

国産ホールスラスタを用いた地球-火星間輸送ミッションの航行期間 に対する運転モード及び地球脱出 C3 についての解析

Analysis of the operation mode and the Earth escape C3 for the flight time of the Earth-Mars transport mission using Hall thruster

○牧 麦・鳥羽 瑛仁(静大・院)・船木 一幸(宇宙航空研究開発機構)・山極 芳樹(静大)

○Baku Maki・Akihito Toba(The University of Shizuoka)・Ikkoh Funaki(JAXA)・Yoshiki Yamagiwa(The University of Shizuoka)

Abstract (概要)

This paper discusses the transportation system of one way trip from the Earth to Mars orbit by using the hall thruster developing Japan under the assumption of the launch the H3-24L launch vehicle. The hall thruster studied in this paper can operate in three modes, the high thrust mode, the medium mode and the high specific impulse mode. In this paper, the dependency of payload mass at low mars orbit (320km) on the flight time and Earth escape C3 were investigated by performing orbit optimization analysis based on the direct collocation method for each mode. Furthermore, by comparing the analytical results with that in the case of chemical propulsion, we clarified the pattern (Earth escape C3, operation mode) of the hall thruster which is superior to chemical propulsion. As a result, under the condition superior to chemical propulsion, the medium mode, $C3=3 \text{ km}^2/\text{s}^2$ is the optimum pattern when the shortest flight time is required for mission. On the other hand, when the maximum payload mass is required for mission, the high specific impulse, $C3=1 \text{ km}^2/\text{s}^2$ is the optimal pattern.

記号の説明

r : 軌道半径
 θ : 角度
 t : 時間
 m : 宇宙機質量
 \dot{m} : 推進剤流量
 m_0 : 初期質量
 m_p : 推進剤質量
 m_{pl} : ペイロード質量
 M : 太陽質量
 g : 重力加速度
 G : 万有引力定数
 f : 微分ベクトル
 F : 推力
 F_r : 半径方向推力
 F_θ : 円周方向推力
 P : 発電量
 I_{sp} : 比推力
 i : 節点番号
 S : 等式拘束条件
 u : 制御ベクトル

x : 状態ベクトル
 Δt : 節点間の時間幅
 ΔV : 必要速度増分
 V_0 : 初期軌道速度
 V_f : 終端軌道速度
 η_t : 推進効率
 φ : 軌道傾斜角

1. はじめに

1.1 研究背景 近年、火星に関する様々なミッションが検討されている¹⁾。これらのミッションは高いペイロード比が要求されることから、高比推力が必要となる。よって多くの先行研究で、電気推進を利用した検討が行われている^{2,3)}。電気推進の中でも特に注目されているのはホールスラスタである。ホールスラスタは高比推力かつ高推力を誇るため惑星探査に適している⁴⁾。日本でも技術試験衛星9号機に搭載予定の国産ホールスラスタが開発されている。国産ホールスラスタは高推力、中間、高比推力の3つのモードを自由に切り替えることのできるデュアル作動が特徴で様々なミッションに応用できる可能性を秘めている⁵⁾。

