

## 小型自動着陸実験 (ALFLEX) 計画

航空宇宙技術研究所      ○永安正彦  
宇宙開発事業団              中安英彦

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の無人のH-IIロケット打ち上げ型有翼往還機HOPEの研究を進めている。また、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: AutoLanding FLight EXperiment)計画を進めている。ALFLEX計画はHOPE自動着陸のための基盤技術の確立を図ることを目的とし、特に航法誘導制御方式の設計手法を確立すること及び動的相似なスケール模型を用いて飛行実証を行い上記設計技術の妥当性の評価を行う事を主要な目標としている。現在計画している実験の概要は、小型自動着陸実験機をヘリコプタにつり下げ、速度46m/s、高度1500mで分離投下する。搭載された航法誘導制御装置の自動飛行制御により、長さ1000mの滑走路に着陸・停止する。本報告ではALFLEX計画の概要について述べる。

## AUTOMATIC LANDING FLIGHT EXPERIMENT (ALFLEX) PROGRAM

National Aerospace Laboratory      Masahiko NAGAYASU  
National Space Development Agency      Hidehiko NAKAYASU

National Aerospace Laboratory and National Space Development Agency have been cooperating to research the unmanned H-II rocket orbiting space reentry vehicle HOPE. In the research, they are conducting the scale model automatic landing flight experiment(ALFLEX) program. The purpose of the ALFLEX program is to establish the fundamental technology for the HOPE automatic landing, especially design method of the HOPE navigation, guidance and control system and to evaluate the method by automatic landing flight experiment of a dynamically scaled HOPE model.

The experiment procedure is to carry the scaled automatic landing test vehicle by a mother helicopter, drop the model at the altitude 1500m at the speed of 46m/s. The test vehicle automatically fly and land on a 1000m runway. This paper describes an introduction of the ALFLEX program.

## 1. まえがき

航空宇宙技術研究所 (NAL: National Aerospace Laboratory) と宇宙開発事業団 (NASDA: National Space Development Agency of Japan) は共同して、わが国独自の自在な宇宙輸送システムを構築するための無人の H-II ロケット打ち上げ型有翼往還機 HOPE の研究を進めている。また、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) 計画を進めている。

ALFLEX 計画は HOPE 自動着陸のための基盤技術の確立を図ることを目的とし、特に航法誘導制御方式の設計手法を確立すること及び動的相似なスケール模型を用いて飛行実証を行い上記設計技術の妥当性の評価を行う事を主要な目標としている。

ALFLEX 計画の実施にあたっては、我が国の技術力を総合的に活用し効果的な開発を行うために、NAL と NASDA 共同で設計グループを構成し、これを中心に川崎重工、富士重工、三菱重工の協力により設計作業を進めてきた。平成元年度から 4 年度にわたって概念検討、概念設計、予備設計等を実施するとともに、平成 5 年度から基本設計及び詳細設計を進めてきた。

## 2. HOPE 自動着陸の技術課題

HOPE 着陸時の技術的特徴として、HOPE が無人であると共に無推力で着陸復行が出来ないということ、および帰還時再突入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劣化していることがある。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出来ないということは、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をも意味している。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含んでいると共に、リスクを含んだ技術開発と云え、ステップ・バイ・ステップで着実に技術開発を進めて行く必要がある。

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、及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互いに補い合いながらこれらの手段を効率よく使って試験を進めていく必要がある。

## 3. ALFLEX 計画

### 3. 1 技術課題

小型自動着陸実験 (ALFLEX) は、HOPE 形状の小型実験機を用いた

自動着陸実験を行うことにより、自動着陸のための航法誘導制御方式の設計手法の確立及びその妥当性の評価を行うとともに、HOPE自動着陸システム開発に必要な技術データを取得し、併せて小型実験機による飛行実験技術の評価を行う。具体的技術課題としては以下のものを設定している。

- (1) 自動着陸技術の実証評価
  - ・自動着陸システム技術の総合機能評価
  - ・誘導制御則設計手法の確立及び評価
  - ・航法方式の実証評価
- (2) 低速飛行特性の評価
  - ・飛行特性データ取得
  - ・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
  - ・実験手法
  - ・解析・評価手法

### 3.2 概要

実験機の飛行運動の相似性をできる限り追及した相似模型実験を行うことにより、HOPE自動着陸時の航法誘導制御方式の設計手法の実証評価を行う。

実験機の基本形状は、HOPE機体として検討されてきた候補形態の中から、実験実施の難易度等を含め総合的に判断してHOPE04c形状を採用することとした。想定滑走路長を1000mとし、機体の構造重量の見積もり、搭載機器の重量の見積もり等の条件を含めて検討した結果からスケール比は37%が選択された。後に述べるように固定脚、胴上スピードブレーキ等の点でHOPE本機と相似性を満足しない部分もある。

実験機の三面図及び諸元を図1に示す。

実験機を上空で分離投下する方式については、分離投下実験の前に、飛行制御システムの機能性能確認評価試験を実施する必要があること、実験機が空力的に固有不安定であり分離前に姿勢制御を確立しておく必要があること、及び上空で実験機の空力特性データを取得して設計確認をする必要があること、を考慮して、実験機の重心位置に取り付けたジンバルをケーブルで1点支持するジンバル懸吊方式を採用することとした。ジンバル懸吊状態の全体図を図2に示す。

現在計画している実験の概要は、小型自動着陸実験機をヘリコプタにつり下げ、速度46m/s、高度1500mで分離投下する。搭載された航法誘導制御装置の自動飛行制御により、長さ1000mの滑走路に着陸・停止する。実験全体の概念図を図3に示す。

### 3.3 飛行経路

ALFLX実験機はHOPE04c形状のHOPE本機の37%スケール機でありその飛行経路は基本的にはHOPE本機の飛行経路をスケールダウンした相似なものが望ましいが、後に述べるように実験機は固定脚や胴上スピードブレ

