

# 第1章 ロケットの誘導制御システムの概要

## 目 次

|     |                           |   |
|-----|---------------------------|---|
| 1   | ロケットの誘導制御.....            | 3 |
| 2   | 慣性航法の方式.....              | 3 |
| 2.1 | プラットフォーム型慣性航法システムの概要..... | 4 |
| 2.2 | ストラップダウン型慣性航法システムの概要..... | 5 |
| 3   | ロケットの誘導方式.....            | 8 |
| 3.1 | 開ループ誘導と閉ループ誘導.....        | 8 |
| 3.2 | 閉ループ誘導方式.....             | 9 |

## 図 リ ス ト

|        |                        |   |
|--------|------------------------|---|
| 図1-1   | ロケットの誘導制御.....         | 3 |
| 図2.1-1 | 3ジンバル機構と4ジンバル機構.....   | 4 |
| 図2.1-2 | プラットフォーム型慣性航法システム..... | 7 |
| 図2.2-1 | ストラップダウン型慣性航法システム..... | 7 |
| 図3.1-1 | 開ループ誘導.....            | 8 |
| 図3.1-2 | 閉ループ誘導.....            | 8 |
| 図3.2-1 | ロケットの誘導方式.....         | 9 |

## 1 ロケットの誘導制御

ロケットの誘導制御システムは、ロケットに作用する加速度をある規則に基づいて決定した所望方向に向けることにより、現在の軌道状態から所望の軌道状態にロケットを導くもので、この所望姿勢の決定プロセスに現在の軌道状態を含むか否かによって、以下の2つの方式に大別される。

- ・開ループ誘導（プログラム誘導）
- ・閉ループ誘導

開ループ誘導は、前もって決められた飛行経路（ノミナル軌道）での姿勢を計画値としてロケットに設定しておき、それに従って姿勢を動かす方式であり、ロケットにノミナル状態とは異なった作用が働いて軌道がずれても修正されることはない。一方、閉ループ誘導は、飛行中の軌道状態を観測して所望姿勢を決定し、それに従って姿勢を動かすことにより、ノミナル軌道からのずれを修正して所望する軌道状態に導く方式である。一般のロケットでは、閉ループ誘導と開ループ誘導（プログラム誘導）の両方を備え、閉ループ誘導ができない飛行期間では開ループ誘導（プログラム誘導）を行っている。

