

宇宙航空研究開発機構研究開発資料

## 準天頂軌道への投入法の検討

2004年3月

宇宙航空研究開発機構

宇宙航空研究開発機構研究開発資料  
JAXA Research and Development Memorandum

準天頂軌道への投入法の検討  
Study of Method of Injection into Quasi-Method Orbit

歌島 昌由  
Masayoshi UTASHIMA

技術研究本部 システム解析・ソフトウェア研究開発センター  
System Analysis and Software Laboratory, Office of Research and Development

2004 年 3 月  
March 2004

宇宙航空研究開発機構  
Japan Aerospace Exploration Agency



## 準天頂軌道への投入法



## 目 次

1. はじめに .....	1
2. 準天頂軌道への投入法 .....	1
3. 本投入法の利点と適用限界 .....	2
4. おわりに .....	2

キーワード：準天頂軌道、静止軌道、モルニア軌道



## 準天頂軌道への投入法

### 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 程度の、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。本資料では、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する。

### 2. 準天頂軌道への投入法

以下に、軌道投入のシーケンスを示す。

[軌道投入シーケンス]

1. 通常の 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。
2. 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のアポジエンジン噴射(増速量  $\Delta V_1$ )を行なう。
3. 日本の上空にアプシスが来るように考慮して、離心率=0.1 となるように面内制御( $\Delta V_2$ ,  $\Delta V_3$ )を行なう。

次に、3 つの増速量( $\Delta V_1$ ,  $\Delta V_2$ ,  $\Delta V_3$ )を求める。

GTO の遠地点且つ昇交点における速度ベクトルの三角形を図 1 に示す。 $\Delta V_1$  は(1)式で求められる。

$$\Delta V_1 = \sqrt{V_a^2 + V_c^2 - 2V_a V_c \cos 16.5^\circ} \quad (1)$$
$$= 1599.6 \text{ m/s}$$

$$V_a = 1607.8 \text{ m/s}$$

$$V_c = 3074.6 \text{ m/s}$$

$\Delta V_1$  により、傾斜角 45 度の同期円軌道に投入される。

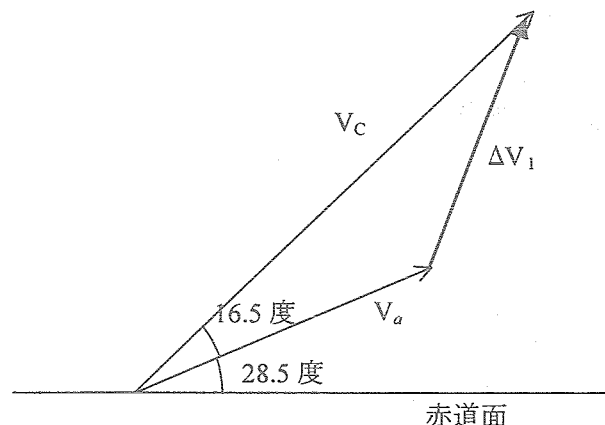


図 1 遠地点(昇交点)での速度三角形

更に、72.4m/s の加速  $\Delta V_2$  を最南端で実施して遠地点高度を静止高度+4216.6km とし、-79.8m/s の減速  $\Delta$

$V_3$  を最北端で実施して近地点高度を静止高度-4216.6km とする。 $\Delta V_2$ ,  $\Delta V_3$  は、アプシスが日本上空に来るように、実施タイミングを考える。 $\Delta V_2$  を実施した後、およそ -27deg/日のドリフトレートを持つ。従って、 $\Delta V_2$  から 0.5 周後に  $\Delta V_3$  を行なうと、アプシス経度は  $\Delta V_1$  後の直下点経度から 13.5 度だけ西にずれる。経度の微調整は、 $\Delta V_2$  と  $\Delta V_3$  の実施順序を変えたり、これらを何分割かしたりする事で、容易に行なう事ができる。

以上の検討から、この投入法では、1751.8m/s の増速量で済む事が判る。なお、この GTO から静止軌道への投入には、1830.2m/s の増速が必要である。