一キにするなどH O P E本機と相似でない部分がある。また高度方向の空気密度変化の相似性が成り立たず相似比より空気密度の変化率が小さいところを飛行することになっているということもある。上記相違点に起因して実験機の平衡滑空飛行経路角はH O P E本機よりも深くなる傾向にある。このような点も考慮したうえで実験機の飛行経路としてH O P E本機に近い飛行経路を設定するようにした。ノミナル飛行経路を図4に示す。

飛行フェーズは表1に示すように大きく分けて5つに分類される。1番目は、懸吊飛行フェーズと呼ばれる。その中の1本吊り形態はヘリコプタから機体重心を吊下げた状態の飛行である。2番目は軌道捕捉フェーズと呼ばれる。ヘリコプタから分離されて進入飛行に移るまでの飛行である。3番目は平衡滑空進入フェーズで経路角 $-30$ 度で動圧一定の直線飛行である。4番目はフレアフェーズでフレア開始から接地までの飛行である。フレアフェーズは平均 $0.5G$ で引き起こすプリフレア、経路角 $-1.5$ 度の緩角度進入及びファイナルフレアから成る。5番目は地上走行フェーズで接地から停止までである。1番目及び2番目のフェーズは、H O P E本機にはないA L F L E X実験固有のフェーズである。

### 3. 4 航法誘導制御方式

H O P E 0 4 C形態によれば着陸フェーズの飛行特性は、縦は静安定がわずかに負で、横方向も接地直前の大迎角時を除いて不安定であり、どちらもフィードバック制御による姿勢の安定化を必要としている。また、低揚抗比特性のため深い降下角と高速で進入し長い引き起こし飛行の後に接地着陸する。空力的に固有安定性のない機体であること、無人機であること、推力のない機体であること、揚抗比の低い機体であること等の厳しい条件があり、航法誘導制御系の設計検討を十分行い飛行実験で確認する必要がある。以下にA L F L E Xの航法誘導制御方式の概要を述べる

#### 1) 航法方式

着陸時の航法方式はM L S、G P S等いくつかの方式が考えられるが、A L F L E X用の航法システムは試験実施時での利用可能性やシステムの簡素化等を考慮して、I M U (Inertial Measurement Unit, 慣性計測装置)、D G P S (Differential Global Positioning System, 差分全世界衛星測位システム)、M L S (Microwave Landing System, マイクロ波着陸誘導システム)、R A (Radio Altimeter, 電波高度計)の組み合わせで行うこととした。

航法方式は、姿勢角はI M U単独で算出する。位置と速度については、実験機分離まではI M U・D G P S複合航法により、分離後はI M U・M L S複合航法により、高度 $100m$ から高度方向はI M U・R A複合航法に切り換える。

航法のシーケンスを図5に示す。

#### 2) 誘導方式

縦系は上下加速度コマンドを出力する。分離後の軌道捕捉フェーズではノミナル経路からの高度誤差、経路角誤差から、平衡滑空フェーズから緩角度進入フェ

ーズまでは高度誤差と高度方向速度誤差から算出し、ファイナルフレアでは高度と降下速度から算出する。

横方向系は、ノミナル経路からの横位置誤差と横速度誤差からバンク角コマンドを出力する。速度制御は誘導系に仕分けされており、等価対気速度誤差からスピードブレーキ舵角コマンドを出力する。

地上走行時は主脚接地後機首下げ速度を制御するピッチレートコマンドを出力する。またバンク角を水平に保つようにバンク角コマンドを出力すると共に、横位置誤差と横速度誤差からヨーレートコマンドを出力する。

### 3) 制御方式

縦系制御では誘導からの上下加速度コマンドをピッチレートコマンドに変換してエレベータでピッチレートを制御する。横方向系制御ではバンク角と横滑り角をエルロンとラダーを用いて制御する。地上走行時は誘導からのバンク角コマンドとヨーレートコマンドに対してエルロン舵角、ラダー舵角、前脚ステアリング角を制御する。エレベータとエルロン操舵は左右エレボン舵角の合成により実現される。

図6に航法誘導制御系の全体ブロック図を示す。

## 3. 5 飛行実験計画

### 1) 実験項目

実験場で実施する飛行実験は以下の通りである。

#### (1) 全系機能確認飛行試験

実験機-母機系-地上設備の全系の機能確認を行う。

#### (2) 懸吊飛行試験

懸吊状態での制御系の性能を評価し自動着陸実験時の制御系評価用データを取得する。また空力特性の確認に十分なデータを取得する。

#### (3) 自動着陸飛行実験 (フェーズ1)

ノミナルな状態における飛行性能を評価するとともに自動着陸システムの総合評価を行う。

#### (4) 自動着陸飛行実験 (フェーズ2)

基準軌道からずれた場合の誘導制御性能を評価する。

自動着陸飛行中にマヌーバを行い飛行性能を評価するためのデータを取得する。

気象条件(特に風制限)を緩和した状態での自動着陸飛行性能を評価する。

### 2) 実験手順

実験は地上の確認試験をはじめ安全と効率のバランスをとったステップアップ方式で行っていく。着陸飛行実験の概略は以下の通りである。

(1) 地上でIMUのアライメントや機能確認を行い、ヘリコプタで懸吊装置をつり下げて機体に合体させる。

(2) 懸吊装置と機体を合体した状態で全体をヘリコプタでつり上げて定められた飛行コースを飛行し、実験開始のための直線コースで1本吊り状態にする。ここで、

航法誘導制御系の最終確認を行う。

(3)定められた位置で分離され、機体は滑走路に向かって自動着陸を行う。

図7に実験全体の概念図を示す。

### 3) 飛行安全の配慮

飛行安全の基本は、地上の解析と試験を十分に行って設計で予想した通りに航法誘導制御システムが機能することであるが、機器が一重系であることや地上に危害が及ぶことを避けるために、機体が制御不能に陥ったときには機体の落下分散域を限定する必要がある。このために、航法誘導制御システムとは別に、地上からのコマンドにより作動する機体投棄用の非常用パラシュートとともに、制御を切ってロール操舵を行う非常系を備えている。実験機が予め定めた範囲を逸脱して飛行を始めた時、この非常コマンドにより直ちに機体を落下させる。