火星探査ミッションに関して、諸外国では巨大な打ち上げ

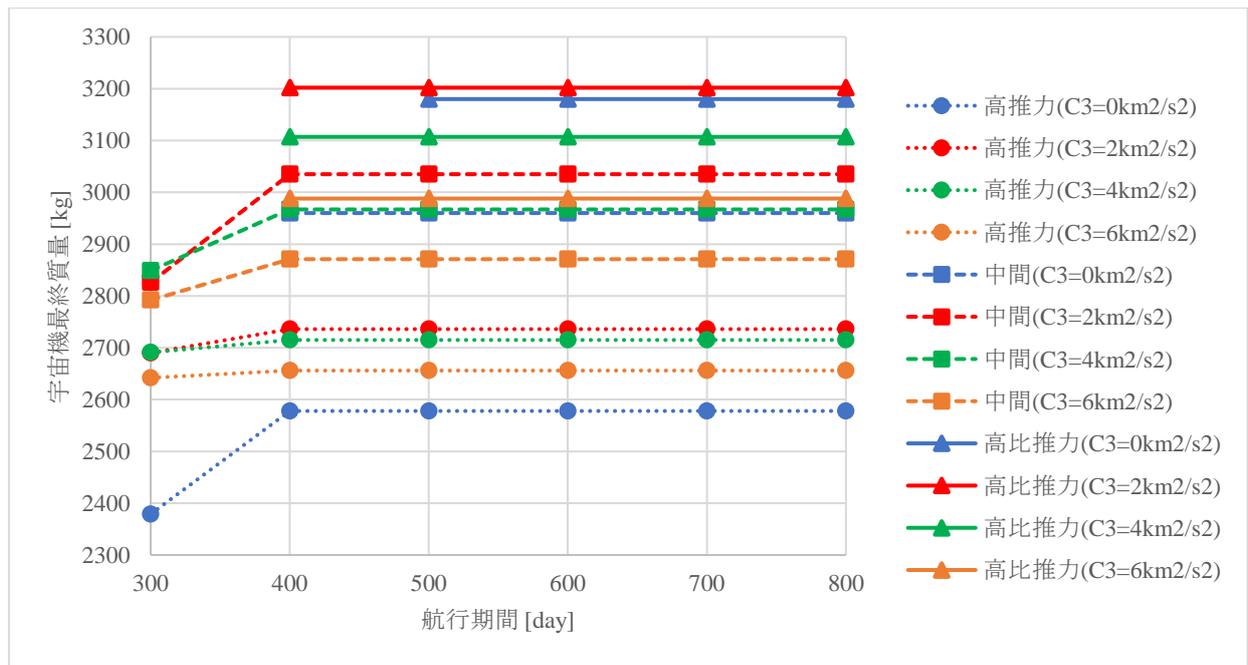


図1 国産ホールスラスタを用いた地球-火星間輸送ミッションにおける航行期間と宇宙機最終質量の関係

ロケットを用いて大型の宇宙機を深宇宙へ投入する検討を行っているものが多い⁹⁾。日本はそのような巨大な打ち上げロケットは所有していないが、現在開発中のH3ロケットのような中型ロケットでも国産ホールスラスタのような電気推進を用いることで十分なペイロード比が期待できる。このように日本の独自技術のみで火星探査を検討することは、2030年以降の国際協働有人火星探査¹⁰⁾において、日本がリーダーシップを発揮するための礎となる。

1.2 先行研究 国産ホールスラスタを用いた地球-火星ミッションについて、航行期間を100日刻みで変化させたときの運転モード及び地球脱出C3の異なる12パターン⁷⁾の火星軌道到着時宇宙機質量の結果を図1に示す⁷⁾。図1より、ほとんどのパターンにおいて航行期間400日から宇宙機最終質量が頭打ちとなっていることがわかる。また、C3に関しては全モードともC3=2km²/s²が最適C3であることが分かった。しかしこれらの結果は、航行期間が100日刻みかつC3は2km²/s²刻みで解析しているため、得られた傾向は定性的なものであると言わざるを得ない。

1.3 研究目的 本研究では解析変数を先行研究からより細かく設定することによって、国産ホールスラスタを用いた地球-火星間輸送ミッションにおける航行期間とC3の定量的な影響を得ることを目的とする。さらに国産ホールスラスタと化学推進を比較し、国産ホールスラスタに利得が得られる条件も明らかにする。以上を達成するために次のような具体的な目的を挙げる。

- ① 各モードにおいて航行期間及びC3の影響を明らかにする。
- ② 上記の結果と化学推進を比較し利得が得られるパターン

(モード・C3)及び航行期間を明らかにする。

- ③ 以上の結果より化学推進に対し優位性を有する条件下での航行期間に対する国産ホールスラスタの最適パターンを得る。

2. 解析手法

2.1 打ち上げシステム 本研究では打ち上げロケットとして、現在開発中のJAXAのH3ロケットのH3-24L型を用いて地球公転軌道へ直接打ち上げを行う。H3-24L型の打ち上げ能力はH2A-202型ロケットの打ち上げ能力を計算により求め、H2AロケットのUser's manual⁸⁾より整合性を確認し、同様の手法にH3-24L型の諸元を代入することによって求めた。図2にH2A-202型ロケットの整合性の確認とH3-24L型の打ち上げ能力を示す。

