

ALFLEX の航法誘導制御システムの開発

Development of Flight Control System for Automatic Landing Flight Experiment "ALFLEX"

名古屋航空宇宙システム製作所 浅井 滋^{*1} 小沼 裕之^{*2}
 畑 剛^{*3}
 航空宇宙技術研究所 宮沢 与和^{*4}
 宇宙開発事業団 泉 達司^{*5}

宇宙往還輸送機 (HOPE : H-II Orbiting Plane) の研究開発の一環として、実機の 37% 縮尺の実験機を用いた小型自動着陸実験 ALFLEX (Automatic Landing Flight Experiment) が、航空宇宙技術研究所、宇宙開発事業団及び民間メーカーで構成される実験隊により、オーストラリア ウーメラ飛行場において実施された。平成 8 年 3 月から各種地上試験が開始され、走行試験、懸吊飛行試験を経て、7 月には日本で初めての自動着陸実験に成功し、8 月には予定どおり合計 13 回のフライトを無事完了した。当社は実験機の中核部である航法誘導制御システムを担当したが、本報においては同システム担当の観点からその開発及び自動着陸実験結果の概要について報告する。

In the extensive development of the H-II Orbiting Plane (HOPE), ALFLEX (Automatic Landing Flight Experiment) was carried out to develop fundamental technologies for a completely autonomous landing for Japan's first unmanned reentry vehicle. National Aerospace Laboratory (NAL), National Space Development Agency of Japan (NASDA) and several manufacturing companies worked together as a unified team and conducted various ground tests and hanging flight tests since March 1996 at Woomera Airfield in South Australia. In July, the first automatic landing test was performed successfully, and in August, entire flight tests were completed with outstanding results, with a total of 13 flights. As well as these flight test results, this paper outlines the Flight Control System ; which performed essential and important roles in ALFLEX, developed by Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.

1. ま え が き

宇宙往還輸送機 (HOPE) の基盤技術確立を目的として、軌道再突入実験 (OREX : Orbital Reentry Experiment), 極超音速飛行実験 (HYFLEX : Hypersonic Flight Experiment), そして小型自動着陸実験 ALFLEX が順次実施され、それぞれ所期の成果を得て完了した。このうち、ALFLEX においては特に HOPE の自動着陸技術確立を主題に、平成元年度から 4 年度にわたって概念設計、予備設計等を実施してきた。平成 5 年度からは航空宇宙技術研究所 (NAL : National Aerospace Laboratory), 宇宙開発事業団 (NASDA : National Space Development Agency of

Japan) 及び民間メーカーから成る合同設計チームにより、基本設計、詳細設計が遂行された⁽¹⁾⁽²⁾。

ALFLEX は、実験機、ヘリコプタを含む母機システム、飛行管制室等の地上設備、飛行場を中心とする実験場から構成される。このうち、当社が担当した実験機の航法誘導制御システム関連の開発工程を表 1 に示す。

2. ALFLEX の概要

ALFLEX 実験機は、全長 6105 m (ピトー管を除く)、全幅 3785 m、全備重量 796 kg で、主翼両端が上方に湾曲したチップフ

表 1 ALFLEX の開発工程 (航法誘導制御システム関連分)
Development schedule of ALFLEX (Flight Control System portion)

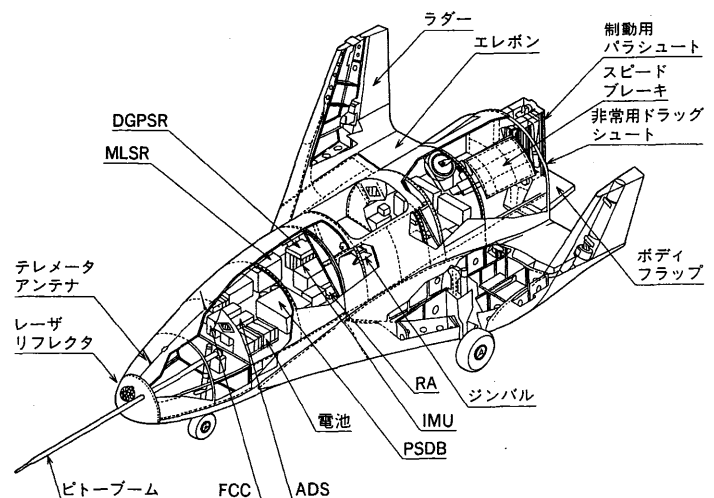
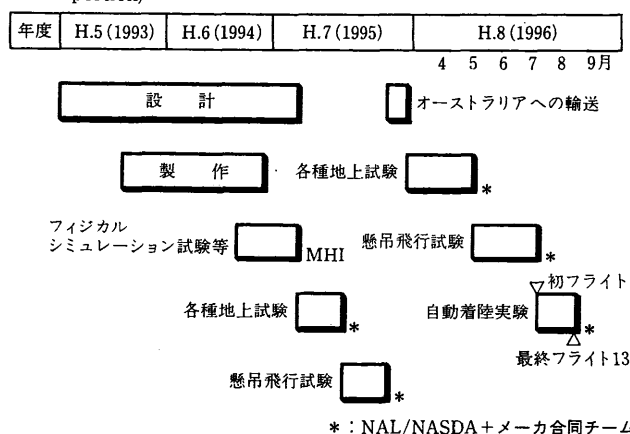


