小型自動着陸実験 (ALFLEX) の航法誘導制御^{*1}

宮 沢 与 和^{*2}・泉 達 司^{*3}
浅 井 滋^{*4}・岡 優^{*5}

Key Words: Automatic Landing, Navigation, Guidance and Control, ALFLEX, HOPE

1. はじめに

航法誘導制御は、我が国の宇宙往還機自動着陸技術の確立をめざして行われた小型自動着陸実験 (ALFLEX) において最も重要な部分である。航法誘導制御系の概要は本特集の ALFLEX 全体に関する解説¹⁾の中においても既にまとめられているので、本解説では、なるべく重複しないようにその続編として航法誘導制御を紹介する。特に、航法誘導制御系の開発・設計における要点と飛行試験の結果、それらの過程で得られた教訓を中心に述べる。詳細な技術データは、すでに公表された文献や今後出版される報告書があるので、それらを参照されたい^{2~6)}。

ALFLEX は平成 5 年 4 月に正式にスタートして基本設計を開始したが、着陸フェーズの航法誘導制御は HOPE の重要技術課題として、それ以前にも検討された⁷⁾。即ち、昭和 61 年頃からスタートした HOPE (H II 打ち上げ型有翼回収機) において参加した機体メーカ各社 (富士重工、川崎重工、三菱重工) により着陸の航法誘導制御の検討が行われた。基本設計ではこの機体メーカ 3 社の結果を NAL/NASDA (航空宇宙技術研究所・宇宙開発事業団) 及び 3 社の共同チームがまとめ、ALFLEX の航法誘導制御の基本方針を決定した^{9,10,12)}。ALFLEX の製作は各メーカが分担する方式が採用されたが、本解説に関わる航法誘導制御系の製作は三菱重工が行い、また、航法センサの擬似衛星方式の DGPS (ディファレンシャルグローバルポジショニングシステム) と MLS (マイクロ波着陸システム) は東芝が製作した。

第 1 図は ALFLEX 実験機の分離直後の写真である。

2. 航法誘導制御系の設計方針と設計目標

ALFLEX は、冒頭にも述べたように宇宙往還機 HOPE の自動着陸技術を確立するための必要にして

著者紹介

宮沢 与和 (正会員)

昭和 26 年生。昭和 49 年東京大学工学部航空学科卒業。昭和 54 年同大学院博士課程修了、工学博士。同年、航空宇宙技術研究所に入所し、現在、飛行実験部操縦特性研究室長。平成 4 年より NAL/NASDA 共同研究の小型自動着陸実験に参加し、宇宙往還機の飛行制御に関する研究に従事。計測自動制御学会、AIAA の会員。

泉 達司 (正会員)

昭和 35 年生。昭和 57 年北海道大学工学部電子工学科卒業。昭和 59 年同大学院修士課程修了。同年宇宙開発事業団に入社し、現在、宇宙往還技術試験機プロジェクトチーム副主任開発部員。NAL/NASDA 共同研究の軌道再突入実験機及び小型自動着陸実験機の誘導制御系の開発に参加し、現在宇宙往還技術試験機の誘導制御系の開発に従事。電子情報通信学会会員。

浅井 滋 (非会員)

昭和 23 年生。大阪府出身。昭和 47 年大阪大学大学院修士課程造船工学科卒業。同年三菱重工業(株) (長崎研究所耐航性能研究室) 入社。現在、名古屋航空宇宙システム製作所航空機技術部装備設計課主査。航空機搭載冷却システム等の設計に従事。工学博士。関西造船協会会員。

岡 優

昭和 19 年生。熊本県出身。昭和 42 年九州大学工学部電子工学科卒業。昭和 44 年同大学工学修士課程修了。同年株式会社東芝入社。現在、小向工場宇宙プログラム担当。宇宙機システムの開発に従事。

^{*1} 平成 9 年 7 月 4 日原稿受理 Guidance and Control of ALFLEX

^{*2} 航空宇宙技術研究所 Yoshikazu MIYAZAWA

^{*3} 宇宙開発事業団 Tatsushi IZUMI

^{*4} 三菱重工業株式会社 Shigeru ASAI

^{*5} 株式会社東芝 Masaru OKA

第1図 分離直後の ALFLEX 実験機 (写真)

十分な実験を行う，という方針の下で計画されたものであり，航法誘導制御系の設計も費用と開発期間の短縮に特に留意して行われた．小型模型の実験機による実験ということ自体が費用と開発期間の短縮に最も貢献していることはいうまでもないが，その他にも航法誘導制御系では，ハードウェアの開発は行わず実績のあるものを製作購入する，各機器の信頼性を航空機用レベルとして全て1重系ですませる，開発試験は必要不可欠な風洞試験など最小限に抑えて適当な大きさの誤差の存在を前提として設計を行う，等を方針として開発規模を抑えた．製作した航法誘導制御システムの健全性は，適正な規模のフィジカルシミュレーション試験により確認することとし，その試験計画を作成した．