## 3. 6 実験システム

### 1) 実験機

#### (1) 機体形状及び規模

実験機はHOPE04C形状をベースラインとする。HOPE本機との動的相似性の観点ならびに1000mの滑走路で実験可能とするという要求に基づいて、HOPE本機04C形状の37%スケールモデルとする。

実験機の運用上、製造上及び安全確保の観点からのHOPE本機04Cからの相似性を実現しない主要項目は以下の通りである。

- ・ケーブルによるジンバル懸吊のための胴体上部穴を設ける。
- ・着陸時脚展開の異常作動によるリスクを避けるため固定脚とする。
- ・スピードブレーキは製造上の観点から胴上スピードブレーキとする。
- ・制動用及び非常用パラシュート収納ケースを胴体後部に取り付ける。
- ・対気データ計測用に機首部にピトーブームを取り付ける。
- ・製造上の観点から慣性能率は完全に相似性にはならない。

#### (2) 空力特性

空力特性は、縦は重心位置が全長の1.5%だけ静的に不安定側に設定している。また、低揚抗比特性を有する。横方向も迎角が $\pm 5^\circ$ 以内で不安定となっている。縦空力特性を図8に示す

#### (3) 搭載センサ

機体には航法誘導制御に必要な装置を搭載し、実験データを取得するためのセンサも搭載する。先に述べた航法機器による複合航法出力の他に、航法と共通のIMUの加速度計出力と角速度計出力、エアデータセンサ(ADS)(動圧、静圧、迎え角、横滑り角)出力が誘導制御に使用できる。この他に実験後解析のためのデータ取得のために、懸吊ケーブルに取り付けた懸吊力計、ジンバル角度計測計、機体表面圧力計や舵面のヒンジモーメントや構造の歪を計測するセンサがつけられている。

#### (4) 制御装置

制御装置は、空力舵面として左右各1枚のエレボン、左右チップフィン内のラ

ダー、2枚の胴上スピードブレーキがある。地上走行用に前輪ステアリングがある。以上の制御装置は電気サーボにより連続的に操舵することができる。主脚にはアンチロックシステム付ブレーキが装備され、オンオフ型で制動力を制御する。制動用パラシュートを装備し、接地後開傘する。左右のエレボンは独立に操舵することができ対称成分が昇降舵角、非対称成分がエルロン舵角である。

#### (5)通信計測系

実験において必要なデータを計測し、全データを実験機から地上局にテレメータで送信する。飛行データ、懸吊データ、機体表面圧力、機体歪み等のデータをテレメータにより地上へ送信する。機上でもこれら飛行データ等及びTV画像を記録する。

#### (6)非常系

地上からの非常コマンドを受信すると、非常用パラシュートを開傘するとともにエレボンを非対称に操舵する。

搭載機器等を含め実験機の全体図を図9に示す。

### 2) 母機系

母機系は、実験機の着陸実験を可能とするために、実験機を所定の位置に吊り下げ、分離・投下するためのシステムである。懸吊母機としてヘリコプタを用い、安定した分離・投下が可能なように搭載支援機器及び懸吊装置を備える。母機ヘリコプタは、懸吊状態で実験機に電力を供給すると共に実験時に必要なコマンド信号を送信する。

### 3) 地上設備

実験機の飛行状況を監視し、必要に応じて非常コマンドを送信するための飛行管制装置、実験データの解析システム、航法支援設備としてMLS地上設備およびDGPS地上設備、機体位置の精密計測装置としてのレーザ・トラッカ及びトラッキングレーダ等を地上設備として整備する。

地上設備を含めた全体システム概念図を図10に示す。

## 4. あとがき

ALFLEXは詳細設計を終了し実験機等は製作に着手する段階にある。今後は飛行実験の具体的な実施計画の検討を進めていく予定である。

	フェーズ名	内容	サブフェーズ	内容
1	懸吊飛行 フェーズ	ヘリコプタから吊り下げた懸吊装置で曳航された状態	合体形態	機体は懸吊装置に固定された状態
			1本吊り形態	懸吊装置からケーブルで重心のジンバルを吊り下げた状態
2	軌道捕捉 フェーズ	分離後進入経路を捕捉するまでの状態	ダイブ	分離後増速のため急降下する飛行フェーズ
			引き起こし	増速後引き起こして経路を捕捉するフェーズ
3	平衡滑空 フェーズ	平衡滑空飛行		定めた直線進入経路を降下する
4	フレア フェーズ	引き起こしから接地までの飛行	プリフレア	進入経路から緩降下経路までの引き起こし
			緩角度進入	接地に向けた直線緩角度経路の飛行
			ファイナルフレア	接地直前の沈下率制御
5	地上走行 フェーズ	接地から停止まで地上走行	2点接地状態	左右主脚接地状態
			3点接地状態	前脚、主脚接地状態