なお、傾斜角 45 度の GTO に投入し、上記の  $\Delta V_1$  (近地点高度のみ上げる)、 $\Delta V_2$ 、 $\Delta V_3$  を行なう事も考えられる。その場合は、以下の増速量となる。

$$\Delta V_1 = 1466.8 \text{ m/s}$$

$$\Delta V_2 = 72.4 \text{ m/s}$$

$$\Delta V_3 = -79.8 \text{ m/s}$$

$$\text{計 } 1619 \text{ m/s}$$

この増速量は、通常の GTO を使う場合に比べて 132.8 m/s 小さいが、第 3 章で述べる理由により、通常の GTO を使用する方を提案する。

### 3. 本投入法の利点と適用限界

#### 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。

- A. ロケットの投入軌道が通常の GTO と同じであるため、飛行安全も含めて全く問題はない。  
ロケットで投入する傾斜角を 45 度にする、打ち出し方位角を変えるか、ドッグレッグが必要となる他に、外国領土の上空通過を避ける等の飛行安全の問題を新たに検討する必要がある。これらの結果、ロケットのペイロードは減少する。
- B. 必要な  $\Delta V$  は、1751.8 m/s であり、静止軌道に投入するよりも 78.4 m/s 少ない。
- C. 衛星分離後の追跡セクションの運用も、静止衛星の打上げと大きくは変わらない。
- D. 投入軌道が通常の GTO と同じため、他の静止衛星と相乗り打上げも可能となる。

#### 3.2 適用限界

高傾斜角、高離心率の軌道の代表として、モルニア軌道がある。本資料で提案する方法は、要求される離心率が 0.1 程度と小さいために最後に面内制御を独立に実施しても損失が小さいことから可能となるものである。モルニア軌道のように離心率が大きいミッション軌道への適用は困難である。

### 4. おわりに

準天頂軌道に衛星を投入する新しい方法を提案した。ロケットには、通常の GTO に投入して貰えば良いため、新たに飛行安全の検討などを行なう必要はなく、他の静止衛星との相乗りも可能である。更に、衛星に必要な増速量は、静止衛星の場合より 78.4 m/s 少ない。

## 準天頂軌道への 3 機同時投入法



## 目 次

1. はじめに .....	1
2. 準天頂軌道への3機同時投入法 .....	1
3. 本投入法の利点と適用限界及び課題 .....	3
4. おわりに .....	4
5. 参考文献 .....	4

キーワード：準天頂軌道、静止軌道、同期軌道、電気推進系、面制御効率



# 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 機の内 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  $\pm 120$  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  $1751.8\text{m/s}^{1)}$  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  $1830.2\text{m/s}^{1)}$  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  $152.2\text{m/s}^{1)}$  であるが、面制御に寄与しない  $\Delta V$  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。

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

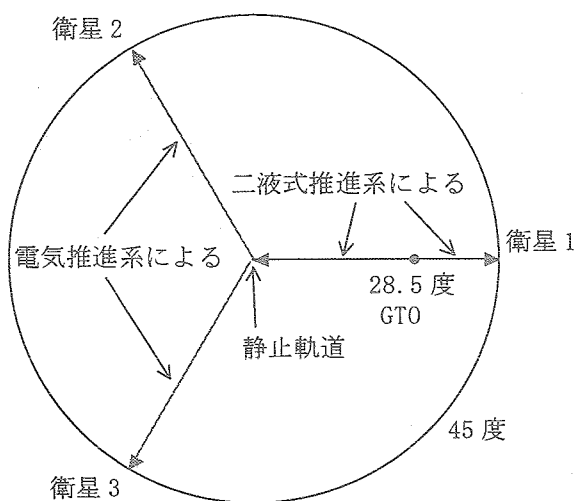


図1 傾斜角ベクトル平面における3つの衛星軌道の変化

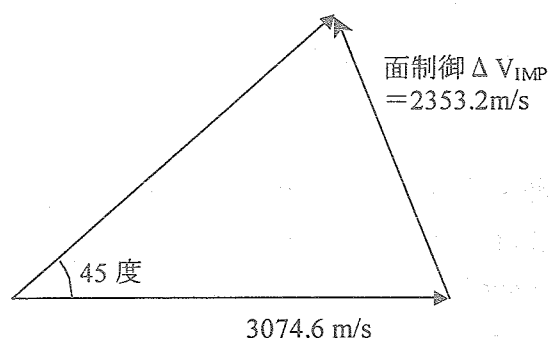


図2 45度の面制御の $\Delta V_{IMP}$

45度の傾斜角制御に要する $\Delta V$ は、図2の $\Delta V_{IMP}$ 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 $m_0$ (=1200kg)、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つのスラスター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 $\Delta V$ の制御に要する期間 $\Delta t$ は、次式で見積もることができる。

