

# 五輪紋章創造衛星 武蔵

東京工業大学

河尻翔太 長洲孝 河野洋行 金柔真 鈴木聡太  
田中優一郎 俵京佑 濱島大輝 上田直樹 太田佳

## 1. 序論

2020 年に東京五輪がおおよそ 60 年ぶりに開催される。1964 年の東京五輪では航空自衛隊のブルーインパルスがスモークによってオリンピックシンボルを東京上空に描き(図 1), 人々を魅了すると同時に戦後の日本の復興を世界へアピールする機会ともなった。そこで, 2020 年の東京五輪において, 60 年前を遥かに上回る技術を用いて上空に五輪のシンボルマークを描くパフォーマンスをすることができれば, 東京五輪を活気づけ, 世界各国に科学技術分野における日本の存在感を示すことができると考えた。



図 1 1964 年の東京オリンピックの際に描かれた  
オリンピックシンボル



図 2 オリンピックシンボル©JOC

ここで, “飛行機にも勝り”なおかつ“日本が世界に誇れる”技術とは何であるかを考えると, それは宇宙技術ではないであろうか。かつての宇宙開発はアメリカとロシアの 2 強であり, 他国の追随を許さない水準であったことは言うまでもない。しかし, 近年の日本の宇宙技術の発展は目覚ましい。

ロケット技術は世界最高の水準であり, 小惑星探査機はやぶさによる小惑星粒子のサンプルリターンや世界初のソーラーセイル技術の実証など, 世界でも有数の宇宙技術を持つ国と言える。

従って我々は, 東京五輪の開会式において, 「五輪紋章創造衛星 武蔵」を用いて, 東京上空にオリンピックシンボル(図 2)を描くことにより, 日本の宇宙技術の発展を示す。

## 2. ミッション概要

### 2.1. ミッション内容

東京オリンピックの開会式は, 2020 年 7 月 24 日 20 時~23 時に国立競技場で行われる。60 年前の開会式と異なり夜間に行われるため, 東京上空に描くオリンピックシンボルは, 自ら発光する必要がある。また, 60 年前の例と同様に, 地上から十分に視認可能な大きさであることを目指す。

そこで本ミッションでは, 5 機の衛星と太陽光を受けると赤色に発光するリチウム蒸気を用いて, 図 3 の大きさの, 地上から視認可能な  $35\text{km} \times 15\text{km}$  の大きさのオリンピックシンボルを, 東京オリンピック開会式開始時の 20 時 00 分 00 秒に, 東京上空の高度 300km の軌道上に描くことを提案する。5 機の衛星にはそれぞれリチウム蒸気放出を行う LES(Lithium Ejection System)ユニットを 36 機搭載し, それを遠心力により環状に放出し, 散布機構を用いて LES ユニットからリチウム蒸気を散布することすることで輪を描く。

過去の事例を挙げると, 高度 260km にリチウム蒸気を散布し, 熱圏や電離圏大気における中性大気とプラズマ大気の運動を観測する実験が行われており<sup>[2]</sup>, その際にこの実験の様子が, 鹿児島や宮崎から, 兵庫, 鳥取, 和歌山までの多くの人々

に”宇宙花火”として視認されている（図 4）。従って、高度 300km においてリチウム蒸気を散布することにより、東京近傍の様々な地域から宇宙に描かれたオリンピックシンボルを視認できると考える。

実際のオリンピックシンボルは、図 2 に示す通り 5 色で構成されている。バリウム(波長 455.404nm)やストロンチウム(407.771nm)などを用いることで、赤色以外の輪を描くことが出来る可能性があるが、今回は先行事例のあるリチウム蒸気を採用する。赤色のみで描くことになるが、図 1 に示す 1964 年のオリンピックにおいて、スモークの白色のみでオリンピックシンボルを描写したことから、赤色のみを用いても問題はないと考えている。また、白地に赤色のみで構成された国旗を持つ、日本で開催されるオリンピックであるため、赤色を用いることは自然であると考え

