

# 宇宙開発事業団技術報告

推進薬(LOX)製造を核とする月面産業の成立性に関する研究：  
月製LOXのSSTO帰還用酸化剤への適用および月面産業への  
有機的結合メカニズムの導入を中心として

1999年3月

宇宙開発事業団

# 宇宙開発事業団技術報告

NASDA Technical Memorandum

推進薬(LOX)製造を核とする月面産業の成立性に関する研究：  
月製LOXのSSTO帰還用酸化剤への適用および月面産業への  
有機的結合メカニズムの導入を中心として

The Preliminary Study on the Effective Utilization of a Lunar-Derived Propellant (LOX)

長島 隆一

Nagashima, Ryuichi

技術研究本部 先端ミッション研究センター 月利用推進研究室

Lunar Mission Laboratory,  
Advanced Mission Research Center,  
Office of Research & Development

1999年3月

March 1999

## 宇宙開発事業団

National Space Development Agency of Japan

## 概要

月面活動のシナリオの一つとして、ほとんどが酸化物で構成されている月面のレゴリス(表土)を還元し液体酸素(LOX)を製造して、化学推進ロケットの酸化剤に利用し、地球低軌道(LEO)より上の軌道間輸送あるいは月面を中継点とした火星等への航行に用いるアイデアが従来から提案されている。このアイデアを実現するためには、多大な投資を行う必要があり、投資に見合う有効性については現在明示されていない。

月製LOXを用いたミッションは、投資に見合う需要を有することが要求されるが、著者はこのミッションとして、LEOより上の軌道間輸送に限定するのではなく、全ての宇宙活動の出発点であり、需要も最も多い地球~LEO間の往復輸送こそ候補対象と成り得ると考え、垂直離着陸型SSTOのLEOから地球への「帰還用酸化剤」として月製LOXを用い、ペイロード能力を約2倍に向上させるミッションを創生した。

このミッションを成立させるためには、月面でLOXを製造し、これをLEOまで運搬する負荷を新たに追加する必要があるが、これを含めても有効性が有り得ることを立証するための事例として、1[GW]級太陽発電衛星(SPS)の構築を想定し、従来の構築方法(古典的SPS構築方法)との比較検討を行った。その結果、次のことが明らかにされ、LOX製造を核とした月面産業が成立するための条件が示唆され、今後の研究の方向性が見出された。

- (1)従来の研究において取得された技術を単に個々に集合させた既成概念的な手段により、月面でLOXを製造し、LEOまで運搬する方法(既成概念的SPS構築方法)では、古典的SPS構築方法のコストを大幅に超過し、有効性を全く見出し得なかった。
- (2)改善手段としては、「地球依存度の軽減」が鍵となり、このため、月面産業構造の中に、有機的結合メカニズム\*を導入することを提案し、この構成要素技術のフィージビリティ・スタディを行った。  
  
\*:LOX製造に必要な月面上の種々の産業基盤や月製LOX(含:必要物資)を運搬する輸送系を、製品であるLOXやLOX製造に伴う副産物等を媒体として、相互に結合・成長させることにより、有機的ネットワークを形成し、全体システムとして効率化(地球依存度の軽減/自給自足体制の整備)を図るメカニズム
- (3)有機的結合メカニズムを導入する方法(有機的SPS構築方法)の構成パラメータの最適化やセンシティブリティ・アナリシスを行うことにより、各パラメータの特性や開発目標、重要度などが明らかとなった。
- (4)特筆すべき具体的な成果として次のものが挙げられる。

- ①古典的SPS構築方法の場合は、約55,000[M\$/機(SPS)]のSSTO輸送コストが必要であったが、有機的SPS構築方法による試算では、仮定条件(ベースラインII)下において、総コストが約25%削減され、約41,000[M\$/機(SPS)]台に成り得る。この削減効果は、SPS構築



を始めとする宇宙活動を恒常的に行うことにより累積され、巨大な利益を生むことにつながる。

- ②有機的構築方法における総コストの内訳をみると、地球依存物資をLEOまで運搬するSSTO輸送コストが大半(約90%)を占め、月面でのLOX製造コストと、これをLEOまで運搬する輸送コストは僅かなものとなる。それ故、地球依存物資量の低減化が最も重要となり、地球に依存せざるを得ない物資は、高機能化して軽量化/コンパクト化を図ることが鍵となる。
- ③有機的結合メカニズムの構成要素技術を整理すると、次のものは、地球依存度の低減への効果(コスト低減への寄与)が特に大きいため、これらは、少なくとも今後の研究において、重点をおくべき研究テーマとなり得る。
- a)「予備炉付きメタン(CH<sub>4</sub>)による炭素還元法」の採用
  - b)LOXを代替燃料とした電気推進OTV(第一候補:ホール・スラスタ)の開発
    - ・電気推進OTVのスラスタ効率の向上と軌道間往復時間の延長、太陽電池パネルの軽量化は、連動した関係を有し、性能向上に寄与
    - ・スラスタの主な開発目標
      - 寿命要求 :16,000[罫]以上
      - 比推力 :2,500~3,000[秒]
      - スラスタ効率:30%、少なくとも20%以上
  - c)「抵抗加熱型電気熔融窯方式」による簡易なエネルギー供給方式
  - d)化学推進ロケットにおけるLOX/LH<sub>2</sub>の「高混合比化」(6→8)
  - e)「真空蒸着法」による配管・タンク類などの製造(含:一部のSPS構成機材の製造/構造物間の結合)
  - f)耐用年数が超過した電気推進OTVを利活用した推進薬貯蔵ステーションの構築
- ④SPS構成機材の一部を月面で製造/調達する方法はコスト削減に大きな効果がある。
- ⑤月製LOXの利用を前提とした場合は、SSTOの形態のなかで、垂直離着陸型SSTOが最適な型式となる。
- ⑥SPS構築は一事例であるため、SPS構成機材(15,450[ton/機(SPS)])と付随機材等を一般的な宇宙機器とみなし、地球から軌道(GEO)までの輸送という観点から、機器質量(需要規模)を変動させても、大量輸送を連続して恒常的に行うことにより利得は累積されるため、本システムは、柔軟性のある適用範囲の広いものといえる。

|                             |                         |
|-----------------------------|-------------------------|
| Key word: Space Engineering | Lunar Industrialization |
| Lunar Utilization           | Rocket Propellants      |
| Lunar Resource              | Oxygen Production       |



# 目次

|  | 頁   |
|--|-----|
| 概要                                       | i   |
| 主要な略語                                    | vi  |
| 図リスト                                     | vii |
| 表リスト                                     | x   |
| 1章 まえがき                                  | 1   |
| 1.1 月面活動の既存のシナリオ                         | 1   |
| 1.1.1 地球のエネルギー危機解決                       | 1   |
| 1.1.2 月製LOX製造                            | 2   |
| 1.2 本論文の目的/目標                            | 4   |
| 1.3 LOX製造を核とした月面産業の研究の進め方(含:本論文の構成)      | 5   |
| 1.3.1 宇宙産業市場から見た月製LOXを用いるミッションの創生(2章)    | 5   |
| 1.3.2 既成概念に基づく月製LOX利用の効果(3章)             | 6   |
| 1.3.3 有機的結合メカニズムの導入による月製LOXの月面産業成立の可能性   | 7   |
| 1.4 要素技術のフィージビリティ(feasibility)に関する本論文の立場 | 10  |
| 1.5 本研究における協力体制                          | 11  |
| 2章 宇宙産業市場から見た月製LOXを用いるミッションの創生           | 12  |
| 2.1 宇宙産業市場のモデル化                          | 12  |
| 2.1.1 需要と供給との関係                          | 12  |
| 2.1.2 独占市場を表現するモデル                       | 14  |
| 2.1.3 モデルから導かれる方策                        | 17  |
| 2.2 宇宙産業の現状と将来性                          | 17  |
| 2.2.1 人工衛星(含:惑星探査)事業                     | 18  |
| 2.2.2 宇宙環境利用事業                           | 18  |
| 2.2.3 宇宙観光事業                             | 19  |
| 2.2.4 $^3\text{He}$ 利用事業                 | 20  |
| 2.2.5 SPS事業                              | 21  |
| 2.3 産業としてのSPS事業と月製LOX製造事業                | 22  |
| 2.3.1 SPS事業の将来性                          | 22  |
| 2.3.2 ES~LEOの輸送システム                      | 23  |
| 2.3.3 垂直離着陸型SSTOの帰還用酸化剤としての月製LOXの利用とその効果 | 23  |
| 3章 既成概念に基づく月製LOX利用の効果                    | 27  |
| 3.1 検討方法                                 | 27  |
| 3.1.1 3種類のSPS構築方法                        | 27  |
| 3.1.2 既成概念的SPS構築方法の検討の進め方                | 27  |
| 3.2 解析に利用するSPS構築手順のモデル                   | 29  |
| 3.2.1 古典的SPS構築手順                         | 29  |
| 3.2.2 再使用寿命/部品交換率                        | 29  |
| 3.3 古典的SPS構築方法におけるコスト                    | 31  |
| 3.4 月製LOXを帰還用酸化剤に用いた場合のSPS構築コスト          | 33  |
| 3.4.1 月製LOXの輸送形態の設定                      | 33  |
| 3.4.2 物資移動量の計算法                          | 36  |
| 3.4.3 SSTOによる総輸送量                        | 36  |
| 3.5 センシティブリティ・アナリシス                      | 39  |
| 3.5.1 変動させるパラメータと検討方法                    | 39  |
| 3.5.2 パラメータ単独の変動の効果                      | 45  |

|       |                              |     |
|-------|------------------------------|-----|
| 3.5.3 | パラメータ改善後のコスト見積もり             | 48  |
| 3.6   | LOX製造関連コストの見積り               | 57  |
| 3.6.1 | LOX製造プラントの規模                 | 57  |
| 3.6.2 | プラント関連コスト                    | 61  |
| 3.6.3 | 関連基盤建設コスト                    | 61  |
| 3.6.4 | 運転コスト(含:メンテナンス・コスト)          | 62  |
| 3.6.5 | LEO等の推進薬貯蔵ステーション建設コスト        | 62  |
| 3.7   | 月製LOX使用の効果の考察                | 62  |
| 3.7.1 | SPS構築方法の比較                   | 62  |
| 3.7.2 | 月面でのLOX製造が効果を持つための方策         | 63  |
| 4章    | 有機的結合メカニズムを有する月面LOX製造事業の提案   | 65  |
| 4.1   | LOX製造事業の特性                   | 65  |
| 4.1.1 | 我が国の戦後の産業成長の要因               | 65  |
| 4.1.2 | 現在の宇宙産業の構造                   | 65  |
| 4.1.3 | 今後の宇宙産業の構造                   | 66  |
| 4.1.4 | LOX製造を核とする月面産業の構造            | 66  |
| 4.2   | LOX製造事業の構築方法                 | 67  |
| 4.2.1 | 事業を構成する基盤要素                  | 67  |
| 4.2.2 | 構築方法の種類                      | 67  |
| 4.2.3 | 構築方法の選択                      | 67  |
| 4.2.4 | 有機的結合メカニズムの必要性               | 69  |
| 4.3   | 有機的結合メカニズムの提案                | 69  |
| 4.3.1 | 全体的な特徴                       | 70  |
| 4.3.2 | 有機的結合メカニズムの構成要素技術            | 70  |
| 4.4   | 有機的結合メカニズムの検討の進め方における留意点     | 77  |
| 5章    | 有機的結合メカニズムを構成する要素技術          | 79  |
| 5.1   | LOX製造工程と人的廃棄物利用等の有機的結合       | 79  |
| 5.1.1 | 前提とするLOX製造量                  | 79  |
| 5.1.2 | LOX製造工程の候補                   | 79  |
| 5.1.3 | 選定基準                         | 79  |
| 5.1.4 | プロセスの比較                      | 80  |
| 5.1.5 | 還元法の選定                       | 89  |
| 5.1.6 | 人的廃棄物類(含:太陽風ガス粒子)の有効活用化      | 89  |
| 5.1.7 | 損失補填量の試算                     | 94  |
| 5.2   | LOXを燃料とした電気推進OTV             | 99  |
| 5.2.1 | 酸素の電離の難易度                    | 100 |
| 5.2.2 | 酸素によるスラスタの劣化現象とその対策          | 100 |
| 5.2.3 | ホールスラスタの性能(スラスタ効率)           | 107 |
| 5.2.4 | 推進システム/電源系の比質量               | 110 |
| 5.3   | 月面でのエネルギー供給とLOX製造            | 111 |
| 5.3.1 | 熱/電気エネルギーの要求量                | 111 |
| 5.3.2 | 従来のエネルギー供給の方法                | 112 |
| 5.3.3 | エネルギー供給の考え方の整理               | 125 |
| 5.3.4 | 新たなエネルギー供給システムー抵抗加熱型電気熔融窯方式ー | 126 |
| 5.3.5 | 電気推進OTV用太陽電池パネルの軽量化対策        | 135 |
| 5.4   | 月資源を利用したハイブリッド・ロケット・システム     | 136 |
| 5.4.1 | 従来の推進薬候補                     | 136 |
| 5.4.2 | 新たな方式の提案                     | 139 |
| 5.4.3 | デブリによる軌道汚染の検討                | 144 |

|       |                                     |     |
|-------|-------------------------------------|-----|
| 5.4.4 | ハイブリッド・ロケットの燃焼特性の予備的実験              | 153 |
| 5.5   | 配管類・タンク類の製造                         | 177 |
| 5.5.1 | Fe/Alの供給量                           | 177 |
| 5.5.2 | 高真空を利用した真空鋳造法                       | 177 |
| 5.5.3 | 高真空利用の真空蒸着法の可能性                     | 180 |
| 5.6   | 基本構造物の構築                            | 186 |
| 5.6.1 | 従来提案された建設工法                         | 186 |
| 5.6.2 | 新工法Ⅰ(プレート組立工法)                      | 188 |
| 5.6.3 | 新工法Ⅱ(直接真空蒸着工法)                      | 188 |
| 5.6.4 | 新工法Ⅲ(レゴリス・スラグ真空鋳造工法)                | 189 |
| 5.6.5 | 新工法Ⅳ(テルミット反応工法)                     | 197 |
| 5.7   | 電気推進OTVを利活用した推進薬貯蔵ステーションの構築         | 223 |
| 5.8   | 有機的冗長メカニズムの導入                       | 224 |
| 5.8.1 | テルミット反応の発熱量                         | 225 |
| 5.8.2 | 発電量の設定                              | 225 |
| 5.8.3 | システムの概要                             | 225 |
| 6章    | 有機的結合メカニズムをベースにした月製LOX利用の効果         | 228 |
| 6.1   | 新しい輸送形態(含:LOX製造形態)における物資移動量とコストの計算法 | 228 |
| 6.1.1 | 提案する輸送形態                            | 228 |
| 6.1.2 | 提案するLOX製造形態                         | 230 |
| 6.1.3 | 物資移動量/コストの計算法                       | 231 |
| 6.2   | 検討の手順                               | 235 |
| 6.2.1 | コストの最適化が図れるパラメータ群                   | 235 |
| 6.2.2 | センシティブリティ・アナリシスの対象となるパラメータ群         | 235 |
| 6.3   | コスト最適化の結果(ベースラインⅡ)                  | 238 |
| 6.3.1 | 最適コストと古典的SPS構築方法との比較                | 238 |
| 6.3.2 | 最適化を図ったパラメータの影響                     | 241 |
| 6.4   | センシティブリティ・アナリシス                     | 249 |
| 6.4.1 | パラメトリック・スタディの範囲に留めるパラメータ群           | 249 |
| 6.4.2 | 全体性能に関係し、変動効果から新しい知見が得られるパラメータ群     | 263 |
| 6.5   | 有機的結合メカニズムの構成要素技術の重要性               | 273 |
| 7章    | 結論と今後の検討課題                          | 275 |
| 7.1   | 有機的結合メカニズムをベースにした月製LOXの利用           | 275 |
| 7.2   | 有機的結合メカニズムを構成する各要素技術のフィジビリティ        | 275 |
| 7.3   | コスト低減と産業化の可能性                       | 276 |
| 7.4   | 今後の検討課題                             | 279 |
|       | 謝辞                                  | 280 |
|       | 注釈                                  | 281 |
|       | 参考文献                                | 292 |
| 付録:A  | 既存概念的SPS構築方法の物資収支バランス計算             | 297 |
| 付録:B  | LOX/LH <sub>2</sub> エンジンの高混合比化の効果   | 309 |
| 付録:C  | レゴリスの特性                             | 312 |
| 付録:D  | スラグ充填容器方式/複合懸垂面集光器(CSC)によるエネルギー供給   | 315 |
| 付録:E  | ハイブリッド・ロケット・システムのイメージの一例            | 323 |
| 付録:F  | 有機的SPS構築方法の物資収支バランスとコスト計算           | 327 |



## 主要な略語

- a値 : 需要関数;  $P(X)$  のなかで価格の変動に対する需要の変化を示す指数
- b値 : 需要関数;  $P(X)$  のなかで潜在的な付加価値を示す指数
- $C_0$ 値 : 費用関数;  $C(X)$  のなかで供給量に無関係な固定費
- $\alpha$  値 : 費用関数;  $C(X)$  のなかで供給量に対する変動費の変化を示す指数
- CSC : Compound Suspensory Concentrator; 複合懸垂面集光器
- ECLSS: Environmental Control and Life Support System; 環境制御・生命維持システム
- ELV : Expendable Launch Vehicle; 使い捨てロケット
- ES : Earth Surface; 地球面
- GEO : Geostationary Earth Orbit; 静止軌道
- LEO : Low Earth Orbit; 地球低軌道
- LH<sub>2</sub> : Liquid Hydrogen; 液体水素
- LLO : Low Lunar Orbit; 月低軌道
- LOX : Liquid Oxygen; 液体酸素
- LS : Lunar Surface; 月面
- MR : Mixture Ratio; 化学推進ロケットの推進薬混合比
- OTV : Orbital Transfer Vehicle; 軌道間輸送系
- $P_c$  : Combustion Chamber Pressure; 燃焼圧力
- PSS : Propellant Storage Station; 推進薬貯蔵ステーション
- PVD : Physical Vapour Deposition; 真空蒸着法
- RLV : Reusable Launch Vehicle; 再使用型ロケット
- SPS : Space Power Satellite; 太陽発電衛星
- SSTO : Single Stage To Orbit; 再使用型一段式ロケット
- SWGEP: Solar Wind Gas Extraction Process; 太陽風ガス粒子分離工程
- TSTO : Two Stage To Orbit; 再使用型二段式ロケット
- $T_{ad}$  : Adiabatic Temperature; 断熱燃焼温度
- $\epsilon$  : Nozzle Expansion Ratio; ノズル膨張比