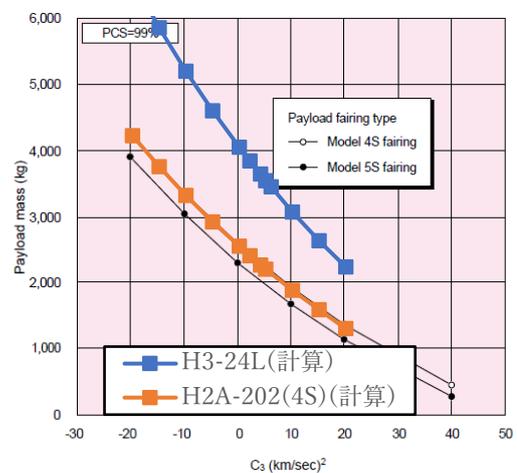


図2 H2A-202型, H3-24L型の打ち上げ能力

2.2 解析モデル 地球公転軌道へ投入された宇宙機が火星低軌道（高度 320 km）に到達するまでを 2 つの段階に分けて検討を行う。1 つ目は地球公転軌道から火星公転軌道までの遷移であり、2 つ目は火星公転軌道から火星低軌道までの遷移である。地球公転軌道から火星公転軌道への遷移に関しては、太陽の重力のみが宇宙機に作用するとし、宇宙機は太陽を原点とした平面内を運動するものとする。火星公転軌道から火星低軌道への遷移に関しては、火星の重力のみが宇宙機に作用するため、火星影響圏から火星低軌道までの遷移を考え、宇宙機は火星を中心とした 3 次元平面を運動する。惑星間航行では二体問題を、火星影響圏内では理論式を用いて検討を行う。

宇宙機に関しては 1 つの質点と仮定し、スラスタ作動は全て太陽電池パドルからの発電でまかなうものとする。

2.3 支配方程式 地球公転軌道－火星公転軌道に関しては、太陽と宇宙機の二体問題と仮定し、式 (1) 及び (2) で表される半径方向と周方向の運動方程式を用いる⁹⁾。推進剤流量は式 (3)、推力に関しては式 (4) のように表される。これらの式を用いて数値計算を行うことにより、宇宙機の軌道の最適化を行う。

$$m \left[\frac{d^2 r}{dt^2} - r \left(\frac{d\theta}{dt} \right)^2 + \frac{GM}{r^2} \right] = F_r \quad (1)$$

$$m \left(r \frac{d^2 \theta}{dt^2} + 2 \frac{dr}{dt} \cdot \frac{d\theta}{dt} \right) = F_\theta \quad (2)$$

$$\dot{m} = \frac{2\eta_t P}{(g \cdot I_{sp})^2} \quad (3)$$

$$F = \sqrt{F_r^2 + F_\theta^2} = \frac{2\eta_t P}{g \cdot I_{sp}} \quad (4)$$

火星影響圏内に関しては、軌道遷移に必要な速度増分を式 (5) で表される Edelbaum の式を用いて解析的に求める¹⁰⁾。求めた速度増分を用いて、影響圏ないでの軌道輸送に必要な推進剤質量は式 (6) より求める¹¹⁾。

$$\Delta V = \sqrt{V_0^2 + V_f^2 - 2V_0 V_f \cos \frac{\pi}{2} \varphi} \quad (5)$$

$$m_p = m_0 \left[1 - e^{\left(\frac{-\Delta V}{g \cdot I_{sp}} \right)} \right] \quad (6)$$

2.4 非線形計画法 本研究では、地球公転軌道－火星公転軌道間航行に対して、宇宙機終端質量を最適化変数、推力方向及びスロットリングを制御変数とし、非線形計画法を用いて遷移軌道を最適化する。各節点間の状態量ベクトル及びそれらの微分ベクトルに Fourth-degree Gauss-Lobatto quadrature rule 及び Fourth-degree Gauss-Lobatto system constraints を適応する^{12,13)}。これらの方法は t_i と t_{i+1} の節点間の 3 つの補間点 t_1 、 t_2 及び t_3 で補間するものである。 t_1 及び t_3 での状態量 x_1 及び x_3 は式 (7) 及び式 (8) にて求めること