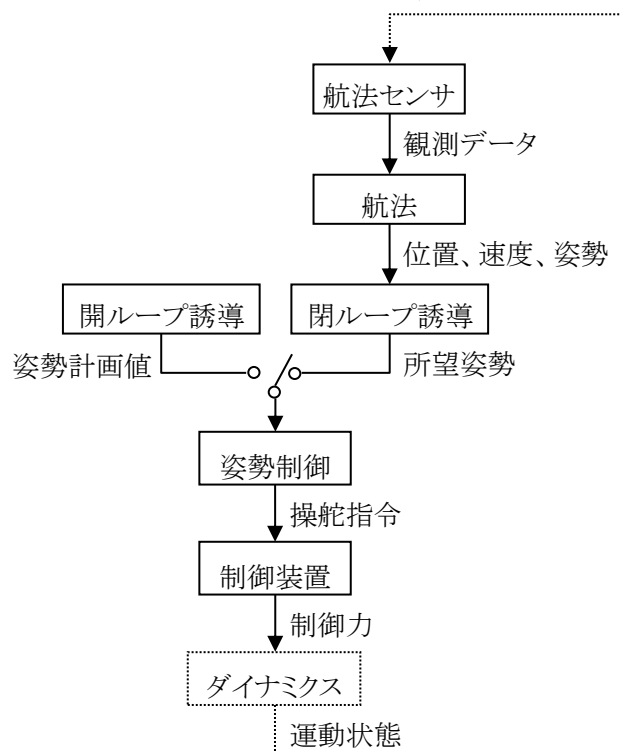


図1-1 ロケットの誘導制御

閉ループ誘導における現在の軌道状態を観測する手段は航法と呼ばれ、以下の2つの方式に大別される。

- ・非自立航法（電波航法、GPS航法）
- ・自立航法（慣性航法）

非自立航法は、必要な設備・装置の一部を地上に設置して行う方式で、その設備・装置の設置場所によっては飛行中の誘導制御の実施に制約を受ける。この方式の代表例としてはN-Iロケットの電波誘導システムがある。電波誘導システムでは、レーダによってロケットまでの直距離及び上下角、方位角を測り、地上の計算機でロケットの現在位置及び速度を計算する。ロケットの3軸の姿勢は求めることができないが、位置の変化状況から推力加速度方向を推定し、誘導計算ではこの推力加速度方向が所望方向を向くように誘導する。

一方、自立航法では必要な装置をロケット自身に全て搭載しており、地上局の制約を一切受けないで飛行中の誘導制御が行えるようになっている。この方式の慣性誘導システムは、ロケットに航法センサとしてジャイロ及び加速度計を搭載し、ジャイロでロケットの回転角速度を測って姿勢を求め、加速度計でロケットに作用する加速度を測って位置及び速度を求めて、これら位置、速度及び姿勢を用いてロケットを所望の軌道に誘導するための所望姿勢を計算し、その所望姿勢に従って飛行するように制御する。

## 2 慣性航法の方式

慣性誘導システムにおける航法は、航法センサであるジャイロと加速度計で構成された慣性センサ・ユニット(IMU)をロケットに搭載し、ジャイロで回転角速度を測ってロケットの姿勢を割り出し、加速度計でロケットに作用する加速度を測ってロケットの位置及び速度を割り出している。加速度計で検出できない重力加速度

は、位置データを用いて計算する。

慣性センサ・ユニットは、航法センサの取り付け方により、以下の2つの方式に大別される。

- ・プラットフォーム型
- ・ストラップダウン型

プラットフォーム型の慣性センサ・ユニットは、ジャイロと加速度計を取り付けた台（プラットフォーム）をジンバル機構で支え、ロケット機体の回転運動から切り離して慣性系に固定することにより、ロケット機体の回転運動がジャイロに直接入力されないようにして、ジャイロの作動範囲が狭くて済むようにした方式である。この方式は広い作動範囲に精度良く対応できるジャイロが開発困難だったH-Iロケットで採用された。

ストラップダウン型の慣性センサ・ユニットは、ジャイロと加速度計を取り付けた台がロケット機体に直付けされる格好となっている方式である。この方式はロケットの回転運動がそのままジャイロに印加されるので、作動範囲の広いジャイロを必要とするが、広入力角のジャイロが開発されるようになってからは、機械的な駆動機構のジンバル機構を持った慣性プラットフォーム型に替わり、このストラップダウン型の慣性センサ・ユニットが主流となっている。H-Iロケットに続くH-IIロケットでは、レーザジャイロを採用したストラップダウン型の慣性センサ・ユニットを開発している。

## 2.1 プラットフォーム型慣性航法システムの概要

プラットフォーム型慣性航法システムを図2.1-2に示す。

H-Iロケットのプラットフォーム型慣性センサ・ユニット(IMU)は、慣性センサ及びジンバル機構から成る慣性プラットフォーム・ユニット(IPU)と電子制御部から成るプラットフォーム・エレクトロニクス・ユニット(PEU)の2つの部分から構成されている。慣性プラットフォーム・ユニット(IPU)は、4つのジンバル機構の一番内側にジャイロ及び加速度計を取り付けたプラットフォームを持ち、外側がロケット機体に固定される。ジンバル機構は内側から2番目のジンバルが冗長系で、通常は角度が常にゼロとなるように一番外側のジンバルを回す。これで冗長ジンバル以外の3ジンバルの相対角度を読み取ったオイラー角がロケットの姿勢を表すことになる。3ジンバル機構では右図に示したように、中間のジンバル軸が他の2つのジンバル軸がなす平面に接近した場合に3次元の動きを取れなくなり、ジンバルロックと呼ばれる状態になるが、3ジンバル機構ではこの状態になったときに冗長のジンバル軸が他の軸と直交するように配置しておくことにより、3次元の動作でプラットフォームを慣性系に保持し続けることができるようになっている。