(注) 計算式に使用する記号類は、その場で定義する。

## 図リスト

|  | 頁   |
|--|-----|
| 図2-1 自由競争市場における価格決定メカニズム   | 13  |
| 図2-2 線形化した需要関数モデル  | 13  |
| 図2-3 費用関数モデル   | 16  |
| 図3-1 1[GW]級SPSリファレンス・モデル   | 28  |
| 図3-2 古典的SPS構築方法  | 30  |
| 図3-3 既成概念的SPS構築方法  | 34  |
| 図3-4 毎年1機SPSを構築する場合の3ケース   | 41  |
| 図3-5 LOX/LH <sub>2</sub> 推進系の比推力と混合比の関係                                      | 44  |
| 図3-6 SSTO総輸送量に対する電気推進OTVの比推力の影響  | 46  |
| 図3-7 SSTO総輸送量に対する電気推進OTVの往復時間の影響   | 46  |
| 図3-8 SSTO総輸送量に対する電気推進OTVの比質量の影響  | 47  |
| 図3-9 SSTO総輸送量と化学推進ロケットの総必要燃料(LH <sub>2</sub> )に対する<br>ロケットの比推力の影響            | 47  |
| 図3-10 SSTO総輸送量と化学推進ロケットの総酸化剤(LOX), 総燃料(LH <sub>2</sub> )<br>に対するロケット混合比の影響   | 49  |
| 図3-11 SSTO総輸送量と化学推進ロケットの総酸化剤(LOX), 総燃料(LH <sub>2</sub> )<br>に対するロケットの構造効率の影響 | 49  |
| 図3-12 SSTO総輸送量に対する電気推進OTVの比推力と往復時間の影響  | 54  |
| 図3-13 SSTO総輸送量に対する電気推進OTVの比推力の影響   | 54  |
| 図4-1 LOX製造事業を構成する基盤要素  | 68  |
| 図4-2 輸送形態を中心としたES/SPS/LSとの相互成長関連のネットワーク                                      | 71  |
| 図4-3 LSにおける相互成長関連のネットワーク   | 72  |
| 図5-1 月面物質の質量分率と自由エネルギーとの関係   | 81  |
| 図5-2 水素還元法のプロセス  | 83  |
| 図5-3 予備炉付「メタンによる炭素還元法」のプロセス  | 85  |
| 図5-4 炭素還元法とECLSS、太陽風ガス粒子の分離の工程関連図  | 90  |
| 図5-5 150mN級イオン・エンジン断面図   | 102 |
| 図5-6 ホール・スラスト概略図 ロシア製SPT-50(除:中和器)   | 104 |
| 図5-7 ホール・スラストの原理図  | 104 |
| 図5-8 ホローカソード原理図  | 106 |
| 図5-9 電子サイクロトロン共鳴放電型中和器   | 106 |
| 図5-10 従来のLSにおけるエネルギー供給方式の分類  | 113 |
| 図5-11 正三角形固定方式   | 116 |
| 図5-12 一軸太陽追尾方式   | 116 |
| 図5-13 3個の月周回太陽発電衛星(Lunar-SPS)の配置   | 121 |
| 図5-14 Lunar-SPSの外観図  | 121 |
| 図5-15 75[kWe]モデルのエネルギー収支   | 122 |
| 図5-16 1[MWe]モデルのエネルギー収支  | 122 |
| 図5-17 新たなエネルギー供給システム   | 127 |
| 図5-18 電気熔融窯の電極装置の一例  | 130 |
| 図5-19 典型的なハイブリッド・ロケット概要図   | 138 |
| 図5-20 方式Ⅰの系統図  | 142 |
| 図5-21 方式Ⅱの系統図  | 142 |
| 図5-22 基準軌道飛行経路   | 145 |
| 図5-23 基準軌道速度プロファイル   | 145 |
| 図5-24 推力加速度  | 146 |
| 図5-25 凝縮固形物の分散ケース  | 146 |

|       |   |     |
|-------|---|-----|
| 図5-26 | 上昇時排気物離心率及び近月点高度(デブリ粒子速度:2,500[m/s])                                      | 148 |
| 図5-27 | 上昇時排気物離心率及び近月点高度(デブリ粒子速度:1,500[m/s])                                      | 150 |
| 図5-28 | 降下時排気物離心率及び近月点高度(デブリ粒子速度:2,500[m/s])                                      | 151 |
| 図5-29 | 降下時排気物離心率及び近月点高度(デブリ粒子速度:1,500[m/s])                                      | 152 |
| 図5-30 | SiとAl, Fe, FeSiの熱重量分析   | 155 |
| 図5-31 | 候補燃料の理論真空比推力  | 155 |
| 図5-32 | 供試モータ概要   | 159 |
| 図5-33 | 燃焼状況記録  | 163 |
| 図5-34 | 試験No. 1 基準試験燃焼圧力パターン  | 165 |
| 図5-35 | 試験No. 2 点火器特性試験燃焼圧力パターン   | 165 |
| 図5-36 | アルミ・ロッド燃焼室(Aluminum Rod Matrix engine)                                    | 166 |
| 図5-37 | 試験No. 4 Si単体試験燃焼圧力パターン  | 167 |
| 図5-38 | 試験No. 5 Si/Al混合試験燃焼圧力パターン   | 167 |
| 図5-39 | 試験No. 6 点火器特性試験燃焼圧力パターン   | 169 |
| 図5-40 | 試験No. 10 パラメータ変更試験燃焼圧力/推力パターン   | 169 |
| 図5-41 | 燃焼試験(試験No. 9~15)のPcとMR(O/F)の分散  | 170 |
| 図5-42 | 試験No. 10 白色スラグ残滓状況  | 172 |
| 図5-43 | 白色スラグ生成率  | 173 |
| 図5-44 | 特性排気速度とその効率   | 173 |
| 図5-45 | 真空推力係数とその効率   | 175 |
| 図5-46 | 真空比推力とその効率  | 175 |
| 図5-47 | 大口徑配管の製作手順の一例   | 182 |
| 図5-48 | 円柱形(半径1m)の熔融スラグの冷却過程  | 192 |
| 図5-49 | 円柱形(半径10m)の熔融スラグの冷却過程   | 192 |
| 図5-50 | 真空蒸着法による構造部材間の結合  | 196 |
| 図5-51 | 燃焼温度測定試験の概要   | 201 |
| 図5-52 | テルミット反応の状況  | 202 |
| 図5-53 | Si含有率に対する最高到達温度   | 204 |
| 図5-54 | 平均粒径に対する最高到達温度  | 204 |
| 図5-55 | FeSiの配合比に対する発熱量   | 206 |
| 図5-56 | Si平均粒径に対する発熱量   | 206 |
| 図5-57 | 燃焼面伝播速度の測定方法の概要   | 207 |
| 図5-58 | Si含有率に対する燃焼面伝播速度  | 208 |
| 図5-59 | Si平均粒径に対する燃焼面伝播速度   | 208 |
| 図5-60 | 真空着火試験の概要図  | 211 |
| 図5-61 | ペレットの密度と圧壊強度  | 211 |
| 図5-62 | 円柱形(半径1m)の生成物の冷却過程  | 214 |
| 図5-63 | 円柱形(半径10m)の生成物の冷却過程   | 214 |
| 図5-64 | テルミット反応による結合特性試験の概要図  | 218 |
| 図5-65 | テルミット反応工法の建設手順の一例   | 221 |
| 図5-66 | テルミット反応による熱電発電方式の概要図  | 226 |
| 図6-1  | 電気推進OTVの比推力とコストとの関係   | 242 |
| 図6-2  | 電気推進OTVの比推力とコスト比率との関係   | 242 |
| 図6-3  | 電気推進OTVの比推力と月製LOX運搬用の電気推進OTV関連合計コスト、<br>化学推進OTV関連合計コストとの関係                | 243 |
| 図6-4  | 電気推進OTVの比推力と総輸送関連コストに対する月製LOX運搬用の<br>電気推進OTV関連合計コスト、化学推進OTV関連合計コストの比率との関係 | 243 |
| 図6-5  | 電気推進OTVの比推力と燃料、機体質量との関係   | 244 |
| 図6-6  | 電気推進OTVの比推力と3種類の推進系の推進薬量との関係  | 244 |
| 図6-7  | 電気推進OTVの比推力と総SSTO輸送量、総LOX生産量との関係  | 246 |



|       |   |     |
|-------|---|-----|
| 図6-8  | 電気推進OTVの比推力と総SSTO輸送量/総LOX生産量との関係                      | 246 |
| 図6-9  | 電気推進OTVの比推力と総LOX生産量に対する推進薬(LOX)の比率との関係                | 247 |
| 図6-10 | 電気推進OTVの比推力と太陽電池パドル出力要求との関係                           | 247 |
| 図6-11 | 電気推進OTVの比推力と推力との関係                                    | 248 |
| 図6-12 | 電気推進OTVの比推力とLS上でLOX製造に必要な地球依存物資との関係                   | 248 |
| 図6-13 | LOX/Si-Alによる速度増分率とLOX/LH <sub>2</sub> の混合比、総コストとの関係   | 250 |
| 図6-14 | 混合比(LOX/LH <sub>2</sub> )とLOX/Si-Alによる速度増分率、総コストとの関係  | 250 |
| 図6-15 | LOX/Si-Alによる速度増分率とコストとの関係                             | 251 |
| 図6-16 | LOX/Si-Alによる速度増分率とコスト比率との関係                           | 251 |
| 図6-17 | LOX/Si-Alによる速度増分率と電気推進OTVの合計コスト、<br>化学推進OTVの合計コストとの関係 | 252 |
| 図6-18 | 混合比(LOX/LH <sub>2</sub> )とコストとの関係                     | 252 |
| 図6-19 | LOX/Si-Alによる速度増分率と推進薬量との関係                            | 253 |
| 図6-20 | 混合比(LOX/LH <sub>2</sub> )と化学推進ロケットの推進薬量との関係           | 253 |
| 図6-21 | ホール・スラストのスラスト効率と比推力、総コストとの関係                          | 255 |
| 図6-22 | ホール・スラストのスラスト効率とコストとの関係                               | 255 |
| 図6-23 | ホール・スラストのスラスト効率と<br>古典的SPS構築方法に対する利得率との関係             | 256 |
| 図6-24 | ホール・スラストのスラスト効率と<br>電気推進OTVの往復時間と燃料、機体質量との関係          | 256 |
| 図6-25 | $\pi/\pi^*$ (無次元化)と古典的SPS構築方法に対する利得率との関係              | 257 |
| 図6-26 | 電気推進OTVの比推力と往復時間、総コストとの関係                             | 257 |
| 図6-27 | 電気推進OTVの往復時間と古典的SPS構築方法に対する利得率との関係                    | 259 |
| 図6-28 | LOX/Si-Alの比推力と速度増分率、総コストとの関係                          | 259 |
| 図6-29 | LOX/Si-Alの比推力とコストとの関係                                 | 261 |
| 図6-30 | LOX/Si-Alの比推力と古典的SPS構築方法に対する利得率との関係                   | 261 |
| 図6-31 | LOX/Si-Alの比推力と化学推進ロケットの推進薬量との関係                       | 262 |
| 図6-32 | LOX製造プラントの地球依存率とコストとの関係                               | 262 |
| 図6-33 | LOX製造プラントの地球依存率と<br>古典的SPS構築方法に対する利得率との関係             | 264 |
| 図6-34 | LOX製造に関連するESに依存する諸処の物資とコストとの関係                        | 264 |
| 図6-35 | LOX製造に関連するESに依存する諸処の物資と<br>古典的SPS構築方法に対する利得率との関係      | 266 |
| 図6-36 | SPS構成機材のESでの製造率とコストとの関係                               | 266 |
| 図6-37 | SPS構成機材のESでの製造率と総SSTO輸送量、総LOX生産量との関係                  | 267 |
| 図6-38 | SPS構成機材のESでの製造率と古典的SPS構築方法に対する利得率との関係                 | 267 |
| 図6-39 | $\beta$ とコストとの関係                                      | 269 |
| 図6-40 | $\beta$ と古典的SPS構築方法に対する利得率との関係                        | 269 |
| 図6-41 | $\beta$ と電気推進OTV・化学推進OTVの合計コストとの関係                    | 271 |
| 図6-42 | $\beta$ と総SSTO輸送量・総LOX生産量との関係                         | 271 |
| 図6-43 | SPS構成機材比率と総コストとの関係                                    | 272 |
| 図6-44 | SPS構成機材比率と古典的SPS構築方法に対する利得率との関係                       | 272 |
| 図A-1  | 電気推進OTVのダイヤグラム例                                       | 302 |
| 図D-1  | スラグ充填容器方式の手順  | 316 |
| 図D-2  | 複合懸垂面集光式(CSC)   | 317 |
| 図D-3  | 発電システム概要  | 318 |
| 図D-4  | 昼間用CSCの開口部面積と許容角との関係                                  | 321 |
| 図D-5  | 夜間CSCの開口部面積と許容角との関係                                   | 321 |
| 図E-1  | 2段式ハイブリッド・ロケット・システム                                   | 325 |

## 表リスト

|   |     |
|---|-----|
| 表3-1 既成概念的SPS構築方法において仮定した主なパラメータ                    | 37  |
| 表3-2 ベースライン I におけるESからの運搬品目のSSTO総輸送量に対する比率          | 38  |
| 表3-3 コスト計算に用いた主な仮定条件とその根拠                           | 51  |
| 表3-4 既成概念的SPS構築方法による計算結果                            | 52  |
| 表3-5 ESからの運搬品目のSSTO総輸送量に対する比率( $T_{IE}=2$ [年間]のケース) | 56  |
| 表3-6 LOX製造関連コスト等(往復時間: $T_{IE}=2$ [年間]のケース)         | 58  |
| 表3-7 メタン( $CH_4$ )による炭素還元法の小型プラント仕様                 | 60  |
|   |     |
| 表5-1 レゴリス表面への太陽風ガス粒子の注入(implantation)               | 92  |
| 表5-2 人間の収支モデル                                       | 95  |
| 表5-3 ロシアが開発したSPTシリーズ                                | 108 |
| 表5-4 モデルの質量特性                                       | 124 |
| 表5-5 ペレットの圧壊強度評価試験                                  | 158 |
| 表5-6 燃料組成と形状等                                       | 161 |
| 表5-7 試験条件   | 162 |
|   |     |
| 表6-1 有機的SPS構築方法において仮定されたパラメータ                       | 233 |
| 表6-2 変数として取り扱う13個のパラメータ                             | 236 |
| 表6-3 有機的SPS構築方法による計算結果(ベースライン II)                   | 239 |
| 表6-4 SSTO総輸送量: $M_{TPL}$ の内訳比較                      | 240 |
| 表6-5 有機的結合メカニズムの構成要素技術の重要度                          | 274 |
|   |     |
| 表7-1 3種類のSPS構築方法の比較                                 | 277 |
|   |     |
| 表A-1 ベースライン I の物資収支バランス計算結果                         | 305 |
| 表A-2 改善後の物資収支バランス計算結果                               | 306 |
| 表A-3 改善後のコスト見積もり(除:LSでのLOX製造関連コスト)                  | 308 |
| 表E-1 ハイブリッド・ロケットの主要緒元                               | 326 |
| 表F-1 ベースライン II の計算結果                                | 339 |

# 1章 まえがき

## 1.1 月面活動の既存のシナリオ

現在各国の宇宙機関等から提示されている月探査/利用計画の大筋は、最初は「無人探査」から始め、月の地形や資源、環境を調査した後、「有人月面基地」段階へと移行するシナリオ<sup>1) 2) etc.</sup>である。これらのシナリオの中では、多額の費用を必要とする月面活動、特に有人活動の意義を投資に見合うレベルで明確には示していない。例えば、我が国では、「月の科学、特に月の起源と進化の解明」と「月の利用可能性の調査」を主目的とする2 [ton]級の大型「月探査周回衛星(SELENE)」<sup>2) 3) 8)</sup>を2,003年に打ち上げる計画<sup>[註1]</sup>が現在進行中であるが、利用面については、明確なビジョンが存在するわけではなく、シナリオを作成するための基礎データを取得することを第一義な目的としている。このような状況においては、経済的なリターンの可能性があるシナリオの構築は急務であるが、従来の月利用の研究においては、次の2つが候補として挙げられている。

- ①地球のエネルギー枯渇の危機解決の一助
- ②LS(Lunar Surface:月面)におけるLOX(Liquid Oxygen:液体酸素)製造

### 1.1.1 地球のエネルギー危機解決

#### 1.1.1.1 エネルギー構想

地球のエネルギー枯渇の危機解決の一助とする目的で、次のような構想が月面活動との関連で議論されている。

- ①LSのレゴリス(regolith;表土)中にヘリウム3 ( $^3\text{He}$ )が豊富に存在することが確認されており、これを採掘し地球に運搬して「クリーンかつ高効率なD- $^3\text{He}$ 反応核融合発電」の燃料とする構想<sup>3)</sup>
- ②GEO(Geostationary Earth Orbit:静止軌道)にSPS(Space Power Satellite:太陽発電衛星)を多数設置して、マイクロ波あるいはレーザー光を利用して、ES(Earth Surface:地球面)上に電力を供給する構想。<sup>4) 5) 6) 7)</sup>  
この構想のなかでは、SPSの構築に必要な膨大な機材の一部をLSから供給する方法が一案として検討されている。例えば、レゴリス内に酸化珪素( $\text{SiO}_2$ )の形態で豊富に存在する珪素(Si)を利用して太陽電池セルを製造し静止軌道に運搬する方法等がある。これは、ESからGEOまでの輸送コストより、LSからGEOまでの運搬のほうが速度増分が低いいため、安価になる可能性があると考えられることによる。
- ③LSで太陽発電や原子力発電を行い、マイクロ波あるいはレーザー光で地球へ電力を伝送する構想。<sup>8) 20)</sup>これは、LS上の方がGEO上より制御面で安定しており、月資源の利用も容易なことなどによる。



### 1.1.1.2 エネルギー構想の課題

上記の各構想には、次のような課題が想定される。

- ①山極等<sup>9) 10) 11) 12)</sup>は、D-<sup>3</sup>He核融合反応による発電が可能になると、今後約500[年間]は、地球のエネルギー資源の不足を解消できるとWorld Dynamics Model手法による解析で示している。しかし、プラズマの閉じこめが最も容易であるD-T核融合反応さえ実用化していない現状において、更に約一桁閉じこめ条件が厳しいD-<sup>3</sup>He反応の実現には、技術のブレーク・スルーが必要である。山極等の研究は核融合の研究の促進には寄与するであろうが、この実現を前提に月面活動を現在論じても多くの人々のコンセンサスを得ることは困難である。
- ②SPSの最大の課題の一つは、GEOへの膨大な量の機材の輸送コスト<sup>13)</sup>であり、現段階では投資に見合うメリットを発見することができない状態である。例えば、地球のエネルギー危機の一助となるためには、多数のSPSを設置する必要があるが、実用規模の5～10[GW]級のSPS<sup>7)</sup>は、約20[km]×5[km]の大きさになり、その質量は4～10×10<sup>4</sup>[ton]にも達する。この機材の地球への依存度を低減するために、月製機材を利用することは得策と考えられ、例えば、工程が簡単な一般部材(タンク/パイプ/構造部材等)の製造は技術的に可能であると予想される。ただし、LSでの製造の具体的な有効性についての定量的な検討は殆ど行われていないのが現状である。
- ③ESとGEO間の距離に比べ、ESとLS間は約10倍となるため、LSに発電装置を設けた場合、ES側の受信アンテナは巨大になり、地球自転のため多数の受信基地を設置することも必要となる。また、輸送コストもGEOと比べ更に増大する。このため、GEO上のSPS構築の成立の可能性を検討することが先決となる。

### 1.1.2 月製LOX製造

LSにおけるLOX製造のシナリオについては、以下の2つのものが現在想定される。

#### 1.1.2.1 レゴリスの還元による月製LOX製造シナリオ

輸送システムは、既存の衛星や地球のエネルギー枯渇の危機回避のための活動を含む全ての宇宙活動の基幹となるものであり、この活動を大きく展開させるためには、「輸送コストの大幅な低減化」が重要な鍵<sup>17)</sup>となる。この一環として、エネルギー危機への対応に比較して小規模なアイデアではあるが、LS上のレゴリスがほとんど酸化物で構成されているのに注目し、この酸化物を還元して酸素分離を行いLOXを製造して、化学推進ロケットの酸化剤に利用することが提案<sup>14) 15) 16)</sup>されている。この提案では、ESとLEO間の往復には地球製のLOX/LH<sub>2</sub>等を推進薬とした輸送系を従来通り使用するが、LEOより上の軌道間すなわちLEO～GEO～LLO(Low Lunar Orbit:月低軌道)～LSの往復輸送系あるいはLSを中継点とした火星等への宇宙機に対しては、LSで製造されたLOXを各軌道に設置したPSS(Propellant Storage Station:推進薬貯蔵ステーション)に運搬し酸化剤として用いることが得策であると述

べている。この根拠は、1Gの地球から推進薬 特に全体量の大半を占めるLOXをLEO等に運搬するための必要エネルギー<sup>[注:2]</sup>に比較して、1/6GのLSからLOXを供給する方がエネルギー的に有利<sup>[注:3]</sup>になると推定されることに置いているが、多大な投資に見合う有効性があるものに発展するかは現在明示されていない。

