結果の評価をさせることを要求
- ・ 1995年 3月 NAL/NASDAから「Risk Analysis of ALFLEX」を提出
- ・ 1995年 3月 BAe A社が評価報告書を作成し、基本的に安全上問題ないとオ政府に報告
- ・ 1995年12月 オ政府との実験実施取極の中で、オ政府による実験計画の承認（authorize）、SOLLOの設置等が規定
 実験計画にはSOP（案）を添付
- ・ 1996年 5月 SOLLOによるSOPの受理（accept）
- ・ 1996年 6月 オ政府によるSOPを含む実験計画の改訂の承認（approve）

Note: T:時刻; Tre:分離時刻
H:高度
V:指示対気速度
加速度: 1.03m/s/s(2kt/sec)
climb rate: 7.62m/s(1000ft/min)

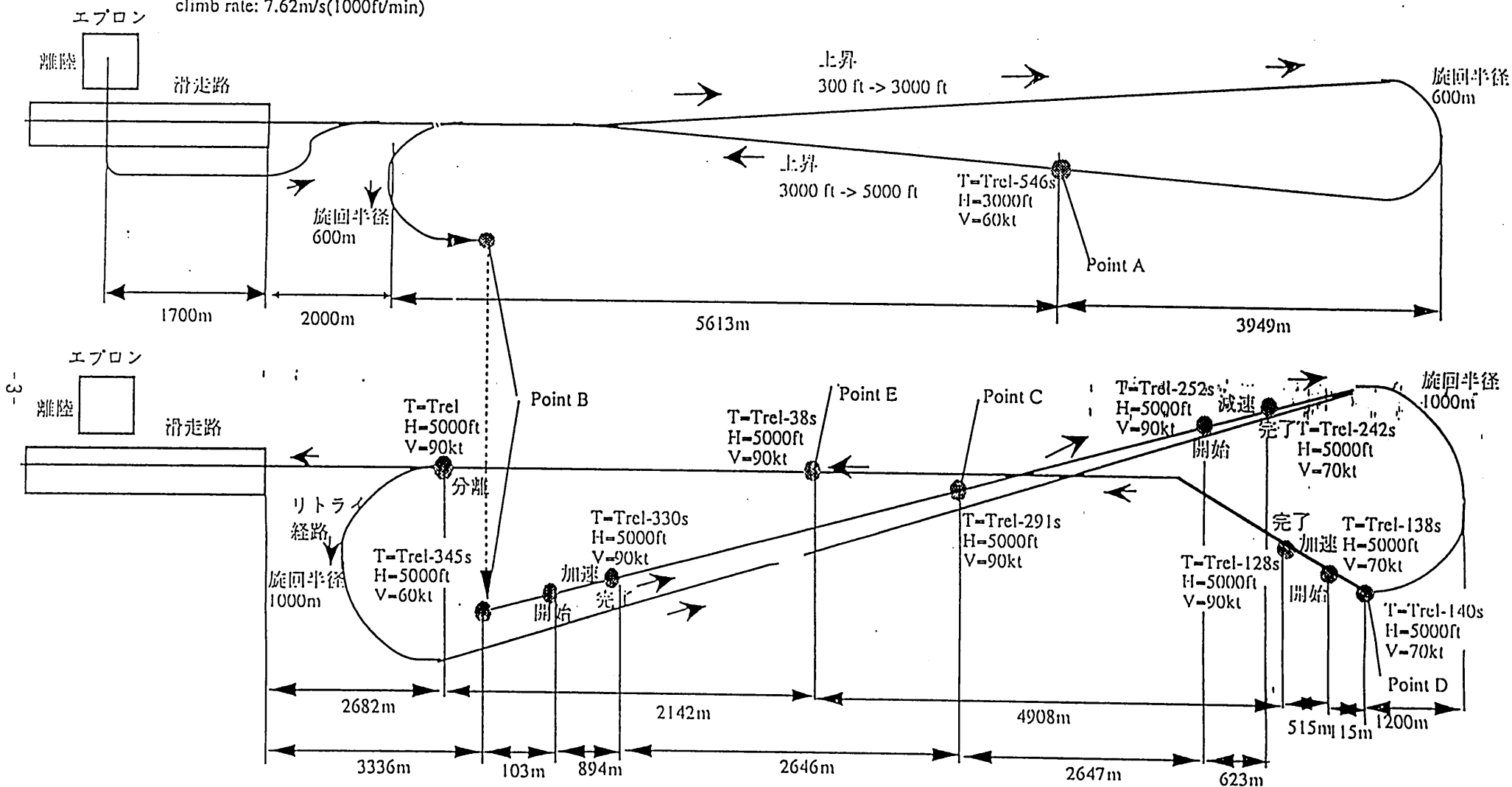


図1 飛行経路(地表面軌跡)