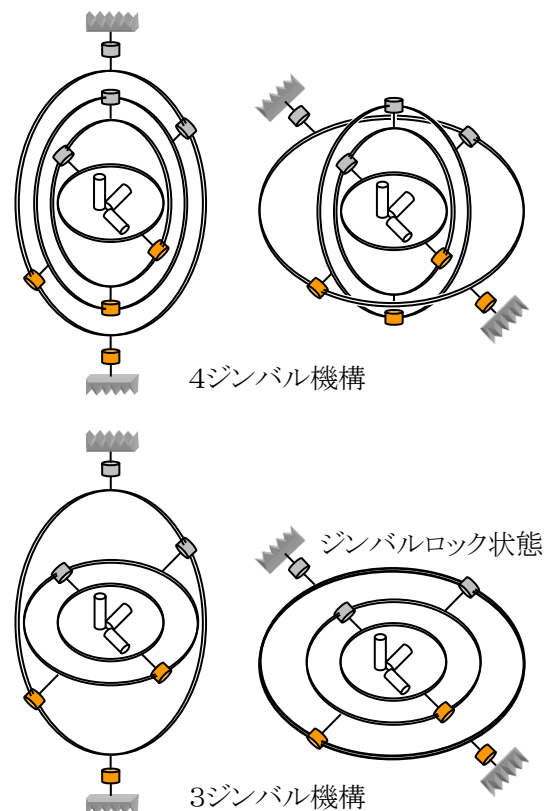


図2.1-1 3ジンバル機構と4ジンバル機構

ロケット機体の回転は、ジンバル軸を介して連結した内側のジンバルに伝播するが、ジンバル軸回りの回転は摩擦による微小な外乱トルクとして作用するだけなので、外乱を無視できる理想的な状態ではプラットフォームは静止したままとなっている。外乱トルクによってプラットフォームが動いた場合は、それをジャイロが検

知して各ジンバル軸のモータを駆動することにより慣性系を保持し続ける。

プラットフォーム・エレクトロニクス・ユニット(PEU)は、慣性センサが計測したデータに含まれる誤差の除去(ドリフト補償)やジンバル機構の駆動制御を行う。ジャイロのドリフト補償は、予め計測されているキャリブレーション(校正)データに基づいて観測データに含まれる誤差成分を推定し、それを打ち消すようにジャイロをトルキングすることによって行い、プラットフォームがジャイロ誤差によってドリフトするのを同時に回避している。加速度計データのドリフト補償は単純に、キャリブレーション(校正)データに基づいて推定した誤差成分を観測データから差し引いている。また、初期アライメントは発射前に、地球自転により慣性系に対して動いている局地水平にプラットフォームが追随するようにジャイロをトルキングし、発射直前の飛行モード移行時にそのトルキングを停止することで、プラットフォームに既定の慣性座標系を付与するものである。なお、この局地水平に保持するようにジャイロをトルキングする量が地球自転角速度の局地水平成分に相当するので、そのトルキング量の方向からプラットフォームの方位方向のずれが得られ、飛行モード移行直前にプラットフォームを回してそのずれを補正する。

ロケットの航法誘導の演算は慣性誘導プログラム(IGP)で行われる。ロケットの姿勢は慣性センサ・ユニット(IMU)から得られたジンバル相対角から求められる。位置・速度は、慣性座標系で計測された加速度データに重力加速度の積分値を加算してトータルの速度を求め、それを積分して位置を求める。重力加速度は得られた位置を用いて計算する。