ができる。また、状態量 x_1 及び x_3 での等式拘束条件は式 (9) 及び (10) のように表される。

$$x_1 = \frac{1}{50} \{ (7\sqrt{5} + 9)x_i + 32x_2 + (-7\sqrt{5} + 9)x_{i+1} + \Delta t_i [(\sqrt{5} + 1)f_i + (\sqrt{5} - 1)f_{i+1}] \} \quad (7)$$

$$x_3 = \frac{1}{50} \{ (-7\sqrt{5} + 9)x_i + 32x_2 + (7\sqrt{5} + 9)x_{i+1} + \Delta t_i [(-\sqrt{5} + 1)f_i + (-\sqrt{5} - 1)f_{i+1}] \} \quad (8)$$

$$S_1 = \frac{1}{120} \{ (60 + 32\sqrt{5})x_i - 64\sqrt{5}x_2 - (60 - 32\sqrt{5})x_{i+1} + \Delta t_i [(5 + 3\sqrt{5})f_i + 50f_1 + (5 - 3\sqrt{5})f_{i+1}] \} = 0 \quad (9)$$

$$S_3 = \frac{1}{120} \{ (60 - 32\sqrt{5})x_i + 64\sqrt{5}x_2 - (60 + 32\sqrt{5})x_{i+1} + \Delta t_i [(5 - 3\sqrt{5})f_i + 50f_1 + (5 + 3\sqrt{5})f_{i+1}] \} = 0 \quad (10)$$

また、制御変数に関しては t_1 及び t_3 において以下の式 (11)、(12) に表されるように線形補間を行う。

$$u_1 = (u_{i+1} - u_i) \left(\frac{1}{2} - \frac{1}{2\sqrt{5}} \right) + u_i \quad (11)$$

$$u_3 = (u_{i+1} - u_i) \left(\frac{1}{2} + \frac{1}{2\sqrt{5}} \right) + u_i \quad (12)$$

本研究では、Matlab の Optimization Toolbox 内の fmincon という関数の Interior-Point というアルゴリズムを使用し、最適化問題の計算を行った。これは内点法のアルゴリズムであるため最適化前の初期軌道を制約範囲内に設定する必要がある。そこで初期軌道は 4 次のルンゲ・クッタ法を用いて求めた。

2.5 解析条件 地上から H3-24L 型ロケットで地球公転軌道まで直接打ち上げることを想定する。惑星間空間での地球に対する相対速度の 2 乗を C3 と表し、本研究では、C3 を 0, 1, 2, 3 km²/s² の 4 つの条件について検討を行う。この C3 は打ち上げロケットから宇宙機に与えられるため、C3 によって打ち上げロケットの打ち上げ能力が変化する。H3-24L 型の打ち上げ能力は図 2 より求められ、表 1 のようになる。

また、本研究で宇宙機スラスタ想定する国産ホールスラスタは高推力、中間、高比推力の 3 つのモードで運転可能であり、それぞれについて解析を行う。3 つのモードの諸元を表 2 に示す⁹⁾。また、国産ホールスラスタを推進機とする電気推進と化学推進と比較するにあたり、それぞれの宇宙機の諸元を表 3 のように設定した。電源系比質量は太陽電池、リチウムイオンバッテリー、電力制御器を含めた値であり ETS9 を参考にした¹⁴⁾。化学推進に関しては MMX を参考した¹⁵⁾¹⁶⁾。

地球公転軌道から火星公転軌道への軌道遷移に対して遷移軌道の最適化を行い、火星影響圏内での軌道遷移に関して

は理論式を用いた。宇宙機の初期条件として軌道半径は地球公転軌道半径とし、軌道速度は地球の公転速度に C_3 の平方根を加えるものとする。終端条件としては火星の公転運動と同期していることとし、地球と火星の相対運動については本研究では考慮していない。地球公転軌道及び火星公転軌道は円運動をしているものと仮定する。軌道半径の変化に伴い太陽からの距離が変化するため、その距離に応じた発電量となり、発電量に応じて宇宙機の最大推力値も変化するものとしている。最適化計算の際の初期と終端時での拘束条件に関して、表 4 に示す。また、航行期間に関しては 200 日から 500 日まで 10 日刻みで変化させ解析した。火星公転軌道から火星低軌道への軌道遷移に関しては、目標高度 320 km とする²⁾。また、初期高度である火星影響圏の境界の高度を 5.773×10^5 km としている⁹⁾。