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

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

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

$\Delta V = 3696.4 \text{ m/s}$ 、 $m_0 = 1200 \text{ kg}$ 、 $I_{sp} = 3500 \text{ 秒}$ 、 $F = 0.150 \text{ N}$ 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。

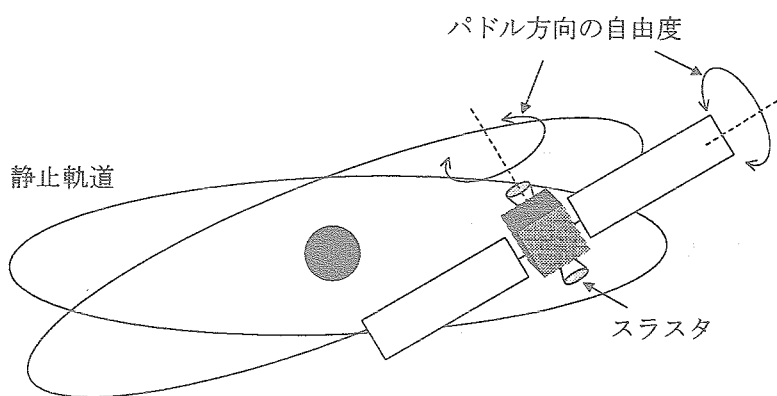


図3 電気推進系による軌道面制御中の衛星姿勢

## 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  $1466.8 \text{ m/s}^1$  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  $5052.6 \text{ m/s}$  (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。

- A. 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。
- B. GTO に 6 トン程度の能力のロケットで対応できる。
- C. 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

# 準天頂軌道への2機同時投入の検討



# 目 次

- 1. はじめに ..... 1
- 2. 傾斜角 45 度、離心率 0.14 に 2 機同時投入の場合 ..... 1
- 3. 傾斜角 56 度、離心率 0.26 に 2 機同時投入の場合 ..... 2
- 4. 考察..... 3
- 5. 参考文献 ..... 3

キーワード：準天頂軌道、静止軌道、同期軌道、電気推進系



## 準天頂軌道へ2機同時投入の検討

### 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。概念設計チームの検討会議にて、2 機の準天頂衛星を同時に打ち上げる場合の衛星質量の検討を行なう事となった。GTO 投入能力が 5.8 トンのロケットを前提として検討する。投入方法は、文献 1) のものを使用する。

### 2. 傾斜角 45 度、離心率 0.14 に 2 機同時投入の場合

文献 1) の方法に従い、2 つの衛星を近地点高度 300km、遠地点高度 35788km、傾斜角 28.5 度の GTO に投入する。ロケットから分離された後、1 つの衛星(衛星 A と呼ぶ)は二液式推進系により傾斜角 45 度の同期軌道に投入された後、面内制御により離心率 0.14 を達成すると考える。もう一つの衛星(衛星 B と呼ぶ)は、二液式推進系で静止軌道に投入された後、電気推進系を使って傾斜角 45 度、離心率 0.14 を実現する。

#### [衛星 A の質量]

傾斜角 45 度の同期軌道に投入するための  $\Delta V$  は 1599.6m/s であり、その後の離心率 0.14 を実現するための  $\Delta V$  は 213.1m/s(離心率 0.1 の時の値<sup>1)</sup>を 1.4 倍した)であるので、合計 1812.7m/s が必要である。二液式推進系の比推力を 320 秒とすると、衛星 A のミッション軌道上の初期質量  $m_A$  は、

$$m_A = 0.5612 m_{A0} \quad (1)$$

となる。

#### [衛星 B の質量]

静止軌道への  $\Delta V$  は 1830.2m/s なので、静止軌道上の衛星 B の質量  $m_{GEO}$  は、

$$m_{GEO} = 0.5581 m_{B0} \quad (2)$$

となる。電気推進系による 45 度の傾斜角制御は、全周噴射の効率低下も考慮して  $\Delta V = 3696.4\text{m/s}$ <sup>1)</sup>となる。この中で離心率も 0.14 にできる。すると、衛星 B のミッション軌道上の初期質量  $m_B$  は、

$$m_B = 0.8979 m_{GEO} = 0.5011 m_{B0} \quad (3)$$

となる。

#### [GTO へ 5.8 トンの場合の解]

電気推進系の乾燥質量を  $m_{SEPS}$  とし、衛星 B のミッション軌道上の初期質量  $m_B$  から  $m_{SEPS}$  を引いた値が、衛星 A のミッション軌道上の初期質量  $m_A$  に等しいという条件の下で、 $m_{A0}$  と  $m_{B0}$  の和が 5800kg であるという式を解くと、

$$\begin{aligned} m_{A0} &= 2735 - m_{SEPS} / 1.0623 \\ m_{B0} &= 3065 + m_{SEPS} / 1.0623 \end{aligned} \quad (4)$$