このプラットフォーム型IMUでは、機体に搭載した状態でセンサを任意の姿勢に設定できるので、機体静止状態で初期アライメントして水平レベルを設定した後、プラットフォームを90度づつ回転していろいろな姿勢をとらせ、キャリブレーション(校正データの計測)を行うことができる。

## 2.2 ストラップダウン型慣性航法システムの概要

ストラップダウン型慣性航法システムを図2.2-1に示す。ストラップダウン型慣性センサ・ユニットは、ジャイロと加速度計を取り付けた台がロケット機体に直付けされる格好となっているので、それらセンサは機体姿勢の回転と共に時々刻々変化する方向の信号を検出することとなる。このため、ロケット機体の位置、速度及び姿勢を求めるには、センサが検出した信号を座標変換して回転を補正しながら積分する必要がある。

2.1項に示したプラットフォーム型の慣性センサ・ユニットでは各ジンバル間の相対角の読みが、慣性座標系から機体座標系への回転を表すオイラー角として、直接的に機体姿勢が得られるのに対し、ストラップダウン型慣性センサ・ユニットでは、時々刻々変化するジャイロ入力軸方向の角速度を積分した値が出力されるので、この動座標系での角速度の積分値(角度増分)を用いて機体姿勢を計算することになる。機体姿勢は種々のパラメータで表現され、連続系においては姿勢パラメータの微係数を機体の回転角速度を用いて計算し、それを積分することで機体姿勢は得られるが、離散系では計算時間間隔毎にサンプリングした角速度の積分値(角度増分)で機体姿勢の変化量を求め、前の姿勢を順次更新する形式となる。このジャイロから出力される角度増分は、動いている入力軸方向の角速度を積分した量であることを考慮したコーニング補正(回転補正)を施した後、ジャイロ固有の誤差の除去(ドリフト補償)を行ってから姿勢計算に使用される。

加速度計が出力する速度増分も同様に、動いている入力軸方向の加速度を積分した量であることを考慮したスカーリング補正(回転補正)を施した後、加速度計固有の誤差の除去(ドリフト補償)を行ってから位置及び速度計算に使用される。

これらコーニング補正やスカーリング補正は姿勢の変化が速いことから512Hz(H-IIAロケットの場合)の速い周期で行い、32Hz周期でドリフト補償を行って角度増分と速度増分を搭載ソフトウェアに引き渡す。

搭載ソフトウェアでは32Hz周期で姿勢の更新を行う。この速度を更に積分して位置を求める。位置及び

速度の計算は1Hz程度のゆっくりした周期で行っても必要精度が得られるので、32Hz周期で受け取った速度増分は機体の回転を補正しつつ機体座標系で積算して1Hz周期の速度増分を求めて慣性座標系に変換し、位置情報から計算した重力加速度による増分と合わせてトータルの速度を求める。

初期アライメントは、プラットフォーム型IMUではセンサが可動機構の内部に搭載されるため、光学方式が困難でジャイロコンパシング方式を採るが、ストラップダウン型IMUでは水平レベルはプラットフォーム型と同様に加速度計データを用いて行って、方位方向はIMUに直角プリズム(コーナー・キューブ・リフレクタ)を取り付けて光学方式で計測する方法が採れる。さらに、プラットフォーム型IMUと同様のジャイロコンパシング方式を解析的にモデル化することで、IMUデータのみによるセルフアライメント方式も採れる。H-IIロケットではジャイロ・バイアス安定性があまり良くなかったため光学方式を採用したが、H-IIAロケットでは方位方向の初期アライメントもセルフ方式を採用している。

