参考文献

- 1) DANKHOFF, W., HERR, P. and MCILWAIN, M. C.: Space Shuttle Main Engine (SSME)—The “Maturing” Process, *Astronautics & Aeronautics*, Vol. 21, No. 1 (1983), pp. 26-33.
- 2) 伊藤哲一, 渡辺篤太郎, 高塚 均, 小山正人: 静止衛星打上げ能力/トン級ロケットの検討, 第26回宇宙科学技術連合講演会講演集 (1982), pp. 10-11.
- 3) 加山 昭, 十亀英司, 永井啓一, 谷口浩文, 青木宏: 液酸・液水ブースタエンジンのシステム検討について, 同上講演会講演集 (1982), pp. 12-13.
- 4) SCIBBE, H. W.: Bearings and Seals for Cryogenic Fluids, *Society of Automotive Engineers*, 680550 (1967).
- 5) KAMJO, K., SOGAMI, E. and OKAYASU, A.: Development of Liquid Oxygen and Hydrogen Turbopumps for the LE-5 Rocket Engine, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 19, No. 3 (1982), pp. 226-231.
- 6) CAMPBELL, W. E. and FARQUHAR, J.: NASA SP-304 (1974), pp. 655-684.
- 7) 上條謙二郎, ほか: 未発表
- 8) DIEM, H. G.: Recent Progress on the Advanced Space Engine, *AIAA Paper No. 78-940* (1978).

—特 集—

ロケットのストラップダウン型慣性誘導システム*

池 内 正 躬**・田 中 俊 輔**
池 田 茂**

Key words: Inertial guidance; strapdown; IMU

1. はじめに

ロケットの誘導方式は大別して電波誘導方式と慣性誘導方式に分類される。電波誘導方式は地上から電波指令を発して誘導する方式で、人工衛星打上げ用ロケットとしてわが国では最初の本格的な誘導制御システムをもった N-I ロケットに採用され、誘導の有効性が実証された。しかし、電波誘導方式は電波リンクのとれる範囲しか誘導できないため、あまりよい軌道投入精度が得られないこと、またレーダサイト等の地上設備が必要となる欠点があり、現在ではロケットの誘導方式は高精度でミッション・フレキシビリティのある自立型の慣性誘導方式が主流となっている。慣性誘導方式は慣性センサ（ジャイロ、加速度計）のロケット機体への取付け方の違いから慣性プラットフォーム型（ジンバル機構によって慣性空間に静止させた台上に搭載）とストラップダウン型（機体に直接搭載）に分類される。

ストラップダウン型の慣性誘導装置は高精度な制御を必要とする複雑なジンバル機構をもった慣性プラットフォーム型の慣性誘導装置に比べ、一般に小型、軽量、低消費電力であり、かつ機構が簡単で冗長系が構成しやすく高信頼性という利点をもっており、低コス

ト化も期待できる。反面、ジャイロはロケット機体とともに回転するため入力レート検出範囲を大きくしなければならぬこと、計算機は慣性センサによる計測データの座標変換、姿勢計算、加速度計データの加算および冗長構成の場合には冗長処理を高速に行わなければならないことなど、慣性プラットフォーム型より厳しい要求事項がある。

国産の慣性誘導装置は N-II ロケットおよび H-I ロケットへの適用を目途として開発検討が行われたが、N-II ロケットには開発スケジュールの点から間に合わないため、やむなく米国製の慣性誘導装置（ストラップダウン型）が採用されている。N-II ロケットに続いて 60 年代初めの運用めざして開発を進めている H-I ロケットは、開発当初、ストラップダウン型に適用可能なジャイロが国内で開発されていなかったため、国内技術で開発可能であった慣性プラットフォーム型を採用した。

前述のように多くの利点を有するストラップダウン型慣性誘導システムは人工衛星打上げ用ロケットのみならず、軌道間輸送機、回収体および人工衛星への応用等多様な適用が考えられ、将来のわが国の自主的な宇宙活動に欠かせない技術と考える。

わが国において、ストラップダウン型の慣性誘導装置を構成する上で課題であった厳しい要求事項は、最近の急速な計算機技術の発達、別稿の解説でも紹介しているジャイロ技術開発の進展ならびに本稿の研究の進展に伴っていまや解決されつつある。

* 昭和 57 年 10 月 25 日, 第 26 回宇宙科学技術連合講演会にて講演。昭和 58 年 3 月 23 日原稿受理 Strapdown Type Inertial Guidance System for Launch Vehicle