化学推進の軌道に関しては MMX を参考に惑星間遷移はランベルト問題を解くことにより求め、火星影響圏内は 3 インパルスの双楕円遷移を仮定している¹⁷⁾。

本研究におけるペイロード質量の定義は、電気推進、化学推進ともに火星低軌道到着時ドライ質量から電源系質量、推進系質量、タンク質量を引いた値とする。

表 1 H3-24L 型の打ち上げ能力

C_3 [km ² /s ²]	0	1	2	3
初期質量 [kg]	4000	3900	3800	3700

表 2 国産ホールスラストの諸元

	高推力	中間	高比推力
推力 [mN]	480	390	120
比推力 [s]	1300	1900	2500
推進効率 [-]	0.51	0.61	0.49
供給電力[kW]	6		
質量 [kg]	45		
比質量 [kg/kW]	7.5		

表 3 宇宙機諸元

	電気推進	化学推進
初期質量	4000~3700 kg	2900 kg
比推力	1300~2500 s	325 s
消費電力	24 kW	0.836 kW
電力制御器変換効率	0.8	0.8
発電電力@地球軌道上	30 kW	1.05 kW
電源系比質量	40 kg/kW	40 kg/kW
構造係数	0.15	0.15
電源系質量	1200 kg	42 kg
推進系質量	180 kg	335 kg

表 4 拘束条件

	初期時	終端時
軌道半径 [A.U.]	1.000	1.524
角度 [rad]	0	free
半径方向速度 [km/s]	0	0
周方向速度 [km/s]	29.78	24.13