図2.2-1では慣性センサ・ユニット(IMU)と慣性誘導プログラム(IGP、OBS)の分担境界が、H-IIロケットとH-IIAロケットでは異なっている。H-IIロケットの開発においては、純国産を目指したのでIMU用の組込プロセッサとして適当なものが国産部品で無かったため、データ処理や初期アライメントはIGPに含めた。H-IIAロケットではIMUにプロセッサを組み込んでそれらの処理をIMU側で実施し、IMUと搭載ソフトウェア(OBS、H-IIAロケットでの慣性誘導プログラムの呼称)とのインタフェースを簡素化している。



### 3 ロケットの誘導方式

#### 3.1 開ループ誘導と閉ループ誘導

ロケットの開ループ誘導は図3.1-1に示したように、前もって決められた飛行経路(ノミナル軌道)での姿勢を計画値としてロケットに設定しておき、それに従って姿勢を動かす方式であり、ロケットにノミナル状態とは異なった作用が働いて軌道がずれても修正されることがない。図3.1-1に示したプログラマには、姿勢パラメータの時系列計画値またはその変化率が設定される。一方、閉ループ誘導は図3.1-2に示したように、飛行中の軌道状態を観測して所望姿勢を決定し、それに従って姿勢を動かすことにより、ノミナル軌道からのずれを修正して所望する軌道状態に導く方式である。

一般に誘導と言えば閉ループ誘導方式を指し、閉ループ誘導機能を持たないロケットにおいて、計画姿勢に向けて飛行させる機能を開ループ誘導と呼んでいる。閉ループ誘導を行う機能を有したロケットでも、その誘導を実施しない飛行区間では、姿勢を計画値に合わせるため開ループ誘導と同様の機能を有し、N-IロケットからH-IIAロケットでは姿勢制御機能に対する姿勢指令として、姿勢角変化率の計画値(プログラム・レート)を設定しているが、ことさら開ループ誘導とは呼ばない。

