

準天頂軌道への3機同時投入法

1. はじめに

NASDA において、準天頂衛星 3 機を用いて、日本全域の移動体ユーザー等に高速データ通信、高精度測位などのサービスを提供する新しいミッションの検討が進められている。これらの 3 衛星は、傾斜角 45 度程度、離心率 0.1 程度で、昇交点赤経が 120 度ずつ異なる 3 つの軌道に投入される必要がある。筆者は、参考資料 1)にて、静止衛星の打上げと殆ど同じシーケンスを適用でき、且つ使用燃料の面でも損失の少ない軌道投入法を提案した。本資料では、その投入法も使って、3 機の準天頂衛星を同時に 3 つの軌道面に投入する方法を述べる。

2. 準天頂軌道への 3 機同時投入法

1 つの準天頂衛星の質量が 1.5 トン程度を越える場合は、H-II A のシングル・ロンチ 3 回によって 3 機の準天頂衛星を配備する事となるが、1 つの準天頂衛星の質量が 1 トン程度の場合は、3 衛星を同時に H-II A で打ち上げる事が可能となる。但し、3 機の中の 2 機は、電気推進系を使って約 1 年をかけてミッション軌道まで到達する必要がある。2.1 節に、ミッション軌道投入までのシーケンスを示す。

2.1 ミッション軌道投入シーケンス

Step 1 3 機の衛星を 1 つの H-II A に搭載して一度に GTO 軌道に打ち上げる。近地点高度 300km、遠地点高度 35788km、傾斜角 28.5 度とする。

Step 2 1 機の衛星を参考資料 1)の方法でミッション軌道に投入する。つまり、GTO の遠地点、且つ、昇交点で、傾斜角 45 度の円軌道にするためにアポジエンジン噴射を行ない、続いて面内制御を行なって日本上空に遠地点が来る離心率 0.1 の軌道に投入する。

Step 3 残りの 2 つの衛星を、アポジエンジンを噴射して、一旦、静止軌道に投入する。

Step 4 残りの 2 つの衛星に対し、昇交点赤経が最初の衛星軌道のそれと ±120 度異なり傾斜角が 45 度となるように、電気推進系を約 1 年間噴射する。

2.2 必要増速量と打上げ時の総質量

参考資料 1)の方法でミッション軌道に投入される衛星に必要な増速量(二液式推進系による)は 1751.8m/s^1 である。

残りの 2 つの衛星は、一旦、静止軌道に投入される。静止軌道までに必要な増速量は 1830.2m/s^1 である。静止軌道からは、電気推進系を連続噴射してミッション軌道まで到達するが、nodal line から 90 度離れた付近での推力方向を微調整する事で離心率も 0.1 にする。離心率を 0.1 にするための増速量は 152.2m/s^1 であるが、面制御に寄与しない ΔV を利用するため、余分に燃料が必要となる訳ではない。図 1 に 3 つの衛星の軌道制御を傾斜角ベクトル平面で示す。図 2 に傾斜角を 0 度から 45 度とするために必要なインパルスの制御の場合の増速量を示す。面制御は昇交点及び降交点で行なうのが最も効率が良いが、電気推進系は推力が小さいために、それらの場所に制限すると、制御完了までに長い期間が掛かってしまう。そこで、効率を犠牲にして軌道の全周に渡り電気推進