3. 解析結果

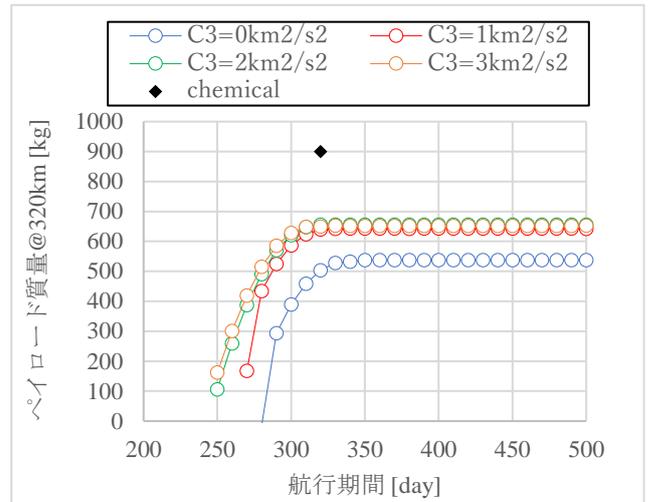


図 3 高推力モードにおける航行期間と火星低軌道到着時ペイロード質量の関係

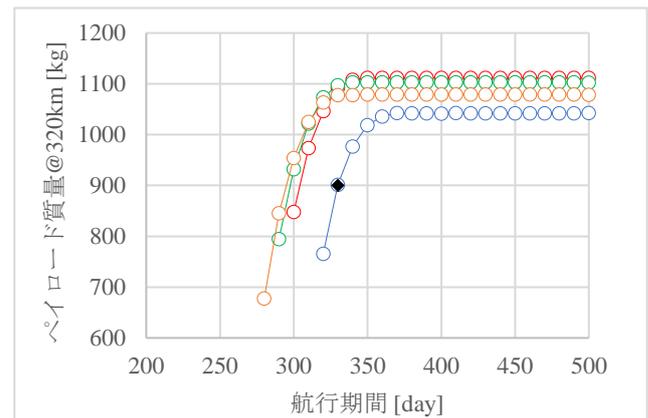


図 4 中間モードにおける航行期間と火星低軌道到着時ペイロード質量の関係

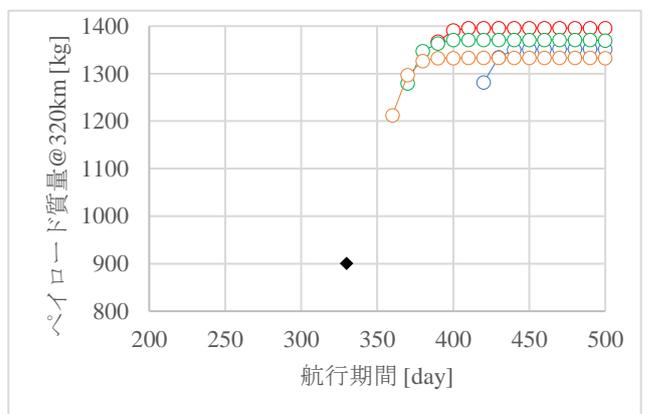


図 5 高比推力モードにおける航行期間と火星低軌道到着時ペイロード質量の関係

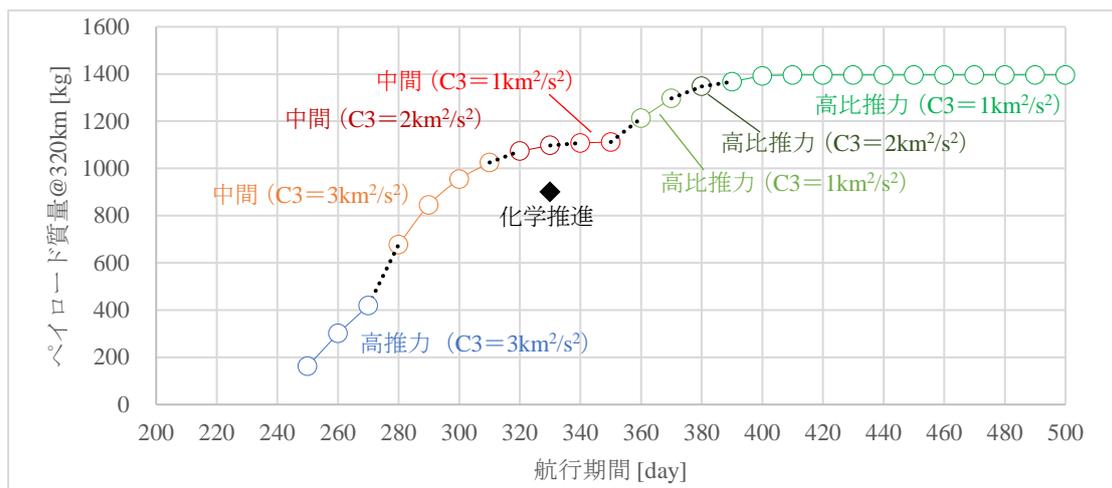


図 6 国産ホールスラスタ (24kW) の各航行期間における最適パターン

図 3 に高推力モードにおける航行期間と火星低軌道到着時ペイロード質量の解析結果を示す。まず高推力モードにおいて最もペイロード質量を獲得できる最適 C_3 は $2\text{km}^2/\text{s}^2$ ということが分かった。このとき獲得できる最大のペイロード質量は 656kg で必要な航行期間は 320 日である。また、高推力モードにおいて、ミッションを成立させるための最小航行期間は 3 モード中最短の 250 日であり、この場合 C_3 は $2\text{km}^2/\text{s}^2$ 以上必要であるということが分かった。化学推進に対するペイロード質量の利得に関しては全 C_3 とも優位性を示せなかった。

次に図 4 に示す中間モードの結果について述べる。中間モードにおいて最適 C_3 は $1\text{km}^2/\text{s}^2$ となった。このとき獲得できる最大のペイロード質量は 1112kg で必要な航行期間は 350 日である。また、中間モードにおいて、ミッションを成立させるための最小航行期間は 280 日であり、この場合 C_3 は $3\text{km}^2/\text{s}^2$ 以上必要であるということが分かった。化学推進に対するペイロード質量の利得に関しては、 $C_3=0\text{km}^2/\text{s}^2$ のときは航行期間 330 日から、 $C_3=1\text{km}^2/\text{s}^2$ のときは航行期間 310 日から、 $C_3=2, 3\text{km}^2/\text{s}^2$ のときは航行期間 300 日から優位性を示す。