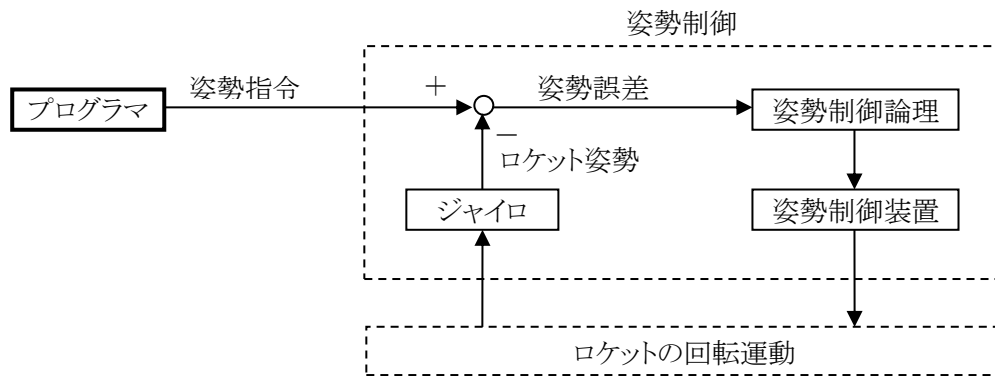


図3.1-1 開ループ誘導

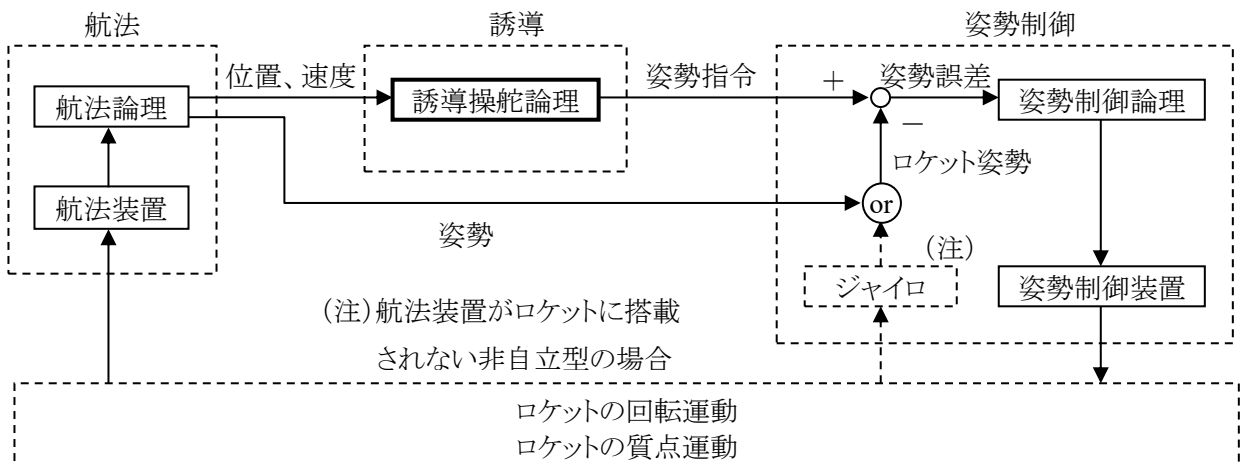


図3.1-2 閉ループ誘導



### 3.2 閉ループ誘導方式

閉ループ誘導方式において軌道のずれを修正する方式には、大きく分けて下記の2方式がある。

#### (1) エクスプリシット誘導方式

エクスプリシット(直接)誘導方式は、現在の軌道状態(ロケットの位置、速度)と目標軌道状態とを結ぶ最適(最短時間あるいは推進薬消費量最少等)な飛行経路を決定し、ロケットをその最適な経路に沿って飛行させる方式で、ほとんどの衛星打上用ロケットの誘導にはこの方式が採用されている。

NASDAのロケットではN-IIロケットを除くN-I、H-I、H-II、H-IIAの各ロケットがこの方式を採用した。この方式は一般には、誘導則を導出する過程で運動方程式を近似したり、条件を付加して簡略化を図っているため、準最適誘導則と呼ばれ、各種の方式が考案されて適用されている。

真の最適誘導則としては、飛行中に非線形計画法や動的計画法等の最適化アルゴリズムを直接的に適用して、最適経路を計算しつつ飛行させる方式が考えられ、IUS (Inertial Upper Stage)に採用されているとのことである。

#### (2) インプリシット誘導方式

インプリシット(間接)誘導方式は、計画飛行経路を辿ってロケットを飛行させる方式で、飛行経路は誘導によって最適化されることはなく、事前に計画飛行経路を作成するときに最適性が考慮されるのみである。この方式は、飛行経路の計画値との差(位置誤差・速度誤差等)に適切なゲインを掛けて要求操舵量を求める方法で、複雑な演算は行わないので、初期のロケットやミサイルの誘導に採用されたようである。