実験の成果を宇宙往還機 HOPE の開発に直接反映することができ，また設計に見落としがなるべく起きないようにするために，小型模型はなるべく HOPE 実機に対して動的相似則に従うように製作された．模型実験では，実機の特性を模擬するという観点から，長さ，時間，質量のスケール比が設定されるが，実験機と実物で重力加速度と空気密度が共通であることから，長さのスケール比が与えられると時間と質量のスケール比も決定される．第1表に動的相似模型の諸量のスケール比を示した．航法誘導制御系の設計も，時間のスケールに従って計算機のマイナーサイクルを HOPE 実機で予定していた 50 Hz に対して 80 Hz にするなど相似模型実験であることに留意した．航法誘導制御系も相似変換を行えばそのまま HOPE 実機に使用できることを前提に設計を行った．

HOPE が 3000 m 級の滑走路に着陸できることを目標に置き，ALFLEX が長さ 1000 m の滑走路に安全に着陸することを航法誘導制御系の設計要求とした．

第1表 ALFLEX における相似比

物理量	相似比
長さ	L
時間	$L^{(1/2)}$
速度	$L^{(1/2)}$
加速度	1
力	L^3
圧力	L
質量	L^3
慣性性能率	L^5
機体平均密度，空気密度	1

マッハ数，レイノルズ数が相違する影響は小さい．

第2表 航法誘導制御系の着陸性能要求

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

第2表に示すような項目について航法誘導制御系の性能要求を設定した．滑走路幅については，種々の要因を考慮して余裕のある要求としている．

航法・誘導・制御の機能配分 この着陸性能を実現するために航法誘導制御系の設計が行われた．設計は，文字どおり，航法，誘導，制御の3つのシステムに分けて行った．第2図はそれぞれの機能と各ブロックの入出力を表している．

航法は機体の剛体運動の情報を求めるものである．航法の本来の目的は機体の位置を知ることであるが，加速度計と角速度計からなる慣性センサユニット (IMU) による慣性航法を基本とするシステムでは，位置を推定するために加速度，速度，位置，角速度，姿勢角を推定するようになり，他のセンサ情報も含めて剛体運動の全ての情報を処理するシステムを航法と考えるようになっている．誘導と制御は，機体の剛体運動を制御することであるが，剛体の運動を並進運動と回転運動の自由度に分けて，それぞれの制御を「誘導」と「制御」と呼んでいる．舵面操舵など機体運動に直接働きかけて姿勢を制御する部分が制御であり，着陸などの目的を達成するためにその姿勢角に関係するコマンドを生成する部分が誘導である．航空機の自動飛行装置において内部ループと外部ループに機能が分けられていることと同じである．分けて設計する方

第2図 航法誘導制御系の機能ブロック図

が効率が良いからであるが、姿勢に関係する誘導コマンドを何にすべきか、即ち誘導と制御をどこで分離するか、については選択の余地がある。後述するように、ALFLEXでは、縦の誘導コマンドは、機体の上下方向の加速度、横・方向の誘導コマンドは、バンク角と横滑り角を選択した。

3. 航 法

航法システムの設計は、自動着陸に必要な航法精度要求を与えてセンサの選択と航法アルゴリズムの設計を行うものである。研究ではどこまで高精度が得られるかということが課題であるが、設計の現場では要求精度を確実に効率よく得られるか、さらに資金の効率的な配分ということも課題になる。航法においては比較的容易に事前の予測ができることもあって、開発の効率に配慮した設計を行った。

今日では信頼性の高い高精度なIMUのお陰で慣性航法を基本にした航法が可能である。ALFLEXもリングレーザジャイロによるストラップダウン方式の慣性航法装置を搭載し、他の航法センサでバイアス誤差を修正する複合(慣性)航法(Integrated Inertial Navigation, or Hybrid Navigation)を採用した²⁾。開発の効率を考慮して、姿勢角は慣性航法装置の出力をそのまま使用し、加速度計出力と他の航法センサとを組み合わせで位置および速度を推定する複合航法を設計した。地上で慣性航法装置のアライメントを行った後に約1時間以内で実験が終わり、その間は十分な姿勢角精度が保たれることから可能になったALFLEX固有の方式である。慣性航法の誤差を修正するために着陸航法装置として、MLSとDGPS、さら

にRA(Radio Altimeter, 電波高度計)を使用した。

MLSの地上装置および受信機は、民間機用に定められた基準に準拠して製作を行った。宇宙往還機が深い経路角で着陸進入する事に対応して、MLSの覆域の仰角を40度に拡大した。方位角は、地上走行中も受信できることを必要条件とした。実験においては要求仕様を大幅に上回る精度が得られた³⁾。DGPSは、HOPE基礎研究の下で開発された擬似衛星方式の受信機および地上システムを使用した。本システムはALFLEXが搭載した機器の内での唯一の開発品であるため、実験機の製作中も改良が加えられ、地上試験、飛行試験を通じて多くの技術データが得られた⁵⁾。

DGPS vs MLS ALFLEXの設計をスタートした頃、民間機の着陸航法においてもMLSとDGPSの議論が盛んに行われていた。DGPSについては、早い時期からNASDA筑波宇宙センタやNALを中心にHOPEの着陸航法としての研究や開発試作が進められていた。いずれGPSの時代が来るかもしれないがALFLEXの実験はどうするか? という議論が行われ、両者に異なる役割を持たせて採用することとした。即ち、自動着陸の飛行では実績のあるMLSを使用し、DGPSについてはその将来性を考えて開発・搭載し、データを取得し、同時に着陸実験ではフライトクリティカルではない一定の役割を担わせるというものである。具体的には、分離前の懸吊飛行においてDGPS複合航法を行い、分離前にその精度を確認してMLS複合航法に切り換える方式とした。また、MLSについては、自動着陸飛行時のMLS複合航法を1分あまりの短時間とすることによって、通常では距離情報を与えるために必要なDME/P(Distance