Table.1 Flight Phase



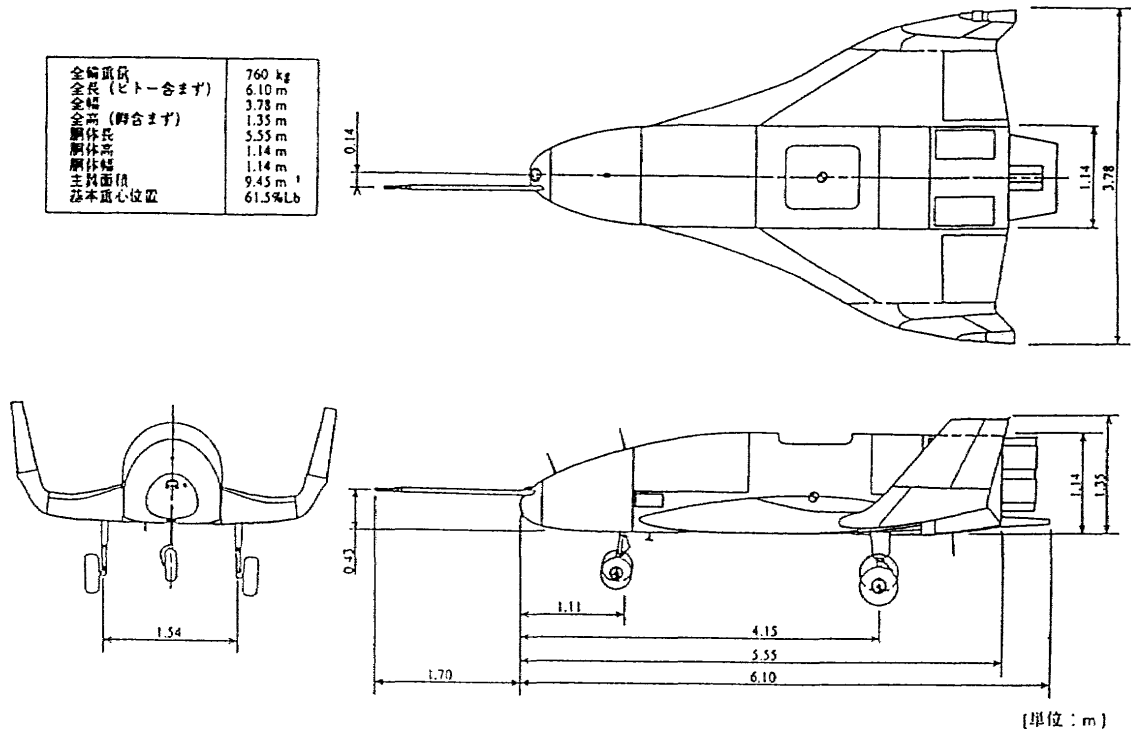
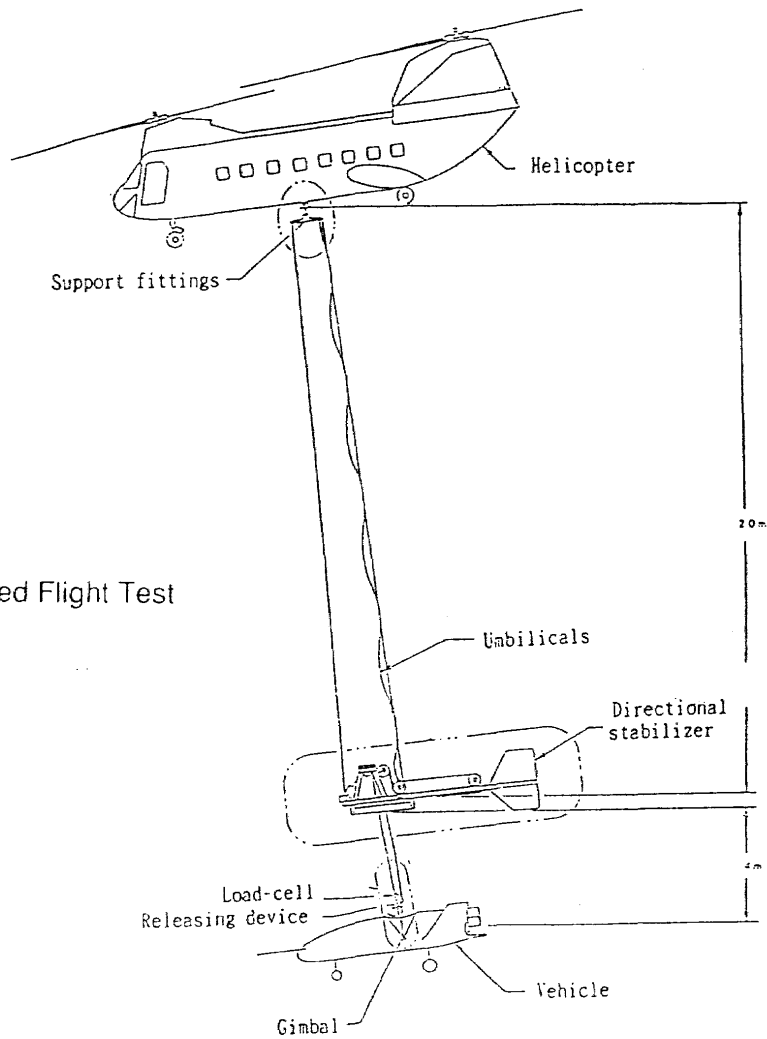