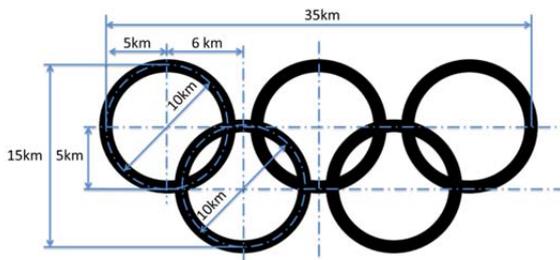


図 3 上空に描くオリンピックシンボルの目標サイズ<sup>[1]</sup>



図 4 宇宙花火

## 2.2. ミッション・シーケンス

本ミッションのミッション・シーケンスは以下の通りである。

- ① 3機のロケットによる高度 300km の 3つの軌道面への衛星投入

- ② 軌道周回・待機
- ③ 軌道・姿勢制御
- ④ 100rpm へのスピニアップ
- ⑤ 国立競技場上空到達 8 分 20 秒前  
LES ユニットを同時射出
- ⑥ 20 時 00 分 00 秒 国立競技場上空到達  
LES 動作・リチウム蒸気噴出
- ⑦ 太陽光共鳴散乱光を放つオリンピックシンボル完成
- ⑧ 放出された LES ユニットは、空力抵抗により 5 ヶ月以内に大気圏再突入

## 2.3. サクセスクライテリア

表 1 に、本ミッションのサクセスクライテリアを示す。

表 1 サクセスクライテリア	
Minimum	HK データのダウンリンクができること
	投入軌道への軌道制御ができること LES ユニットが分離されリチウム蒸気を放出できること
Full	オリンピックシンボルが地上から目視で確認できること

## 3. ミッション実現方法

### 3.1. 衛星概要

図 5 に衛星の外観を示す。表 2 には衛星の諸元を示す。ミッション部として、リチウム放出装置である LES ユニットを 36 個と、それを分離するための分離機構を備えている。

単一スピン安定によって姿勢の安定化を行い、スラスタにより軌道・姿勢の制御を行う。

打ち上げには、H-IIA ロケット 1 機とイプシロンロケットを 2 機用いる。同一の軌道面を持つ 3 機を H-IIA ロケットで同時に打ち上げ、それぞれ異なる軌道面を持つ残りの二機を、二機のイプシロンロケットで打ち上げる。こうすることにより、大幅な軌道面制御や位相制御が必要無くなり、衛星搭載の推進薬を削減できる。

H-IIA ロケット 1 機で 3 機の衛星を同時に打ち上げるために、IKAROS 打ち上げ時にあかつきをロ

ケットに取り付けるために用いられた、かさ上げアダプタ（図 6）を多段にしたものを新規開発する。開発にはコストがかかることが予想されるが、別のロケットを用意するよりもコストを削減できると考える。

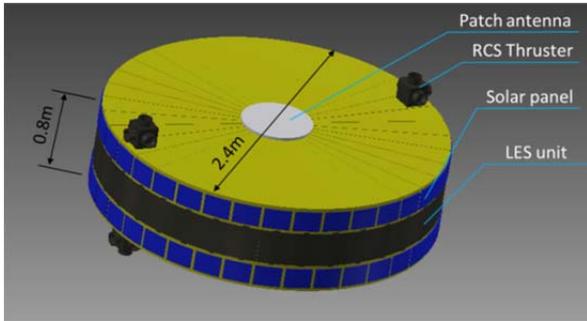


図 5 衛星外観

表 2 衛星諸元

寸法	直径 2.4m×高さ 0.8m
質量	約 700kg
	<ul style="list-style-type: none"> <li>・バス部 300kg</li> <li>・ミッション部 400kg</li> </ul>
姿勢制御	<ul style="list-style-type: none"> <li>・スピン安定</li> <li>・RCS スラスタ</li> </ul>
軌道制御	<ul style="list-style-type: none"> <li>・スラスタ</li> </ul>
スピンレート	100rpm
ミッション機器	<ul style="list-style-type: none"> <li>・LES(Lithium Ejection System)ユニット</li> <li>・LES ユニット分離機構</li> </ul>
通信機器	<ul style="list-style-type: none"> <li>・パッチアンテナ×2</li> <li>・通信速度： Down/Up : 50kbps/1kbps</li> </ul>
電源機器	<ul style="list-style-type: none"> <li>・太陽電池</li> <li>・バッテリー</li> </ul>