### 1.1.2.2 クレータの永久影における氷塊を利用した月製LOX製造シナリオ

アメリカ国防総省は、1994年1月に、月周回軌道に打ち上げられたクレメンタイン(Clementine)衛星のデータから、月の南極付近のクレータ内の絶対零度に近い永久暗黒域に、彗星や隕石から月に衝突した氷塊(water ice)が存在する可能性を示唆した。その後、1998年1月に打ち上げられた米国NASAの月周回探査機ルナ・プロスペクター(Lunar Prospector)に搭載された中性子線分光計(Neutron Spectrometer)からの取得データを解析した結果、北極/南極の多くのクレータ内の永久暗黒域に氷塊が散在していることが確認されたと報じられた。<sup>44) 45)</sup> これによると、モデルに基づいた計算の結果、氷塊は、レゴリス内に0.3~1 [wt%]の範囲で含有しており、北極では10,000~50,000 [km<sup>2</sup>]また、南極では5,000~20,000 [km<sup>2</sup>]の範囲に広がっており、深さを約0.5[m] (分光計の計測範囲)と仮定すると、合計 $1 \times 10^7 \sim 3 \times 10^8$  [ton]の推定幅で存在すると述べられている。

もし、この情報のように多量の氷塊が現存するならば、次の理由により、上記の「レゴリスの還元によるLOX製造」と比べ、より簡易な製造方法になると推定される。

- ①氷塊の加熱/電気分解や冷却プロセスのみにより、簡易にLOXとLH<sub>2</sub>が取得可能となる。
- ②生産目的であるLOXのみでなく、化学推進ロケットの燃料(LH<sub>2</sub>)も同時に取得可能となり、また有人基地を維持するための生活水も獲得できるため、輸送コストの低減に寄与する。
- ③月面活動にとり15[時間]続く夜間のエネルギー確保の問題は重要な課題であるが、極地に影が全くできない場所が発見できれば、この課題は解決可能となる。

しかし、次のような課題が想定される。

- ①今回の情報により氷塊の存在の可能性が高まったが、リモート・センシングによる間接的なものであり、北極/南極の永久暗黒域の状態(含:環境条件/存在量)も不明であり、この領域へのローバなどによる直接的な探査を待つ必要がある。
- ②後述(5.1項参照)するように、今回の研究では、LOX製造量は1.065 [ton/h]レベルを目標としている。これを前提とすると、氷塊の含有率が情報のように0.3~1 [wt%]と極めて低いとすると、採掘・運搬するレゴリス量は、110~360 [ton/h]に達する。水の分離工程は、レゴリスの加熱だけであるが、これだけの量を処理することは巨大な設備を必要とし、収益率の点から現実的でない方法といえる。一方、今回採用した「メタン(CH<sub>4</sub>)による炭素還元法」(5.1.4.4項参照)では、レゴリス処理量は約5 [ton/h]程度であり、存在場所を問わないものである。

③月の赤道における夜間表面温度は、約100Kにも下がり、約15[日間]も連続するため、通常の夜間活動でさえ、エネルギーの確保の問題から制限を受けざるを得ない。ましてや絶対零度に近い永久暗黒における広域で、レゴリスを採掘・運搬することは、技術的な困難さが予想される。この対策として、原子力を用いることも一案[5.3.2.2項(1)参照]であるが、燃料の運搬の危険性や国民のコンセンサスを得ることの課題もある。

## 1.2 本論文の目的/目標

有人月面活動を今後展開していくためには、その意義を、投資に見合う経済的リターンが得られるシナリオにより側面から支える必要がある。月利用の既存シナリオは、経済的観点からはいずれも成立していないが、シナリオ構築の難易度からみると、LOX製造が研究対象の第一候補に成り得ると考えられる。

本論文は、「レゴリスの還元によるLOX製造」を月面産業の中核として位置付け、月製LOXを利用することにより、宇宙活動の基幹である輸送系のコスト低減化を図るシナリオを検討し、今後の研究の方向性を見出すことを目的とする。

なお、今回の研究では、「クレータの永久影における氷塊を利用したLOX製造」については、次の理由により研究対象から除外する。

- ①前述(1.1.2.2項参照)の課題があるため、この製造法を前提に研究を進めることは現段階ではリスクがある。
- ②レゴリス処理量(収益率)の問題を除外すれば、「レゴリスの還元によるLOX製造方法」の方が、地球依存度が高いと予想され、設備投資としてはワースト・ケースに近いものとなるため、この方法での有効性が証明されたならば、月面産業の成立性は確実なものとなる。
- ③月製LOX製造を核とした月面産業を多様化/拡大するためには、LOX以外に副産物である珪素(Si)や鉄(Fe)、アルミニウム(Al)、スラグ(slag)等も生産し、総合的な資源利用システムの発展を図る必要があるが、氷塊のみを利用した場合は、この発展の可能性が少ない。
- ④氷塊の存在(含:環境条件/含有率)が将来確認され、レゴリス処理量の問題も解決できた場合でも、本研究の内容の多くは変更なく、有効性を持ち得ると考えられる。また、氷塊の含有率が低い場合は、両者の方法は、併用して用いられる可能性もある。例えば、氷塊は、LL0~LSのためのロケット燃料(水素)を獲得するために利用し、LOX製造は収益率の高い「レゴリスの還元によるLOX製造法」を用いるのも一案である。

月面産業の成立の可能性があるシナリオについては、この論文の本論で明らかにされるが、以下の2点のオリジナリティを柱としている。

①垂直離着陸型SSTO(Single Stage ToOrbit)のLEO→ESの「帰還用酸化剤」として、月製LOXを適用し、ペイロード能力を約2倍に向上させることによる輸送コストの低減化を図るミッションを創生する。(このミッションは、大量需要が見込め利用の永続性が保証できるものであるが、しかし、既成概念的な枠組みで、LOXを製造し、LEOへ運搬する限り、コスト・メリットを生み出すことはできない。)

②改善手段として「地球依存度の軽減」が鍵となり、このため、月面産業構造の中に、有機的結合メカニズム\*を導入することにより、月面産業の成立の可能性を示唆する。

\*:LOX製造に必要な月面上の種々の産業基盤(Infrastructures)や月製LOX(含:必要物資)を運搬する輸送系を、製品であるLOXやLOX製造に伴う副産物等を媒体として、相互に結合・成長させることにより、有機的ネットワークを形成し、全体システムとして効率化(地球依存度の軽減/自給自足体制の整備)を図るメカニズム

具体的な目標としては、全ての宇宙活動の出発点であるES⇄LEOのSSTO輸送コスト削減への寄与を上記のオリジナリティに基づき検討し、その有効性を検証することである。なお、コスト比較のために、SPS構築のための輸送コスト(主にSPS構成機材のES→LEOへの輸送コスト)を事例対象とするが、これは、地球のエネルギー枯渇の危機解決をも視野に入れたためであり、この事業のみが将来産業として成長する可能性があると推定されるためである。

また、付随的には、SPS構成機材を始めとする宇宙構造物の構築において、地球依存度の低減を図るために、工程が簡易な一般部材(タンク/パイプ/構造部材等)の一部をLSで製造する方法もLOX製造と並行/結合した形態で検討する。

### 1.3 LOX製造を核とした月面産業の研究の進め方(含:本論文の構成)

本研究は、次の3段階に沿って進められた。

- ①宇宙産業市場から観た月製LOXを用いるミッションの創生
- ②既成概念に基づく月製LOX利用の効果
- ③有機的結合メカニズムの導入による月製LOXの月面産業成立の可能性

以下に、この3段階の概要を、従来の研究での課題とそれを解決するためのオリジナリティを明記しながら予め示す。また、本論文の構成もこの観点に随伴しているため、この構成も同時に記載する。

#### 1.3.1 宇宙産業市場から観た月製LOXを用いるミッションの創生(2章)

多大な投資を伴うLOX製造を月面産業として成立させるためには、このLOXを用いたミッションの規模が投資に見合う需要(利用)を有することが要求される。

従来の研究では、月製LOXを、LEOより上の軌道間の往復輸送系あるいはLSを中継点とした火星等への宇宙機の酸化剤に利用することを想定している。しかし、成熟度が高い通信

・放送衛星(約25~30[ミッション/年])<sup>18)</sup>を中心とした既存の宇宙活動の延長線上においては、月製LOXを使用するレベルまで産業規模が大きくなることは望めないため、LEOより上の軌道区間に潜在的に膨大な需要があることを前提にすることは、机上の空論に陥る可能性がある。また、楽観的な見方として、月製LOXなどを用いることにより輸送コストの低減化が実現すれば、これに誘発されて需要も自然に拡大していくと予想<sup>18)</sup>している研究者もいる。このような効果もあることは否定できないが、しかし明確な需要見通しが無いものに巨大投資が行われる可能性はビジネスという観点からは殆どないといえる。

このように従来のLOX製造の研究では、需要の観点が希薄であり、ほとんど言及されていないのが現状であるが、著者は、LOX製造の産業としての成立性を議論するためには、新たな需要の候補を探索することが最優先であり、このためには宇宙産業市場のメカニズムそのものを最初に検討して、産業規模と価格、需要、生産コスト、利益との関係を明らかにし、月製LOXを用いたミッションとして如何なるものが候補と成り得るかを研究することが第一義的に重要であると考え、現在想定される事業を検討した。この結果、SPS事業のみが現段階において産業として意味のある規模に成長する可能性があることと推定されたが、この成立性を左右する輸送コストを低減するために月製LOXを直接的に利用(LEO⇔GEO間輸送)する意味は発見できなかった。

このため、月製LOXの利用を、LEOより上の軌道間輸送への適応に限定するのではなく、ES~LEO間の往復輸送にこそ採用するべきであるという結論に達した。これは、ES~LEO区間の輸送が、全ての宇宙活動の出発点であり、需要も最も多く、効果も高いことによる。従来は、この区間の推進薬は地球製を使用することを前提としているが、今回の研究では、デルタ・クリッパ(Delta Clipper)に代表される垂直離着陸型SSTOのLEOからESへの「帰還用酸化剤」として月製LOXを用いて、ペイロード能力を約2倍に向上させ、輸送コストの低減を図ることを提案した。

### 1.3.2 既成概念に基づく月製LOX利用の効果(3章)

新たなミッションを成立させるためには、LSでLOXを製造し、これをLEOまで運搬する負荷を新たに追加する必要があるが、これを含めても有効性を持ち得ることを立証するための手段として、宇宙産業として将来有望視でき輸送コストが重要な鍵となるSPS事業、具体的には1[GW]級SPSを定常的に連続して構築するケースを比較のための事例対象とし、次の3種類の構築方法によりSPS構成機材等をES→LEOに運搬するのに必要なコストの比較検討を試みた。なお、下記の③は、②の改善手段として4章で提案されるものである。

#### ①古典的SPS構築方法

従来から提案されている、地球に全てを依存し、月製LOXを使用しない古典的なSPS構築方法であり、SSTO輸送コストのみがコスト比較の対象として計上される。

#### ②月製LOXを用いる「既成概念的SPS構築方法」

従来の研究において取得された技術を単に個々に集合させた既成概念的な手法を用い

て、LOXをLS上で製造し、この月製LOXをLS→LEOに運搬し、SSTOの帰還用酸化剤とすることにより、SPS構成機材等をLEOに運搬する方法である。コスト比較として計上されるのは、SSTO輸送コストに、LOX製造コストとLS→LEOの月製LOX運搬コストを加えた3種類の総コストである。

### ③月製LOXを用いる「有機的SPS構築方法」

LOX製造と月製LOX運搬に「有機的結合メカニズム」を導入し、地球依存度の軽減化を図ることにより、上記②の総コストの削減を狙うSPS構築方法である。なお、この方法には、月製SPS構成機材によるコスト低減化の方策も含む。

既存概念的SPS構築方法においては、月製LOXをLS→LEOまで運搬する方法は、LLOを中継点とした乗り換え方式とし、次の2種類の推進系を各軌道間で用いるが、これは既存技術の近傍では最も高性能な方法となっている。

①LS⇄LLOでは、再使用型化学推進(LOX/LH<sub>2</sub>)ロケットを用いる。

②LLO⇄LEOは、Arを燃料<sup>[註:4]</sup>とする再使用型電気推進(イオン・エンジン)OTV(Orbital Transfer Vehicle)を使用する。

検討の結果、輸送系の性能パラメータの最適化を試みても、月製LOXをSSTO帰還用酸化剤に利用することにより生じるコスト低減化のメリットは、従来の研究成果に基づき試算された膨大な月製LOX製造関連コストにより相殺されてしまい、上記の「古典的SPS構築方法」より劣る方法となることが判明した。この結果から得られる知見として、SSTO輸送コストが大半を占めるため、地球依存度の低減が鍵となることが明らかとなった。そのため、既存概念を打破する方策を試みる必要があるが、この方策を考慮する範囲としては、単にLS上の基盤要素技術のみでなく、月製LOXのLS→LEOへの輸送システムも含んだ総合的な範囲に拡大することとした。

## 1.3.3 有機的結合メカニズムの導入による月製LOXの月面産業成立の可能性

既存概念を打破する手段として導入された以下に示す「有機的結合メカニズム」を有するシステムはコスト低減に有効であり、これによりLOX製造を核とする月面産業が仮定した条件下においては成立する可能性が示唆され、今後の研究の方向性が明らかにされた。

### 1.3.3.1 有機的結合メカニズムを有する月面LOX製造事業の提案(4章)

特殊な環境下で行われる月面産業の周辺の基盤が全く整備されていないため、この基盤整備も同時に行うことが必要となる。しかし、従来の研究では、LOX製造そのもの(反応方法・原料・原料選別・装置類・必要エネルギー量など)に対しては議論が行われているが、それを成立および成長(拡大)させるために必要な基盤やメカニズムについてはほとんど言及されていない、あるいは研究されていても局所的/個別的なもので、全体システムから観た

総合的かつ有機的な観点からの議論が欠けている。

この基盤要素を構築する方法としては、核となる小規模な基盤を最初に構築し、需要の拡大過程と同期させながら成長を図ることが一般の産業と同様に必要であるため、「基盤の成長メカニズム」の構築が重要な鍵となる。特に、総コストのなかで、ES～LEO間のSSTO輸送コストの占める割合は、LEOより上の軌道間の輸送コストより高くなるため、SSTO輸送コストを軽減する成長メカニズム、即ち地球からの輸送量の軽減(地球依存度の低減)に寄与する成長メカニズムの構築に力点をおく必要がある。

この構築を、「既成概念的SPS構築方法」のように、基盤要素間の関係や地球・SPSとの繋がりも特に考慮せず、単に従来の研究で検討されている基本構造物(例えば、コンクリート)やタンク類/パイプ類等をLSで取得できる物質を利用して調達するだけでは、ESからの輸送量の軽減への寄与が少なく、大幅なコスト低減の可能性を見出すことは困難である。

著者は、基盤要素間やES/SPSとの繋がり(リンク)を重視し、製品であるLOXやLOX製造に伴う副産物等を媒体として、例えば、要素:Aが成長することが、他の要素:Bの成長を促進し、そのBの成長が、逆にAの成長に寄与したり、更に別の要素:Cの成長を促し、結果的には地球からの輸送量の軽減(自給自足体制の整備)に寄与する有機的ネットワークの形態を有するメカニズム(有機的結合メカニズム)の導入を行うことにより、コスト低減の可能性が発見できると考えた。

### 1.3.3.2 有機的結合メカニズムを構成する各要素技術(5章)

有機的結合メカニズムを成立させる下記の各構成要素技術は、従来の研究では提示されなかったものであり、このフィジビリティ(含:有機的な相互関係)を検討した。なお、いずれの技術もブレークスルーが必要なものは除外し、現有技術の近傍/延長線上にあるもので基本的に構成することを前提としている。

- ①LOX製造工程と人的廃棄物利用等の有機的結合(5.1項)
- ②LOXを燃料とした電気推進OTV(5.2項)
- ③LSでのエネルギー供給とLOX製造(5.3項)
- ④月資源を利用したハイブリッド・ロケット・システム(5.4項)
- ⑤配管類・タンク類の製造(5.5項)
- ⑥基本構造物の構築(5.6項)
- ⑦電気推進OTVを利活用した推進薬貯蔵ステーション(PSS)の構築(5.7項)
- ⑧有機的冗長メカニズムの導入(5.8項)

### 1.3.3.3 有機的結合メカニズムをベースにした月製LOX利用の効果(6章)

有機的SPS構築方法の構成パラメータの最適化やセンシティブリティ・アナリシス(sensitivity analysis)を行うことにより、各パラメータの特性や開発目標、重要度が明らかとなった。特筆すべき成果として次のものが挙げられる。



- ①古典的SPS構築方法の場合は、約55,000[M\$/機(SPS)]のSSTO輸送コストが必要であったが、有機的SPS構築方法による試算では、仮定条件(ベースラインII)下において、総コストが約25%コスト削減すなわち約41,000[M\$/機(SPS)]台に成り得る。この削減効果は、SPS構築を始めとする宇宙活動を恒常的に行うことにより累積され、巨大な利益を生むことにつながる。
- ②有機的構築方法における総コストの内訳をみると、地球依存物資をLEOまで運搬するSSTO輸送コストが大半(約90%)を占め、月面でのLOX製造コストと、これをLEOまで運搬する輸送コストは僅かなものとなる。それ故、地球依存物資量の低減化が最も重要となり、地球に依存せざるを得ない物資は、高機能化して軽量化/コンパクト化を図ることが鍵となる。
- ③構成要素技術を整理すると、次のものは、地球依存度の低減への効果(コスト低減への寄与)が特に大きいといえる。これらは、少なくとも、今後の研究において、重点的に力を注ぐべき研究テーマとなり得る。
- a) 「予備炉付きメタン(CH<sub>4</sub>)による炭素還元法」の採用
  - b) LOXを代替燃料とした電気推進OTV(第一候補:ホール・スラスタ)の開発
    - ・電気推進OTVのスラスタ効率の向上と軌道間往復時間の延長、太陽電池パネルの軽量化は、連動した関係を有し、性能向上に寄与
    - ・スラスタの主な開発目標
      - 寿命要求 :16,000[囀]以上
      - 比推力 :2,500~3,000[秒]
      - スラスタ効率:30%、少なくとも20%以上
  - c) 「抵抗加熱型電気溶融窯方式」による簡易なエネルギー供給方式
  - d) 化学推進ロケットにおけるLOX/LH<sub>2</sub>の「高混合比化」(6→8)
  - e) 「真空蒸着法」による配管・タンク類などの製造(含:一部のSPS構成機材の製造/構造物間の結合)
  - f) 耐用年数が超過した電気推進OTVを利活用した推進薬貯蔵ステーションの構築
- ④SPS構成機材の一部を月面で製造/調達する方法はコスト削減に大きな効果がある。
- ⑤月製LOXの利用を前提とした場合は、SSTOの形態のなかで、垂直離着陸型SSTOが最適な型式となる。
- ⑥SPS構築は一事例であるため、SPS構成機材(15,450[ton/機(SPS)])と付隨機材等を一般的な宇宙機器とみなし、地球から軌道(GEO)までの輸送という観点から、機器質量(需要規模)を変動させても、大量輸送を連続して恒常的に行うことにより利得は累積されるため、本システムは、柔軟性のある適用範囲の広いものといえる。

なお、最後に7章で、結論と今後の検討課題を述べる。

#### 1.4 要素技術のフィージビリティ (feasibility)に関する本論文の立場

有機的結合メカニズムを構成する要素技術は、従来提案あるいは研究されていない様々なアイデアに基づいて構成されており、これらのアイデアを駆使せずしては月面産業の成立の可能性を示すことは困難といえるが、フィージビリティの可否基準として次の3種類のものを本論文では設定した。

##### ①今回、フィージビリティがあるものとして取り扱うもの

これに該当するものは、次の2つの場合である。

- a) 既存の実験データの組み合わせ(推論)に基づくアイデア
- b) 実験的な裏付けが現段階で成されていなくとも、文献で記載されたデータに基づき、現有技術の近傍/延長線上にあると推定されるもの