Measuring Equipment/P) を省いた構成とした。

第3表は設計において設定された航法精度要求である。X, Y, Z は滑走路端の基準点を原点とした座標系で、Z 軸を鉛直下向き、X 軸を水平面内で滑走路中心に、Y 軸は右手系となるように定義したものである。X は前後、Y は左右、Z は上下、それぞれの方向の精度を表している。分離前の精度は DGPS 複合航法 (DGPS/IMU)、接地時および地上走行中は MLS/RA 複合航法 (MLS/RA/IMU) の要求精度である。これらの航法の要求精度は、風外乱がない場合の誘導制御誤差を目安に航法機器の性能も考慮して設定した。

第3図は13回の着陸実験で得られた航法誤差の RMS 値 (自乗平均の平方根) をプロットしたものである。要求精度 (3 σ 相当) が 100% となるように正規化されているので、理論的には 33% 以下であることを要求している。Z 軸方向、即ち高度以外はほぼ満足している。要求精度を見て分かるように、着陸においては、高さ方向、横方向、前後方向という順で高い精度を要求し、3 軸方向の要求精度が異なる。一般の航空機では、滑走路端から 300 m ぐらい入った地

点を目標点とする進入経路を設定して前後方向の大きな誤差を許容し、さらに ILS や MLS などの角度計測の地上局を最適に配置することによって高度や横方向の精度を実現している。ALFLEX でも MLS 地上装置は航空機用と同様に配置したが、進入経路上で MLS 高低角地上装置からの高低角 (仰角) が高いために前後方向の誤差が高度誤差に大きな影響を及ぼし、また、通常の航空機のように高低角一定の経路ではなく、少しずつ低くなる経路であるため、計測の遅れの影響も受けやすいという特徴がある。いずれにしても MLS/IMU 複合航法では、高度方向の精度が不足するために、高度 100 m 以下では電波高度計による補正を行った。将来有望な DGPS による航法においても、3 軸方向の精度は同程度であるため高度方向の精度が不足し、電波高度計の使用が必要になると思われる。電波高度計が使えるようになる前の高度のバイアス誤差を、地形の影響を受け、また、ノイズも比較的大きい電波高度計で、しかも数秒の短時間で修正する必要がある。ALFLEX においては航法フィルタの時定数を調節して着陸性能を確保した。さらに電波高度計の精度に余裕がなかったために、懸吊飛行試験で実際に計測された電波高度計出力から組み立てた誤差モデルを使用してシミュレーションによる着陸性能の確認を行い、着陸実験に臨んだ。着陸に必要な高度精度を実現することが今後も宇宙往還機の着陸航法において最も難しい点と思われる。

4. 誘 導

誘導は、滑走路からの距離 X 座標と高度の関係で与えられる基準軌道を計算し、高度、速度、横のずれを小さくするように誘導コマンドを生成するものである。

4.1 基準軌道 ALFLEX の基準軌道は、前解説¹⁾の第2図で示したとおり予め固定された一本の経路である。この軌道は X-15 やリフティングボディ実験機、スペースシャトルで使用されている着陸方法に倣って設計された¹⁹⁾。この方法は、無推力・低揚抗比の機体において最も簡便・確実な着陸方法と考えられる。即ち、一定等価対気速度、一定経路角の状態です走路に正対する直線経路上を定められた目標点に向かって進入降下し、風や機体誤差による影響を排除した後に、定められた高度でプリフレアと呼ばれる引き起こしを開始して水平飛行に近い緩角度滑空経路角に移移し、この経路上で速度を減少しながら更に誤差を修正してファイナルフレアにより接地するものである。通常の航空機のように最大揚抗比速度に近い速度で進入できないのは、低揚抗比のために着陸進入が深い経

第3表 航法の精度要求

評価ポイント	要 求 精 度
分離時	
位置	X, Y, Z 軸方向: ± 25 m 以内
速度	X, Y, Z 軸方向: ± 0.5 m/s 以内
接地時	
位置	X: ± 60 m 以内 Y: ± 8 m 以内 Z: ± 0.8 m 以内
速度	X: ± 2 m/s 以内 Y: ± 0.5 m/s 以内 Z: ± 0.5 m/s 以内
姿勢角	ピッチ: ± 0.15 度以下, バンク角: ± 0.15 度以下, 方位角: ± 0.72 度以下
地上走行中	Y: ± 8 m 以内

第3図 着陸実験で得られた航法精度 (13回の統計)

第4図 平衡滑空状態の設定

路角となり、プリフレア開始から接地に至るまでの間に減速が進むために速度の余裕が必要になるからである。着陸進入の速度を上げるとさらに揚抗比が悪くなって経路角が深くなるという悪循環もあり、進入の平衡滑空角は深くなる。第4図はその平衡滑空状態を設計するためのグラフを簡略化して表したものである。図中の3本の曲線で示される条件によって設定範囲が定められる。ALFLEXでは、HOPE実機の風条件に似た風を用いて検討し、30度の進入降下角と84 m/sの等価対気速度の点を平衡滑空状態として採用した。プリフレア以降の軌道は単純な2次曲線を使用し、途中からは経路角1.5度の緩角度滑空経路になめらかにつなげるために指数関数を用いた。