** 宇宙開発事業団筑波宇宙センター Masami Ikeuchi, Syunsuke TANAKA and Shigeru IKEDA

第1図 ロケットのストラップダウン型慣性誘導システムの構成例

ここでは人工衛星打上げ用ロケットの誘導制御システムへの適用を当面の目途としたストラップダウン型慣性誘導システムの研究について、航空宇宙技術研究所で行われた研究の成果を参考として宇宙開発事業団が行っている研究開発の概要の一端を紹介する。

2. ストラップダウン型慣性誘導システムの概要

ロケットのストラップダウン型慣性誘導システムの一例を第1図に示す。この例では、ロケット搭載の誘導装置は慣性センサ・ユニット(IMU)、慣性誘導計算機(IGC)、各段の制御電子機器(E-PKG)および慣性誘導プログラム(IGP)としている。以下に第1図に基づき、ストラップダウン型慣性誘導システムについて、ソフトウェア機能を中心にして概説する。

IMUはロケットに搭載される前にその構成要素であるジャイロおよび加速度計のバイアス・ドリフト、マスアンバランス、スケールファクタ、取付けミスアライメントおよび温度係数等の特性が測定され(製造工場および射場における広義のキャリブレーション)、後述のIMUデータ補償に備える。

発射台上のロケットの姿勢はおもに風によって揺動しているが、飛行中のロケットの位置、速度、姿勢を正確に知るためには、発射までに、ある時点の瞬間の姿勢を正確に測定する必要がある。この発射前のロケットの姿勢測定は初期アライメントと呼ばれ、第1図では一つの例として、セオドライトを用いた光学アライメント方式で前もって方位角を測定しておき、垂直からの傾きは発射直前までIMU内の加速度計を用いたセルフ・アライメント方式で測定する方式を示している。

ストラップダウン型のIMUは慣性プラットフォーム型に比べてジャイロおよび加速度計の冗長構成が比較的容易であり、冗長構成とした場合には故障の検知、故障センサの識別およびデータ・リダクションの冗長処理が行われる。さらに、IMU実測値は発射前に測定されているセンサ個々の特性値(キャリブレーション・データ)に基づいて補償演算が施され、実測データに含まれている既知の誤差成分が取り除かれる。

航法計算はロケットの現在の位置、速度および姿勢を求めるもので、IMU内の加速度計がエンジン推力と空気力による加速度をロケット姿勢とともに回転している座標系で検知して積分しているので、これを微小時間間隔(0.02秒前後)で読み出して加速度計の回転を補正(座標変換)しながら積算し、推力と空気力による速度増分とする。ロケットには加速度計で検知されない重力による加速度も作用しており、これを

ゆっくりした時間間隔(0.5~2秒程度)で計算して積分し、推力と空気力による速度増分を加えてトータル速度を得る。さらに、この速度を積分して位置を得る。また、ジャイロは慣性空間に対するロケット姿勢の回転角速度を検知して積分しており、ジャイロもロケット機体とともに回転しているため、加速度計の場合と同様に、0.02秒前後の時間間隔で読み出して角度増分とし、ジャイロ姿勢の回転を補正した後、初期アライメントによって前もって推定されているロケットの初期姿勢を順次更新し、現在姿勢を得る。

誘導操舵計算は0.5~2秒程度の時間間隔で実施され、位置および速度で表されるロケットの軌道状態を現在の状態から目標の状態に移行させるのに必要な推力方向ベクトルを求め、それに基づいて必要な姿勢変更量を誘導コマンドとして計算する。また、目標の軌道状態に到達するのに要する時間(タイム・ツー・ゴー)を計算し、ロケットが目標軌道状態に到達した時点でエンジンの燃焼を停止させる。

姿勢制御はプログラムレートと誘導コマンドによって決められた目標姿勢にロケットの姿勢を合わせるよう、エンジンのジンバル舵角およびガスジェットのオン・オフを制御する信号を計算する。また、大型ロケットにおいては、空気力による横荷重を減少させるように制御信号が計算される場合がある(ロード・リリーフ制御)。そして、これらの制御信号は各段のE-PKG経由でエンジン・ジンバル・アクチュエーション・システムおよびガスジェット制御装置へ送り出される。

シーケンス制御はIMUによって計測された加速度および外部からの信号によって各種のイベント(リフトオフ、エンジン着火、燃焼終了等)の発生を検知し、それに基づいてロケットの各種のシーケンスを制御するディスクリート信号(エンジン点火指令、燃焼停止指令等)を搭載関連機器に出力する。