Fig.1 ALFLEX Vehicle

Fig.2 Constrained Flight Test



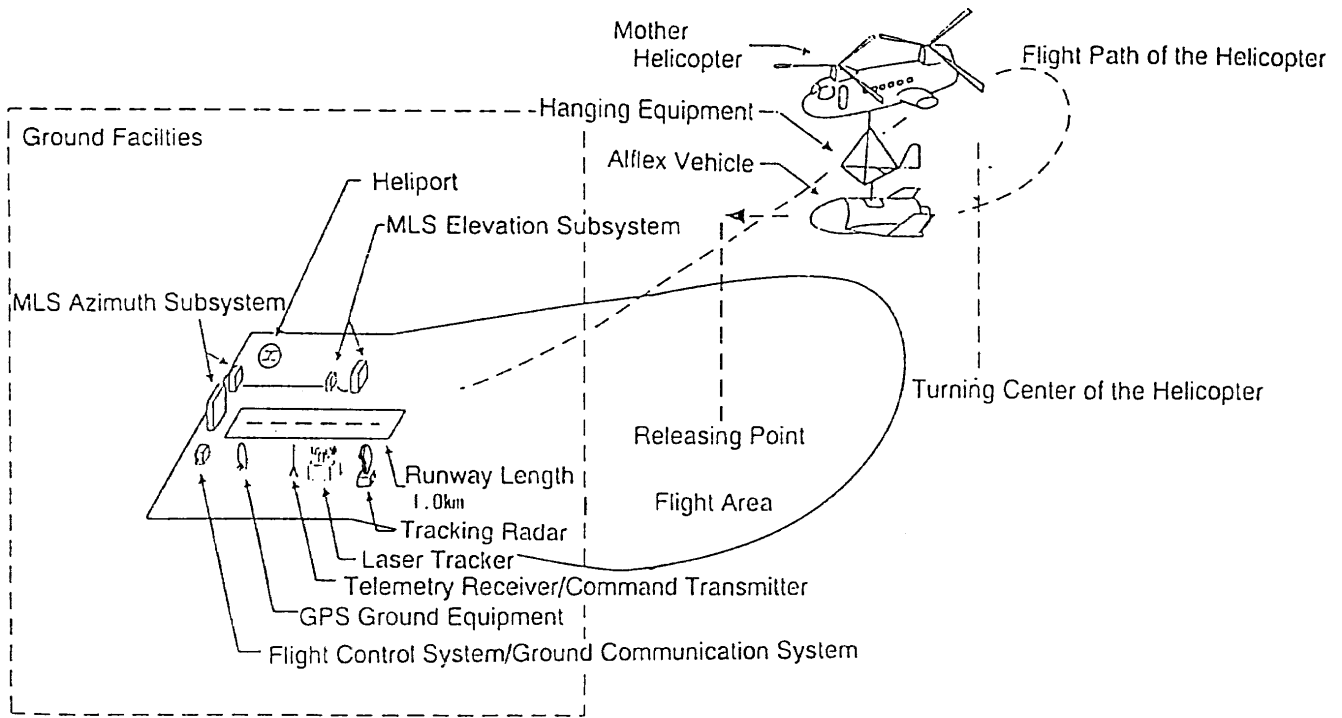


Fig.3 Outline of Experiment

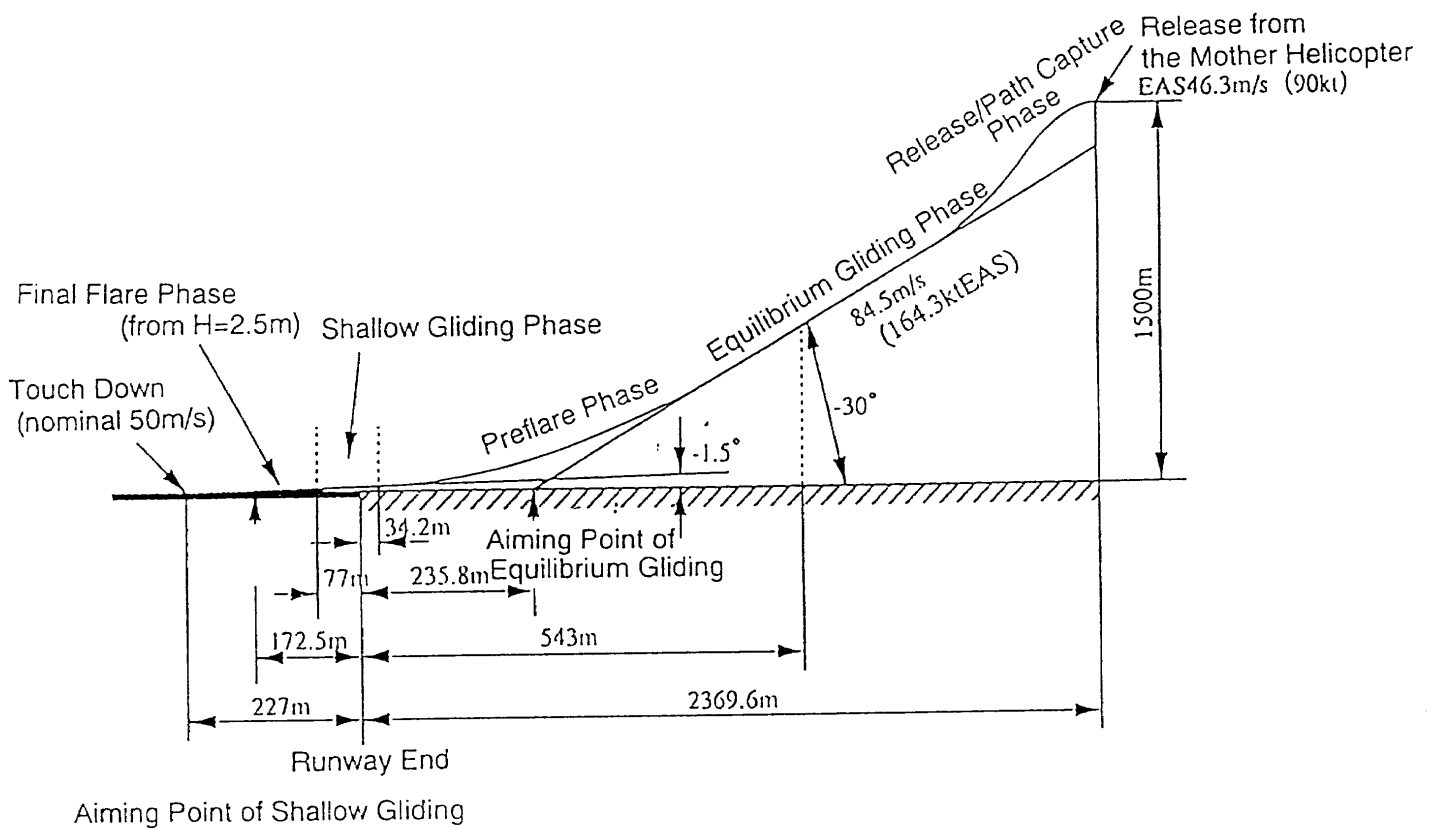


Fig.4 Nominal Flight Path

イベント	フライト モード ON	離陸	分類	高度 450m	高度 100m	滑走路端	接地	停止
飛行フェーズ		懸吊	軌道補足	グライドスロープ	フレア			滑走
進入方向				IMU-MLS複合航法				
横方向	IMU セルフ アライ メント	IMU-DGPS 複合航法		IMU-MLS複合航法				
高度方向			IMU-MLS複合航法		5秒間			
			IMU-RA複合航法	(IMU-RA複合 航法計算開始)	切り換え			
姿勢角			IMU単独航法					