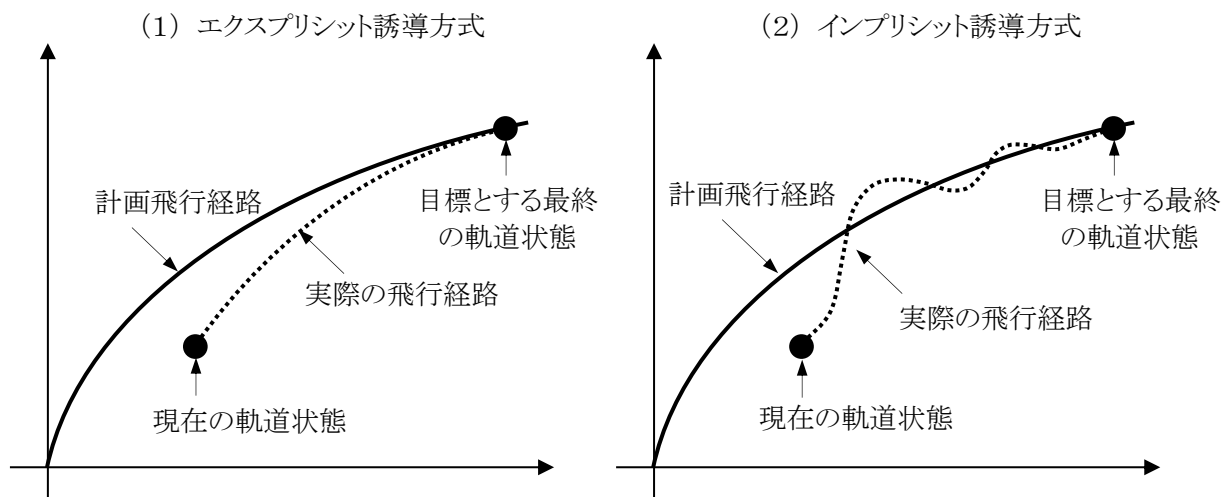
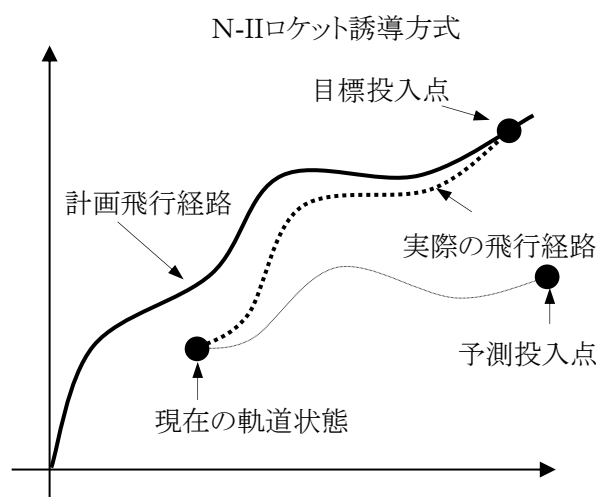


図3.2-1 ロケットの誘導方式

エクスプリシット誘導方式とインプリシット誘導方式の特徴の相違点としては、エクスプリシット誘導方式の方が計算量が多いこと、比較的精度が高いこと、各種のミッション軌道に柔軟に対応できること等が挙げられる。また、機体特性の変動や飛行環境の影響等の、飛行経路をずらす要因が作用しても、エクスプリシット誘導方式では最適性を保持した飛行経路を実現できる。この裏返しとして、計画飛行経路が飛行安全制約や可視性等の条件を満たすことを優先して推進薬消費量を最少とするように最適化した経路にできない場合でも、エクスプリシット誘導方式では計画飛行経路を無視して、最適経路に沿って飛行させてしまうのに対し

て、インプリシット誘導方式では計画飛行経路が最適性からどんなにずれていても、それに忠実に沿って飛行させることである。このため、計画飛行経路の作成において制約が多いロケットでは、インプリシット誘導方式が適していると言える。しかし実際にはエクスプリシット誘導方式でも、制約条件で曲げられた計画飛行経路をいくつかの区間に分けて、それぞれの区間で誘導を実施ことで、計画飛行経路から大きくずれないようにしている。

N-IIロケットは、ロケットに作用する加速度(推力加速度、重力加速度)と回転レート(プログラムレート)の計画値を用いて現在の軌道状態を伝搬して最終到達点を予測し、目標投入点とのずれ量が小さくなるように修正する方式で、目標投入点からのずれ量を修正するのに必要な推進薬消費量のみを最少とするようにしており、計画飛行経路に沿って飛行するのに必要な推進薬消費量は、最適化されない。従って、計画飛行経路のプロファイルを保って飛行しつつ、目標投入点に到達するように誘導されるが、常に計画飛行経路を辿るように飛行するわけではないので、インプリシット誘導方式とエクスプリシット誘導方式の両方の特徴を併せ持っている。



なお、「誘導方式」と言うときに、電波誘導方式とか慣性誘導方式といった分類があるが、これらは「航法方式」の分類であって誘導方式の相違での分類ではないので、ここでは説明を割愛する。