系を噴射する。つまり、半周は軌道の角運動量ベクトル方向に推力を発生させ、残り半周は逆向きに推力を発生させる。その場合の面制御効率は、(1)式で表わされる。

$$\text{全周噴射時の効率} = \frac{2}{\pi} = 0.637 \quad (1)$$

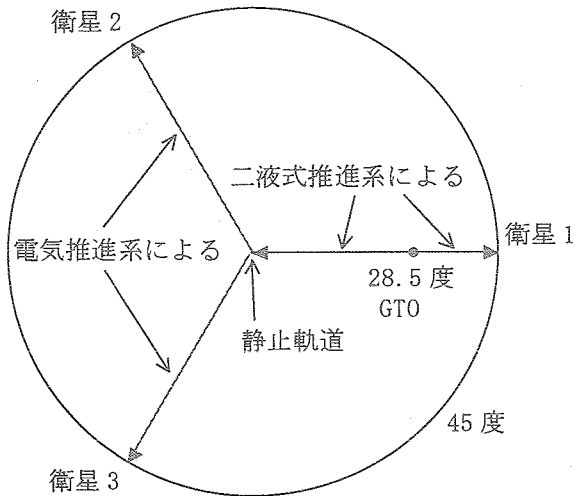


図1 傾斜角ベクトル平面における3つの衛星軌道の変化

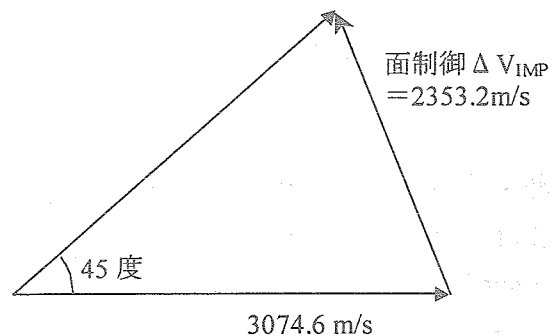


図2 45度の面制御の ΔV_{IMP}

45度の傾斜角制御に要する ΔV は、図2の ΔV_{IMP} を(1)式の効率で割った3696.4m/sとなる。静止軌道における衛星質量を $m_0(=1200\text{kg})$ 、電気推進系の比推力 I_{SP} を3500秒とすると、ミッション軌道に投入時の衛星質量 m_f は、

$$m_f = m_0 \exp\left(-\frac{\Delta V}{g \times I_{SP}}\right) = 1077.5\text{kg} \quad g: \text{標準重力加速度}(9.80665\text{m/s}^2)$$

となる。電気推進系としてNAL/NASDA/東芝が共同開発している推力150mNのものを想定する。これを利用するには3800Wの電力が必要であるが、この制御期間はミッションがないため、衛星搭載パドルの発生電力の殆どを利用できる。この電気推進系の乾燥質量は、2つのスラスタ・ヘッドを搭載するとして約80kgと見積もられる。この乾燥質量を除いて、約1000kgの衛星をミッション軌道に投入できる。

電気推進系を用いないでミッション軌道に投入される衛星も1000kgであるためには、二液式推進系の比推力を320秒とすると、ロケットから分離時には1747.6kgである必要がある。残りの2つの衛星のロケットから分離される時の質量は、各々2150.1kgとなる。よって、打上げ時の3機の衛星の合計質量は、6047.8kgである。

2.3 45度の面制御に要する期間

増速量 ΔV の制御に要する期間 Δt は、次式で見積もることができる。

$$\Delta t = \frac{m_{fuel}}{|\dot{m}|} \quad (2)$$

$$\text{燃料質量: } m_{fuel} = m_0 \left[1 - \exp\left(-\frac{\Delta V}{g I_{SP}}\right) \right] \quad (3)$$

$$\text{燃料流量: } |\dot{m}| = \frac{F}{g I_{SP}} \quad F: \text{推力} \quad (4)$$

$\Delta V = 3696.4\text{m/s}$ 、 $m_0 = 1200\text{kg}$ 、 $I_{sp} = 3500$ 秒、 $F = 0.150\text{N}$ を代入すると、

$$\Delta t = 7787 \text{ 時間} = 324 \text{ 日} = 10.7 \text{ ヶ月} \quad (5)$$

を得る。NAL/NASDA/東芝が共同開発している電気推進系は既に 5000 時間の寿命試験を終えており、8000 時間弱の時間は十分可能性がある。

2.4 45度の面制御中の衛星姿勢

電気推進系を使用する2つの衛星の噴射中の衛星姿勢について述べる。通常の静止衛星は、南北面に太陽電池パドルが搭載され、対地球面にはミッション機器が搭載される。電気推進系のスラスタは、東西面に1つずつ搭載する事になろう。衛星は東西面が軌道面垂直方向に向くような姿勢にし、電力を確保するため、太陽電池パドルが常に太陽に正対するようにする。