この着陸方法はパイロットが操縦する機体において確立されたものであり、複雑な誘導計算が可能な自動着陸では、この他にも様々な可能性が考えられる。実際ALFLEXでは、緩角度滑空経路がほとんどない軌道になっているが、これは自動飛行制御により可能になったことである。さらに揚抗比が低い、翼面荷重が小さい、風の条件が厳しい、スピードブレーキの大きさを制限しなければならない等、軌道設計を難しくする方向にパラメータが振れたときには、基準軌道は単一と限らないことも考慮する必要があると思われる。

4.2 縦の誘導則 分離後軌道投入までの軌道捕捉フェーズは、ALFLEX独特のフェーズであるが、確実に平衡滑空の基準軌道に遷移することを目標に非線形の誘導則を設計した。この設計に先だって、高度損失が最小となる最適制御も検討し、その結果を参考にしながら誘導則のパラメータを設定した¹⁷⁾。平衡滑空フェーズは直線経路であり、ノミナルの上下加速度コマンド、即ち縦の誘導コマンドはゼロである。軌道からのずれを抑えるための比較的単純なPID (propor-

tional-integral-derivative) フィードバック制御則を設計した。プリフレアは高度約200 mから開始するが、基準軌道が曲線となるこのプリフレアフェーズでは、フィードバック制御の他に、軌道の曲率と対地速度を用いて必要な上下加速度を求め、誘導の上下加速度コマンドに加算した。即ち、フィードバック・フィードフォワードの構造を持たせて軌道追従性を高めている。ファイナルフレアは主脚高度5 mから開始するが、このファイナルフレアフェーズでは基準軌道を参照することなく、高度と沈下速度だけを制御する。このフェーズの制御もファイナルフレア開始時の沈下速度から計算した上下加速度によるフィードフォワード制御とエキスポネンシャルフレアにもとづくフィードバック制御とを併用している。縦の並進運動のもう一方の変数である速度も縦の誘導で制御される。即ち、対気速度の基準値からのずれをPI制御によりフィードバックしてスピードブレーキコマンドを生成した。プリフレア中の減速時も基準速度を計算して、スピードブレーキによる速度制御を行っている。ファイナルフレア中はスピードブレーキを固定し、前脚接地以降は全開とした。また、主脚接地後ドラッグシュートを展開した。

前解説¹⁾ 第12~14図に縦の状態量に関する飛行実験結果が示されているが、着陸実験では予定した性能を発揮することができた。

縦の誘導誤差の特徴 プリフレア以降の縦の誘導においてはフィードフォワードによる加速度コマンドが支配的であるため、機体の特性の誤差を受けやすくなっている。シミュレーションによる誤差の感度解析でも明らかであったが、縦の空力特性や機器の誤差、遅れなど様々な誤差の影響を受ける¹⁸⁾。着陸実験では、MLSの遅れ時間の見積り誤差や対気速度の位置誤差(機体の影響によるエアデータセンサの誤差)などと推定される原因により、いずれの飛行も基準軌道より高めに進入し、接地点がノミナルより平均して150 m程度遠方にずれた。プリフレアフェーズの曲線の経路を精密に飛行するためにはフィードフォワード制御が必須であるが、それによって機体モデル誤差の影響を受けやすくなるというトラッキング問題に共通な現象である。この問題に対しては、機体モデル誤差の大きさを見積もり、精度の検討を行うことが重要である。

4.3 横の誘導則 横滑り角コマンドは常にゼロとし、バンク角のみで横の誘導を行った。定常の横風に対しては機首を風上に振ってバンク角を取らないクラブ進入方式である。接地直前のデクラブは行っていない。水平面に投影した基準軌道は滑走路に正対した直線であるために、ノミナルのバンク角コマンド、即ち

第5図 着陸の性能、接地時の横・方向の状態量

第6図 横風と滑走路中心からの横のずれの最大値

横の誘導コマンドはゼロである。縦の平衡滑空フェーズと同様に軌道からのずれを抑えるためにPIDフィードバック制御則を設計した。前解説⁹⁾第10図に示すように分離点を約200mずらしたオフセット分離時もプリフレア以前に適切に滑走路中心線に戻り、平衡滑空中の横誘導能力が示された。第5図および第6図は横の着陸性能を表す実験結果である。13回の飛行結果とその平均値と分散が示されている。図の縦軸と横軸はそれぞれの要求値をフルスケールとしており、誘導性能に十分な余裕があったことが分かる。横の誤差、即ち、滑走路中心線からのずれを生じさせる主要なものは、横風の変化、非対称空気力、ADS(エアデータシステム)の横滑り角バイアス誤差などであるが、いずれもフィードバックループ中に入力される外乱である。横の誤差の積分をフィードバックしたり、フィードバックゲインをできるだけ高くするなどして、横の誤差を抑えた。横の誘導は基準軌道が直線であることから標準的なレギュレータ問題になり、

フィードバック制御により特性の変動やバイアス誤差の影響を比較的容易に抑えることができる。この時、誘導のゲインをどこまで上げられるかは横・方向制御系の応答性能に依存するので、横・方向制御系の速い応答特性が必要になる。設計初期には横の航法誤差および誘導誤差に余裕を持たせ、幅45mの滑走路への着陸を要求条件として与えていたが、縦に比べて横の誘導には比較的多くのマージンが生じ、直線経路による進入の重要性を再認識させた。