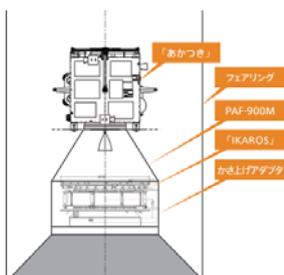


図 6 あかつきの取り付け方法<sup>[3]</sup>

### 3.2. 軌道

#### 3.2.1. 投入軌道

今回のミッションでは、高度 300km にて、5機の衛星を用いて半径 5km の円を 5つ描き、図 7に示すように、オリンピックシンボルを描く。

衛星をこの配置にするためには、5つの軌道を組み合わせる必要がある。また、リチウム蒸気が太陽光共鳴散乱光を生じさせるために、リチウム蒸気噴出時に日照状態である必要がある。従って今回は、図 8 に示す 5つの円軌道、3つの軌道面を組み合わせる。具体的な軌道要素を表 3 に示す。



図 7 オリンピックシンボルの構築イメージ



図 8 目標軌道と日照条件

表 3 軌道要素

Satellite No.	1	2	3	4	5
軌道長半径[km]	6678.137	6678.137	6678.137	6678.137	6678.137
離心率[-]	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
軌道傾斜角[deg]	36.725	36.725	36.725	55.007	70.000
昇交点赤経[deg]	139.980	139.980	139.980	96.979	82.210
近地点離角[deg]	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
平均近点角[deg]	104.014	103.924	103.834	134.945	141.922
元期	2020年7月24日 11:00:00.000 (UTC) 20:00:00.000 (JST)				

### 3.2.2. 軌道制御

#### 3.2.2.1. 位相制御

衛星が最初に周回する，図9において点A，Bを通る半径 $r_1$ の円軌道を $O_1$ とする。

位相制御では，まず図9に示す点Aにおいて増速し，点A，B'を通る長半径 $a = \frac{r_1+r_2}{2}$ である楕円軌道 $O_2$ へと遷移する．その後，A点にて増速し， $O_1$ と同様の軌道面，軌道半径である円軌道へと遷移する．このとき，円軌道 $O_1$ を通過して一周した場合と比して，位相が $\theta$ だけずれる．これを利用して衛星間の距離を調整する．

なお，位相差 $\theta$ は

$$\theta = 2\pi \left\{ \left( \frac{1+r_1/r_2}{2} \right)^3 - 1 \right\}$$

と計算できる．

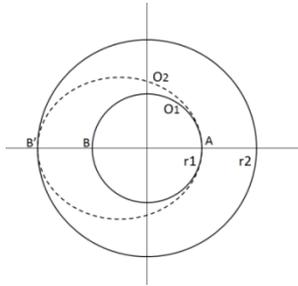


図9 位相制御について

#### 3.2.2.2. 軌道面制御

軌道面制御は，図10に示すように，A点，B点での増速が，軌道面法線方向の成分を持つことによって達成され，軌道 $O_1$ で周回していた衛星は，楕円軌道で周回するようになる．このとき，B点においては，A点よりも速度が小さいために，面変更において増速の軌道面法線方向成分が少量で済む．ただし，面制御をB点のみで行うときに増速量が必ず最小になるわけではないことに注意が必要である．