を得る。 $m_{SEPS} = 120\text{kg}$  と仮定すると、以下の値を得る。

$$m_{A0}=2622\text{kg}, m_{B0}=3178\text{kg}, m_A=1471\text{kg} \quad (5)$$

1400kg 以上が可能である。

#### [電気推進系の噴射期間]

文献 1)の(2)～(4)式を用いると、以下の結果を得る。電気推進系の推力は 150mN、比推力は 3500 秒とする。

$$\text{電気推進系の燃料質量}=181.1\text{kg}$$

$$\text{噴射期間}=11511 \text{ 時間}=480 \text{ 日}=15.8 \text{ ヶ月}=1.3 \text{ 年}$$

なお、NAL/NASDA/東芝が開発中の 150mN 推力のイオン・エンジンは、現時点で 5000 時間の地上寿命試験を終えている。

### 3. 傾斜角 56 度、離心率 0.26 に 2 機同時投入の場合

前章と同様に、電気推進系を使わない方の衛星を衛星 A と呼び、それを使う衛星を衛星 B と呼ぶ。

#### [衛星 A の質量]

このケースは、ミッション軌道の離心率が大きいので、前章と同様に離心率制御を独立に行なう場合と、傾斜角 56 度への制御と同時に進める場合を検討した。

##### (i)離心率制御を独立に行なう場合

傾斜角 56 度の同期軌道に投入するための  $\Delta V$  は 1807.9m/s であり、その後の離心率 0.26 を実現するための  $\Delta V$  は 392.5m/s であるので、合計 2200.4m/s が必要である。二液式推進系の比推力を 320 秒とすると、衛星 A のミッション軌道上の初期質量  $m_A$  は、

$$m_A=0.4960m_{A0} \quad (6)$$

となる。

##### (ii)離心率制御も同時に行なう場合

傾斜角 56 度と離心率 0.26 を同時に実現する  $\Delta V$  は 1976.8m/s であり、衛星 A のミッション軌道上の初期質量  $m_A$  は、

$$m_A=0.5326m_{A0} \quad (7)$$

となる。

#### [衛星 B の質量]

静止軌道への  $\Delta V$  は 1830.2m/s なので、静止軌道上の衛星 B の質量  $m_{GEO}$  は、前章と同様の

$$m_{GEO}=0.5581m_{B0} \quad (8)$$

である。電気推進系による 56 度の傾斜角制御は、全周噴射の効率低下も考慮して  $\Delta V=4534.7\text{m/s}$  となる。この中で離心率も 0.26 にできる。すると、衛星 B のミッション軌道上の初期質量  $m_B$  は、

$$m_B=0.8762, m_{GEO}=0.4890 m_{B0} \quad (9)$$

となる。

[GTO へ 5.8 トンの場合の解]

(i) 離心率制御を独立に行なう場合

前章と同じ考え方で、 $m_{A0}$  と  $m_{B0}$  を解くと、

$$\begin{aligned} m_{A0} &= 2879.4 - m_{SEPS} / 0.985 \\ m_{B0} &= 2920.6 + m_{SEPS} / 0.985 \end{aligned} \quad (10)$$

を得る。 $m_{SEPS} = 120\text{kg}$  と仮定すると、以下の値を得る。

$$m_{A0} = 2757.6\text{kg}, m_{B0} = 3042.4\text{kg}, m_A = 1367.8\text{kg} \quad (11)$$

(ii) 離心率制御も同時に行なう場合

$m_{A0}$ 、 $m_{B0}$  を解くと、

$$\begin{aligned} m_{A0} &= 2776.2 - m_{SEPS} / 1.0216 \\ m_{B0} &= 3023.8 + m_{SEPS} / 1.0216 \end{aligned} \quad (12)$$