##### ②基礎的実験を行い、その特性を把握する必要があるもの

従来の研究において、未確認な事項であり、既存のデータ等からも推定が困難なものが該当するが、基礎的な実験により特性が把握できるものに限る。この基準に該当する項目を洗い出した結果、次の2つの項目に対しては、基礎的・予備的な実験を行う必要があると判断され、その成果としてフィージビリティが確認された。

- a) 月製固体燃料(Si-Al)を用いたハイブリッド・ロケットの燃焼特性(特に着火/燃焼持続性)
- b) 基礎構造物の建設工法の一つであるテルミット反応(Si/Fe<sub>2</sub>O<sub>3</sub>)工法における特性
  - ・ 反応系の組み合わせと生成物の分離現象の有無、反応性(含:着火性)、生成物の緻密性/強度等

##### ③パラメトリック・スタディの範囲に留めるもの

上記②と同様に、未確認な事項であり、既存のデータ等からも推定が困難なものものが該当するが、その特性を把握するためには本格的かつ長期的な実験を行う必要があるものは、今後の研究課題とし、今回はパラメトリック・スタディに留め、システムが成立するための条件範囲を明らかにすることに焦点を当てることにする。この基準に該当する項目は次の2つである。これらは、現有技術の近傍/延長線上で成立する可能性はあるが、その値の具体的な特定には、燃焼室(スラスタ)の大型化/最適化を含めた試験が必要となり、簡単には取得できない範疇のものである。

- a) 月製LOXを燃料に用いた電気推進OTVのスラスタ効率(含:作動寿命)
- b) 月製固体燃料(Si-Al)を用いたハイブリッド・ロケットの燃焼性能(特に、比推力)

本論文では、このような可否基準を前提としたのは、従来にない新たなシステム(シナリ

オ)を提示し、これに対する今後の研究の方向性を見出すことを今回主眼としたため、個々の構成要素にある程度の不確定性が内包されていても、システムの成立の可能性が大きく左右されない範囲内に留まれば問題ないと判断したためである。

### 1.5 本研究における協力体制

本研究は、著者のオリジナリティで基本的に構成されているが、テーマの性格上、検討項目が広く多岐に渡るため、以下の箇所において、次の方々の御指導/協力を得ている。

#### ①研究全般

中須賀真一助教授(東京大学)

川勝康弘氏(宇宙開発事業団)

#### ②5.2項内の電気推進系にLOXを用いることに関する技術課題

荒川義博教授(東京大学)

北村正治氏・早川幸男氏(航空宇宙技術研究所)

#### ③5.4項内のデブリの軌道計算

中島憲氏(三菱スペース・ソフトウェア)

#### ④5.4項内のハイブリッド・ロケットの燃焼特性の予備的実験

毛呂明夫氏・清水盛生氏(航空宇宙技術研究所)

山本洋一氏・丸泉春樹氏・宮崎繁文氏(日産自動車)

藤山熙氏・渡辺将史氏(日油技研工業)、笠間恒雄氏(細谷火工)

#### ⑤5.6項内の溶融スラグ/テルミット反応生成物の冷却過程計算

村田博氏(CRC総合研究所)

#### ⑥5.6項内のテルミット反応工法の基礎試験

宮本欽生助教授(大阪大学)

野田次雄氏・渡辺将史氏・大和正英氏(日油技研工業)

## 2章 宇宙産業市場から見た月製LOXを用いるミッションの創生

既存の衛星・ロケット等を含めた宇宙活動を産業として成立させ、その規模を拡大するためには、低コスト化(cheaper)が重要であることがNASAを始めとして我が国においても特に最近強調されている。この視点に誤りはないと考えるが、しかし、実際はこれ以外にも別の視点を加味することが必要となることは容易に推測される。例えば簡単な例として、輸送価格や衛星価格を現在の1/2にすることが実現しても、気象衛星や通信衛星等の需要が現在の2倍以上になるとは必ずしも言えず、逆に産業規模(需要数量×価格)を縮小させ利益を減少させてしまう可能性も生じる。

月製LOXの製造自体を低コストで行う方法<sup>14) 15) 16) 22) 23) 24)</sup>を従来の研究者のように検討することも重要であるが、このLOXを利用するミッション候補が宇宙産業として成立するための必要条件として、投資に見合う需要があり、それが産業としての規模に達し、適切な利益が得られることが必要である。しかし、従来のLOX製造の研究では、この観点が希薄であり、ほとんど言及されていない。

著者は、LOX製造の産業としての成立性を議論するためには、宇宙産業市場のメカニズムそのものを最初に簡易モデルにより検討して、産業規模と価格、需要、生産コスト、利益との関係を明らかにし、これに基づき月製LOXを用いたミッションの候補を探索することが第一義的に重要であると考えている。

### 2.1 宇宙産業市場のモデル化

宇宙産業市場の規模と価格、需要、生産コスト、利益の関係を明らかにするために、ミクロ経済学における価格決定理論<sup>17)</sup>を利用して、市場の簡易なモデル化を試みる。

#### 2.1.1 需要と供給との関係

産業市場を大別すると、自由競争市場と独占市場とに分けられる。

民需の大半が自由競争市場であるが、この市場のメカニズムの特徴として、価格:Yは、図2-1に示すように、需要関数:P(X) [X:数量]と供給関数:G(X)との交点で決定される。価格が高いときは消費者の欲望は抑制され需要数量は少ないが、価格が低くなるとともに、消費者は欲望の抑制が弛緩し需要数量は増加する傾向を示す。また、価格が低いときは、生産者は供給する意欲を持たないため供給数量は少ないが、価格が高くなるとともに、生産者の生産意欲は増し供給数量は増加する傾向を持つ。両者は、相反する傾向を示し、相互に抑制しあい、交点である価格:Y\*と数量:X\*に一般に収束し均衡化する。

一方、現在の宇宙産業市場は、諸外国との競争が小規模ながら行われており、競争原理も拡大傾向にあるが、しかし大規模な固定資産を必要とし、国家予算が中心にあり採算という観念が希薄であり、一般の需要家が果たす役割が小さすぎる市場であるため、自由競争市場というよりは独占市場に近いものといえる。この独占市場では、生産者(独占者)は、価格:Yを自らが決定でき、需要曲線:P(X)からその価格に対応した需要数量:Xが設定されるため、この数量に見合うものを生産・供給することになる。

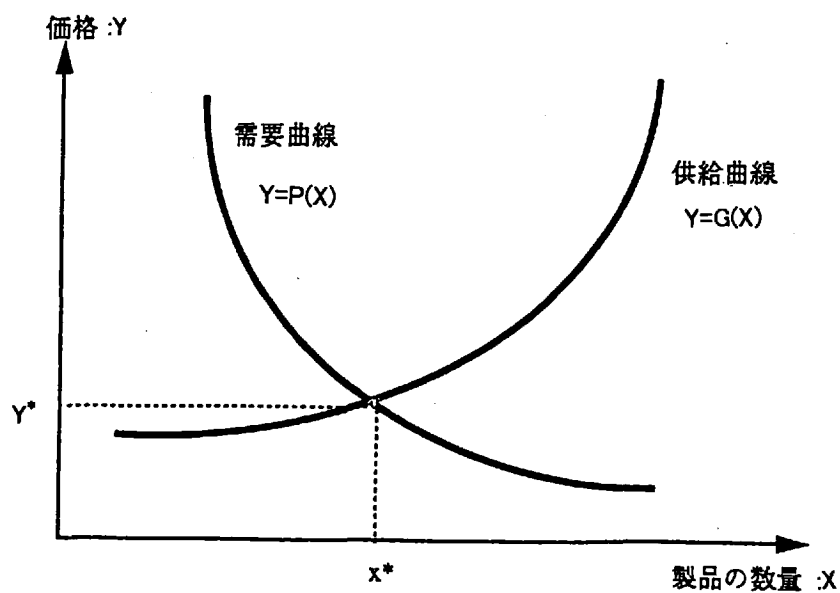


図2-1 自由競争市場における  
価格決定メカニズム

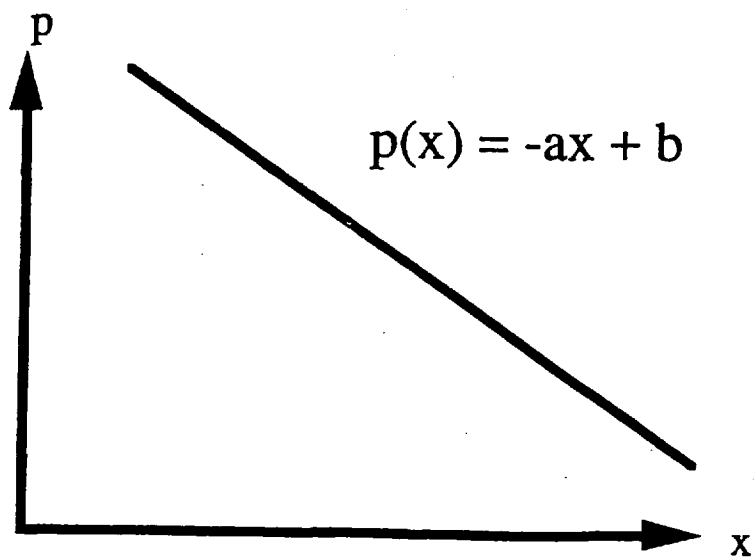


図2-2 線形化した需要関数モデル

月製LOXを用いる時代の宇宙産業市場においては、自由競争市場の部分が更に拡大されていると予測されるが、今回の研究では基本的に独占市場として取り扱う。これは、月製LOXを用いるミッションを実施するためには、多大な投資を必要とすることは明らかであり、少なくとも産業として成長するまでは、現在の国際宇宙ステーションの枠組みと類似な各国の宇宙機関の国際協力により実施される独占的レベルのものと考えられるためである。

## 2.1.2 独占市場を表現するモデル

### 2.1.2.1 事業主の利益最大

独占市場における独占者(事業主)の価格決定の基準は、一般に独占者自らの利益が常に最大になることを目標とすることである。事業主の利益: $\pi(X)$  [ $X$ :供給量]は、次のように表現される。

$$\pi(X) = R(X) - C(X) \quad (2-1)$$

$$\text{ただし、} R(X) : \text{収入関数} = XP(X) \quad (2-2)$$

この値は、市場規模の指数にも相当。

$P(X)$ : 需要関数;  $X$ 個販売するときの商品価格に相当。

$C(X)$ : 費用関数;  $X$ 個生産するときの生産コストに相当。

$\pi(X)$ を最大にする供給量: $X^*$ では、次の(2-3)式が成立する。

$$\begin{aligned} \frac{d\pi(X^*)}{dX} &= \frac{dR(X^*)}{dX} - \frac{dC(X^*)}{dX} \\ &= \frac{d[X^*P(X^*)]}{dX} - \frac{dC(X^*)}{dX} \\ &= P(X^*) + X^* \frac{dP(X^*)}{dX} - \frac{dC(X^*)}{dX} = 0 \end{aligned} \quad (2-3)$$

### 2.1.2.2 需要関数

需要関数: $P(X)$ は、図2-1に示すように、一般に $dP(X)/dX \leq 0$ かつ、 $d^2P(X)/dX^2 \geq 0$ の特性を有する。単純化するために、 $X$ を適当な区間に分け、その区間内では線形化が可能であり、次のような一次関数: $P(X)$  (図2-2参照)で表現されると仮定する。なお、 $b$ 値が高いほど、また $a$ 値が小さい程、同一の価格に対して、需要が多いことを意味する。

$$P(X) = -aX + b \quad (2-4)$$

ただし、 $a$ : 価格の変動に対する需要の変化を示す指数。

$b$ : 潜在的な付加価値を示す指数。

### 2.1.2.3 費用関数

費用関数: $C(X)$ は、供給量に無関係な固定費: $C_0$ と供給量に関係する変動費: $C_1$ により構成

されるが、図2-3に示すように、量産体制における学習効果等により、 $dC(X)/dX \geq 0$ かつ、 $d^2C(X)/dX^2 \leq 0$ の特性を有した関数形になる。単純化するために、 $X$ を適当な区間に分け、その区間内では線形化が可能であり、次のような一次関数： $C(X)$ で表現されると仮定する。なお、 $C_0$ 値が小さいほど、また $\alpha$ 値が低いほど、生産コストは低いことを意味する。

$$C(X) = C_0 + C_a = C_0 + \alpha X \quad (2-5)$$

ただし、 $\alpha$ ：供給量に対する変動費の変化を示す指数。

#### 2.1.2.4 最適な供給数量・市場規模と最大利益

(2-3)式に(2-4)式と(2-5)式を代入すると、最適な供給数量： $X^*$ を求めることができ、(2-6)式のようになる。

$$X^* = \frac{b - \alpha}{2a} \quad (2-6)$$

最適な市場規模を表す $R(X^*)$ は、(2-7)式のようになる。

$$R(X^*) = X^*P(X^*) = X^*(-aX^* + b) = \frac{b^2 - \alpha^2}{4a} \quad (2-7)$$

また、最大利益： $\pi(X^*)$ は、(2-8)式に示すものになる。

$$\pi(X^*) = R(X^*) - C(X^*) = \frac{(b - \alpha)^2}{4a} - C_0 \quad (2-8)$$

一方、 $R(X)$ を最大にする供給量： $X_R$ では、次の(2-9)式が成立し、 $X_R$ は(2-10)式のようになる。

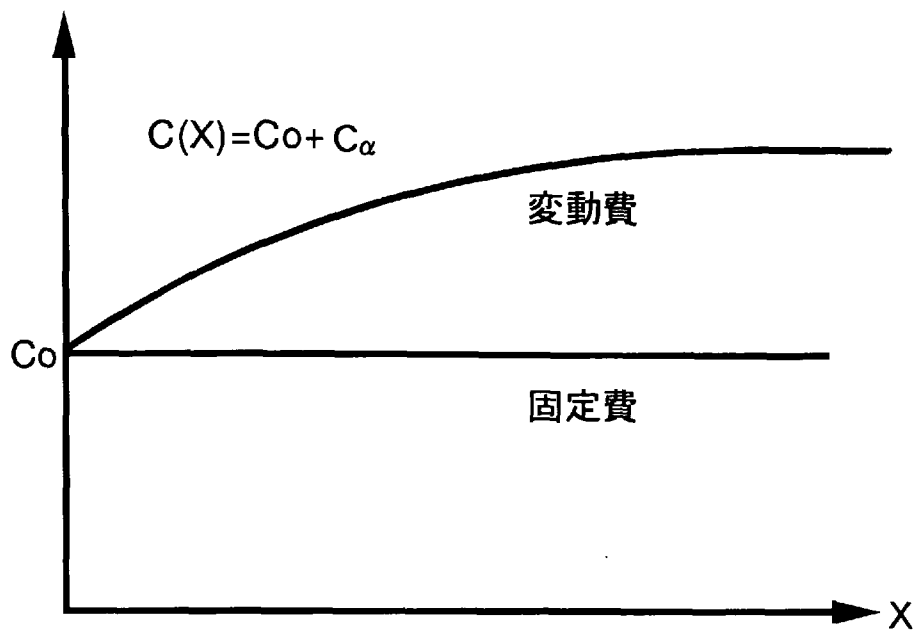
$$\begin{aligned} \frac{dR(X_R)}{dX} &= \frac{d[X_R P(X_R)]}{dX} \\ &= P(X_R) + X_R \frac{dP(X_R)}{dX} = -2aX_R + b = 0 \end{aligned} \quad (2-9)$$

$$\therefore X_R = \frac{b}{2a} \quad (2-10)$$

(2-6)式と(2-10)式とを比較すると、 $X^* < X_R$ が成立するため、利益を最大にする最適産業規模は、最大産業規模とは一致せず、常に低い値になる。両者は、 $\alpha = 0$ のときのみ一致する。

なお、実際には、需要関数と費用関数が変化する $X$ の各区間毎に上記の計算を行い、全区間に渡り利益が最大となる $X^*$ を選択することになる。このとき、 $X^*$ が定義した $X$ の区間内がないときは定義域の両端の $X$ を代替値として取り扱うことになる。





↓ 線形化

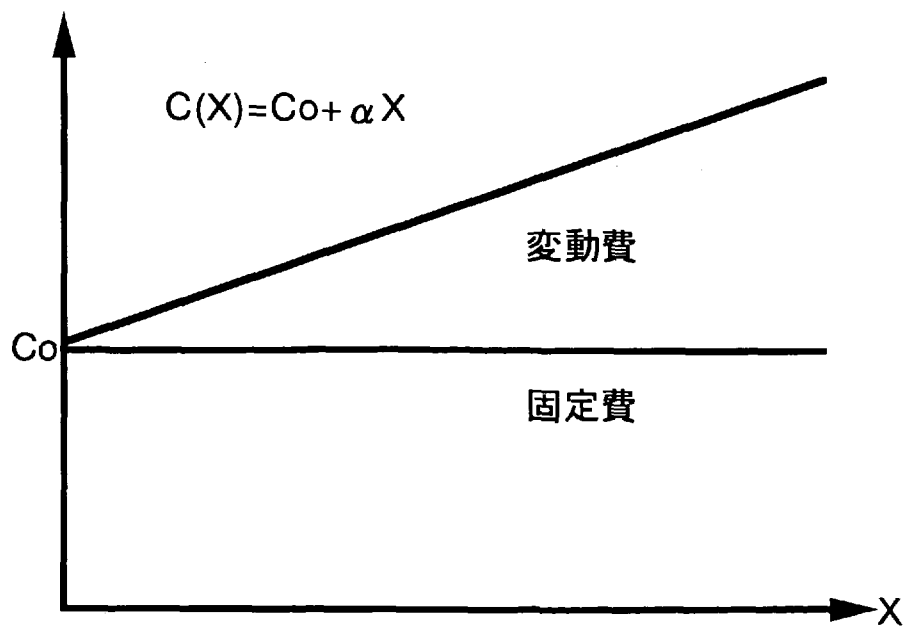


図2-3 費用関数モデル

### 2.1.3 モデルから導かれる方策

(2-6)式～(2-8)式から、生産数量: $X^*$ を増加し、市場規模: $R(X^*)$ を拡大して、利益: $\pi(X^*)$ を増すための方策として、次のことが導かれる。なお、これらの方策は、従来から漠然と予想されていたことであり、モデル化により再確認されたといえる。

#### 2.1.3.1 需要の質の改良

a値とb値は需要の質に関連する値であり、この質を改良するために次の2つの方法がある。

- ①付加価値(b値の増加)の高い商品とすること。供給数量はb値に比例して増加するが、市場規模と利益はb値の2乗に比例するため、b値の増加の効果は大きい。
- ②価格の低下に伴い、需要の伸びが大きな商品すなわち多くの大衆が利用することを希望する商品(a値の低下)とすること。生産数量と市場規模、利益は、a値に逆比例するため、この値の低下の効果も大きい。

#### 2.1.3.2 生産の低コスト化

生産コストを低減化するために、次の2つの方法がある。

- ①変動比率: $\alpha$ 値の低下を図ること。供給数量は $-\alpha$ に比例して増加するが、市場規模と利益は $-\alpha^2$ に比例して増加するため、 $\alpha$ 値の低下の効果は大きい。また、 $\alpha$ 値を低減させることにより、利益を最大にする最適産業規模は、最大産業規模に接近し、規模と利益の両者を最大に近づけることが可能となる。
- ②固定費: $C_0$ 値の低減を図ること。この $C_0$ 値の増加は、利益の減少を招くので、この低減の効果も大きい。

## 2.2 宇宙産業の現状と将来性

宇宙産業市場にとり需要の質は重要な要素であり、この質を高めるためには、付加価値(高b値)が高く、需要の伸び(低a値)の大きい特性を有する事業を発見することが必要であるが、しかし、現実には、両者の特性を同時に満たす事業を創生することは容易なことではない。

また、宇宙活動のような新分野では、新たな需要が自然に創り出されることを期待することは困難である。例えば、宇宙活動の発展にとり、輸送コストの低減は最も重要な鍵の一つであるが、このコスト低減が実現すれば、大幅な需要が自然発生的に創生されるという楽観的見方<sup>17) 18)</sup>は疑問である。これは、輸送コストの大幅な低減を図るには、航空機産業と同様に宇宙機の大量生産/大量運用が必要となるが、これに対する投資のモチベーションとして明確な需要が存在することが前提となるためである。