Fig.5 Sequence of Navigation

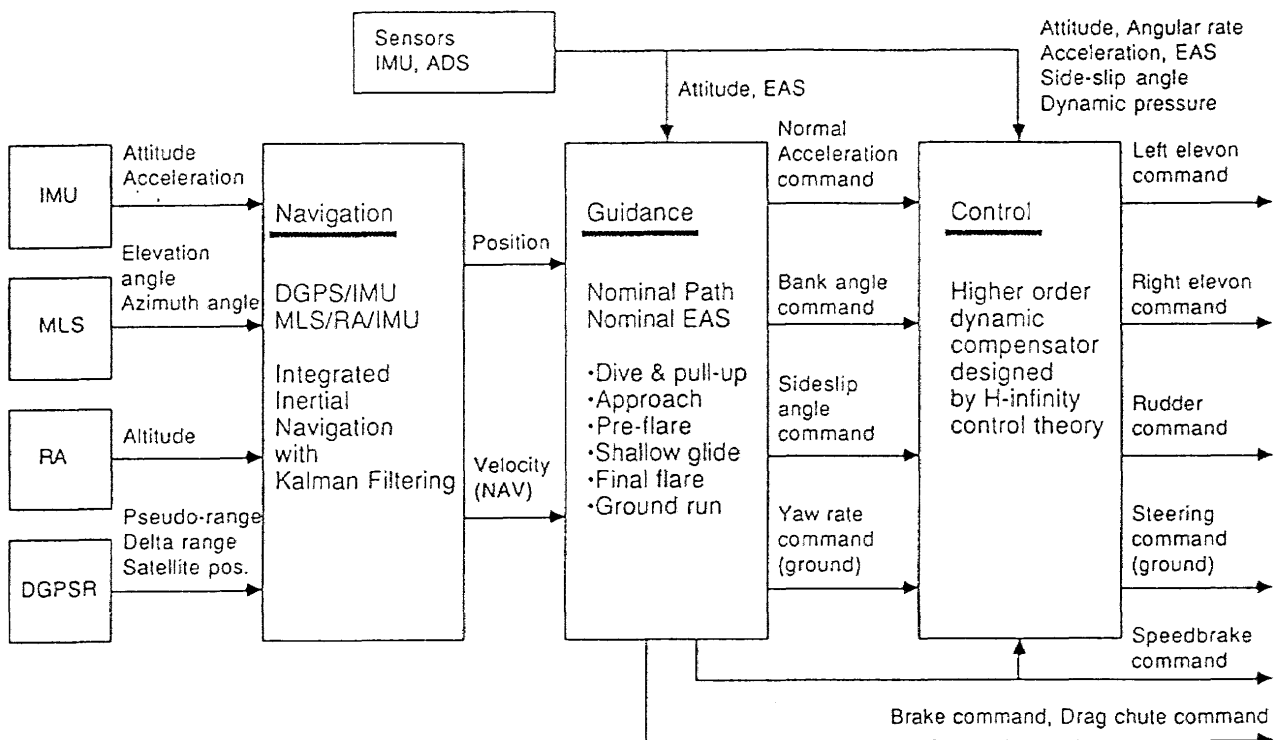


Fig.6 Simplified Guidance navigation and Control Block Diagram

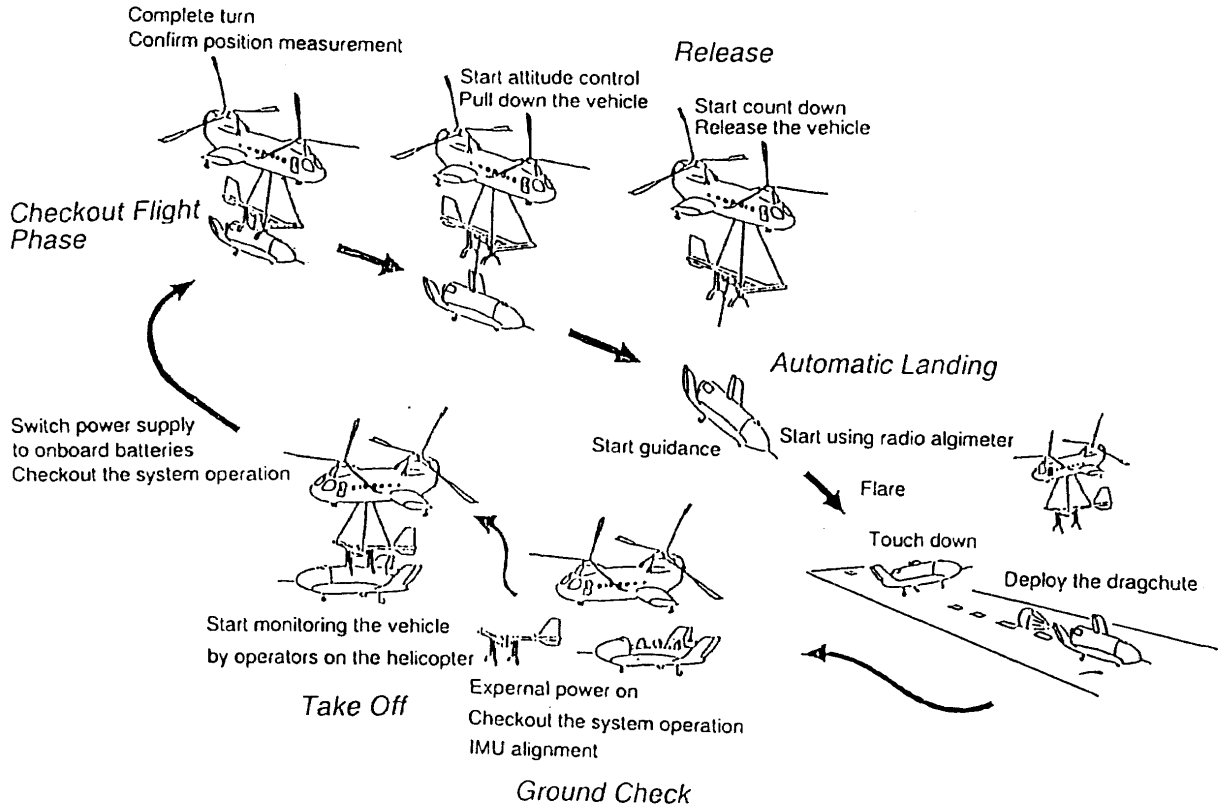