5. 制 御

空力形状設計と制御系設計の調和を図って全体の機体形状の設計を適切に行うことはHOPE開発において重要な技術課題である。打ち上げ・帰還フェーズ全体をととしての検討が行われなければならないが、この作業はHOPE計画検討のなかで行われた⁸⁾。ALFLEXでは平成4年度に提案された候補の一つに形状を固定し、飛行制御に重点をおいて設計・開発をすすめた。機体形状がある程度変わっても、航法誘導制御系の技術課題解決の手法に大きな差はないが、幸い、その後計画が進展した往還技術試験機HOPE-Xにも形状の大きな変更はない。飛行制御則の設計においては、与えられた種々の不確かさの条件のもとで制御性能がどこまで得られるかを明確にし、その条件のもとで性能を最大限に発揮するものを選択することが重要である。ALFLEXの設計は線形制御理論をよりどころに行ったが、次に述べる最近の2つの研究成果を取り入れ、比較的緻密なものを設計した。

多数遅れモデル・多数設計点法(MDM/MDP)^{13,14)}を用いて最大限得られるであろう応答特性の予測と基本制御器の設計を行った。この手法は、飛行制御の性能追求において限界を与える最も重要な要因はフィードバックループ内の遅れであるという考え方に基づくものである。遅れは、センサの動特性、信号伝達及び処理の遅れ、アクチュエータの遅れ、構造連成を抑えるためのフィルタによる遅れ、など不可避・不確実なものが積算されたものである。これらをまとめて遅れ時間の不確かな遅れ要素とし、遅れのある場合と遅れない場合の2つのモデルで代表させた。さらに、飛行速度の変化に対応して複数の設計点を同時に考慮する多数モデルとし、応答性能を表す2次形式の評価関数を最適化して制御則を求めるものである。この結果は、無理なく最大限得られるであろう制御性能を表していると考えられるが、さらにエグザクトモデルマッチング法によれば、この応答特性を損なうことなく調整できる自由度を用いてフィードバックの周波数特性を改善し、外乱の抑制とロバスト性を向上させること

第7図 空力微係数

ができる。H無限大ノルムによる評価を用いて感度特性と相補感度特性の最適化を行うH無限大エグザクトモデルマッチング法(H_∞EMM)により最終的な制御則を設計した^{15,16)}。構造と制御による連成振動を抑えて安定性を確保し、さらに高周波域での外乱を除去してモータの発熱と電力損失につながる不要な舵へのコマンドを抑えるためにフィルタ設計が重要であるが、本方法によりこの周波数成形を効率よく行った。制御則は、縦は5次、横・方向は10次と比較的高次の状態方程式で記述された。

5.1 縦の飛行特性と制御 風洞試験から導いたALFLEXの空力微係数を第7図に示した。ALFLEXの縦の飛行特性は通常の航空機と比較して、重心が空力中心より後方におかれていることと迎え角によって安定性($C_{m\alpha}$)が変化するという点の特徴であるが、それ以外はそれほど大きな違いは無い。ALFLEXの重心は進入飛行中の平衡滑空迎え角における空力中心から平均翼弦長の約1.5%後方におかれた。エレボン

第8図 縦の制御則の構造

操舵の左右対称成分をエレベータと定義するが、エレベータの効きも十分かつ素直であり、縦の静的な不安定もフィードバック制御により容易に安定化できる。

縦の制御における入力コマンドは加速度であるが、正確には機体上下方向の加速度計出力の平衡状態からの変動分である。着陸においては、フレア以降の縦の誘導誤差を小さくすることが最も重要な事であるが、誘導能力をどこまで上げられるかは、コマンドに対する応答性能にかかっており、応答が速い程、外乱や誤

差の影響を排除できる。第8図に ALFLEX の縦の制御の構造を示した。この制御則の特徴は、上下加速度コマンドに対して、慣性センサからの加速度計出力を一切フィードバックしないことである。加速度コマンドをピッチレートコマンドに変換し、ピッチレートをフィードバックにより制御する方式である。この構造を採用することにより、構造連成対策のために性能を低下させることがなく、加速度を直接フィードバックする方式より速い応答が実現できる。ただし、変換部の誤差を小さくする必要がある。

5.2 横・方向の飛行特性と制御 第7図に示したように、横・方向の飛行特性は、通常の航空機とかなり異なり、その安定化と応答性能の追求は飛行制御上も興味深い問題である。即ち、 $C_{n\beta}$ の符号が負で、横滑りによる方向安定が負である。また、 $C_{l\beta}$ が大きく、上反角効果がつよい。ラダー操舵によるローリングモーメントへの干渉が大きく、エルロン操舵によるヨーイングモーメントもアドバースヨーとなっている。ここで、エルロン舵角は左右のエレボン舵角の差の半分と定義している。これらの操舵微係数は迎え角により異なり単純なエルロンとラダーの連結では解決しない。パイロット操縦によるリフティングボディ実験機と比較すると分かりやすいが、ALFLEX の横・方向の飛行特性は悪い性質がそのまま残っており、一時代前の制御なしでパイロットが操縦する実験機であれば垂直尾翼の追加など空力特性の改善や操縦機構の工夫を要求したものと考えられる¹⁸⁾。ただし、横・方向の空力特性を議論する指標の $C_{n\beta dynamic}$ は、ほぼ中立から正、LCDP (Lateral Control Departure Parameter) においてもラダーを使用することにより容易に正になることから、機体の安定化や制御は可能である。