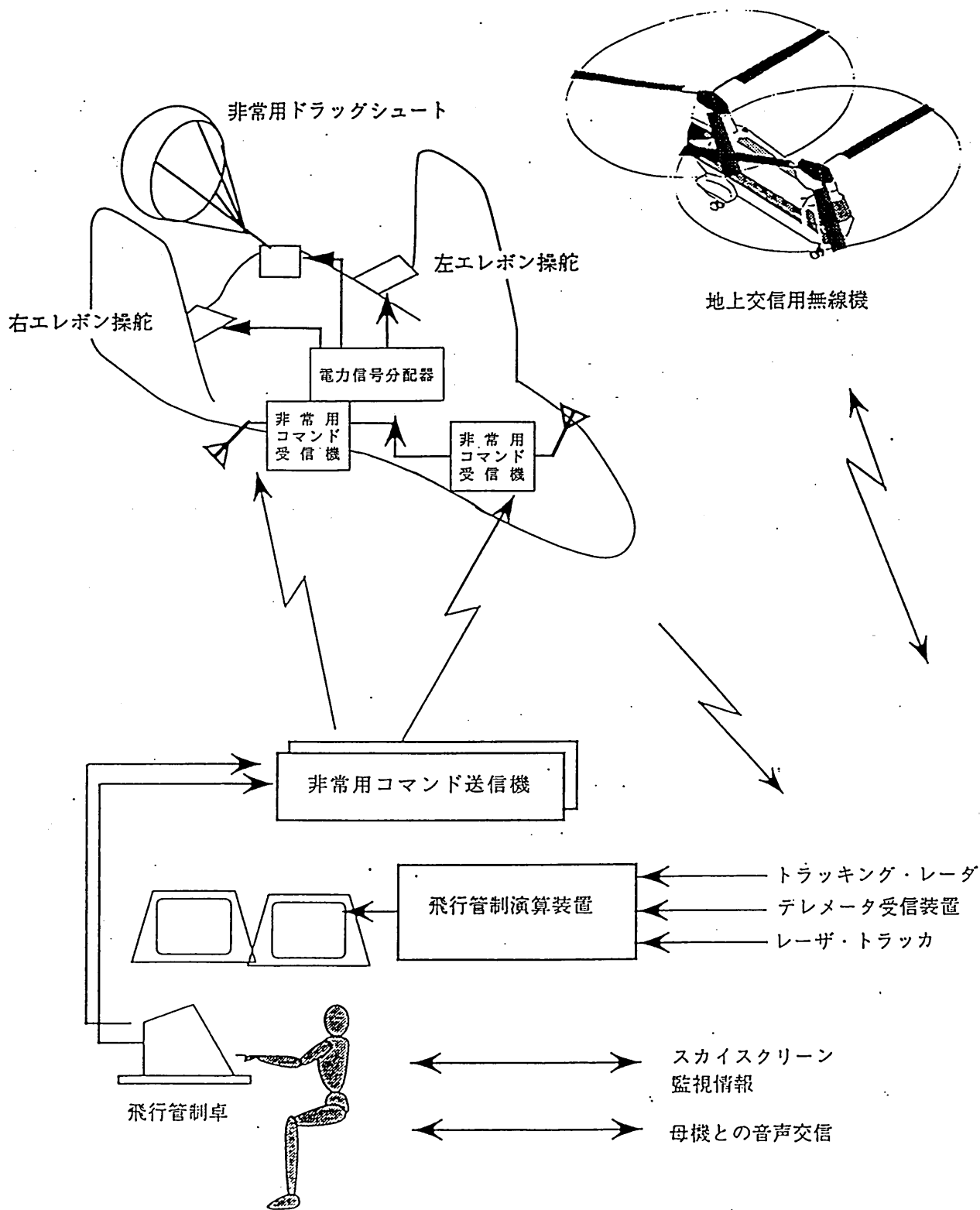


図2 飛行安全システム概念図

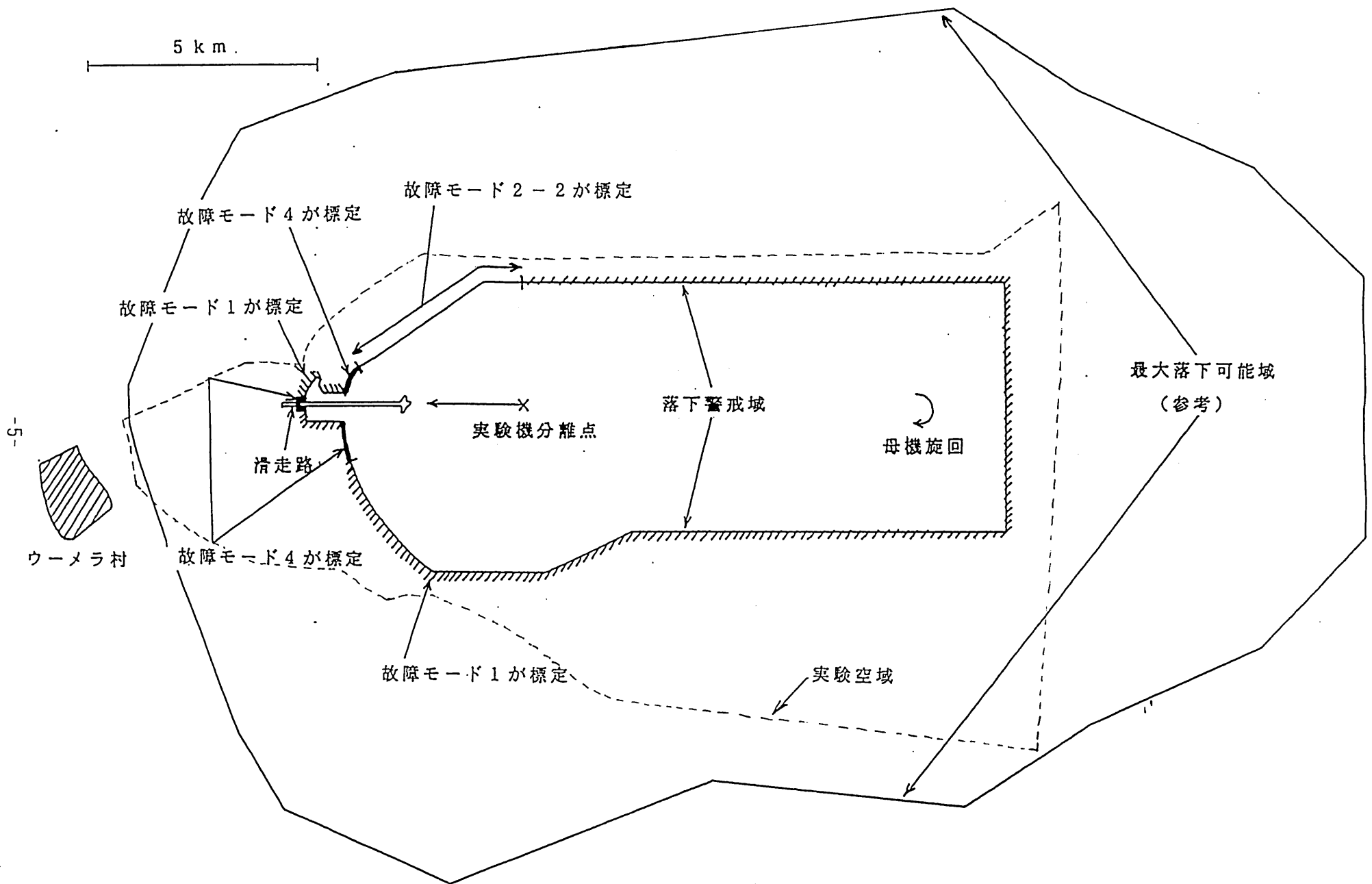


図3 落下警戒域

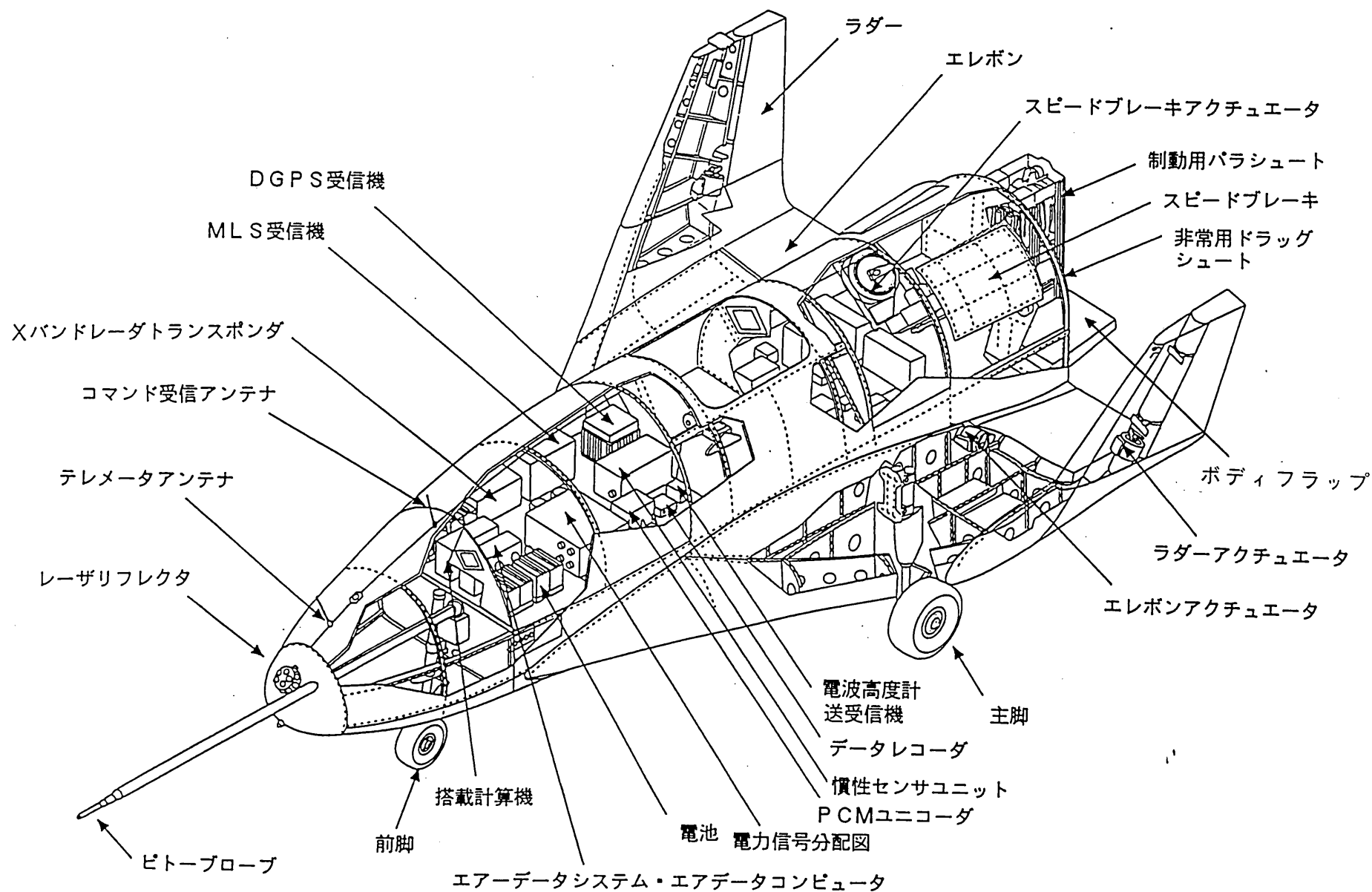


図4 実験機概要

フェーズ	故障モード		発生原因	ALFLEXの状態	飛行安全管制計画
懸吊飛行中	モード1 懸吊架台／実験機 の一体落下		・ ヘリコプタ故障時の強制分離 ・ カゴフック分離スイッチ（2重系） の誤作動	懸吊架台と一体で落下警戒 域内に落下。	飛行安全管制は要しない。
	モード2 実験機単独 の不時落下	2-1	・ 分離スイッチと分離インビットスイッチ の2重故障	滑空して落下警戒域を逸脱 する可能性がある。	飛行安全管制を実施する。すなわち、 母機搭乗員等の監視情報に基づき、非 常コマンド送出を行う。 このモードでは落下警戒域外に落下す る可能性もあるが、2重故障のケース であり、故障発生確率は低い。
		2-2	・ 分離スイッチの単一故障 （分離インビット解除後）		飛行安全管制を実施する。すなわち、 母機搭乗員等の監視情報に基づき、非 常コマンド送出を行う。
実験機分離後	モード3 実験機の異常飛行		・ 実験機機体故障 ・ M L S 地上装置の故障	同 上	飛行安全管制を実施する。すなわち、 地上での監視情報に基づき、飛行中断 基準に達したならば、非常コマンド送 出を行う。
	モード4 地上走行異常		・ 実験機機体故障 ・ M L S 地上装置の故障	滑走路からの逸脱又は転倒 の可能性があるが、落下警 戒域内にとどまる。	飛行安全管制は要しない。