一方、宇宙活動規模を拡大するためにのみ需要を案出することは宇宙活動や環境に対して歪みを生じさせることになる。例えば、宇宙活動は「国際協力」を抜きにしては語れないが、国際協力そのものを活動のモチベーションとするような安易な方法は本末転倒に陥る。

現在想定される下記の5つの宇宙産業事業を、需要の質と生産コストの観点から概観し、各事業の特性と発展の見通しを明らかにする。ただし、モデルを決定する4つのパラメータ(aとb、 $C_0$ 、 $\alpha$ 値)に具体的な数値を設定し、定量的な議論を行うことは現段階では精度の点で疑問があるため、各パラメータの定性的な傾向に基づいた検討を進める。更に、従来の研究では、月製LOXを、LEOより上の軌道間(LEO~GEO~LLO~LS)の往復輸送系あるいはLSを中継点とした火星等への惑星探査用宇宙機の酸化剤に利用することを想定しているが、この利用法と各事業との関連性を検討し、新たな月製LOXの利用の方向を模索する。

- ①人工衛星(含:惑星探査)事業
- ②宇宙環境利用事業
- ③宇宙観光事業
- ④ $^3\text{He}$ 利用事業
- ⑤SPS事業

## 2.2.1 人工衛星(含:惑星探査)事業

### 2.2.1.1 事業の特性

人工衛星(通信/放送/測地/地球観測/科学衛星など)等の商品は、高機能化・軽量化が図られ、付加価値(b値)が高いものになっている。しかし、産業としては、成熟に近い状態に達しており、2020年頃までの需要予測<sup>18)</sup>を見ても、世界中合計して25~30[機/年]程度の衛星需要である。この予測の中では、近い将来、新たな通信方法として、多数の小型衛星を打ち上げるアイデア(イリジウム計画など)も含まれているが、この計画による打ち上げ需要の増加は一過性のものであり、整備が一旦終了したならば、運用維持の衛星打ち上げに留まると述べている。このため、低価格化が実現しても、それを上回る需要数量を獲得することは困難であり、a値は高いものとなる。

また、衛星の製作工程には、マン・パワーが必要な手工業的な方法が採られており、産業構造としては $\alpha$ 値の高い「労働力集約型」になっている。この労働力も質が高いため、他の産業と比較して高賃金体質にもなっている。この傾向は、衛星の複雑な工程と少ない機数のため変更され難しく、将来に渡り大幅な低コスト化の困難な事業分野であるといえる。

なお、火星等への惑星探査の目的は、将来に渡り科学ミッションに限定されると予想され、事業という概念で捕らえられる分野ではない。

### 2.2.1.2 従来の月製LOXの利用との関連

現在の延長線上で予測する限り、飛躍的な市場の拡大は困難であるため、従来の月製LOXの利用先になる可能性は単独ではほとんどなく、現有の使い捨てロケットによる打ち上げ手段でも十分賄えるといえる。

## 2.2.2 宇宙環境利用事業

### 2.2.2.1 事業の特性

現在開発中の国際宇宙ステーションにおいては、様々な材料/生物実験を行う宇宙環境利

用が企画されており、利用(需要)事業の拡大を進めようとしている。

この分野の事業としての見通しを現在明確にすることは困難であるが、今まで実施してきた宇宙環境実験の結果から観て、大幅な需要の伸びは期待できないと考えられる。これは、0Gと放射線環境が実験パラメータの中心であり、単能的な利用範囲の狭い実験室となることは避けられないため、運用(生産)コストが低減(低 $C_0$ 値と低 $\alpha$ 値)されても、 $a$ 値は大であるためである。

また、画期的な材料や薬品が0G下で試作された場合(高い $b$ 値の獲得)でも、この試作品の大量生産化を輸送コストの高い0G下の宇宙工場を試みるよりも、類似の大量生産プロセスを1Gの地球で実現する方法を考案するほうが、経済的メリットが大きいため、この点からも飛躍的な事業の拡大は望めないと考えられる。

### 2.2.2 従来の月製LOXの利用との関連

宇宙環境実験はLEO上で行うのが一般的であるため、従来の月製LOXの利用法では適用範囲外となる。

## 2.2.3 宇宙観光事業

### 2.2.3.1 事業の特性

付加価値(高 $b$ 値)の高い商品を狙うのではなく、逆に $b$ 値は低い、 $a$ 値の小さな事業として、地球近傍軌道や月面への「宇宙観光事業」<sup>18) 25)</sup>が考えられる。宇宙に行ってみたい、宇宙遊泳のような0G体験を経験してみたい、地球を宇宙からみてみたい、月面基地で生活してみたい等の「宇宙旅行/観光」への想いは子供達のみでなく多くの人々が抱く自然なものであり、人類の活動領域の拡大願望は本能的なものといえる。これに対する憧れは、アンケートやブレインストーミング<sup>26)</sup>においても上位にランクされており、観光という特性から、価格が高い内は需要が特定の者に限られてしまうが、魅力ある観光パック等を提供し、一般大衆が受容できる値以下に価格を持っていくことが可能になれば、大量需要が見込まれることが示唆されている。

しかし、産業という点から観て、規模の大きな事業に成長することは疑問視される。例えば、本案の市場規模を検討した研究<sup>18)</sup>では、再使用型ロケット(ペイロード能力:8[ton])の一回の飛行搭乗人数を80人とし、LEO上までの輸送コストを12[M\$/サイクル]<sup>[注:5]</sup>にできると仮定したとき、一人当たりの実現可能価格は、150,000[\$]レベルとなり、これから計算される旅客数は2,200[人/年](打上回数:約27.5[サイクル/年])程度であり、その市場規模としては、最大150,000 $\times$ 2,200 $_{[人/年]}$ =333[M\$/年]になると推定している。この種の研究は仮定条件により結論が大きく振られるが、現実的ではないが、この研究をベースにして、もし輸送コストを大幅な低 $C_0$ 値化と低 $\alpha$ 値化により一桁低い1.2[M\$/サイクル]にできると仮定したとき、一人当たりの価格は15,000[\$]レベルになり、これに対応する旅客数は約100,000[人/年]<sup>18)</sup>に増加するが、市場規模は15,000 $\times$ 100,000 $_{[人/年]}$ =1,500[M\$/年]にしか増加しない。この値は、現在の主要国の全宇宙開発予算(約22.5[B\$/年])<sup>17)</sup>の約7%にしか達しない。このように

本事業の市場規模が伸びない原因は、質量:50~80[kg/人]を有する一般大衆を直接的に宇宙に運搬するための輸送コストの低減(低 $C_0$ 値化と低 $\alpha$ 値化)には限度があり、 $a$ 値を低くし大衆向きにするためには付加価値: $b$ 値も低く押さえざるを得ないためと考えられる。

### 2.2.3.2 従来の月製LOXの利用との関連

上記の観光はESとLEOとの往復であるため、従来の月製LOXの利用法では適用範囲外となる。また、LEOより上の軌道への観光希望者は、速度増分が大きくなる軌道へ行くほど高価格化する必要があるため、上記のLEOに着いた乗客数より更に少なくなり、その規模も小さいと予想される。それ故、LEOより上への観光事業を、従来の月製LOXの利用先として単独で位置付けることは困難である。

### 2.2.4 $^3\text{He}$ 利用事業<sup>1) 8) 27)</sup>

#### 2.2.4.1 事業の特性

我が国の総需要電力量は、2000年度では $9.51 \times 10^{11}$  [kWh]、2010年度では $1.12 \times 10^{12}$  [kWh]と見込まれる。また、全世界では $1.384 \times 10^{13}$  [kWh]と予測されている。

$^3\text{He}$ を燃料に使用して地上のD- $^3\text{He}$ 反応核融合炉による発電が可能になった場合、単位質量当たりの発生電力量は、 $9.3 \times 10^7$  [kWh/kg( $^3\text{He}$ )]と推定される。この発電方式により需要電力量を全て賄うと仮定すると、LS→ESへの必要輸送量は、我が国の場合で約1.2[ton/年]、全世界では約14.8[ton/年]となる。月における $^3\text{He}$ の総埋蔵量は、約 $1.1 \times 10^9$  [kg]と推定されるため、単純計算では7,000年以上に渡り、全世界のエネルギーは確保可能になる。また、ガス状惑星である木星にはHeが約24[wt%]存在し、この内 $^3\text{He}$ は約 $7 \times 10^{22}$  [kg]オーダ含まれているとNASA/JPLのガリレオ探査機の結果から推定されている。

月の $^3\text{He}$ を採取する場合は、レゴリス表層面での $^3\text{He}$ 濃度は、 $2 \times 10^{-7} \sim 1 \times 10^{-4}$  [cm<sup>3</sup>STP/g]と低いため、月面基地・工場の構築を行い、大量のレゴリスの集積処理(900K加熱/揮発成分の分離精製工程等)<sup>27)</sup>を行う必要がある。一方、木星で採取する場合は、輸送コストが増加するが、集積処理は簡単化される。

山極等<sup>9) ~12)</sup>は、LSから $^3\text{He}$ を採取し地球で核融合発電を行うシナリオを研究しており、今後約500年間は、地球のエネルギー資源の不足を解消できるとWorld Dynamics Model手法による解析で示している。また、木星の $^3\text{He}$ を使用するシナリオ研究<sup>18)</sup>でも、産業として成立する可能性があるとして述べている。

以上のことから、 $^3\text{He}$ は極めて付加価値(高 $b$ 値)の高い物質であり、埋蔵量も十分であり、地球のエネルギー需要は増大の一途(低 $a$ 値)を辿り、また生産コスト( $C_0$ 値と $\alpha$ 値)が多少高くても需要の質が上回ると予測されるため、巨大な産業に発展する可能性があると考えられる。

しかし、プラズマの閉じこめが最も容易であるD-T核融合反応さえ実用化していない現在、D- $^3\text{He}$ 反応は更に約一桁閉じこめ条件が厳しくなるため、技術のブレーク・スルーにより見通しが明確にならない限り、 $^3\text{He}$ 利用事業を産業という観点で捕らえることは困難であると考えられる。

## 2.2.4.2 従来の月製LOXの利用との関連

$^3\text{He}$ を採取するために、作業員や膨大な機材をLEOやLLO、LS、木星周辺軌道などに送り込む必要がある。LEOより上の軌道への大量機材輸送については、長時間を要するが高性能なAr等を燃料とした「電気推進(イオンエンジン)OTV」を使用することを従来のシナリオ研究では前提としており、通常「化学推進(LOX/LH<sub>2</sub>)OTV」を用いる人的輸送については無視している。それ故、従来の月製LOXの利用先として本事業を位置付けるのは困難である。

## 2.2.5 SPS事業

### 2.2.5.1 事業の特性

実用規模の5~10[GW]級のSPS<sup>7)</sup>は、約20[km]×5[km]の大きさになり、その質量は4~10×10<sup>4</sup>[ton]にも達する巨大システムとなると推定される。しかし、このシステムは、既存技術の組み合わせの延長線上に基本的に位置するものであり、D- $^3\text{He}$ 反応核融合発電と比較して実現性が高いものといえる。このシステムの経済的な成立性に関するシナリオ研究が従来から行われており、参考文献[18)と28)]では、1[GW]級SPSを基本モデルとして想定し、SPSの構成部品はSSTOによりLEOに打ち上げられ、LEO上で部分的に組み立てられた後、電気推進OTVによりGEOに運搬され、そこで最終的に組み立てられ完成する方式を採っている。この論文のコスト分析によると、発電コストは、0.1~0.2[\$/kWh]程度となり、現有の売電価格に近いものになると推定している。SPS事業は、地上の売電との比較があるため、付加価値:b値は低くせざるをえないが、宇宙観光のような一部の者の需要ではなく、ほとんど全ての人の膨大な需要(低a値)が元来見込めるため、SPSを多数構築することにより、巨大な産業規模になるものと推定される。例えば、全世界の総需要電力予測量(1.384×10<sup>13</sup>[kWh])<sup>18)</sup>を1[GW]級SPSで全て賄うと仮定すると、その設置機数は約1,580機となる。

しかし、このような結論にも関わらず、SPS構想の実現計画が進展しない理由として、次のような課題<sup>7)</sup>が挙げられる。

- ①上記のようなシナリオ研究の推定の根拠となる仮定は、様々に変更可能であり、前提となるパラメータの変化により、発電コストが大きく変動し、シナリオとしては不安定な状態にある。
- ②エネルギーの枯渇が将来深刻化する認識は多くの者が有し懸念しているが、投資が巨大であり、他の代替案との競争も含まれ、それに見合うコンセンサスを得ることが困難な状態にある。
- ③エネルギー送電やロケットを多数回打ち上げることによる地球環境への影響が明らかにされていない。

この内、③の課題以外は、生産コスト(C<sub>0</sub>値と $\alpha$ 値)に特に関係する課題である。SPSの構築・運用費の内訳<sup>28)</sup>をみると、大別してSPS構成機材費(主に太陽電池製造費)と輸送費(主にSSTO製作/運用費)になり、その比率は約50:50<sup>(注:6)</sup>である。これらの費用は、相互に関連

しており、構成部材が簡素化され重量が軽減されれば、輸送コストも低減する特性をもつ。例えば、この両者に対して、次のような技術的なアイデアの研究を進めたならば、生産コストの低減、即ちシナリオの成立性は増すと考えられる。

①中須賀等<sup>29)</sup>は、柔軟な大面積幕の四隅に衛星を4機取り付け制御することにより、宇宙空間に巨大なスクリーンを張る方式を研究している。これが実現したならば、基本的にパドル構造体を不用とすることが可能となる。

②浜川<sup>7)</sup>は、宇宙空間において、超真空( $10^{-13}$  [Torr])を利用したMBGE(Molecular Beam Grapho-Epitaxy:分子線グラフォエピタクシー)法による薄膜結晶製造法を応用して、SPS用AlGaAs/GaAsヘテロフェイス接合太陽電池(変換効率:約20%)を一挙に巨大な基板スクリーン上に製造することを提案している。本方式は、既に試作段階にあるが、ESにおいては超真空設備等の投資が大きくなることから工業化に至っていない。この方式と、上記の①の方法を組み合わせることにより、簡便かつ軽量のSPSを構築することが可能となる

③本論文のテーマである月製LOXを利用して輸送コストの低減化を図る。また、ES→GEOよりLS→GEOの運搬の方が速度増分量が低いことを利用して、工程が簡単な一般機材(タンク/パイプ/構造部材等)の製造をLSで行うことも従来から提案されているが、単独で設備投資して機材製造を行うのではなく、月製LOX製造と連動して、必要機材を製造する。

#### 2.2.5.2 従来の月製LOXの利用との関連

<sup>3</sup>Heの採取と同様に、LEOより上の軌道への大量機材輸送については、「電気推進OTV」を使用することを従来のシナリオ研究<sup>13)</sup>では前提としており、通常「化学推進(LOX/LH<sub>2</sub>)OTV」を用いる人的輸送量については無視している。それ故、従来の月製LOXの利用先として本事業を位置付けるのは困難である。

### 2.3 産業としてのSPS事業と月製LOX製造事業

#### 2.3.1 SPS事業の将来性

上記の5つの事業を概観すると、「SPS事業」が産業として将来発展する可能性が最も高いと考えられるため、これをターゲットとして今後の宇宙産業のコンセプトを創ることが妥当であるといえる。

一方、従来の月製LOXの利用は、SPS事業とは関連が殆どない。他の事業ともトータルすれば、需要が存在するということでは、多大な投資を必要とする月製LOX製造事業を起こすモチベーションには成り得ない。この事業を起こすためには、新たな利用法をSPS事業を包含あるいは関連付けた形で発見する必要がある。



### 2.3.2 ES～LEOの輸送システム

「SPS事業」を始めとする宇宙活動にとり、ES～LEOの輸送システムは最も重要かつ基本的なものであり、次のような特徴をもつ。

- ①全ての宇宙活動は、ES→LEOを経由するため、この区間は最も大量需要(低a値)が見込まれる。
- ②ES→LEOに対する速度増分(約10[km/s])は、LEOより上の軌道間の増分より一般に大きいため、例えば、ESでは無価値に近い物資であっても、LEO上運搬し存在させるだけで相対的に付加価値(高b値)が高いものとなる。このため、この区間の輸送コスト低減の工夫(低い固定費: $C_0$ /低い変動比率: $\alpha$ )の効果は大きい。
- ③ES→LEOの運行に対して、従来のELV(Expendable Launch Vehicle:使い捨てロケット)は、固定費: $C_0$ 値は低いが、変動比率: $\alpha$ 値は高い輸送手段である。  
一方、RLV(Reusable Launch Vehicle:再使用型ロケット)は、 $C_0$ 値は高いものとなるが、 $\alpha$ 値が低くなることにより、打上運用コストの低減化を図る方法である。宇宙産業として「SPS事業」のような大量輸送を必要とする巨大システムの構築を前提にする場合は、RLVが適しているといえる。
- ④RLVの場合、ES→LEOに用いる推進薬(LOX/LH<sub>2</sub>等)は地球製のものを使用するのが妥当であるため、LEO上に貯蔵された月製LOXを利用しようとするならば、LEO→ESの帰還用酸化剤に対して適用する以外に方法はない。

### 2.3.3 垂直離着陸型SSTOの帰還用酸化剤としての月製LOXの利用とその効果

著者は、ESとLEOの間を往復する宇宙機(RLV)の候補として、LOX/LH<sub>2</sub>を推進薬に使用する「垂直離着陸型(弾道型)SSTO」を選択し、このSSTOがESを出発するときには、帰還用酸化剤相当分を搭載せず、LEO上に到着したとき、PSS(推進薬貯蔵ステーション)を経由して月製LOXを帰還用として補給しESに帰還する「新たな月製LOXの利用法」を提案する。なお、帰還用燃料(LH<sub>2</sub>)は、従来通り出発時に地球製のものを搭載する。

#### 2.3.3.1 垂直離着陸型SSTOの選定理由

垂直離着陸型(弾道型)SSTOは、現在研究中のデルタ・クリッパ(Delta Clipper)<sup>30)</sup>に代表されるSSTOであるが、これを選定した理由は次のとおりである。

- ①現在、SSTOの型式として、無翼の垂直離着陸型以外に、「有翼の水平離着陸型」や「垂直離陸・水平着陸型」等も提案されている。何れの型式を採用するにしても、構造効率<sup>[注:7]</sup>は、推進薬としてLOX/LH<sub>2</sub>を使用する限り、少なくとも約0.9を達成することが必要条件となる。ELVであるH-IIロケットの第1段目(LOX/LH<sub>2</sub>推進系)の構造効率が約0.88であること、またSSTOには耐熱パネルや着陸脚の装着を行い、その搭載機器は質量増加を伴う再使用型仕様にする必要があることなどから観て、この要求の実現に

は多大な開発努力を要するため、成立性が明確ではないのが現状である。

このため、TSTO(Two Stage To Orbit:再使用型二段式ロケット)の型式も候補の一つとして提案されている。これは、従来のELVのように多段式にすることにより、低い構造効率で高いペイロード能力を得る方法であるが、しかしシステムと運用の複雑さがコストの増加等を一般に招く。例えば、運用可能回数<sup>30)</sup>は、SSTOが年間1,000回以上に対して、TSTOは約50回しかできないともいわれる。

それ故、SSTOの研究が進行していることを踏まえて、月製LOXを帰還用に利用できる時代には開発の目処がついていると仮定し、SSTOを候補に選んだ。

②SSTOを構造効率の点から観ると、「垂直離着陸型」が最も優位であるが、帰還用推進薬量も付加して考えた場合、有翼あるいはリフティング・ボディ・タイプの「垂直離陸・水平着陸型」と比較して、優劣は明確ではない。例えば、米国<sup>30) 39)</sup>では、垂直離着陸型研究用のDC-Xの開発を行うとともに、垂直離陸・水平着陸型(リフティング・ボディ・タイプ)のフライング・テスト・ベッドとなるX-33の開発も将来実用構想機ベンチャー・スター(Venture Star)を目標に進行している。