東西面を貫く軸回りの自由度とパドル回転の自由度の2自由度があるので、完全に太陽指向が可能である。この間の地上局との通信は、テレメトリ/コマンドのみで良いため、オムニアンテナで可能であろう。なお、12時間毎に、使用するスラスタを切り替える。電気推進系による軌道変換中の衛星の模式図を図3に示す。

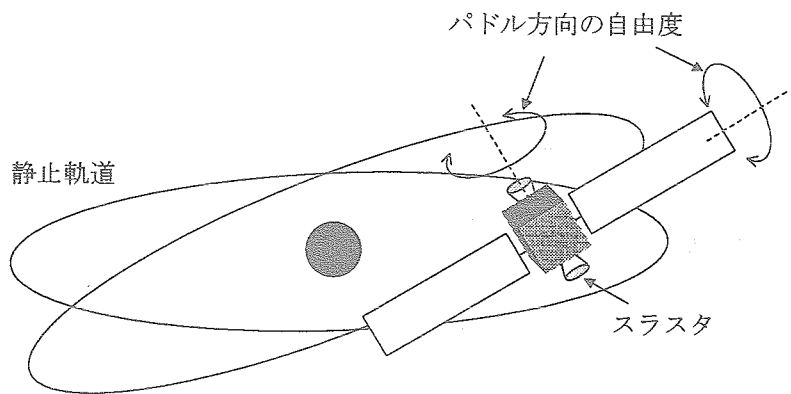


図3 電気推進系による軌道面制御中の衛星姿勢

2.5 傾斜角 28.5度の同期軌道を中間軌道とする場合

電気推進系を使う2つの衛星の場合、二液式推進系では静止軌道にしないで傾斜角 28.5度の同期軌道に留め、残りの軌道面制御を電気推進系で行なう事も考えられる。

打上げ時 2150.1kg の衛星で 1466.8m/s^1 を二液式推進系で発生させると傾斜角 28.5度の同期軌道となり、衛星質量は 1347.3kg となる。その後、電気推進系で 5052.6m/s (全周噴射) の軌道面変更を行ない、ミッション軌道上の衛星質量は 1162.9kg となる。GEO 経由の 1077.5kg に比べて、85.4kg 大きい。

必要な燃料は少なくなるが、電気推進系の制御期間が約 1.51 倍の 488 日 (16ヶ月) になる。トレードオフ項目である。

3. 本投入法の利点と適用限界及び課題

3.1 利点

本資料で提案する打上げ法は、以下の利点を有する。

- 打上げ軌道は通常の GTO と同じため、特別な検討は不要である。
- GTO に 6 トン程度の能力のロケットで対応できる。
- 電気推進系を使って投入される 2 衛星は、静止軌道 (又は同期軌道) を経由するため、放射線による太陽電池などの劣化を最小限にできると共に、長期間の電気推進系による制御中、衛星は常に日本上空に留まる。

3.2 適用限界と課題

GTO 投入能力 6 トン級のロケットを想定すると、ミッション開始時の衛星 1 機の質量が 1 トン程度では 3 機同時に打上げが可能であるが、1 トン～1.5 トンでは 2 機同時打上げとなり、1.5 トンを超えると 2 機同時も不可能となる。

なお、150mN の電気推進系の乾燥質量をスラスタ 2 つを搭載して 80kg と見積もったが、まだフライト品の開発まで進んでおらず、この質量見積もりには不確定性がある。しかし、16 ヶ月の電気推進系噴射を許容すれば、同期軌道を中間軌道とする事で約 85kg のマージンが存在する。

4. おわりに

準天頂軌道に 3 つの衛星を同時に打ち上げる新しい方法を提案した。ロケット投入軌道は通常の GTO であり、新たに飛行安全の検討などを行なう必要はない。3 機の内 2 機は、静止軌道に入った後、電気推進系を使って 45 度の傾斜角制御を行なうが、現在開発中のイオン・エンジンの利用が可能である。但し、ミッション開始時の衛星 1 機の質量が 1.5 トンを超えると、GTO 投入能力 6 トン級のロケットでの複数同時打上げは不可能である。

5. 参考文献

(1) 歌島, “準天頂軌道への投入法,” システム解析・ソフトウェア研究開発センター資料