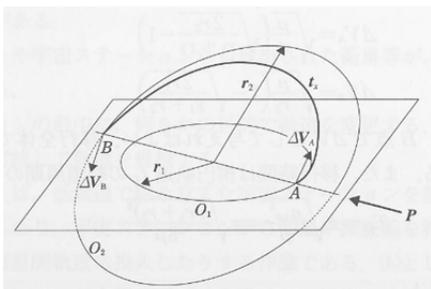


図10 軌道面制御について

#### 3.2.2.3. 必要増速度計算

H-IIA ロケット1機を用いて3機，イプシロンロケット2機を用いて2機の衛星を打上げるものとし，衛星1機あたりの重さを700kgとする．

このとき，フォーメーションフライトに必要な制御量はロケットの軌道投入精度に依存すると考えられる．ここで，位相誤差を $\pm 5\text{deg}$ ，軌道高度誤差を5km，軌道傾斜角誤差を $\pm 0.1\text{deg}$ として<sup>[1][2]</sup>，最大誤差量に対して十分な制御を行うための必要増速分は，位相制御，高度制御を2インパルス，軌道面制御を3インパルスで行うとすると，位相制御では $\Delta V_\theta = 35\text{m/s}$ ，高度制御では $\Delta V_h = 2.9\text{m/s}$ ，軌道面制御では $\Delta V_\phi = 13.5\text{m/s}$ となる．

また，衛星は空力抵抗によって徐々に高度を下げるのが考えられる．その際に再度軌道を上昇することを考えると，例えば高度250kmから300kmに遷移するとき，29.1 m/sの増速が必要となる．

#### 3.2.2.4. 必要推薬量計算

スラスタを月周回衛星かぐやで用いられた1Nスラスタを搭載するものとするとき，比推力 $I_{sp} = 210\text{s}$ であり<sup>[3]</sup>，運動量の式

$$m \cdot \Delta V = F \cdot t$$

および，ツィオルコフスキーの公式

$$I_{sp} = \frac{F}{m' \cdot g}$$

より，フォーメーションフライトに必要な推薬量は17.5kgとなる．これは，衛星に十分搭載可能な重量であり，実現可能性はあるといえる．

## 3.3. オリンピックシンボルの作成方法

### 3.3.1. 原理

光源として，波長670.8nmで赤色に発光する，リチウムガスの共鳴散乱光を利用する．宇宙空間に放出されたリチウムガスに太陽光が当たることで，地球から視認できる人工発光雲を生成することができる．



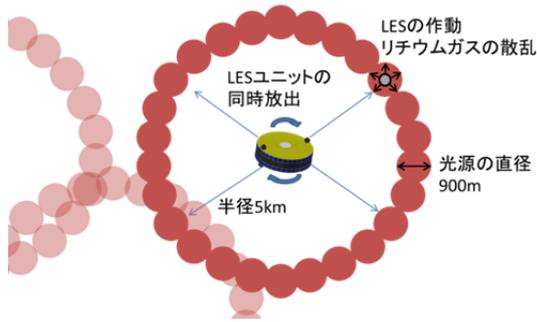


図 14 輪の生成方法

衛星が 100rpm でスピンしているため、分離した LES ユニットは 10m/s で半径方向へ放出され、8 分 20 秒後に半径 5km 位置に到達する。リチウムガスは LES 作動後 2.45km/s の拡散速度<sup>[7]</sup>で発光しながら球状に拡散するため、作動後 0.37 秒後には図 14 の状態に達することが可能となる。このとき目標光度を満月の明るさと同等の 1.0MR、リチウムガスの発光効率を 18.2%<sup>[7]</sup>とし、必要となる固体リチウムガスを X [g]とすると、1 秒に届くフォトン数は散乱係数 g を 16 とし<sup>[7]</sup>

$$\frac{X}{6.941} \times 6.0 \times 10^{23} \times 16$$

$$= 13.83X \times 10^{23} [\text{photons/s}]$$

また半径 450m の球状に拡散した時の単位面積当たりのフォトン数は以下となる

$$\frac{13.83X \times 10^{23}}{4 \times \pi \times (0.45 \times 10^3)^3} \times \frac{\frac{4}{3} \pi \times (0.45 \times 10^3)^2}{\pi \times (0.45 \times 10^3)^2}$$