図1 実験機の主要搭載機器 実験機の外形と主要機器の配置を示す。
Primary onboard equipment

*1 航空機技術部装備設計課主務 工博

*2 航空機技術部装備設計課

*3 電子技術部宇宙電子設計課 工博

*4 飛行実験部操縦特性研究室長 工博

*5 宇宙往還システム室副主任開発部員

インタイプのデルタ翼を有し、縮尺は HOPE の 37% である。実験機の外形と主要な搭載機器を図 1 に示す。実験機は、主翼、胴体、主脚、前脚等から成る構造システム、飛行制御をつかさどる航法誘導制御システム、コマンドに応じた操舵(だ)を行う舵面アクチュエータシステム、地上へのデータ送信等を行う通信計測システム、搭載機器に電力、各種信号を分配する電力電装システム、非常時に地上からの指令に従って非常用ドラッグシュートを開傘させる非常システムの各システムから構成される。なお、実験機は主としてアルミ軽合金製で、形状が複雑な部分には FRP が用いられている。

実験機はさらに、ジンバルを介して母機であるヘリコプタにより懸吊されるが、実際の自動着陸実験においては、高度 1500 m に於いて母機から分離される。

一方、実験全体の管制を行う実験場地上設備は、飛行管制データを統合的に処理する飛行管制システム、実験機との送受信を行う地上通信システム、実験機の位置計測等を行う地上計測システム、実験機搭載の航法装置を地上から支援する航法支援地上システム、実験データの記録・再生を行う実験データ処理システム、音声交信装置を中心とする実験支援システムから成立つ。

このような実験機、母機システム、実験場地上設備にウーメラ飛行場そのものである実験場を加え、ALFLEX の全体システムが構成される。

3. 航法誘導制御システムの構成

3.1 ハードウェアの構成

航法誘導制御システム及び関連機器のハードウェア構成を図 2 に示す。同システムは、主要な航法誘導制御関連の演算を行う搭載計算機 (FCC: Flight Control Computer)、実験機の位置、速度、姿勢等を検出する慣性センサユニット (IMU: Inertial Measurement Unit)、地面から反射してくる電波により地上高を計測する電波高度計 (RA: Radio Altimeter)、迎角、横滑り角等を計測する 5 孔ピトープローブ型の ADS (Air Data System)、実験機の位置、速度を出力するシュードライト方式の DGPSR (Dif-

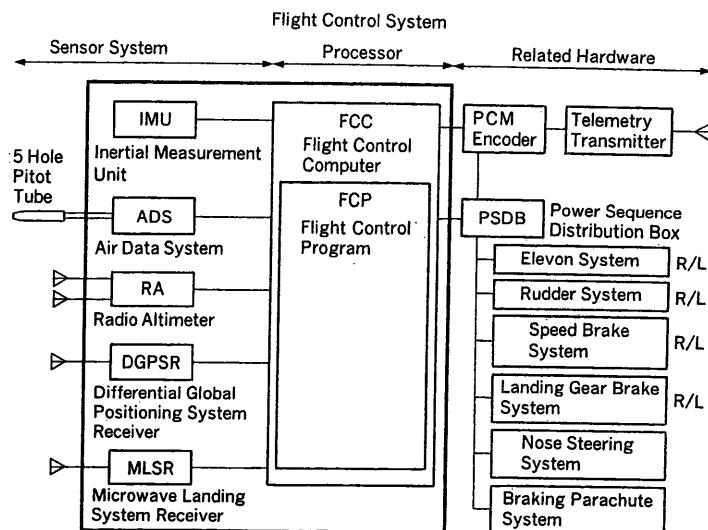


図 2 航法誘導制御システム及び関連機器のハードウェア構成
センサからアクチュエータまでのハードウェア構成を示す。
Hardware block diagram of Flight Control System with related equipment