エルロンとラダーでバンク角と横滑り角を制御する横・方向の制御系の設計を先に述べた MDM/MDP と H_{∞} EMM を用いて設計した。ALFLEX の横・方向制御の特徴は、横滑りを横加速度により抑制するのではなく、ADS の横滑り角出力を直接フィードバックして横滑りを抑えている点である。これも構造連成対策により応答性能が低下するのを防ぐためであるが、設計の進展においてラダー操舵のフィードバックゲインを下げる必要が生じ、結果として ADS 横滑り角出力を直接フィードバックする必要性が薄れた。しかしこの方式は、ALFLEX における独特な実験手法である5自由度一本吊り懸吊飛行において自由飛行と同一の制御則を用いることができ、制御機能を直接確認するためには都合が良かった。

構造連成問題による設計の変更 飛行制御則の設計

において剛体モデルを用いていると、フィードバック制御のゲインを上げて容易に応答性能が追求できるように見える。実際は、制御と構造が連成した不安定振動現象を防止するために構造振動の固有振動数における一巡伝達関数のゲインを十分に小さくする必要がある。

第9図a 構造連成振動のブロック図と制御則の変更

第9図b 横・方向制御則の変更と構造連成振動に対するロバストネス

第9図c 横・方向制御則の変更と応答性能 (線形解析, 80 m/s)

る。即ち、構造振動は減衰係数が小さいため、その固有振動数の近辺で大きなゲイン特性を持つので、制御には十分な減衰特性を持つ適切なフィルタが必要になる。更に、フィルタの遅れによる剛体運動の安定性や応答性能の低下などの影響を抑えるためには制御ゲインを下げて制御帯域も下げておかなければならない。ALFLEXでは、エレボンやラダーの舵面の静的バランスは取っておらず、操舵が構造振動を励起しやすくなっている。開発の途上では、ラダー操舵によりピトーブームが振動してADS横滑り角に出力される現象(周波数約40 rad/s)、ラダー操舵により主翼の逆対称曲げモードが励起されロール角速度へ出力される現象(周波数約140 rad/s)、またエルロン操舵により取り付け部の振動が励起される現象(周波数、約70 rad/s)が発生し、制御・構造連成振動問題を経験した。第9図a, b, cは構造振動が制御に及ぼす影響を示すブロック図と制御則の変更の様子を表すものである。第9図bは制御則と機体の剛体モデルだけで閉じられた制御系の横滑り角やロール角を信号の入力としてラダー舵角を出力とした伝達関数の周波数応答(ゲイン)で、構造振動の影響の受けやすさを表すものである。3種類の制御則の名称は変更の順であるが、上記の周波数帯域でゲインを下げる変更がなされ、構造振動の影響を排除しているのが分かる。応答性能も影響は受けているが、大きな性能低下にはなっていない(第9図c)。開発途上で経験した制御・構造連成問題は、解析や地上試験が不十分であったことを認識させるものであり、ALFLEX飛行制御系設計の教訓の一つである。

懸吊飛行試験による制御性能の確認 先に述べたようにALFLEXの横・方向の飛行特性は迎え角によって変化する。一つの制御則で全ての飛行状態をカバーした場合、迎え角の小さい時、即ち懸吊飛行状態から分離後の軌道捕捉フェーズにおいて安定性の余裕が少なくなり、応答性能とのトレードオフとなる。最終の設計結果の安定余裕は種々の誤差を考慮した場合、迎え角の小さい領域でギリギリであり、応答性能を犠牲にしてより多くの余裕を持たせる必要があるかどうかの厳しい判断を要求した。この安定余裕は5自由度一本吊り懸吊飛行状態で最も厳しく、その懸吊飛行試験を事前に行って安定性を確認することができたため、自信を持って着陸実験に臨むことができた。

6. 開発と試験

前解説¹⁾の第3, 4図に機器の構成が示されているが、実験機に搭載された航法誘導制御系の機器は、(1)センサからのデータを処理して舵角などのコマン

ドを出力する航法誘導制御の計算を行う搭載計算機、(2)加速度と角速度を計測し、一部航法計算も行う慣性センサユニット、(3)動圧、等価対気速度、迎え角、横滑り角を出力するエアータシステム、(4)地面からの高度を計測する電波高度計システム、(5)MLS地上局からの高低角と方位角を計測するマイクロ波着陸システム受信機、(6)実験機の位置、速度を計測するディファレンシャルグローバルポジショニングシステム受信機である。

前述したようにALFLEXの航法誘導制御系機器ではハードウェアの開発は行わず実績のあるものを製作購入することを基本としてシステムの開発を行った。これら機器の概略仕様は文献2)を参照されたい。

開発の進め方としては積み上げ方式とし、搭載計算機を中心として順番に機器を接続しながら試験を進めていった。具体的には、まず機器及び搭載プログラムそれぞれ単体で試験、検証を行い、その後以下に示すシステム試験を行って総合的な確認をした。