Fig.7 Sequence of Experiment

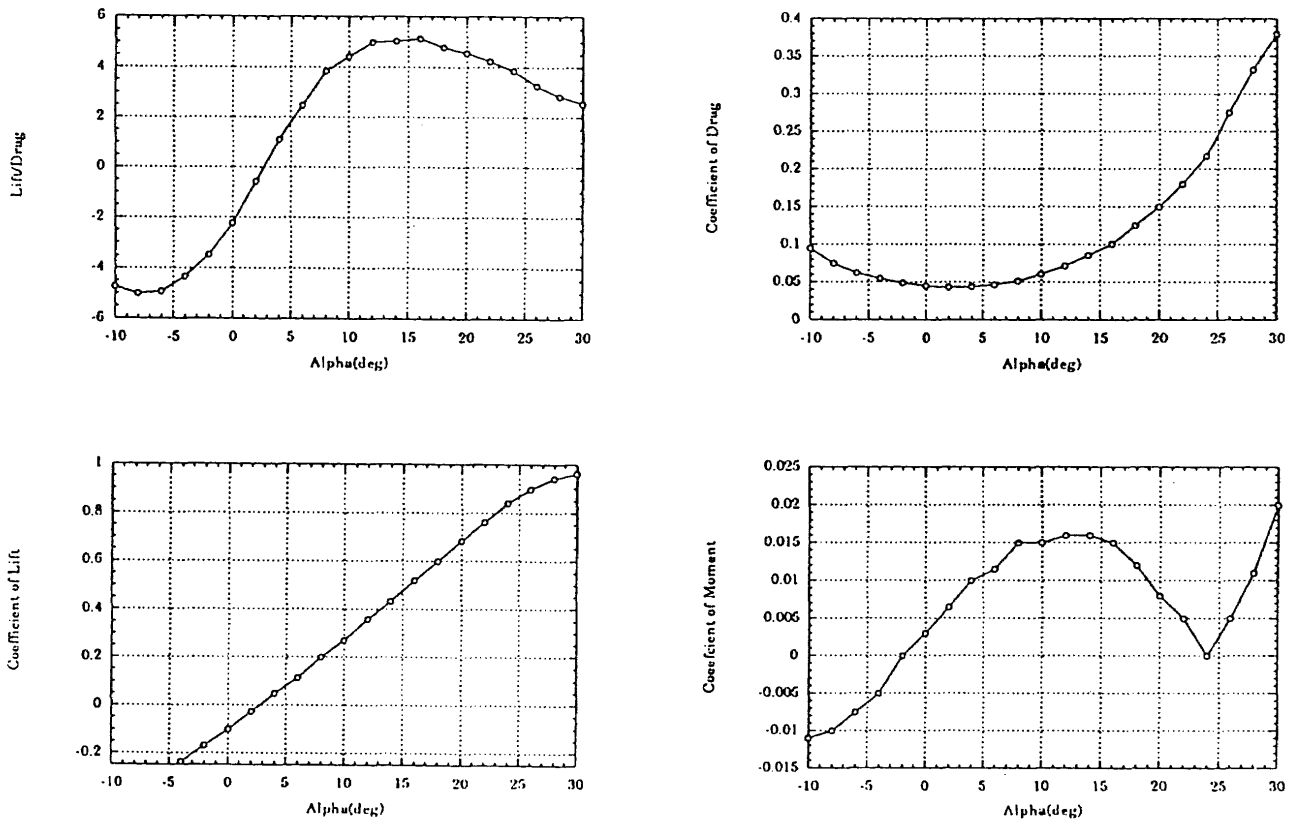


Fig.8 Longitudinal Aerodynamic Characteristics