を得る。 $m_{SEPS} = 120\text{kg}$  と仮定すると、以下の値を得る。

$$m_{A0} = 2658.7\text{kg}, m_{B0} = 3141.3\text{kg}, m_A = 1416.0\text{kg} \quad (13)$$

[電気推進系の噴射期間]

(i) 離心率制御を独立に行なう場合

電気推進系の燃料質量 = 210.1kg

噴射期間 = 13357 時間 = 556 日 = 18.3 ヶ月 = 1.5 年

(ii) 離心率制御も同時に行なう場合

電気推進系の燃料質量 = 217.0kg

噴射期間 = 13791 時間 = 575 日 = 18.9 ヶ月 = 1.6 年

## 4. 考察

傾斜角 56 度、離心率 0.26 へ投入する方が、55kg～103kg 程度の範囲で軽い衛星になるが、ミッション開始時の衛星質量は 1400kg 前後が可能である。しかし、最大の問題は、3 機同時打上げの場合に比べて、衛星質量が大きくなるために、傾斜角を変更するための電気推進系の噴射期間が長くなる事である。12000 時間～14000 時間の寿命が必要である。米国の DS-1 に搭載された 90mN 推力のイオン・エンジンが 14000 時間の軌道上実証をしている事から可能性はあると考えられるが、準天頂衛星に使用する前に、14000 時間程度の実証ミッションを設定する必要がある。

## 5. 参考文献

(1) 歌島, “準天頂軌道への 3 機同時投入法,” システム解析・ソフトウェア研究開発センター資料





## 準天頂軌道のハンドオーバー点の位置と衝突離心率



目 次

1. はじめに ..... 1

2. 解析方法 ..... 1

3. 解析結果 ..... 2

4. おわりに ..... 3

5. 参考文献 ..... 3

キーワード：準天頂軌道、ハンドオーバー点、衝突離心率、平均近点離角、離心近点離隔、  
真近点離角



# 準天頂軌道のハンドオーバ点の位置と衝突離心率

## 1. はじめに

準天頂衛星軌道は、傾斜角が 45 度付近で 0.1~0.3 程度の離心率を持つ同期軌道である。昇交点赤経が 120 度ずつ異なる 3 軌道に 1 機ずつ投入されて、移動体通信ミッション、測位ミッション等を使用される。1 つの衛星は、遠地点を中心に約 8 時間、ミッションに使用され、境界で別の衛星にミッションを引き継ぐ。その引き継ぐ点をハンドオーバ点と言う。軌道要素にずれが無ければハンドオーバ点で 2 衛星は高度と緯度  $\phi$  は同じであり、一般に小さい経度差  $\Delta \lambda$  を持つ。そして、もし経度差がゼロであれば、2 衛星は衝突する事になる。ハンドオーバ点の位置は主に離心率によって決まる。本資料では、傾斜角と離心率によってハンドオーバ点の緯度と経度差がどのように変化するかを述べる。 $\Delta \lambda$  がゼロとなる離心率をここでは衝突離心率と呼ぶ。

## 2. 解析方法

1 つの準天頂軌道を図 2-1 に示す。1 つの衛星の運用期間は遠地点を中心に約 8 時間であり、別の衛星にハンドオーバする点 P では、平均近点離角 M は以下の値となる。

$$M = \pi + \frac{\pi}{3} = \frac{4\pi}{3} \quad (2-1)$$

ケプラー方程式(超越方程式)を解いて、この M に対する離心近点離角 E を求め、更に真近点離角 f に変換すると、次式の  $\Delta \theta$  が求められる(図 2-1 参照)。

$$f = \pi + \Delta \theta \quad (2-2)$$

図 2-1 の球面三角 ABC に対して、球面三角法を適用すると、

$$\tan \alpha = \frac{\tan \Delta \theta}{\cos i} \quad (2-3)$$

となる。ハンドオーバ時の 2 衛星の経度間隔  $\Delta \lambda$  は、

$$\Delta \lambda = 2\alpha - 120^\circ \quad (2-4)$$

で求められる。図 2-2 を参照。

ハンドオーバ点の緯度  $\phi$  は、球面三角法により

$$\tan \phi = \tan i \cos \alpha$$

で求められる。

以上で、ハンドオーバ点間の経度差  $\Delta \lambda$  と緯度  $\phi$  が得られる。参考までに、図 2-3 に、傾斜角 45 度、離心率 0.1 の場合の地上軌跡を示す。