ferential Global Positioning System Receiver), MLS 地上局の信号を受けて滑走路からの仰角、方位角を出力する MLSR (Microwave Landing System Receiver) から構成される。なお、当社は搭載プログラム (FCP: Flight Control Program) を含め、FCC, IMU, RA, ADS の開発を担当した。

図 2 に記載したとおり、航法誘導制御システムにおいては、IMU, RA, ADS, DGPSR, MLSR からのセンサデータを FCC, FCP が演算処理の上、電力信号分配器 (PSDB: Power Sequence Distribution Box) に出力する。PSDB は操舵コマンド等を舵面アクチュエータ等に伝達する。また、PCM (Pulse Code Modulation) エンコーダは FCC からのデータを地上へ送信するための形式に変換してテレメータ送信機に受け渡す。ここで、FCC と IMU, ADS, DGPSR, MLSR の間のデータ通信は MIL-STD-1553B データバスを用いた。これにより、ワイヤハーネスの低

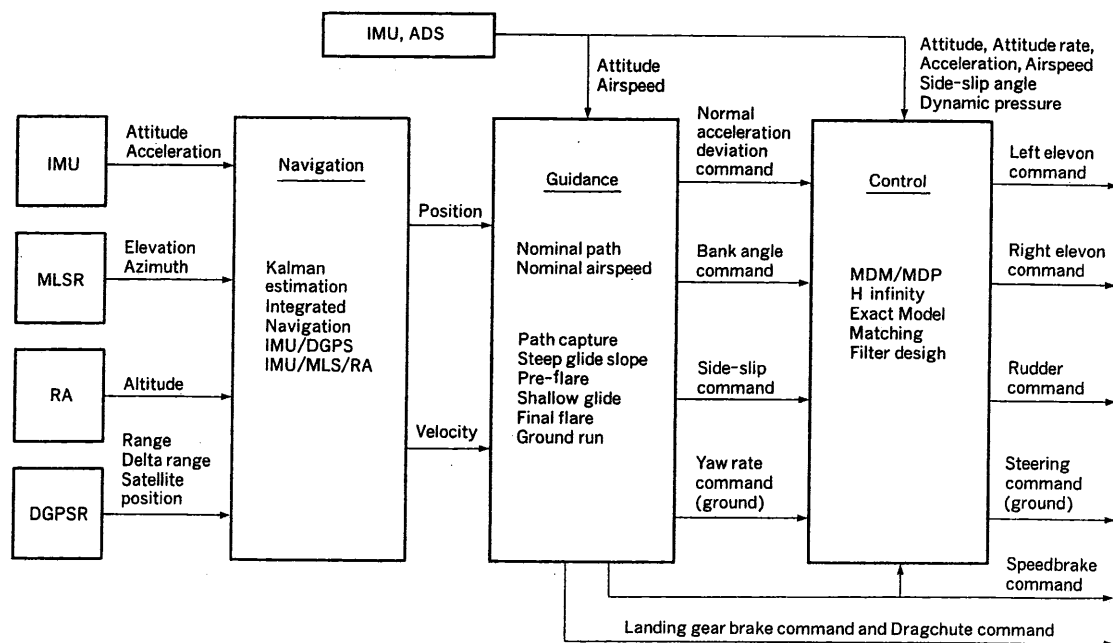


図 3 航法誘導制御システムのソフトウェア構成
本システムのソフトウェアの有する機能のうち、航法・誘導・制御機能の構成を示す。
Software block diagram of Flight Control System especially for Navigation, Guidance and Control Functions

減、データ通信の標準化を図ることができた。

3.2 ソフトウェアの構成

航法誘導制御システムのソフトウェアは、モード管理、ステータス管理、シーケンス制御等、数多くの機能を持つが、ここでは飛行制御に最も密接に係わる航法、誘導、制御の三大機能の構成を図3に示す。