$$= 1.21X \times 10^{15} [\text{photons/m}^2/\text{s}]$$

発光強度レイリーが以下で表される

$$1 [\text{photons/cm}^2/\text{s}] = \frac{4\pi}{10^6} [R]$$

300km 先のステラジアンは以下となる

$$\pi\theta^2 = 2.88 \times 10^{-5}$$

従って発光強度は

$$1.21X \times 10^{15} \times \frac{4\pi}{10^6} \times 2.88 \times 10^{-5} \times 0.182$$

$$= 1.05X [MR/g]$$

となり固体リチウムを 1.0g 搭載すれば目標光度 1.0MR に達する。

LES ユニットは衛星から速度を持って放出されるため、各 LES ユニットがそれぞれ軌道を上昇し

たり下降したりする。その影響を軽減するため、図 15 の座標系において衛星を進行方向に  $\psi = 15\text{deg}$  傾けた状態で LES ユニットの放出を行う。図 16,17 は、Hill の方程式を用いて検討した、その時の LES ユニットの配置である。十分に円として見えることが分かる。また、LES ユニットは Z 方向に  $\pm 1\text{km}$  程度の分布を持つことになるが、地上からの距離が 300km の地点での  $\pm 1\text{km}$  程度のばらつきであるので、地上から見た時の視野角の違いは極微小である。

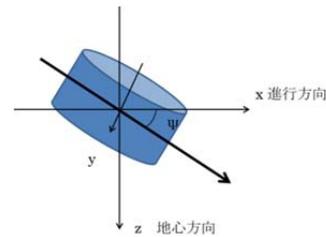


図 15 衛星の座標系

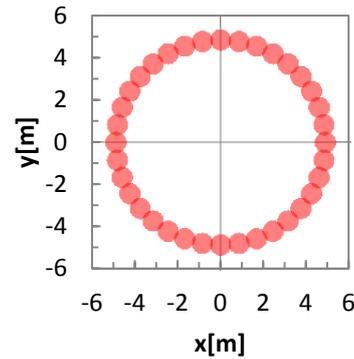


図 16 実際の LES ユニットの配置(X-Y)

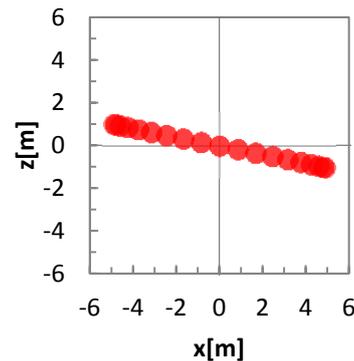


図 17 実際の LES ユニットの配置(X-Z)

今回のミッションを行うと、合計 180 機の LES ユニットが軌道に放出されることとなる。その軌道寿命の検討を、NASA Debris Assessment Software<sup>[10]</sup>を用いて検討を行った。LES ユニットは放出後ほぼ衛星と同様の軌道を通ると仮定す

ると、衛星 5 から放出される LES ユニットが最も軌道寿命が長い、図 18 の通り放出から 5 ヶ月以内には大気圏に突入することが分かった。

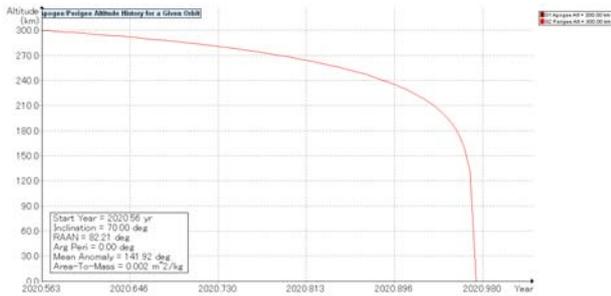


図 18 LES ユニットの軌道寿命(衛星 5)

今回のミッションでは高度 300km に幅 35km のオリンピックシンボルを描くため、その視野角は 6.68deg となる。満月の平均視野角は 0.52deg であるため、約 13 倍の視野角となる。よって図 19 に示すような光景を地上から視認出来ると考える。