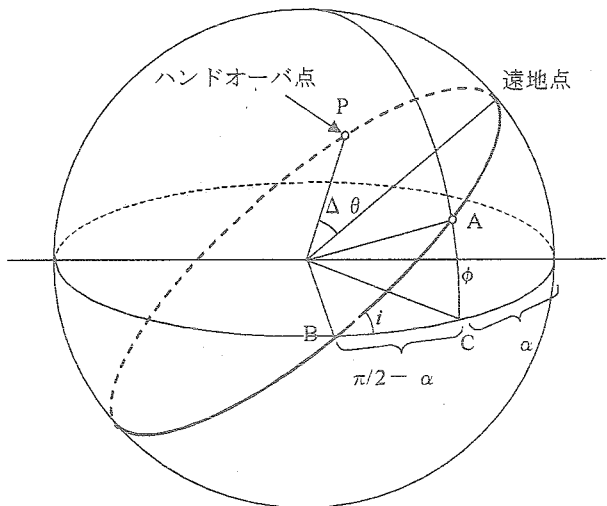


図 2-1 準天頂軌道のハンドオーバ点

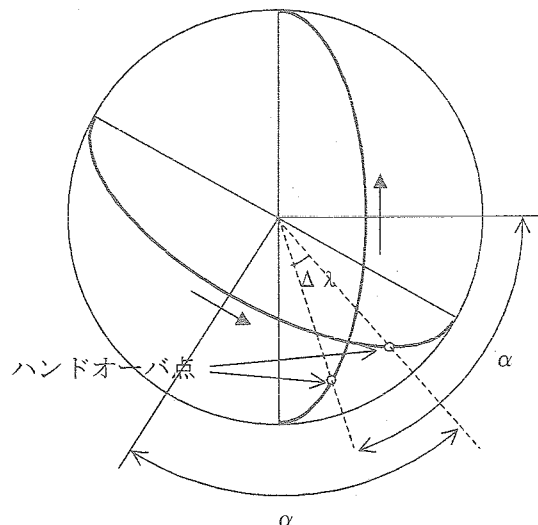


図 2-2 北極方向から見たハンドオーバ点  
( $\Delta \lambda > 0$  の場合の図)

### 3. 解析結果

図 3-1 に傾斜角 45 度、50 度、55 度の 3 ケースに対し、離心率を 0.0 から 0.3 まで変えた時のハンドオーバー点の  $\phi$  と  $\Delta \lambda$  の変化を示す。 $\Delta \lambda$  が正の時は、ハンドオーバー点は地上軌跡のクロス点より北に位置し、負の時は南に位置する。 $\Delta \lambda$  がちょうどゼロの時、軌道要素にずれが無ければ衝突が生じる。

表 3-1 に、各傾斜角に対して  $\Delta \lambda = 0$  付近の離心率を掲げる。 $\Delta \lambda$  がゼロとなる離心率(衝突離心率)は、傾斜角 45 度では約 0.0992、50 度では約 0.1310、55 度では約 0.1715 である。

表 3-1  $\Delta \lambda = 0$  付近の離心率

傾斜角	離心率	$\Delta \lambda$ (deg)	$\phi$ (deg)
45 度	0.0991	0.0201	26.558
	0.0992	0.0047	26.563
	0.0993	-0.0106	26.569
	0.0994	-0.0260	26.574
50 度	0.1309	0.0178	30.783
	0.1310	0.0034	30.788
	0.1311	-0.0111	30.794
	0.1312	-0.0255	30.799
55 度	0.1713	0.0241	35.520
	0.1714	0.0105	35.525
	0.1715	-0.0030	35.531
	0.1716	-0.0166	35.536