航法機能は、実験機の位置、速度、姿勢の推定を行う。主としてIMUの加速度及び姿勢角を用いた慣性航法を基本とするが、離陸前にエプロン上で行うIMUの基準姿勢を定めるアライメント以降発生する積分誤差等を補正するため、DGPSR、MLSR、RAの出力を用いる。すなわち母機による実験機懸吊状態から分離直前まではIMU-DGPS複合航法を、それ以降はIMU-MLS-RA複合航法を用い、IMU-DGPS複合航法のデータはIMU-MLS-RA複合航法に対する初期値として受け渡す。

実験機の通過すべき経路等は、図4に示すように分離後の軌道捕そく、平衡滑空、プリフレア、緩角度滑空、ファイナルフレアから成立つ基準軌道として与えられ、FCPの内部データとして格納されている。航法機能により算出された実験機の位置、速度を入力として、誘導機能においては実験機の縦運動及び横・方向運動に対する誘導コマンドが生成される。縦の誘導コマンドは機体の上下方向加速度コマンドとスピードブレーキ舵角コマンドであり、横・方向の誘導コマンドはバンク（横傾斜）角コマンドと横滑り角コマンドである。また地上走行時には、上記のバンク角コマンド生成ロジックを用いてヨーレートコマンドを発生させることを基本とした。

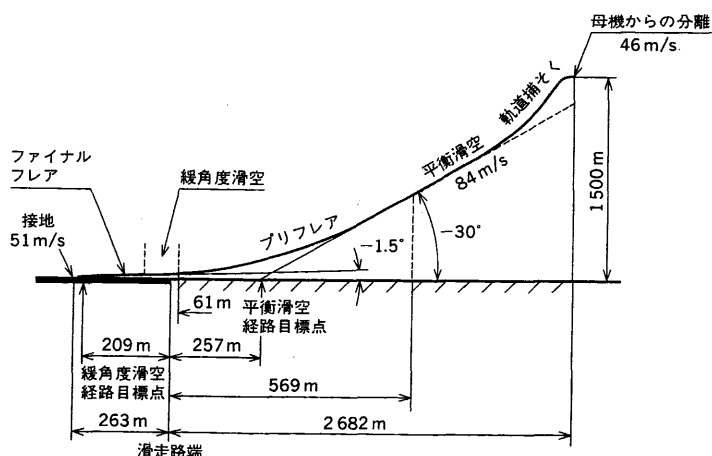


図4 基準軌道 ALFLEX 実験機は、この基準軌道を実現するように誘導・制御される。
Nominal flight path

制御機能は、縦及び横・方向の誘導コマンドを安定性と応答性を確保しつつ実現する機能である。それぞれ縦及び横・方向の制御機能により、エレベータコマンド、エルロンコマンド、ラダーコマンド、スピードブレーキコマンド、ステアリングコマンド（地上走行時）が出力される。なお、左右のエレボ舵角の対称分がエレベータ舵角であり、非対称分がエルロン舵角である。

4. 技術的課題及びその対応策

通常の航空機に比べ ALFLEX は以下のような特徴を有する。

- (1) 宇宙ステーションへのドッキング等に対する配慮から、ALFLEX にはチップフィンタイプのデルタ翼が採用されている

が、風見安定が不安定側であり、例えば米国スペースシャトルのようなセンタフィンタイプの形態に比べ、必ずしも十分な方向安定性があるとはいえない。また、上反角効果が強い、すなわち横滑りによって発生するロールモーメントが大きいこと、ラダー操舵によって発生するロールモーメントが大きいこと、エルロン操舵によって発生する旋回モーメントがバンクの向きと逆であること等に起因して横・方向運動の連成が強い。

- (2) 無推力であり揚抗比 (L/D) が小さいため、図4の基準軌道に示すとおり平衡滑空の経路角は 30° と大きい。一方、通常の固定翼航空機と同程度の緩やかな接地を目標とするため、プリフレア以降は経路角が 1.5° と小さな緩角度滑空経路に滑らかに乗換える必要がある。このように精密な飛行制御を、縦の静安定も不安定側である ALFLEX に対して実現することが要求される。

- (3) ALFLEX の空力特性は、基本的に風洞試験をベースとして求められているが、例えば動安定微係数に代表されるように必ずしも十分な精度が保証されるものではなく、かなりの幅で変動することが予想される。このような飛行運動の周波数域と同程度の低周波数域における特性値変動に加え、高周波数域における構造振動のほか、アクチュエータ特性、センサ特性等、不確定要素が多い。