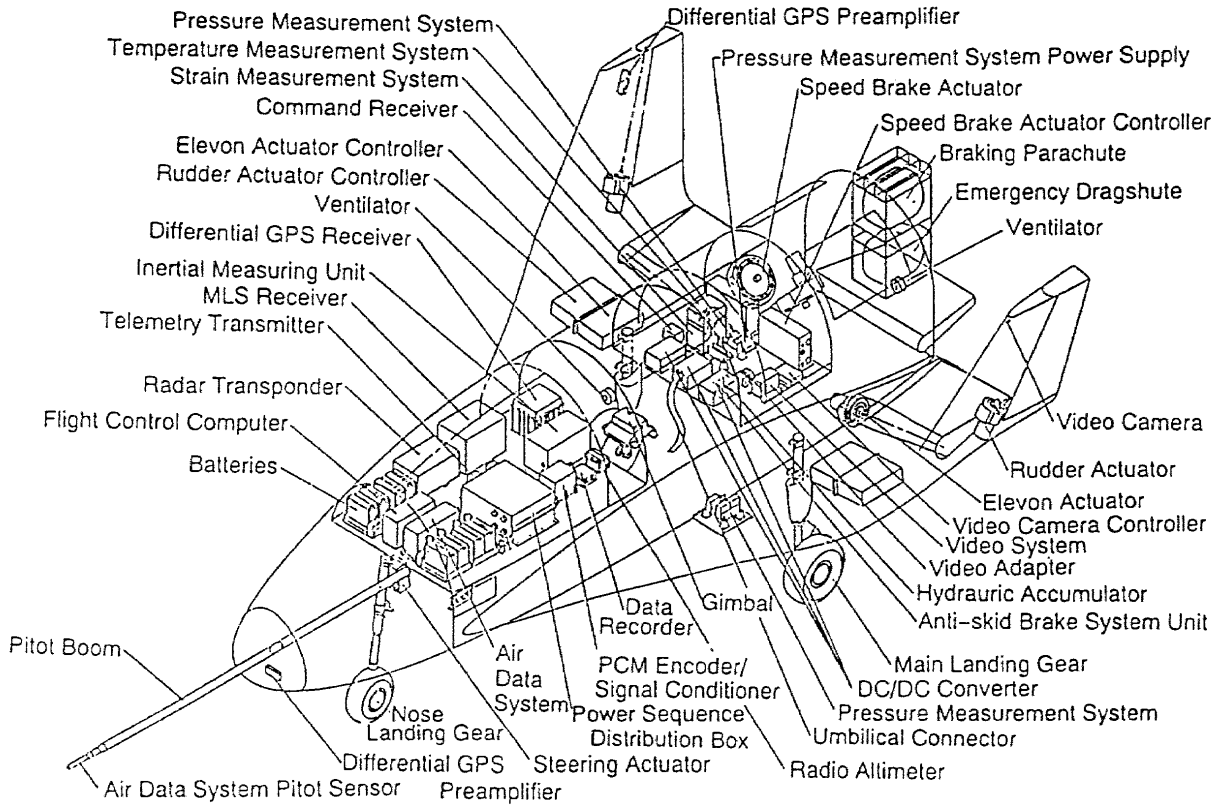


Fig.9 Primary Onboard Equipments

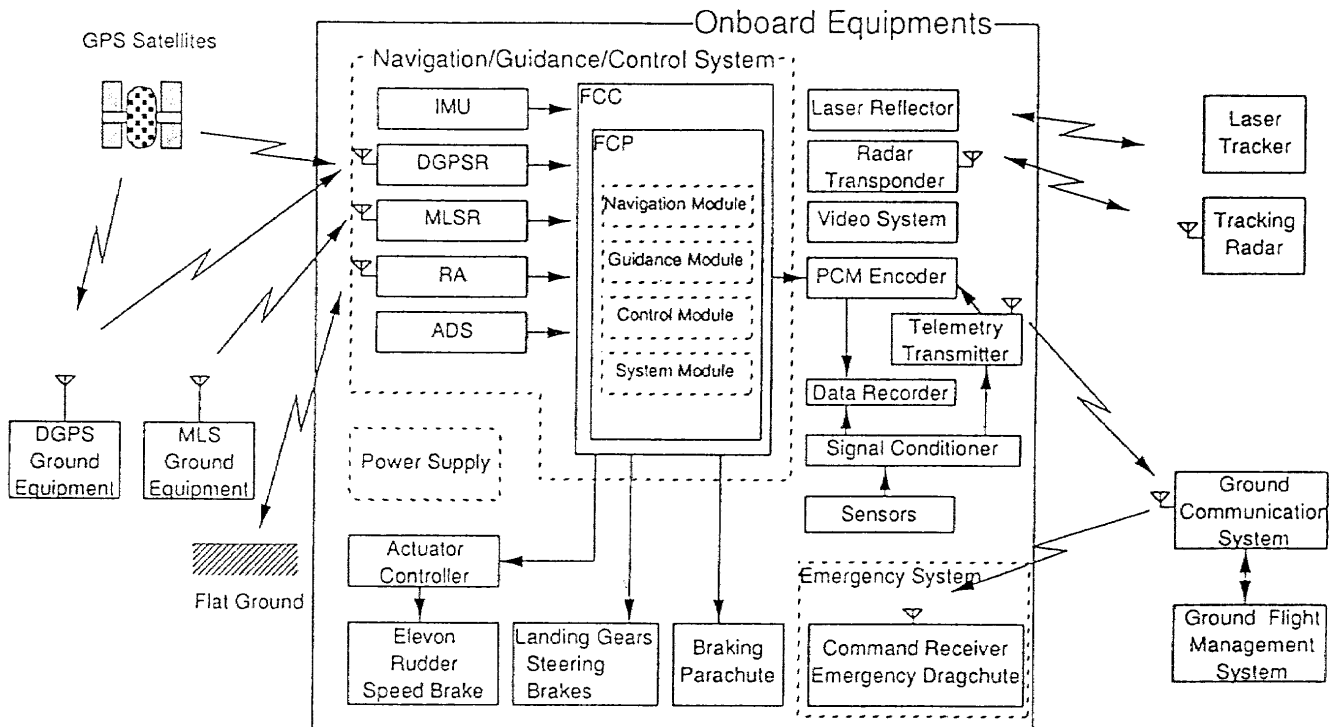


Fig.10 Schematics of the Primary Experiment Equipments