以上述べた機能以外に、誘導装置の作動状態を地上でモニタするためのテレメトリ機能や、射場における誘導装置および関連機器の整備・点検を支援する機能等がある。

3. 慣性プラットフォーム型との相違

ジンバル機構を用いたプラットフォーム型のIMUにおいて、慣性センサを搭載している台(最も内側のジンバル)は、慣性センサでその台の回転を検出してジンバル機構を制御することによって、姿勢が安定化されている(安定プラットフォーム)。航空機の場合には、この安定化は航空機の現在位置における局地垂直と北方向に常にスレーブさせる方式がよく用いられ

(北指向・局地垂直・安定プラットフォーム)、ロケットの場合には慣性空間に静止させる方式(慣性プラットフォーム)が採られる。このように、安定プラットフォーム型の慣性センサは航空機やロケットの回転運動から理想的には分離されており、機体の回転レートが直接ジャイロに入力されることはない。ただし、プラットフォーム・ジンバル軸摩擦等による外乱のため微小な回転レートが入力されるが、これは最大 $1^\circ/\text{sec}$ 以下である。これに対し、ストラップダウン型はロケット機体に直接取り付けられるため、ジャイロにはロケットの回転レートがそのまま入力され、最大入力レートは $30 \sim 100^\circ/\text{sec}$ 程度となる。

また、慣性プラットフォーム型 IMU によるロケット機体姿勢の計測は、慣性系(最も内側のジンバル)に対するオイラー角(隣り合うジンバル間の相対角)として表され、加速度(の積分値)も慣性座標系で計測されるため、それらは必要となった時点で IMU から入力して使用すればよいが、ストラップダウン型 IMU においては、計測座標系がロケットの回転とともに回転しているため、微小時間間隔でデータを読み出して座標変換しながら積算しなければならない。

次に、このような2種類の IMU の相違について、衛星軌道投入精度の観点から調べた解析例を示す。解析に用いた軌道は、ロケットの飛行面が発射から3段燃焼終了(TECO)時の遷移軌道投入まではほぼ平面的な静止衛星打上げ軌道(第2図)と、これとは対称的に、発射から2段第2燃焼停止(SECO2)時の軌道投入までに飛行面が約 70° 曲がっている太陽同期衛星打上げ軌道(第3図)である。ストラップダウン型 IMU は第4図のようにロケットに搭載されているものとし、慣性プラットフォーム型 IMU の場合は第4図における X 軸が発射時射点局地垂直方向で、 Z 軸が飛行方向としている。また、両方式の IMU は同精度の浮動型レート積分ジャイロおよび加速度計で構成されているものとし、これらの前提条件の下に解析した結果を第5図に示す。

この結果によれば、全体誤差(RSS 値)は静止衛星

第2図 3段式ロケットによる静止衛星打上げ軌道

第3図 2段式ロケットによる太陽同期衛星打上げ軌道

第4図 センサ軸構成

打上げ軌道の遠地点高度誤差で IMU タイプによる相違が見られるが、他はほぼ同程度の精度となっている。個別の誤差源による軌道投入誤差を見ると、入力レートに比例またはその自乗に比例した誤差を生ずるジャイロのスケールファクタ、スケールファクタ非直線性および取付誤差は、慣性プラットフォーム型では軌道誤差を生じず、ジャイロのスピン軸および入力軸マスマンバランスは両タイプに大きな相違が見られる。他の誤差源については両タイプともおおむね同程度の軌道誤差を生じており、計測座標系の相違によって誤差の発生する軸に違いが出た程度となっている。

ジャイロ・マスマンバランスによる軌道誤差が IMU のタイプによって異なるのは、ジャイロに作用する加速度がストラップダウン型では常にほぼ一定方向から

第5図 IMU のタイプ別軌道投入精度の比較

第6図 Y (ピッチ) ジャイロ入力軸マスアンバランスによる出力軸回りの回転トルク

第7図 ジャイロのタイプ別軌道投入精度の比較

作用する (第6図(1)) のに対し、慣性プラットフォーム型ではロケットの回転とともに方向が変わる (第6図(2)) ため、その加速度と不平衡質量によって発生する出力軸回りの回転トルクが異なることによる。

4. ジャイロのタイプ別軌道投入精度の比較

宇宙開発事業団はストラップダウン型 IMU 用のジャイロとして広入力角浮動型レート積分ジャイロ (FRIG)、チューンド・ドライ・ジャイロ (TDG) およびリング・レーザ・ジャイロ (RLG) を研究開発しており、これら3種のジャイロについて衛星軌道投入精度を前述の二つの軌道を用いて解析し、比較結果を第7図に示す。