最後に高比推力モードの解析結果を図 5 に示す。高比推力モードにおいて最適 C_3 は中間モードと同様に $1\text{km}^2/\text{s}^2$ となった。このとき獲得できる最大のペイロード質量は 3 モード中最大の 1396kg で必要な航行期間は 410 日である。また、高比推力モードにおいて、ミッションを成立させるための最小航行期間は 3 モード中最長の 360 日であり、この場合 C_3 は $3\text{km}^2/\text{s}^2$ 以上必要であった。化学推進に対するペイロード質量の利得に関しては、 $C_3=0\text{km}^2/\text{s}^2$ のときは航行期間 420 日から、 $C_3=1\text{km}^2/\text{s}^2$ のときは航行期間 390 日から、 $C_3=2\text{km}^2/\text{s}^2$ のときは航行期間 370 日から、 $C_3=3\text{km}^2/\text{s}^2$ のときは航行期間 360 日から優位性を示すことが分かった。

以上 3 モードの結果を踏まえ各航行期間における最適パターンをプロットしたグラフを図 6 に示す。図 6 より国産ホールスラスタは航行期間が長くなるにつれ、最適な運転モー

ドが高推力、中間、高比推力モードの順に推移していくことが分かる。さらにモードごとにみると、航行期間が長くなるにつれ最適な C_3 が $3\text{km}^2/\text{s}^2$, $2\text{km}^2/\text{s}^2$, $1\text{km}^2/\text{s}^2$ の順に推移していくことが分かる。最適パターンに $C_3=0\text{km}^2/\text{s}^2$ が含まれないことより、国産ホールスラスタを用いた本ミッションにおいては打ち上げ能力を犠牲にしても C_3 を与えた方が良いということがいえる。化学推進に対しペイロード質量の面で優位性を有する条件下での最適パターンはミッション要求によって異なる。まずミッション要求が航行期間最短化であった場合、最適パターンは中間モード、 $C_3=3\text{km}^2/\text{s}^2$ となる。このときの最短航行期間は 300 日であるが、獲得できるペイロード質量は 954kg である。一方、ミッション要求がペイロード質量最大化であった場合、最適パターンは高比推力モード、 $C_3=1\text{km}^2/\text{s}^2$ となる。このときの最大獲得ペイロード質量は 1396kg であるが、必要な航行期間は 410 日である。また、本研究の本筋とずれるが、高推力モードに関して化学推進と比較しても大幅な航行期間短縮の傾向がみられた。一般的に短い航行期間が化学推進の利点とされているが、今回の結果はそれを覆すものになる可能性があるため、今後詳しく調査したい。

4. おわりに

H3-24L 型ロケットで惑星空間に直接打ち上げた国産ホールスラスタ搭載宇宙機を用いた地球-火星間輸送ミッションについて、運転モード、地球脱出 C_3 、航行期間を変数とし解析を行った。解析結果の評価指標としては火星低軌道 (320km) 到着時のペイロード質量とし、化学推進と比較をし、化学推進に対し優位性を有するパターン (運転モード・ C_3) の調査も行った。

解析の結果、高推力モードの最大ペイロード質量は $C_3=2\text{km}^2/\text{s}^2$ で、このとき航行期間 320 日から 656kg で、ミッション成立のための最小航行期間は $C_3=2\text{km}^2/\text{s}^2$ 以上で 250 日ということが分かった。化学推進に対する優位性は全 C_3 と

もないことが分かった。次に中間モードの最大ペイロード質量は $C3=1\text{km}^2/\text{s}^2$ で、このとき航行期間 350 日から 1112kg で、ミッション成立のための最小航行期間は $C3=3\text{km}^2/\text{s}^2$ 以上で 280 日ということが分かった。化学推進に対する優位性は $C3=0\text{km}^2/\text{s}^2$ のときは航行期間 330 日から、 $C3=1\text{km}^2/\text{s}^2$ のときは航行期間 310 日から、 $C3=2, 3\text{km}^2/\text{s}^2$ のときは航行期間 300 日から示すことが分かった。最後に高比推力モードの最大ペイロード質量は $C3=1\text{km}^2/\text{s}^2$ で、このとき航行期間 410 日から 1396kg で、ミッション成立のための最小航行期間は $C3=3\text{km}^2/\text{s}^2$ 以上で 360 日ということが分かった。化学推進に対する優位性は $C3=0\text{km}^2/\text{s}^2$ のときは航行期間 420 日から、 $C3=1\text{km}^2/\text{s}^2$ のときは航行期間 390 日から、 $C3=2\text{km}^2/\text{s}^2$ のときは航行期間 370 日から、 $C3=3\text{km}^2/\text{s}^2$ のときは航行期間 360 日から示すことが分かった。また化学推進に対し優位性を有する条件下での国産ホールスラスタの最適パターンは、ミッション要求が航行期間最短化の場合は中間モード、 $C3=3\text{km}^2/\text{s}^2$ 、ミッション要求がペイロード質量最大化の場合は高比推力モード、 $C3=1\text{km}^2/\text{s}^2$ であることが分かった。