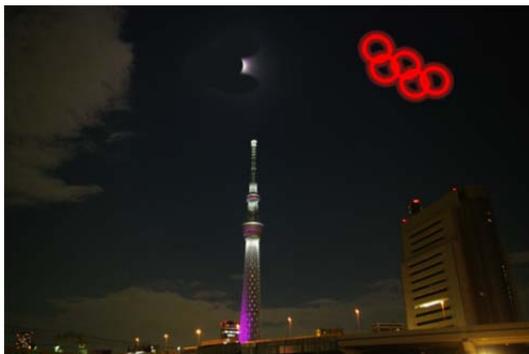


図 19 上空に描かれたオリンピックシンボル

#### 4. まとめ

2020 年に開催される東京オリンピックの開会式において、東京上空の高度 300km に幅約 35km の目視可能なオリンピックシンボルを描くシステムを提案した。その概要は以下の通りである。

- 5 機の衛星を東京オリンピック開会式の際に東京上空で会合するように軌道制御
- 100rpm でスピンする衛星それぞれからリチウム蒸気噴出ユニットを 36 機同時放出
- LES ユニットが放出から約 8 分 20 秒後にリチウム蒸気を噴出し、太陽共鳴散乱光によってオリンピックシンボルを描く

#### 5. 謝辞

衛星設計コンテストに出場するにあたり、数々のご唆・ご協力を頂きました松永三郎先生、宮里和良君、古賀将哉君に深くお礼申し上げます。

#### <参考文献>

- [1] 日本オリンピック委員会：“オリンピック憲章”，  
<http://www.joc.or.jp/olympism/charter/>（2014 年 7 月 10 日閲覧）
- [2] 山本真行 他：“S-530-23 号ロケット放りチウム共鳴散乱光による熱圏風測定”第 22 回大気圏シンポジウム，2008
- [3] JAXA：“探査機構体の成り立ち”，  
<http://www.isas.jaxa.jp/j/column/akatsuki/04.shtml>（2014 年 7 月 10 日閲覧）
- [4] 岡田匡史 他：“H-IIA ロケットのペイロードインターフェースについて”  
[https://www.jstage.jst.go.jp/article/jjsass1969/46/535/46\\_535\\_458/\\_pdf](https://www.jstage.jst.go.jp/article/jjsass1969/46/535/46_535_458/_pdf)（2014 年 10 月 27 日閲覧）
- [5] IHI エアロスペース：IHI 技報  
[http://www.ihico.jp/var/ezwebin\\_site/storage/original/application/1330a8b9b72f081472c1bd05204f599d.pdf](http://www.ihico.jp/var/ezwebin_site/storage/original/application/1330a8b9b72f081472c1bd05204f599d.pdf)  
（2014 年 10 月 27 日閲覧）
- [6] 羽生宏人 他：“リチウムガス噴射装置（LES）の研究開発”，  
[http://repository.tksc.jaxa.jp/dr/prc/japan/contents/AA0064908000/64908000.pdf?IS\\_STYLE=jpn](http://repository.tksc.jaxa.jp/dr/prc/japan/contents/AA0064908000/64908000.pdf?IS_STYLE=jpn)（2014 年 7 月 10 日閲覧）
- [7] 山田倫久：“WIND ロケット実験における Li 共鳴散乱光の絶対発光強度測定に基づくガス化 Li 放出量の推定”，  
<http://www.kochi-tech.ac.jp/library/ron/2009/g19/M/1125082.pdf>（2014 年 7 月 10 日閲覧）
- [8] 狼嘉彰 他：“宇宙ステーション入門”，第 2 版，東京大学出版会，2008 年
- [9] 木田隆 他：“人工衛星と宇宙探査機”，コロナ社，2001 年
- [10] NASA：Debris Assessment Software，  
<http://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/mitigate/das.html>（2014 年 10 月 10 日閲覧）