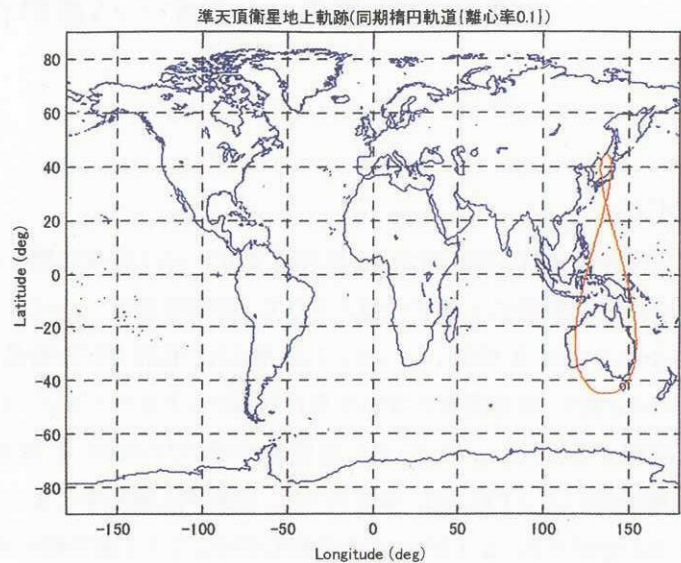


図 2-3 傾斜角 45 度、離心率 0.1 の同期軌道の地上軌跡  
(衛星ミッション推進センターの概念検討報告会資料より)

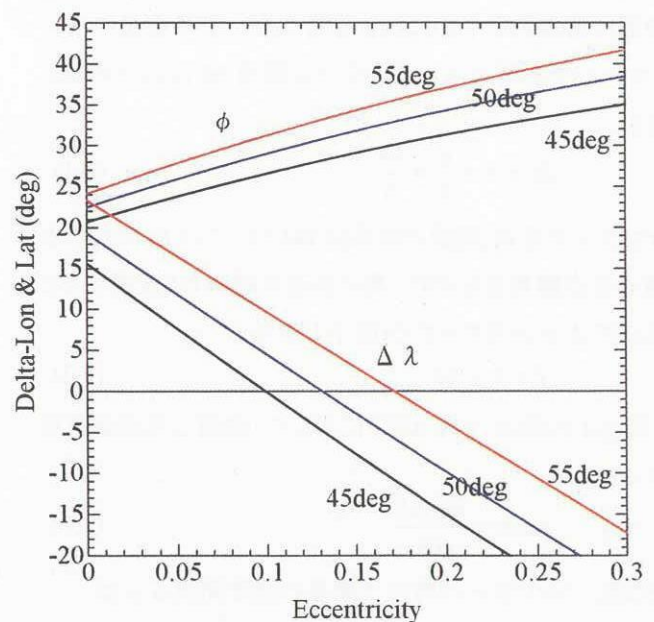


図 3-1 離心率による  $\phi$  と  $\Delta \lambda$  の変化

3 つの準天頂衛星軌道は、地球重力場の扁平性( $J_2$  項など)、月・太陽の重力、太陽輻射圧などの摂動を受けて変化するが<sup>1)</sup>、定期的に軌道保持制御が行なわれて、ある範囲内に保持される。 $\Delta \lambda$  がゼロとなる衝突離心率を採用しても、実際の軌道要素はある程度のずれを常に持っていると考えられるため、衝突の可能性は極めて小さいと予想されるが、モンテカルロ・シミュレーション等で安全性の確認が必要であろう。

#### 4. おわりに

準天頂軌道のハンドオーバー点の位置が、採用する傾斜角及び離心率によって、どのように変化するかを示した。ハンドオーバー点間の経度差がゼロとなる衝突離心率に近い離心率を採用した場合、ミッション運用時のハンドオーバーが容易と言う利点があるが、2 衛星の衝突の確率も増える。このような場合は、各軌道要素の保持幅を考慮したモンテカルロ・シミュレーションなどで事前に評価しておく必要がある。

#### 5. 参考文献

- 1)木村和宏, 田中正人, “準天頂衛星システムの軌道保持,” 第44回宇宙科学技術連合講演会 3C11, 2000年10月.





宇宙航空研究開発機構研究開発資料 JAXA-RM-03-004

---

発行日 2004年3月25日  
編集・発行 独立行政法人 宇宙航空研究開発機構  
〒182-8522  
東京都調布市深大寺東町七丁目4番地1  
TEL 0422-40-3000 (代表)  
印刷所 株式会社 ビー・シー・シー・  
東京都港区浜松町2-4-1

---

©2004 JAXA

※本書(誌)の一部または全部を著作権法の定める範囲を超え、無断で複写、複製、転載、テープ化およびファイル化することを禁じます。

※本書(誌)からの複写、転載等を希望される場合は、下記にご連絡ください。

※本書(誌)中、本文については再生紙を使用しております。

<本資料に関するお問い合わせ先>

独立行政法人 宇宙航空研究開発機構 情報化推進部 宇宙航空文献資料センター





宇宙航空研究開発機構  
Japan Aerospace Exploration Agency