- ・ハードウェア・ソフトウェア適合性試験：搭載プログラムを搭載計算機にインストールし、ターゲット計算機上で正常に動作するかどうかの確認試験を行った。

- ・機器組合せ試験：慣性センサユニット、エア・データ・システム、電波高度計システム、MLS受信機、ディファレンシャルグローバルポジショニングシステム受信機等航法誘導制御機器の他、電力信号分配器、PCMエンコーダ、舵面・ステアリングアクチュエータ等関連の機器を搭載計算機と接続し、機器のインタフェース機能及び通信機能に問題の無いことを確認した。

- ・フィジカルシミュレーション試験：搭載プログラム、搭載計算機と舵面・ステアリングアクチュエータを接続し、航法センサ等の信号をシミュレータで模擬することで閉ループ状態におけるアクチュエータの動作状況等に問題の無いことをリグで確認した。

- ・閉ループ試験：ALFLEXの機体に搭載したアクチュエータ及び搭載計算機を用いてフィジカルシミュレーション試験を実施し、実機搭載状態で問題の無いことを確認した。

開発期間短縮および開発費削減の観点から、航法誘導制御系としては、航法センサからアクチュエータまで全てを用いたシステム試験を単独では実施せず、実機を用いた試験の一環として検証する方式を採用した。このため問題点が、開発試験後半の懸吊飛行試験で明らかになるケースがあったが、いずれについても、適切に設定された試験計画によって、飛行実験開始前までに、すべて解決された。結果として実験を成

功に導くことができた。

7. 計算機シミュレーションによる評価・解析

航法誘導制御系の設計は、ALFLEX が無人機であるという特徴を生かして、計算機シミュレーションに多くを頼って効率良く進められた¹¹⁾。風洞試験、アクチュエータ特性試験など必要な地上試験と解析で数学モデルを作り、あとはシミュレーションで徹底的に評価解析を行い実験に臨むというスタイルは、ロケットや人工衛星など宇宙開発で取られる方法である。自動着陸実験は、内容は航空機技術であるが、この設計開発のアプローチにおいては宇宙技術との融合が図られた。即ち、通常の航空機開発のような飛行範囲を徐々に広げながら確認し、要すれば改良を加えていくという方法は取られていない。懸吊飛行試験が唯一の例外であるが、この試験も航法誘導制御系の設計のためのデータ取得とは考えず、あくまで実験を確実に成功させるための確認試験という位置づけで行い、ALFLEX だけに限ったものである。

ALFLEX のシミュレーションに用いた数学モデルは、種々の不確かさを確率変数のパラメタで表したモデルになっている。即ち、約 100 個の不確かなパラメタと、乱気流や計測誤差などのランダムノイズがシミュレーションモデルに存在する。これらの不確かなパラメタについて、確かな確率密度関数を与えることは難しいが、設計の条件として正規分布を仮定し、標準偏差 σ により不確かさの幅を与えた。それぞれのパラメタの変動に対して着陸性能がどう変化するかを調べる感度解析を行い、各パラメタの 3σ 値までの変動に対して着陸性能要求が満足され、適切なマージンを持つことを確認した。

誤差要因の組合せの評価、即ち不確かなパラメタの

影響に関する総合評価は、統計的に着陸性能を評価することによって行った。ランダムにパラメタ誤差を発生させて相当数のシミュレーションを行うモンテカルロシミュレーションである。設計が終了した後も、このモンテカルロによる実験成功の確率予測を行った。実験成功確率が不十分な結果も得られたが、感度解析と組み合わせてその要因を調べ、必要な試験を実施して都合の悪い結果の原因となっているパラメタの変動幅の検討を行った。この検討の代表例は、縦の誘導誤差の主要因となっていた縦の空力特性について懸吊飛行試験を行い、パラメタの変動幅を絞り込み、実験成功の自信を深めたことである。第 10 図は着陸実験の前にモンテカルロシミュレーションにより予想した着陸性能の一例である。着陸性能要求を満足しないケースもあるが、その確率は十分小さいことが分かる。

ALFLEX の実験は、このシミュレーションによる評価解析の重要性、さらにこれに続く HOPE-X の開発でもシミュレーションを徹底して行う必要性を再認識させた。今日の計算機能力増大・低価格化は、設計のループの中にモンテカルロシミュレーションを組み入れたり、膨大になるシミュレーションデータを統計的に処理するなど、新しい設計ツールや応用研究の発展を促している。今後もこのような解析手段の充実により設計評価を更に緻密に行うことが期待できる。ただし、これらの解析は数学モデルにおいて想定した誤差が飛行性能に及ぼす影響を検討するものであり、想定していない誤差に対しては無力である。ALFLEX の実験成果として重要なポイントは、設計で想定していた誤差は適切であったかどうか、想定できなかったような誤差は無かったかどうかである。もちろん、着陸の安全性に重大な影響を及ぼすようなものは全くなかったのであるが、いくつかの教訓は残し

第 10 図 モンテカルロシミュレーションの一例

た。背中の穴における空力共鳴が原因と思われる振動によるIMU出力ノイズとそれによる操舵コマンドへの影響, 引き起こしにおいて生じたロールの微小振動現象³⁾ などがあり, 現在も検討を続けている。