この結果によれば、マスアンバランスによる軌道誤差は FRIG でとくに大きく、TDG においても FRIG はほどではないが主要な誤差要因となっている。また、スケールファクタによる軌道誤差は FRIG と TDG で大きく、ランダム・ウォークによる軌道誤差は RLG にのみ見られる。このように、ジャイロのタイプによ

第8図 FRIG 概略図

って軌道投入誤差の要因に大きな相違が見られる。

マスアンバランスがとくに FRIG で大きいのは、FRIG が第8図のような1自由度のジンバル機構でロータを保持した形となっており、スピン軸方向または入力軸方向にマスアンバランスがあると第9図のように出力軸回りに回転トルクが発生し、出力値がドリフトすることによる。一方、TDG は第10図のように2自由度のジンバル機構全体がロータとして回転して

(1) スピン軸方向マスアンバランス (2) 入力軸方向マスアンバランス

第9図 FRIG マスアンバランスによる出力軸回りの回転トルク

第10図 TDG 概略図

いるような構造で、入力軸と出力軸がスピン軸に垂直な平面内で2組設定されている。このような機構ではスピン軸に垂直な方向にマスアンバランスがあると、それによって発生する回転トルクがロータとともに回転するため、特定の出力値がドリフトすることはない(第11図(1))。

また、FRIG がその機構上マスアンバランスの調整が困難なのに対し、TDG はロータとジンバルが一体となって連続回転しており、マスアンバランスの調整が比較的容易に高精度にできる。RLG はジンバルやロータのような回転機構をもたず、閉じた光路がロケット姿勢の回転とともに回転することによって生じた右回りと左回りのレーザ光の光路差によって姿勢の回転を検知しているため、マスアンバランスによる軌道誤差は発生しない。

回転機構のジャイロ効果を利用した FRIG や TDG は、入力軸、出力軸およびスピン軸が常に互いに垂直となっているよう、ジャイロ効果によって傾いたロー

タを復元させるリバランス回路をもっており、その回路の安定性が悪い(スケールファクタ誤差がある)とロータを正常に復元できず、出力値に誤差を生ずることとなる。一方、RLG は右回りと左回りのレーザ光の干渉縞をカウントして光路差を検出しており、リバランス回路が不要で、また、光路が熱によって伸縮した場合に生ずるスケールファクタ誤差も、RLG 自身で光路長制御を行って小さくしている。

ランダム・ウォークはランダム・ノイズを積分したとき現れる現象で、RLG ではメカニカル・ディザによってランダム・ノイズが他のジャイロより多く発生するため、大きくなっている。このメカニカル・ディザとは、入力レートが小さい領域において入出力特性が非線形となるレーザ・ジャイロ特有の現象(ロックイン効果)に対処するため、強制的に加えている微小振動のことである。

5. 総合的な軌道投入精度

最後に、静止衛星打上げ軌道の遷移軌道投入時点におけるロケットの総合的な軌道投入精度を第12図に示す。ここで N-I、N-II および H-I ロケットは3段に固体モータを用いたスピン安定型の遷移軌道投入方式であり、他は姿勢制御を行う非スピン型の投入方式である。

図に示したように、N-II および H-I ロケットでは IMU の精度は N-I ロケットの慣性センサに比べて著しく改善されているが、3段固体モータが大型となり、それに伴って誤差も大きくなるため、全体の軌道

(1) スピン軸垂直方向マスアンバランス

(2) スピン軸方向マスアンバランス

第11図 TDG マスアンバランスによる出力軸回りの回転トルク

第12図 総合軌道投入精度

投入精度は改善されていない。一方、将来のロケットの候補として示した非スピ安定型においては、3段で増速度制御 (VCS) を実施するだけでもスピ安定型に比べて相当精度が改善されている。また、3段誘導を行うロケットおよび2段式ロケットにおいては IMU による誤差が大部分を占めており、IMU の高精度化および冗長構成における複数計測データの平均化によって、さらに精度向上が期待できる。

6. おわりに

人工衛星打上げ用ロケットの軌道投入精度の観点からストラップダウン型慣性誘導システムの特徴を紹介し、また、将来の人工衛星打上げ用ロケットとして予想されるロケット最上段まで誘導制御するロケットでは、誘導制御システムの高精度化はロケット全体の軌道投入精度の向上に寄与することを紹介した。

なお、ストラップダウン型特有のセンサ冗長系等のシステム技術についての解説は紙面の都合上省略したが、機会があれば紹介したい。