一方、スペース・プレーンに代表される有翼の「水平離着陸型」は構造効率の点で最も不利であり、技術的なブレーク・スルーが必要といわれる。<sup>30)</sup> 例えば、有翼型への搭載を想定したスクラム・ジェット・エンジンは、ブレーク・スルーの一つとして研究が行われているが、しかし推力密度<sup>[注: 8)]</sup>が低く、重量が重い為、実用化のレベルには現在達していない。また、上昇時の空力加熱が厳しく、システムとしての成立性も危ぶまれている。

月製LOXを帰還用酸化剤に利用することを前提とすると、最も構造効率が高くできる「垂直離着陸型」が有利となることが予想される。

③大量輸送が要求される打上基地は都市周辺や工場に近接させることが得策であるため、長大な滑走路を必要とする水平着陸型は不利である。特に、我が国のような狭い国土では適していない方式である。

### 2.3.3.2 SSTOの帰還用酸化剤量の推定

磯崎等<sup>25)</sup>は、50人の旅行者がLEOに24時間滞在する宇宙観光を想定して、ESとLEO間を往復するペイロード能力:約5.9[ton](含:椅子/トイレ/クルー等)の垂直離着陸型SSTOの検討を実施した。この検討では、往復のための必要速度増分を約9,930[m/s]とし、この内、帰還用速度増分として約400~500[m/s]を仮定している。搭載する全推進薬量(LOX/LH<sub>2</sub>)は、約495[ton]であるが、このうち帰還用酸化剤(LOX)に割り当てられている量は、約4.5~5.8[ton]<sup>[注: 9)]</sup>となる。これは、ペイロード(5.9[ton])に対して76~98[wt%]に相当する。なお、帰還時にペイロードを搭載しない場合は、約4.1~5.1[ton]となり、ペイロード(5.9[ton])に対して69~86[wt%]に当たる。

この帰還用速度増分量は帰還方法やマージンの取り方等に依存する値であり、例えばデルタ・クリパ<sup>30)</sup>の検討では全推進薬量の1~2[wt%]を帰還用に考えている。これは、上記の例に当てはめると、帰還用酸化剤質量は4.2~8.5[ton]<sup>[注:10]</sup>となり、ペイロード(5.9[ton])に対して71~140[wt%]に相当する。

この帰還用速度増分量の見積もりは、垂直離着陸型SSTOの重要な研究課題の一つであるが、上記の例では、帰還用酸化剤はペイロードの0.7倍~1.5倍であり、第一次近似的には、ほぼ同等量を搭載する必要があるといえる。

なお、有翼型あるいはリフティング・ボディ・タイプのSSTOが実現した場合、帰還用速度増分は、軌道離脱<sup>25)</sup>のための約70[m/s]に制御用等を含めて約100[m/s]となると予想され、これに伴う帰還用酸化剤は垂直離着陸型のときの約1/5になる。

### 2.3.3.3 SSTOの帰還用酸化剤への利用の効果

月製LOXの帰還用への利用効果として、次のようなものが挙げられる。

- ①全ての宇宙活動にとり最も基本的なES~LEO間のペイロード能力を約2倍に向上させることが可能となる。これにより、ロケット打上回数<sup>[注:11]</sup>を大幅に削減でき、輸送コストの低減化につながるだけでなく、地球環境に対する影響(オゾン層の破壊等)にもプラスに働く。
- ②SSTOの特性上、極限設計を行う必要があり、構造効率:約0.9を達成するためには多大な開発努力を要する。仮に、帰還用酸化剤量に配分された一部を機体構造用に充当したならば、開発が容易になるだけでなく、信頼性/安全性の高いものが開発可能となる。更に、何れの型式にしるSSTOの構想自体が極限設計範囲を逸脱してしまい技術的な成立性が見出し得ない場合、帰還用酸化剤の負担を月製LOXの利用により軽減させることのみで成立可能になるならば、この月製LOXの付加価値は極めて大きなものとなる。
- ③上記(2.3.3.2項)で見積もられた必要帰還用酸化剤量は、極限設計により算出されたものであり、マージンが少ない値であるため、月製LOXの補給を十分行えば、帰還の安全性を高めることにつながる。なお、LOX/LH<sub>2</sub>の混合比は通常6近傍であるが、帰還時に、比推力の若干の低下は伴うが、LOXの割合を増して混合比を増加(例えば6→8)させることにより、LH<sub>2</sub>量の増加を図らずに安全性を向上することが可能となる。
- ④LOX製造を核とする月面産業を起こすことは膨大な投資が必要となるため、永続的な月製LOXの利用が保証されていることが必要条件となるが、帰還用酸化剤としての利用は、永続的価値の高いものと推定される。これは、LEOより上の軌道間輸送システムには、低推力密度の推進系の使用が可能のため、例えば原子力推進系やレーザー推進系などが将来実用化されたときは、月製LOXの利用の意味を失いかねないが、ES~LEOの輸送システムの場合は、地球環境に影響が少なく、かつ1Gに抗する高推力密度のエンジンが必須となり、化学推進系、主にLOX/LH<sub>2</sub>エンジンに将来とも依存せざるを得ないため

ある。

なお、月製LOXの利用を否定する意見として、上昇時のアクシデントに対する緊急対策(帰還)として、帰還用推進薬の搭載は必要になるとの考え方も予想されるが、大量輸送を行う産業という観点からみると、無人型SSTOが中心になると予想されるため、殆どの場合は特に帰還用を搭載する必要はないと判断できる。なお、有人飛行の場合でも、上昇の途中ならば、残存する推進薬を用いて帰還可能であり、危険領域は最終飛行部分のみとなるため、このリスクを許容するならば、有人飛行へも月製LOXを利用することは可能である。

以上のことを別の観点から述べると、SSTOがESから離陸しポテンシャルを高めるとともに、搭載された帰還用酸化剤の付加価値は高まり、LEO上ではペイロードと同等の価値になるため、これを月製LOXで代替することは、月製LOXの付加価値:b値を高めたことと同等の意味をもつ。

本論文では、上記のメリットのうち、①のペイロード能力が2倍になるものをベースにする。即ち、SSTOの帰還用酸化剤質量と元来のペイロード能力との比率:β値を1と仮定し議論を進める。これは、現段階で定量的な検討を行う上で最も取り扱いが容易なものであることに因る。

また、コスト(有効性)を比較する事例対象として、1[GW]級SPSをGEO上に定常的に連続して構築するケース<sup>18) 28)</sup>を想定して議論を進める。①のメリットは全ての宇宙活動に対して普遍的効果を持ち得るが、SPS構築を特に取り上げたのは、将来発展する可能性が高いSPS事業への寄与を検討することにより、有効性を最も明確に顕在化できると予想したためである。

なお、β値は、SSTO設計に依存し、選択の自由度が少なく、任意に設定できるものではないが、後述(6.4.2.3項参照)において、パラメトリック・スタディを行うことにより、この影響を把握し、有翼型やフライング・ボディ・タイプとの比較も含めて、開発目標とすべきSSTOの形態についての考察を試みる。

### 3章 既成概念に基づく月製LOX利用の効果

参考文献28)に記載されている1[GW]級SPSリファレンス・モデル(図3-1参照)をベースとし、これを順次GEO上に恒常的に連続的に構築するケースを想定して、既成概念に基づいた月製LOXのSSTOの帰還用酸化剤への利用の有効性についての検証を試みる。なお、SPSの発電実用規模としては、5~10[GW/機(SPS)]級<sup>7)</sup>が妥当であると予想されるが、参考文献28)では、従来の方法に基づく1[GW]級SPSの構築に必要な基本的データを提示しており、このデータを本研究に利用/応用するために、1[GW]級を仮定した。

#### 3.1 検討方法

##### 3.1.1 3種類のSPS構築方法

次の3種類のSPS構築方法により、SPS構成機材等をES→LEOに運搬するに必要なコストの比較検討を行う。なお、下記の③は、②の改善方法として提案されたものであり、4章以降で詳述されるため、本章では論究しない。本章の目的は、月製LOXの有効性の発揮が、②の既成概念に基づく構築方法で可能であるかを予め確認することである。

##### ①古典的SPS構築方法

従来から提案されている、地球に全てを依存し、月製LOXを使用しない古典的なSPS構築方法であり、SSTO輸送コストのみがコスト比較の対象として計上される。

##### ②月製LOXを用いる「既成概念的SPS構築方法」

従来の研究において取得された技術を単に個々に集合させた既成概念的な手法を用いて、LS上で製造した月製LOXをLS→LEOに運搬し、SSTOの帰還用酸化剤とすることにより、SPS構成機材等をLEOに運搬する方法である。コスト比較として計上されるのは、次の3種類の総コストである。

- ・ SSTO輸送コスト
- ・ LS→LEOの月製LOX運搬コスト
- ・ LSにおけるLOX製造関連コスト

##### ③月製LOXを用いる「有機的SPS構築方法」

LOX製造と月製LOX運搬に「有機的結合メカニズム」の導入を図ることにより、地球依存度を軽減化し、上記②の総コストの削減を行うSPS構築方法である。なお、この方法には、月製SPS構成機材によるコスト低減化の方策も含む。

#### 3.1.2 既成概念的SPS構築方法の検討の進め方

具体的な検討の進め方は、次の通りである。

##### ①古典的SPS構築方法における構築手順のモデルを示し、このSSTO輸送コストを算出する。

なお、LEOより上の軌道へのSPS構成機材等の運搬・組立手順は既成概念的な構築方法でも同一である。(3.2項/3.3項参照)

SOLAR POWER SATELLITE OPERATIONS SCENARIO

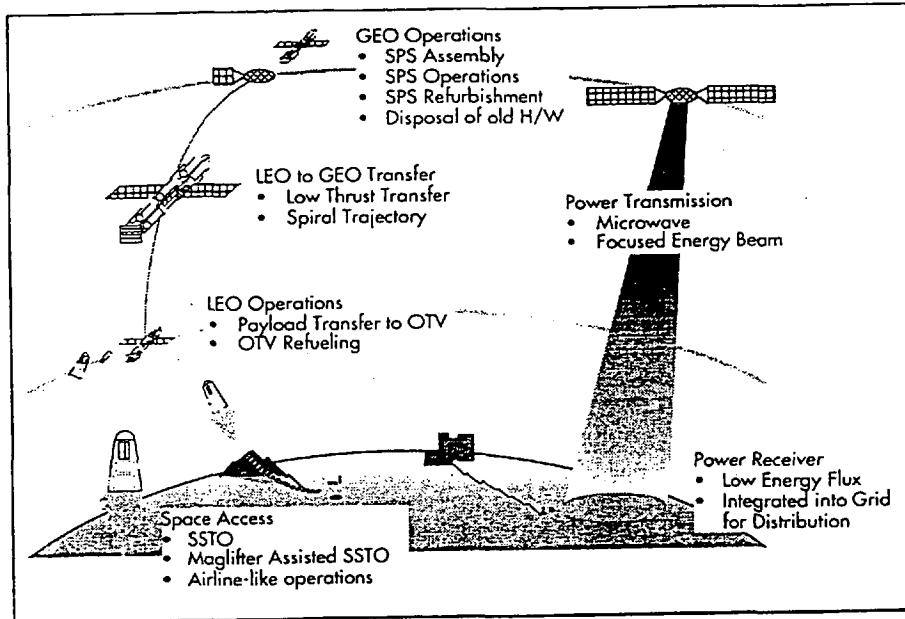


Figure 1: SPS Deployment and Operations require a space transportation infrastructure.

|                             |               |
|-----------------------------|---------------|
| Power per SPS [GW]          | 1             |
| SPS Life [Year]             | 15            |
| SPS Deployment/Year         | 0.23*         |
| SPS Mass (dry) [kg]         | 13,858,000    |
| SPS Propellant & ASE** [kg] | 1,623,336     |
| Total SPS ETO [kg]          | 15,448,336*** |

\*: 今回の研究では、約0.25即ち5[年]でSPS 1[機]構築することをベースとする。

\*\* : Ascent Support Equipment

\*\*\* : 今回の研究では、15,450[ton]と一定と仮定。

図3-1 1 [GW] 級SPSリファレンス・モデル<sup>28)</sup>

- ②LSにおけるLOX製造関連は、不確定な要素が多いため、最初は考慮外におき、従来の研究等で提示されたデータを単にそのまま使用して、月製LOXをLS→LEOまで輸送しSSTOの帰還用を利用する場合の輸送量の収支バランス計算を行う。この計算結果をベースラインIと本章の中では称するが、結論的には、全くメリットのないことが明らかとなり、パラメータの改善/最適化を行うことが必要となった。(3.4項参照)
- ③パラメータのセンシティブリティ・アナリシス(sensitivity analysis)を行い、パラメータを改善/最適化し、これに基づく総コスト(除:LOX製造関連コスト)を試算する。(3.5項参照)
- ④考慮外としたLSにおけるLOX製造関連コストを試算する。(3.6項参照)
- ⑤月製LOX使用の効果について考察し、今後の方策について述べる。(3.7項参照)

## 3.2 解析に利用するSPS構築手順のモデル

### 3.2.1 古典的SPS構築手順

参考文献[18]と28)]を基礎として、着手から完成まで5[年]<sup>28)</sup>を必要とする1[GW]級SPSの構築の手順を以下のように仮定する。(図3-2参照)

- ①ペイロード能力:約10[ton]<sup>18)</sup>のSSTOを用いて、ES→LEOに、SPS構成機材(総質量:約15,450[ton]<sup>28)</sup>)を運搬する。なお、この他に、SPS運搬用OTVとその燃料、交換部品あるいは作業員、SPSの運用・維持用機材等も運搬する必要がある。
- ②LEO上で、機材の部分的な組立を行う。なお、LEO上には、宇宙ステーション(含:推進薬貯蔵ステーション)をSPSの構築以外にも使用する共通基盤として予め構築しておき、作業員の住居や推進薬貯蔵等に使用する。
- ③LEO→GEOに、Arを燃料とする再使用型電気推進(イオン・エンジン)OTV(ドライ質量:297[ton/機]<sup>[注:12]</sup>)を2機用い、螺旋軌道に沿って機材を運搬する。なお、LEOとGEOとの往復は、5[サイクル/機]×2機=10[サイクル]<sup>28)</sup>行われ、総必要燃料は、180[ton/サイクル]<sup>[注:12]</sup>×10[サイクル]=1,800[ton]となる。なお、OTVの往復時間は、1[年/サイクル/機]となる。
- ④機材は、GEO上で組立られて完成する。その後、運用・維持段階に入っている。
- ⑤このプロセスを繰り返して、多数の1[GW]級SPSを連続的に順次作り続ける。

### 3.2.2 再使用寿命/部品交換率

SPSを構築するにあたり、これに関わる推進系の再使用寿命(耐用年数)と部品交換率はコストに影響を与えるため、予め以下に整理して設定しておく。

#### 3.2.2.1 従来の研究における再使用寿命/部品交換率の考え方

##### (1)SSTO

SSTOの再使用寿命について、参考文献[18]と28)]では、再整備(refurbishment)を行いな



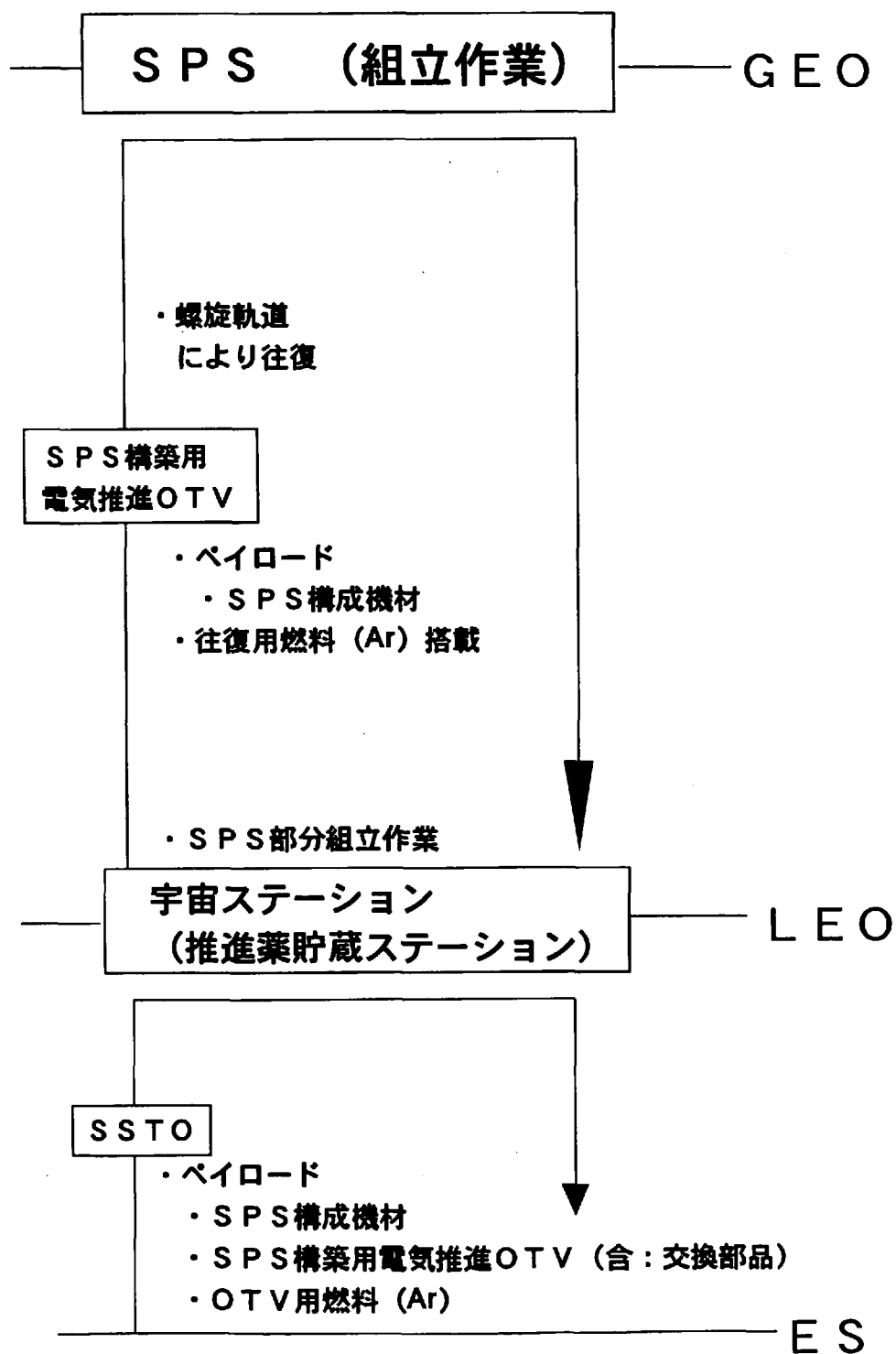


図3-2 古典的SPS構築方法

から航空機並の寿命があると仮定している。一方、参考文献[13]では、100[サイクル/機]に制限しており、部品交換率を1[w1%/サイクル]と想定している。

## (2) 電気推進OTV

電気推進OTVの再使用寿命について、参考文献[18]と28)]では、再整備を行いながら使用続けることを仮定している。一方、参考文献[13]では、10[サイクル/機]に制限し、部品交換率を10[w1%/サイクル]と想定している。この交換率を、大きくしている要因は、宇宙放射線による太陽電池パドルの劣化とスラスタの消耗が主なものと想定される。

## (3) 化学推進(LOX/LH<sub>2</sub>)OTV

化学推進(LOX/LH<sub>2</sub>)OTVについては、参考文献[13]と18)]では、100[サイクル/機]また部品交換率を1[w1%/サイクル]と仮定している。