本研究では国産ホールスラスタの搭載台数を 4 台と仮定したため、スラスタ投入電力 24kW における解析結果となっている。今後はスラスタ台数を解析パラメータに加え、より最適なシステム設計を行う必要がある。

参 考 文 献

- 1) ISECG, 国際宇宙探査ロードマップ, NP-2013-06-0945-HQ, 2013.
- 2) Theresa D. Kowalkowski, Zachary J. Bailey, Robert E. Lock, Erick J. Sturm, and Ryan C. Woolley, Robotic Mars Exploration Trajectories Using Hall Thrusters, AAS14-364, 2014.
- 3) Yasuhiro Saito, Kiyoshi Kinefuchi, Noki Nagao, Koichi Okita, and Hitoshi Kuninaka, R&D Activities of Electric Propulsion in Japan, IEPC-2015-28, 2015.
- 4) David Y. Oh, Richard R. Hofer, Ira Katz, Jon A. Sims, Noah Z. Warner, Thomas M. Randolph, Ronald T. Reeve, and Robert C. Moeller, Benefit of Using Hall Thrusters for a Mars Sample Return Mission, IEPC-2009-217, 2009.
- 5) 田代洋輔, 杉村文隆, 飯原重保, 伊藤彦, 瀧上健児, 渡邊裕樹, 張科寅, 窪田健一, 船木一幸, 全電化衛星向けホールスラスタの開発状況, JSASS-2016-4132, 2016.
- 6) Carolyn R. Mercer, Melissa L. McGuire, Steven R. Oleson, Michael J. Barrett, Solar Electric Propulsion Concepts for Human Space Exploration, AIAA-2015-4521, 2015.
- 7) 牧麦, 船木一幸, 山極芳樹, 鳥羽瑛仁, 国産ホールスラスタを用いた地球-火星間輸送ミッションの検討, 第 62 回宇宙科学技術連合講演会 1E05, 2018.
- 8) MHI launch services, H-IIA User's Manual Ver.4.0, MHI launch services, 2015.
- 9) 木村逸郎, ロケット工学, 養賢堂, 1993.
- 10) Vladimir A. Chobotov, et al., Orbital Mechanics Third Edition, AIAA Education Series, 2002.
- 11) 栗木恭一, 荒川義博, 電気推進ロケット入門, 東京大学出版, 2003
- 12) 川邊博康, 最適制御問題の直接解法と滑空飛行への応用に関する研究, 1999 年九州大学博士論文, 1999.
- 13) Albert L. H., Bruce A. C., Direct Optimization Using Collocation Based on High-Order Gauss-Lobatto Quadrature Rules, Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 19, No.3, 1996.
- 14) Kentaro Nishi, Kunitoshi Nishijo, Satoru Ozawa, Tadahiko Sano, Yasushi Hatooka and Tsutomu Fukatsu, Conceptual Design for Next Engineering Test Satellite, ISTS 2017-j-14, 2017.
- 15) 今田高峰, 嶋田貴信, 尾川順子, 戸梶歩, 川勝康弘, 火星衛星探査計画 (MMX) の探査機システム設計, 第 62 回宇宙科学技術連合講演会 1C03, 2018.
- 16) 國中均, 宇宙科学ミッション (MMX・DESTINY⁺・JUICE) の検討結果について, 科学技術・学術審議会他 資料 42-3, 2018.
- 17) 尾崎直哉, 井上博夏, 尾川順子, 池田人, バレンシ・ニコラ, 川勝康弘, 火星探査計画 (MMX) の軌道設計, 第 62 回宇宙科学技術連合講演会 1C04, 2018.