表1 ALFLEXの故障モード

実験実施責任者

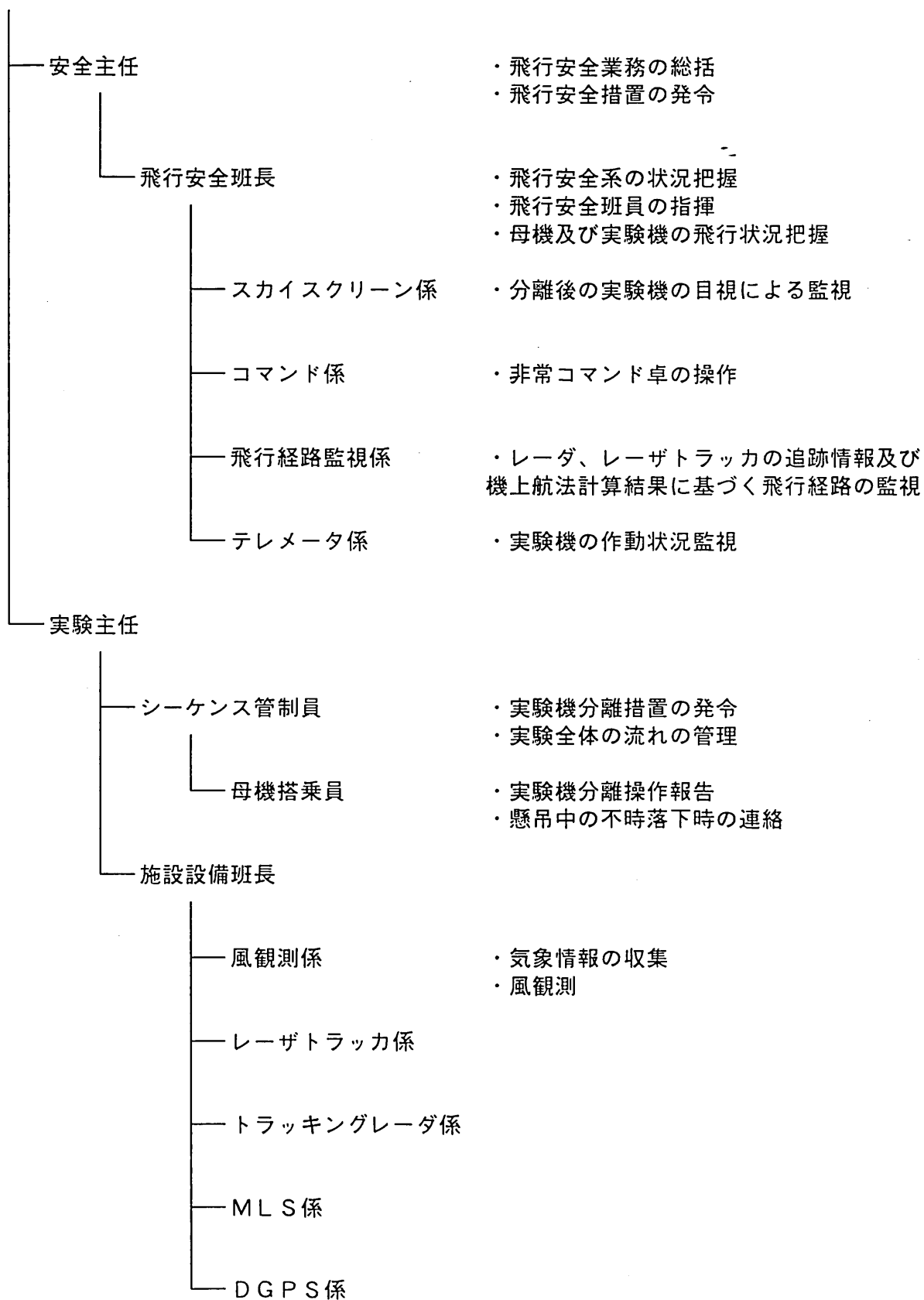


図5 飛行安全管理の体制