

## 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 $\Delta V = 3696.4\text{m/s}^{1)}$ 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行なう場合を検討した。

##### (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