以上のような ALFLEX の技術的課題に対し、航法誘導制御システムの設計・開発に際しては次のような対応策を採った。

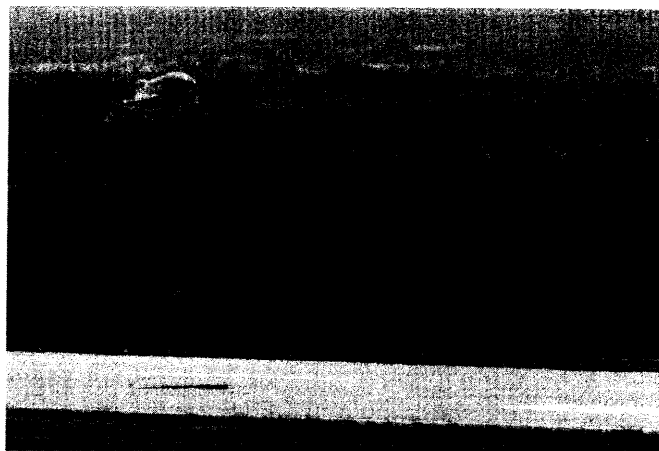
- ① 前記の技術的課題に対し、ロバストな制御系を構成することで対応した⁽³⁾。まず、制御系の基本特性を MDM/MDP (Multiple-Delay-Model and Multiple-Design-Point) 法により設定した。次に、 H_∞ EMM (Exact Model Matching) 法を用い、低周波数域において制御則ゲインを高めて外乱に対する感度を下げ、高周波数域において制御則ゲインを下げてセンサノイズに対する相補感度を下げることにより、制御則のロバスト化を図った。また目標とする応答性は、本手法により得られた高次数のフィルタにより実現されている。
- ② 特に構造振動等、高周波数における特性値変動が懸念されたため、コマンドとして採用する状態量の選定に際してはセンサ特性等にも十分配慮し、ロバスト性を確保する設計を行った。その結果、縦の制御則の内部においてはピッチレートコマンドを、横・方向の制御則においては横滑り角コマンドを採用している。
- ③ 線形解析により主要パラメータの設定を行った後、数多くの6自由度非線形運動シミュレーションを実施し、ロジック切換えタイミングを含む各種パラメータのファインチューニングを経て、ソフトウェアを確定した。

5. 自動着陸実験結果

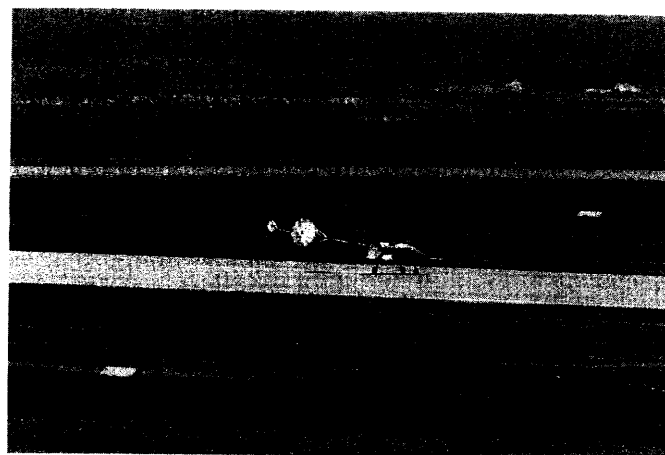
平成7年度の国内における各種地上試験、懸吊飛行試験、平成8年3月からのオーストラリア ウーメラにおける各種地上試験、走行試験、懸吊飛行試験により、一步一步着実な検証が重ねられた後、同年7月から自動着陸実験が開始された。自動着陸実験における実験機の接地前後の状況を図5に示す。

代表的な自動着陸実験結果⁽⁴⁾として Y 方向に大きくオフセットさせて分離した実験ケースの飛行軌跡を図6に示す。オフセット量は左方 200 m 程度に及ぶが、早い段階で基準軌道を捕そくし、十分余裕を持ってプリフレアから接地、機体停止まで問題なく実施されていることが分かる。