8. ま と め

宇宙往還機の自動着陸の特徴は, 風外乱や特性の様々な不確かさのもとで高精度な航法誘導制御を実現しなければならないことである。実現されたALFLEXは, この要求を満足し, 適切な余裕を持つものであった。飛行試験データの解析から得られた風洞試験結果の評価をはじめとして様々な誤差の見積りの評価結果は貴重な技術データであり, HOPE-Xなど将来の宇宙往還機の開発に役立つものである。

ALFLEXを通して実に多くの技術者と研究者が協力して共に学ぶことができた。本稿において共著にこそならなかったけれども設計・製作に直接携わった技術者の方達には, 心から感謝の意を表したい。一つのミスが実験の失敗につながるかもしれないという緊張感のなかで, 全ての人が実験の成功に向けて気持ちを一つにし, それぞれの職務を果たした。この努力が結果となって現れ, 参加したメンバ全員で喜ぶことができたことは本当に喜ばしい限りである。飛行試験の全計画がほぼ終わろうとしているとき, 飛行制御系の設計者達と誘導プログラムを変えたらグライドスロープ上で何回転ロールができるだろうかとの議論が及んだとき, 音速を超えた男チャックイエーガが命がけの飛行試験が終わった後に悠々と360度のロールをうって喜びを表した映像が自然に浮かんできた。ALFLEXも飛行制御の設計者をはじめ参加した人たちが命がけで飛ばしたのである。アクロバット飛行はできなかったが, 最終フライトではドラッグシュートのかわりに日本とオーストラリアの国旗を2個のパイロットシュートで展開する仕掛けを作り, 見事に成功した。この両国国旗には参加したメンバのサインが書き込まれ, 今はWoomeraにあるHeritage Center (歴史資料館) のALFLEXコーナーに誇らしげに飾られている。

参 考 文 献

- 1) 永安正彦, 中安英彦, 田中敬司, 小野孝次, 谷内 朗: HOPE小型実験機による自動着陸飛行実験 (ALFLEX) について, 日本航空宇宙学会誌, 46 (1998), pp. 2-11.
- 2) 宮沢与和, 泉 達司, 浅井 滋, 岡 優: ALFLEX 航法誘導制御系, ALFLEX/HOPE シンポジウム講演集, 航空宇宙技術研究所・宇宙開発事業団, 1996.
- 3) 岩崎知二, 山口恭弘, 後藤敬太, 他: ALFLEX 航法誘導制御系の評価, ALFLEX/HOPE シンポジウム講演集, 航空宇宙技術研究所・宇宙開発事業団, 1996.
- 4) 元田敏和 他: 数値シミュレーションによる着陸性能の評価, ALFLEX/HOPE シンポジウム講演集, 航空宇宙技術研究所・宇宙開発事業団, 1996.
- 5) 松本秀一, 鈴木秀人 他: ALFLEX におけるシュードライト方式 DGPS 着陸航法システムの評価, ALFLEX/HOPE シンポジウム講演集, 航空宇宙技術研究所・宇宙開発事業団, 1996.
- 6) 岡 優 他: ALFLEX における MLS の評価, ALFLEX/HOPE シンポジウム講演集, 航空宇宙技術研究所・宇宙開発事業団, 1996.
- 7) 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, 39 (1991), pp. 615-622.
- 8) NAL/NASDA HOPE 研究共同チーム: 宇宙往還技術試験機の基本構想, NAL SP-23 (NASDA SPP-940001), 1994.
- 9) 小沼裕之, 畑 剛 他: ALFLEX の飛行制御システム, 第32回飛行機シンポジウム, 1994.
- 10) Miyazawa, Y., Ishikawa, K., Motoda, T., Izumi, T., Sagisaka, M., Hata, T. and Onuma, H.: Flight Control System for the Automatic Landing Flight Experiment, AIAA Paper 96-3782, AIAA, Guidance, Navigation and Control Conference, 1996.
- 11) NAL/NASDA ALFLEX グループ: 小型自動着陸実験機の飛行シミュレーションモデル, 航空宇宙技術研究所報告TR-1252, 1994.
- 12) NAL/NASDA ALFLEX グループ: 小型自動着陸実験 (ALFLEX) システム設計, NAL TR-1313, 1997.
- 13) Miyazawa, Y., Ishikawa, K. and Fujii, K.: Guidance and Control Law for Automatic Flight Experiment of a Reentry Space Vehicle, AIAA Paper 93-3813, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, 1993.
- 14) Miyazawa, Y.: Design with Multiple-delay-model and Multiple-design-point Approach, J. Guidance, Control and Dynamics, 18 (1995), pp. 508-515.
- 15) Yamaguchi, Y. et al: Robust Flight Control Design Method for a Reentry Space Vehicle, The First Asian Control Conference, Tokyo, 1994.
- 16) Ohno, M. et al: H Infinity Design Method Combined with Exact Model Matching, Proceedings of the 32nd Conference on Decision and Control, 1993.
- 17) 石本真二 他: 小型自動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, 東京, 1993.
- 18) Kempel, R. W., Strutz, L. W. and Kirsten, P. W.: Stability and Control Derivatives of the Lifting Body Vehicles, NASA TM-X 2101, 1970, pp. 11-27.
- 19) Tsikalas, G. M.: Space Shuttle Autoland Design, AIAA Paper 82-1604, AIAA Guidance and Control Conference, 1982.

1) 永安正彦, 中安英彦, 田中敬司, 小野孝次, 谷内 朗: HOPE