### 3.2.2.2 今回の研究における再使用寿命/部品交換率の設定

今回の研究では、スペース・シャトルの再使用の困難さの経験<sup>30)</sup>を踏まえて、再使用寿命と部品交換率を次のように安全側に設定する。

- ①SSTOの再使用寿命は、100[サイクル/機]とする。なお、この部品交換は、ES上で行うため、直接的には交換率を設定する必要はない。
- ②電気推進OTVの再使用寿命は、10[年/機]とする。参考文献[13]では、寿命をサイクルで規定しているが、この種のOTVの劣化は、宇宙放射線による太陽電池パドルの劣化とスラスタの長時間作動による劣化が主なものであるため、作動時間<sup>[注:13]</sup>で規定する方が妥当である。10[年/機]と仮定できるのは、SPSの着手から完成まで約5ヶ年間とし、OTVは、この期間に5[サイクル/機]作動すると想定すると、1[サイクル]は、1[年]に換算できるためである。また、部品交換率を10[w1%/年]とする。
- ③後述のLSを打上基地として作動する再使用型化学推進ロケット<sup>[注:14]</sup>の寿命は、化学推進(LOX/LH<sub>2</sub>)OTVと同一の100[サイクル/機]と仮定する。また、部品交換率を1[w1%/サイクル]と想定する。

### 3.3 古典的SPS構築方法におけるコスト

ESからLEOまでSSTOを用い輸送するペイロードは、単純化して、上記(3.2.1項参照)の中の主な輸送物である1GW級SPS構成機材(1[機相当])及びOTV機体(2[機])と交換部品、燃料(Ar)のみとすると、その総量は、(3-1)式のようになる。

$$15,450 [\text{ton}] + 297 [\text{ton/機}] \times 2 \text{機} \times (5 [\text{年間/機}] / 10 [\text{年間/機}]) \\ + 297 [\text{ton/機}] \times 2 \text{機} \times 0.1 [\text{/年}] \times 5 [\text{年間}] + 1,800 [\text{ton}] = 17,840 [\text{ton/機(SPS)}] \quad (3-1)$$

ただし、5 [年間/機] / 10 [年間/機] は、OTVの再使用(耐用)寿命:10 [年間/機] に対するSPS1機当たりの

構築に費やされる作動時間:5 [年間/機] の比である。これは、1 [GW] 級SPSの構築が連続的に計画されることを前提にし、定常構築段階における平均的なOTV機体質量を導入するためである。また、0.1 [1/年] は部品交換率である。

この総ペイロードを運搬するために必要なSSTO輸送コストは、打上(運用)コストと機体製作コストに分けられるが、両者とも打上回数に比例する関係をもつ。

ペイロード能力:10 [ton] のSSTOを用いた5 [年間] に渡る総打上回数は、1,784 [サイクル] <sup>[注:15]</sup> になり、年間平均打上回数は、357 [サイクル/年] <sup>[注:16]</sup> になる。これは、ほぼ毎日一回の打ち上げを5 [年間] 続けて行うことを意味し、SSTOのターンアラウンドタイムを1 [週間] (7 [日間]) <sup>18) 30)</sup> とすると、1 [サイクル/日] の打ち上げのためには、SSTOは最低7機の同時運用が必要と試算される。

10 [ton] 級のSSTOの打上(運用)コスト・モデルとして、TRANSCOST (Koelle Model) に示されたSängerのコスト・モデル<sup>18)</sup> を用いる。このSängerの打上コストは次の3項目からなる。

①VCR: Vehicle Recurring Cost (原価償却費)

②DOC: Direct Operations Cost [打ち上げ前運用費・打ち上げ費・燃料費・再整備費 (refurbishment)・保険費用]

③IOC: Indirect Operations Cost (プログラム管理費・システム運用費等)

Sängerにおける打上コストは、年間打上回数が増加するとともに低減するが、200 [サイクル/年] 以上ではほぼ一定値に近くなり、12 [M\$/サイクル] (1990年ベース)<sup>18)</sup> となる。この値は、スペース・シャトルの計画段階の希望的成本予測<sup>30)</sup> でもあり、現有の技術の延長線上における限界値に近いものであると考えられる。それ故、打上コストは、21,410 [M\$/機(SPS)] <sup>[注:17]</sup> になる。

一方、SSTO:1機当たりの機体製作コスト(除:開発コスト)は、22 [M\$/ton (hardware)] <sup>28)</sup> として見積もり、機体(構造)質量を85 [ton/機(SSTO)] <sup>[注:18]</sup> と仮定すると、1,870 [M\$/機(SSTO)] <sup>[注:19]</sup> となる。それ故、SPS1機を構築するために必要なSSTO機体製作コストは、再使用寿命(100 [サイクル/機])を考慮し、多数のSPSの構築が連続して行われると想定すると、平均的には33,360 [M\$/機(SPS)] <sup>[注:20]</sup> になる。

これらの打上コストと機体製作コストとの合計コストは、54,770 [M\$/機(SPS)] <sup>[注:21]</sup> に達するため、このコスト低減は1 [GW] 級SPSの構築にとり最も重要な課題の一つと成り得ることが明らかとなった。なお、機体製作コストは、合計コストの約60%を占めるため、再使用寿命を延長する開発努力はコスト低減への寄与が大きいといえる。

もし、月製LOXを帰還用酸化剤に用い、ペイロード能力を約2倍に向上させたならば、単純計算では、打上回数やコスト、機数も約1/2倍に低下し、トータル的には、 $54,770 \text{ [M\$]} \times 1/2_{倍} = 27,390 \text{ [M\$ /機(SPS)]}$  に近い値になる。ただし、この値には、月製LOXに関連するコストを追加することが必要となるため、この追加コストを低く抑えることが可能となれば、有意なSPS構築コストの低減化の見通しがつくことになる。

### 3.4 月製LOXを帰還用酸化剤に用いた場合のSPS構築コスト

#### 3.4.1 月製LOXの輸送形態の設定

##### 3.4.1.1 乗り換え方式

LSからLEOまで月製LOXを輸送方法は、LL0を中継点とした「乗り換え方式」とし、次のように設定する。(図3-3参照)

①LS $\rightleftharpoons$ LL0は、再使用型化学推進(LOX/LH<sub>2</sub>)ロケットを用いる。

なお、このロケットは、LS上で往復分の酸化剤(月製LOX)とペイロード(月製LOX)を補給・搭載し、またLL0上で往復分の燃料(地球製LH<sub>2</sub>)を補給し、LSで使用する物資を搭載して再びLSへ帰還する。

②LL0 $\rightleftharpoons$ LEOは、再使用型電気推進OTV<sup>1) 3) 31) 32) 33)</sup>を用いる。

このOTVは、直流放電式イオン・エンジン・タイプであり、OTVは、LEO上で地球製燃料(Ar)を補給された後、LSで使用する物資(含:上記①のロケットや燃料、交換部品)を搭載して、螺旋軌道を描いてLL0まで飛行する。そして、LL0上に設置されているLOX貯蔵ステーションから、月製LOXをペイロードとして搭載してLEOまで再び螺旋軌道に沿って帰還する。なお、LEO高度は約500[km]とし、LL0高度は約100[km]に設定する。

##### 3.4.1.2 設定理由

乗り換え方式を設定した理由は、以下に示す推進系の特性に起因する。

###### (1) 推力密度

LSの重力は1/6Gではあるが、これに抗してLSとLL0間を移動するためには高い推力密度のエンジンを宇宙機に搭載することが要求される。これは、現有の技術では高い推力密度が得られる化学推進システムに依存するしかないことを意味する。一方、LL0やLEO等の軌道上に既に在り軌道間を移動する宇宙機(OTV)に対しては、推力密度の要求が緩和される。特に、ペイロードとして、輸送時間的に余裕があるLOX等を運搬するときは、この要求の緩和の度合いは大きい。これは、化学推進システム以外に電気推進システムのような低推力密度の推進系も使用できることを意味する。それ故、一種類の推進系でLS~LEO間を全て賄うのではなく、LL0における「乗り換え方式」を選択することにより、各区間に最適なシステムを設定することが可能となる。

###### (2) 化学推進(LOX/LH<sub>2</sub>)OTVの特性

中須賀等<sup>1)</sup>は、エアロアシスト付再使用型単段式(LOX/LH<sub>2</sub>)OTVにより、ペイロード(月製LOX)<sup>[注:22]</sup>をLL0からLEOまで運搬し、空の状態ではLEOからLL0まで再び帰還する往還方式を検討した。このOTVの推進薬の内、酸化剤である月製LOXはLL0上で補給し、燃料の地球製LH<sub>2</sub>はLEO上で補給することを前提としている。また、LEOからホーマン・トランスファー軌道を経由してLL0へ到達するための速度増分は約3.97[km/s]とし、逆のLL0からホーマン・ト

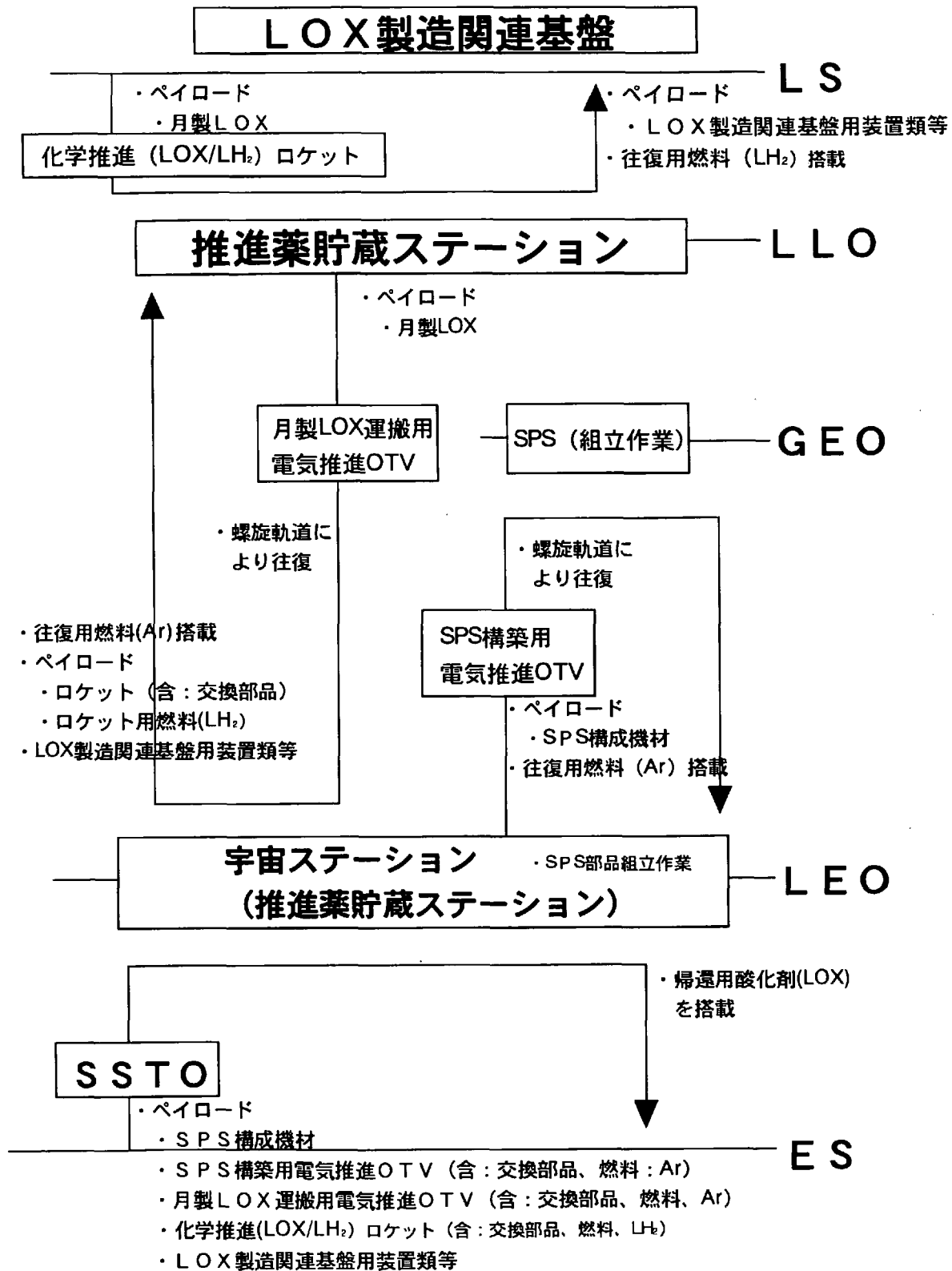


図3-3 既成概念的SPS構築方法

ランスファー軌道を經由しエアロアシストを利用して、LEOへ到達するときの速度増分は約1.625[km/s]としている。これは、LEOへ投入する速度増分の75%(2.345[km/s])が空気ブレーキによりセーブされると仮定したためである。この検討の結果、単段式化学推進OTVとしては本方式が最も効率的なものであるが、10[ton]のペイロードを運搬するために、地球製LH<sub>2</sub>をほぼ同等量に近い約9.6[ton]も必要であることが明らかとなった。なお、酸化剤(LOX)としては約47.9[ton]を使用する。また、本システムは、再使用型のエアロアシスト技術の使用を前提としているが、この技術は現在未確認なものであり、LEO上での整備性等に課題があると予想される。

一方、燃料量を軽減するために、多段式化学推進(LOX/LH<sub>2</sub>)OTVを採用することも一案であるが、システムや運用の複雑さとコスト増加を招くだけでなく、飛躍的な軽減も望めない。それ故、本システムは、LL0⇄LEOの月製LOX輸送用OTVに使用することは意味がなく、LS⇄LL0の輸送用ロケットに使用すべきことがわかる。なお、推進薬として LOX/LH<sub>2</sub>を用いることを前提としたのは、既存の確立した技術であることと、高性能であることによる。

### (3) 電気推進OTVの特性

電気推進システムは、低推力のため長期の運搬時間を必要とするが、高比推力であるため燃料消費量を軽減でき、また、技術的にも化学推進システムの次に研究されている分野である。山極<sup>13)</sup>は、LEO⇄GEOのSPS構築輸送のために、Arを燃料とした直流放電式イオン・エンジン・タイプの電気推進OTVを使用するケースを検討した。この検討結果では、化学推進(LOX/LH<sub>2</sub>)OTVに比較して、12~18%程度のエネルギー投資の低減が可能になることを示している。

電気推進システムの方式としては、研究・開発が進んでおり飛行実績もあるイオン・エンジン・タイプの他に、ヒドラジン(N<sub>2</sub>H<sub>4</sub>)を燃料とする繰り返しパルス型的一种であるMPDアークジェット(Magneto Plasma Dynamic Arcjet)等もある。このMPDアークジェットについては、SFU宇宙実験・観測フリーフライヤにおいて電気推進実験<sup>34)</sup>も行われているが、スラスト効率<sup>35)</sup>が50%を越えることは困難であるため、今回は、イオン・エンジンを参考文献[13)と31), 32), 33)]と同様に採用した。

燃料の種類としては、水銀(Hg)やXe, Arなどが従来から研究されているが、この内、水銀は埋蔵量に限度があり、Xeは希少ガスであるため、大量供給に問題がある。一方、Arは空気内に約0.93[vol%]<sup>36)</sup>含有されており、他の産業(アルゴン溶接等)でも多量に使用されているため、供給可能である。

なお、運搬時間が長時間になると、LOXの一部の気化が生じるが、貯蔵タンクの断熱性の向上と電力の一部を利用した冷却により解決できると考えられる。

また、電気推進OTVには、大面積の太陽電池パドルを装着するため、地球近傍では、このパドルへの空気抵抗の問題がある。そのため、LEO高度としては、現在構想中の国際宇宙ステーションとほぼ同じ高度の約500[km]を設定する必要がある。一方、月の重力ポテンシャルの歪みのため、LL0高度が低いと離心率:e>0となる傾向を示し、最悪な場合、軌道制御を

行わないとLSに激突する可能性が生じる。それ故、現在計画中の月探査周回衛星<sup>38)</sup>と同一の約100[km]<sup>(注:23)</sup>に設定する必要がある。

#### (4) 将来型推進OTV等<sup>35)</sup>の特性

ソーラセイルやマスドライバー、原子力推進OTV、レーザ推進OTV等の将来型推進システムは、開発が実現したならば、LOX輸送の手段として画期的なものになる可能性があるが、全て構想段階の状態にあり、技術的に未確認な分野である。特に、原子力推進OTVについては、実用化された場合には、LEOより上の軌道間の人的輸送を含む全ての移動に使用されるようになる可能性があるが、地球からの核燃料の輸送問題や国民のコンセンサスを得るなどの課題が多い。以上の理由により、本研究では、これらの方法は対象外として位置付ける。

#### 3.4.2 物資移動量の計算法

従来<sup>(1) (3) 28) 33) 35)</sup>の研究で取得された個々のデータを単にそのまま使用してSSTOの総輸送量等の計算(以下、本章では「ベースラインI」と称す)を行うが、この計算で仮定した主なパラメータを表3-1に示す。この表には、後述(3.5.1項)する改善/最適化のためのパラメータの変動の有無も併せて記載してある。なお、詳細な計算法(含:仮定条件)と計算結果は付録:A-1に記す。

本計算法では、連続的にSPSが構築される定常構築状態を想定し、1[GW]級SPSが1機完成するまでの時間経過的な要素を含まない総合的かつ平均的な物資移動の収支バランスのみを考慮している。これは、World Dynamics Model手法<sup>9) ~12)</sup>等による解析を行うためには、時間の関数形で示されたデータが不可欠であるが、SPSを時系列的に構築するためのデータには不確定な要素が多く、現段階でこれらのデータを準備することは多くの仮定の設定を必要とし、計算結果に信憑性が得られないためである。それ故、本研究のレベルとしては、最終的な収支バランスのみを考慮し、その成立性を議論すれば事足りると考えられる。

なお、この収支バランスの中には、LS上におけるLOX製造(含:LEOとLLO上の「推進薬貯蔵ステーション」)に関わる部分は除外しており、これらは別途(3.6項参照)論じる。これは、従来<sup>(1)</sup>の研究におけるLOX製造関連部門には不確定な要素が多いため、この状態のまま収支バランス計算に挿入した場合、この試算結果は、精度が悪く信頼度に欠けることになり、全体的な見通しがつかなくなることが懸念されるためである。また、地球依存度も高いため、多大なコスト見積もりになることは明らかであり、この観点からも別枠扱いが望ましいと判断した。

#### 3.4.3 SSTOによる総輸送量

ベースラインIにおけるSSTOの総輸送量(総ペイロード量): $M_{TPL}$ (SSTOの総帰還用酸化剤量に等しい)の内訳を表3-2に示す。古典的SPS構築方法によるSSTOの総輸送量は、(3-1)式に示すように17,840[ton/機(SPS)]であったが、一方、ベースラインIでは、40,210[ton/機(SPS)]となり、古典的方法の2倍(17,840[ton]×2倍=35,680[ton])以上となった。これは、月