環境条件である風は実験ごとに異なるが、さらに平衡滑空経路



(a) 接地直前のファイナルフレア



(b) 接地後、パイロットシュートに引続き制御用パラシュートを開傘

図5 自動着陸実験 接地前後の状況を示す。
Automatic landing experiment

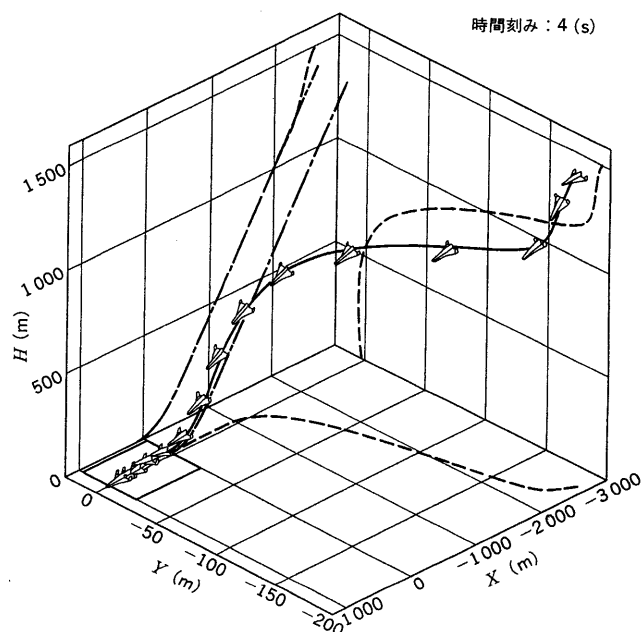


図6 自動着陸実験結果の代表例 意図的に横オフセットを大きくしても余裕を持って基準軌道を捕そくしている。
Typical example of automatic flight experiments

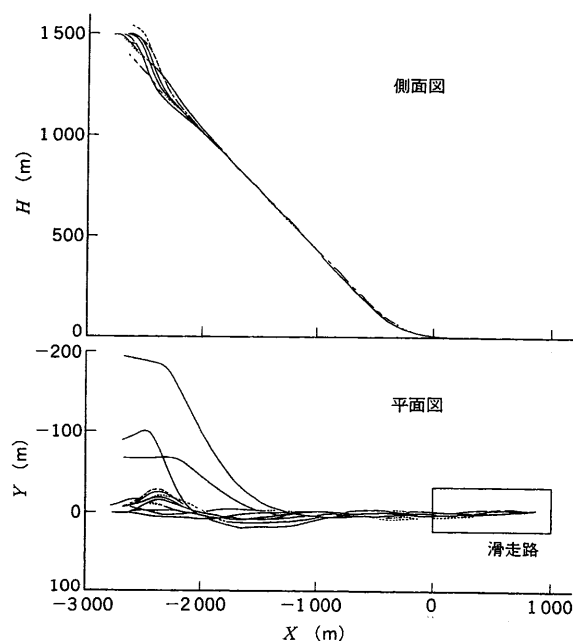


図7 自動着陸実験における飛行軌跡 合計13回のフライトにおいては、種々の条件が変更されているにもかかわらず、すべてスムーズに自動着陸を行っている。
Flight paths obtained by entire experiments under various conditions

上での舵面による加振条件を空力特性同定のため種々変更し、8月には合計13回のフライトを完了した。全フライトにおける飛行軌跡をまとめて図7に示す。上記のように種々の条件がかなり変更されているにもかかわらず、例えば図7の側面図から、いずれの場合も高度800m付近で基準軌道を捕そくしていること、その後はスムーズに自動着陸を行っていること等が分かる。

6. む す び

平成5年度に基本設計がスタートしたALFLEXプロジェクトも、平成8年8月に計画どおり13回のフライトを無事終え、今回開発された航法誘導制御システムが設計どおりの機能・性能を有することが、一連の飛行試験により実証された。

これらは、日本の独自技術による自動着陸としては初めての成功であり、特に、 H_∞ 制御を用いての自動着陸は世界でも初めて

である。

ALFLEXで得られたこのような成果をHOPE-Xプロジェクトに反映して行くこととしたい。

参 考 文 献

- (1) 永安正彦, 中安英彦, 自動着陸実験 (ALFLEX) 計画, 第32回飛行機シンポジウム (1994-10)
- (2) 小沼裕之ほか, ALFLEXの飛行制御システム, 第32回飛行機シンポジウム (1994-10)
- (3) Miyazawa, Y. et al., Flight Control System for the Automatic Landing Flight Experiment, AIAA July (1996)
- (4) 浅井 滋ほか, ALFLEXの航法誘導制御系の開発, 第33回日本航空宇宙学会中部・関西支部合同秋期大会 (1996-11)