表3-1 既成概念的SPS構築方法において仮定した主なパラメータ

| 項目  | 記号*   | ベースライン]                   | 改善の有無     | 改善方法/備考   |
|---|---|---------------------------|-----------|---|
| SPS構成機材   | $M_{SPS}$   | 15,450 [ton]              | ×         | ・文献28)  |
| 必要速度増分  | $\Delta V_{SPS} (IE)$   | 4,710 [m/s]               | ×         | ・LEO→GEO (GEO→LEO) <sup>28)</sup><br>・LLO→LEO (LEO→LLO) <sup>1)</sup><br>低推力による螺旋軌道<br>・LS→LLO (LLO→LS) <sup>1)</sup>   |
|   | $\Delta V_{LOX} (IE)$   | 7,400 [m/s]               | ×         |   |
|   | $\Delta V_{LE}$   | 1,990 [m/s]               | ×         |   |
| SSTO関連<br>・元来のペイロード<br>・SSTO帰還用酸化剤<br>と元来のペイロードとの比率<br>・機体質量<br>・再使用寿命                                    | —   | 10 [ton/サイクル]             | ×         | ・文献13)<br>・新たなペイロード能力は<br>10(1+ $\beta$ ) [ton/サイクル]<br>・3.5.4項で変動の効果を検討<br>・文献25)のデータから試算<br>・文献13)  |
|   | $\beta$   | 1                         | ×         |   |
|   | —   | 85 [ton/機]                | ×         |   |
|   | —   | 100 [サイクル/機]              | ×         |   |
| 月製LOX運搬用<br>電気推進OTV関連<br>・比推力<br>・往復時間<br>・比質量<br>・スラスト効率<br>・再使用寿命<br>・部品交換率<br>・再整備作業時間<br>・機数<br>・サイクル | $I_{SP} (LOX/IE)$   | 5,000 [SEC]               | ○         | ・文献13)28)<br>・最適化により改善<br>・含:再整備作業時間<br>・延長により改善<br>・文献13)28)37)<br>・ $1.33 \times 10^{-2}$ [kg/W]も参考計算<br>・含:電源効率/文献13)<br>・3.2.2.2項<br>・文献13)<br>・LEO/LLO各1 [ヶ月間]/文献28)<br>・文献28)<br>・文献28) |
|   | $T_{IE}$  | 1 [年間/サイクル]               | ○         |   |
|   | $K_{IE}$  | $2 \times 10^{-2}$ [kg/W] | ×         |   |
|   | $\eta_{IE}$   | 0.8                       | ×         |   |
|   | —   | 10 [年間/機]                 | ×         |   |
|   | $E_{LOX} (IE)$  | 10 [wt%/年]                | ×         |   |
|   | $T_{LOX} (REF/IE)$  | 合計:2 [ヶ月間]                | ×         |   |
|   | $N_I (IE)$  | 2 [機]                     | ×         |   |
|   | $N_E (IE)$  | 5 [サイクル/機]                | ×         |   |
|   | 月製LOX運搬用化学<br>推進ロケット関連<br>・比推力<br>・混合比<br>・構造効率<br>・再使用寿命<br>・部品交換率<br>・機数<br>・機体質量 | $I_{SP} (LE)$             | 460 [SEC] |   |
| MR  |   | 6                         | ○         |   |
| $\eta_S (LE)$   |   | 0.85                      | ○(0.9)    |   |
| —   |   | 100 [サイクル/機]              | ×         |   |
| $E_{LOX} (LE)$  |   | 1 [wt%/サイクル]              | ×         |   |
| $N_I (LE)$  |   | 2 [機]                     | ×         |   |
| $M_{LOX} (LE)$  |   | 85 [ton/機]                | ×         |   |
| SPS運搬用電気推進<br>OTV関連<br>・ハードウェア<br>/運用   | —   | 上記のOTVと<br>同一と仮定          |           | ・上記のOTVと同一にすること<br>により、簡易化/効率化  |

\*:記号は、付録:Aで使用されているものである。



表3-2 ベースライン I におけるESからの運搬品目のSSTO総輸送量  
に対する比率

| 品目                                  | 数値<br>(ton) | 比率<br>(wt%) | 備考  |
|-------------------------------------|-------------|-------------|---|
| SPS構成機材                             | 15,450      | 38.4        | MSPS  |
| SPS構築用電気推進<br>OTVの往復燃料(Ar)          | 2,060       | 5.1         | MSPS(Ar) × 10[サイクル]   |
| SPS構築用電気推進<br>OTVの機体(含:交換<br>部品)    | 470         | 1.2         | MSPS(IE) × 2機 ×<br>(5[年間/機]/10[年間/機]<br>+ ε SPS(IE) × 5[年間])                              |
| 月製LOX運搬用<br>電気推進OTVの<br>往復燃料(Ar)    | 14,080      | 35          | MLOX(Ar) × 10[サイクル]   |
| 月製LOX運搬用<br>電気推進OTVの<br>機体(含:交換部品)  | 3,220       | 8           | MLOx(IE) × 2機 ×<br>(5[年間/機]/10[年間/機]<br>+ ε SPS(IE) × 5[年間])                              |
| 月製LOX運搬用<br>化学推進ロケットの<br>燃料(LH2)    | 4,830       | 12          | MLOx(LH) × 2機 × N <sub>II</sub> (LE)  |
| 月製LOX運搬用<br>化学推進ロケットの<br>機体(含:交換部品) | 100         | 0.3         | MLOX(LE) × 2機 ×<br>(N <sub>II</sub> (LE)/100[サイクル]<br>+ ε LOX(LE) × N <sub>II</sub> (LE)) |
| SSTO総輸送量                            | 40,210      | 100         | MTPL  |

製LOXの利用の意味から観て、ベースラインIのままでは、メリットを見出すことはできないことは明らかである。

改善を図るために、内訳表から、次のような指針を予め探索することができる。

- ①SPS構築するために直接必要となるSPS構成機材およびSPS構築用電気推進OTVの往復燃料(Ar)と機体相当分を合計すると、 $38.4_{[wt\%]} + 5.1_{[wt\%]} + 1.2_{[wt\%]} = 44.7_{[wt\%]}$ である。一方、残りの $55.3_{[wt\%]}$ は月製LOXをLS→LL0→LE0へ運搬するために使用されており、この部分を低減させることが鍵となる。
- ②計算法を観ると、各パラメータは相関しており、1つのパラメータが変化すると、相乗的に他のパラメータが変動するメカニズムをもっている。例えば、LS⇔LL0に使用する化学(LOX/LH<sub>2</sub>)推進ロケットの燃料(LH<sub>2</sub>)消費量がある原因で増加すると、このLH<sub>2</sub>をLE0→LL0に輸送するために電気推進OTVの燃料と機体が増加し、これは、SST0の輸送量の増加にも繋がる。更に、これは月製LOXの必要量を増し、燃料(LH<sub>2</sub>)量自体を結局増加させる効果をもつ。このため、パラメータの効果に軽重はあるが、どのパラメータに対しても最適化に極力努める必要がある。
- ③LL0⇔LE0の月製LOX運搬用電気推進OTVの燃料(Ar)と機体相当分を合計すると、 $35.0_{[wt\%]} + 8.0_{[wt\%]} = 43.0_{[wt\%]}$ であり、第一義的には、この部分の改善効果は高い。
- ④LS⇔LL0の月製LOX運搬用化学推進(LOX/LH<sub>2</sub>)ロケットの燃料(LH<sub>2</sub>)と機体相当分を合計すると、 $12.0_{[wt\%]} + 0.3_{[wt\%]} = 12.3_{[wt\%]}$ であるが、上記②で述べたような相乗的な効果がある。
- ⑤SPS運搬(LE0⇔GEO)用電気推進OTVの往復燃料(Ar)、機体相当分を合計すると、 $5.1_{[wt\%]} + 1.2_{[wt\%]} = 6.3_{[wt\%]}$ であるが、これの軽減も、SST0の輸送量の低減および月製LOX量の低下を招く。

### 3.5 センシティブィティ・アナリシス

#### 3.5.1 変動させるパラメータと検討方法

月製LOXの利用に意味をもたせるには、次の3種類の輸送方法の改善(3.4.3項参照)が必要であるため、前述の表3-2に示す輸送関連パラメータの内、効果が期待できるものは、既成概念の範囲内の改善/最適化を試みる。

- ①LL0⇔LE0の月製LOX運搬用電気推進OTV
- ②LS⇔LL0の月製LOX運搬用化学推進ロケット
- ③LE0⇔GEOのSPS運搬用電気推進OTV

最初に、パラメータの変動効果の程度を明らかにするために、パラメータ単独での変動効果を議論する。表3-2には変動の有無を予め纏めて記載しておいたが、技術的な難易度と

効果の関係から、実際には変動できるパラメータは限定され、この対象となるのは、以下の6種類の輸送関連パラメータである。ただし、③と④については、参考データとして位置付けられる。この選定理由については、3.5.1.1項以降で後述する。

- ①電気推進OTVの比推力： $I_{SP(LOX/IE)}$  &  $I_{SP(SPS/IE)}$  の最適化
- ②往復時間： $T_{IE}$  の延長
- ③比質量： $K_{IE}$  の低下
- ④化学推進ロケットの比推力： $I_{SP(LOX/LE)}$  の増加
- ⑤混合比：MRの最適化
- ⑥構造効率： $\eta_{S(LE)}$  の向上

次に、効果があるパラメータの組み合わせによる改善を行い、コストを見積もる。

### 3.5.1.1 LLO⇔LE0の月製LOX運搬用電気推進OTVの関連パラメータ

#### (1) 比推力： $I_{SP(LOX/IE)}$ の最適化

ベースラインIでは、比推力： $I_{SP(LOX/IE)}$  を5,000[SEC]と仮定したが、電気推進系の場合、燃料消費量を軽減するために比推力を高くすることは、技術的には電源の高電圧化と電力量増加を伴うが、比較的容易に実現可能である。しかし、この電力量の増加は機体質量の増加に直結するため、最適解が存在する。

#### (2) 往復時間： $T_{IE}$ の延長

ベースラインIでは、電気推進OTVの往復時間： $T_{IE}$  を1[鞆/サイクル] (含：軌道上における再整備作業時間)と仮定しているが、飛行時間を延長することは、太陽エネルギーの供給時間の増加を図ることになるため、機体質量(太陽電池パドル質量)の低下につながる。時間延長は技術的には特に問題はないが、SPS構築期間からの制約上、無制限に延長することはできない。

図3-4に、1機当たりのSPS構築期間を、ベースラインIの5[鞆]に加えて7.5[鞆]と10[鞆]にした場合の3ケースを想定して、第1号機のSPSが完成してから、毎年1機構築していく場合のスケジュールの例を示す。この事例から、SPS構築期間を変化させた場合に、第1号機の完成までの準備期間(過渡期間)には差が生じるが、定常構築状態に達した場合、全体的に観るとSPS構成部材の生産・運搬負担は同一になるといえる。宇宙活動は恒常的に行われるものであるため、多数のSPS<sup>[注:24]</sup>を連続して構築していくシナリオを仮定するならば、準備期間差は有意なものとはならない。ただし、例えば、構築期間が10[鞆/機(SPS)]の場合には、5[鞆/機(SPS)]と比較して、作動寿命(再使用寿命)の制限から、電気推進OTV機数が2倍必要になり、機体製作コスト(含：機体運搬コスト)の増加を招くことになる。

#### (3) 比質量： $K_{IE}$ の低下

ベースラインIでは、比質量： $K_{IE}$  (要求電力1W当たりの電気推進システム質量)を $2 \times 10^{-2}$  [kg/W]とし、その内訳<sup>13)</sup>として、次の値を仮定した。

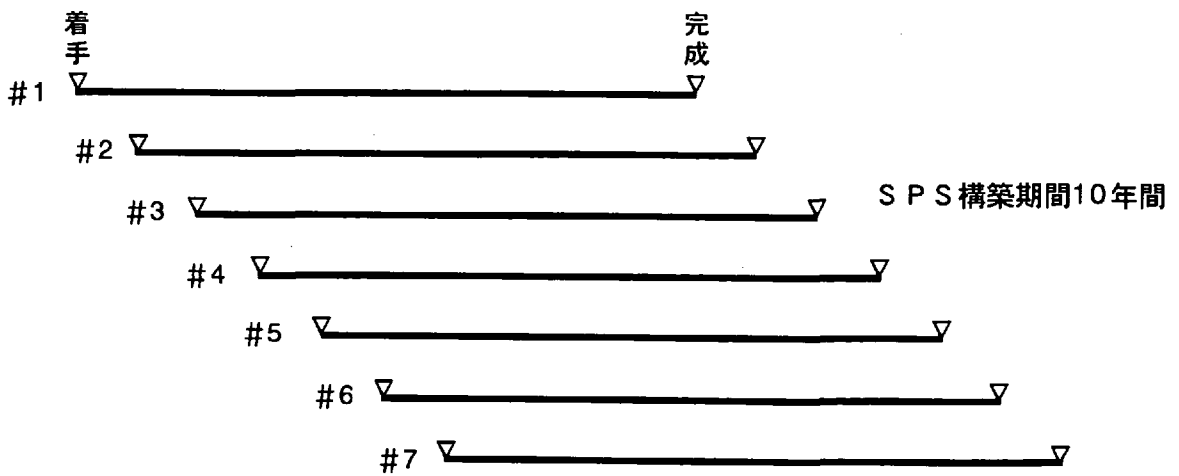
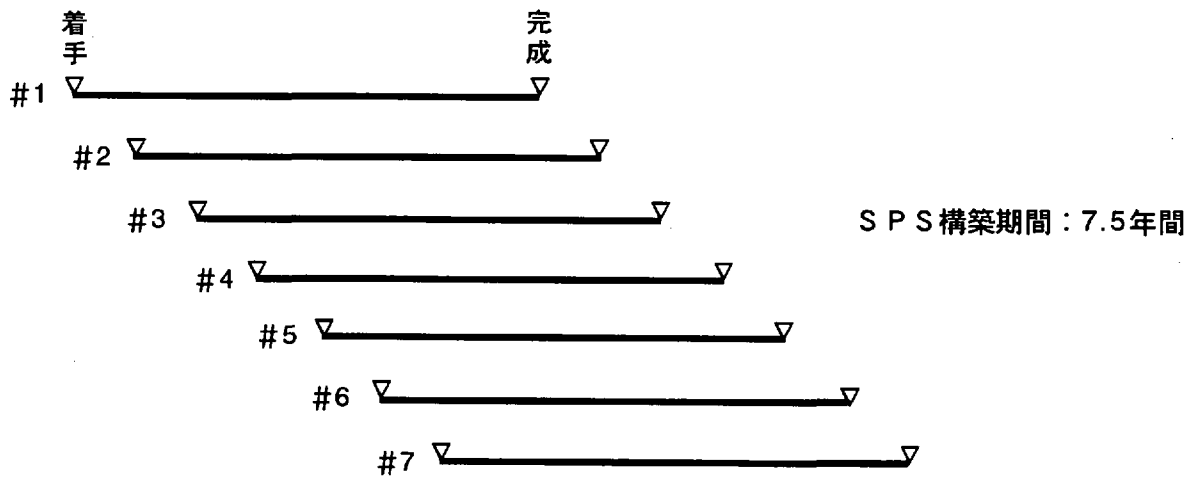
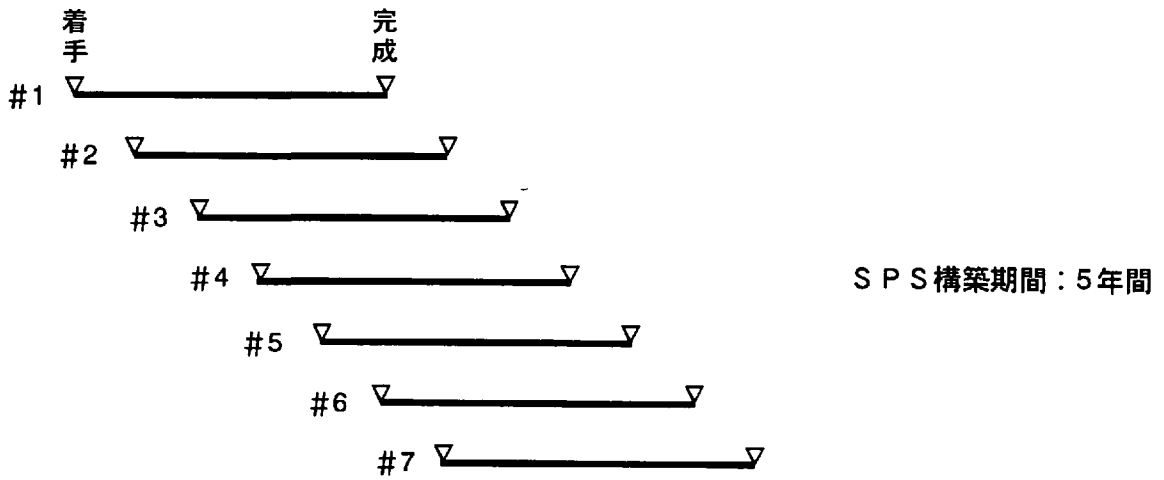


図3-4 毎年1機SPSを構築する場合の3ケース

- ・専用太陽電池:  $1 \times 10^{-2}$  [kg/W]
- ・推進システム:  $0.2 \times 10^{-2}$  [kg/W]
- ・電源系 :  $0.5 \times 10^{-2}$  [kg/W]
- ・その他 :  $0.3 \times 10^{-2}$  [kg/W]

参考文献[13]]では、専用太陽電池について、最近のシリコン太陽電池で報告されたデータ<sup>72)</sup>に基づき、 $0.33 \times 10^{-2}$  [kg/W]を将来値として仮定している。なお、この文献では、内訳のなかの推進システムと電源系、その他については、上記の電気推進の解析<sup>37)</sup>で一般的に使用される値をそのまま将来値としている。このため、将来値としての比質量: $K_{IE}$ は、 $1.33 \times 10^{-2}$  [kg/W] (ベースライン I の66.5%)となる。本章では、比質量の低下効果を検討するが、本章の目的が既成概念の範囲内における月製LOXの利用の価値を論ずることにあるため、参考データという位置付けとする。ただし、後述(5.3.5項参照)で、別の観点から、この将来値は新たなベースライン II に成り得ることを示す。

#### (4) スラスト効率の向上

スラスト効率(含:電源効率): $\eta_{IE}$ の向上も候補に挙げられるが、ベースライン I で仮定した0.8の値は文献[13]から選んだデータであるが、現在の経験から見て技術的な飛躍が必要とさえいえる値であるため、本論文では考慮外とする。例えば、参考文献[33]]では、技術試験衛星VI型(ETS-VI)に搭載した20[mN]級イオン・エンジンの技術を踏襲して、Xeを使用した大型(150[mN])級イオン・エンジンのスラスト効率(含:電源効率)を推定しているが、その値は約75%<sup>[注:25)]</sup>に留まっている。

#### (5) 再使用寿命・部品交換率・再整備作業時間の向上

再使用寿命の延長や部品交換率: $\varepsilon_{LOX(IE)}$ の低減は、OTV機体の軽減に寄与するが、データ不足であるため、今回の研究ではそのままとする。

また、LEO/LL0での再整備作業時間: $T_{LOX(REF/IE)}$ を、ベースライン I では合計 $5.256 \times 10^6$ 秒(2ヶ月間)<sup>28)</sup>と仮定したが、この短縮は、上記(2)の往復時間時間: $T_{IE}$ の実質的な延長になるため性能向上に寄与する。しかし、この短縮の可能性を論ずるにはデータが不足しているため、今回の研究では除外する。

#### (6) 複数のOTVの効率的運用(OTVネットワーク運用<sup>40)</sup>)

ベースライン I では、SPSを1機構築するために、2機のOTVを5[サイクル/機]することを前提にしているが、多数のSPSを連続的に構築していく状態では、複数のOTVのネットワークによる効率的な運用メカニズムが重要となる。しかし、今回の研究は、SPSを構築することより、月製LOXの利用に主眼を置いた予備的な研究であるため、この課題については論究しない。

### 3.5.1.2 LS⇔LL0の月製LOX運搬用化学推進ロケットの関連パラメータ

#### (1) 比推力: $I_{SP(LOX/LE)}$ の増加

ベースライン I では、比推力: $I_{SP(LOX/LE)}$ を460秒と仮定したが、例えば、参考文献[13]]

では、再使用型化学推進(LOX/LH<sub>2</sub>)OTVの比推力に480秒を想定している。高比推力にするほど、推進薬消費量が軽減され、性能向上につながることは明らかである。しかし、同一の推進薬を用いている現有のH-IIロケットの第2段(LE-5A)エンジン(燃焼圧力:4[MPa],ノズル膨張比:130)の比推力は452秒であり、第1段(LE-7)エンジン(燃焼圧力:12[MPa],ノズル膨張比:54)の比推力が445秒である。また、再使用型SSME<sup>41)</sup>(Space Shuttle Main Engine;燃焼圧力:23[MPa],ノズル膨張比:77.5)は、455秒である現状から観て、480秒を達成するためには、高燃焼圧力化・高膨張化等が必要であり、これに再使用型仕様(作動寿命:100[サイクル])が更に追加要求されるため、開発には困難が予想される。今回の研究でも、比推力を480秒までパラメトリックに変化させ、その効果の確認を試みるが、開発の困難さと下記の(2)の高混合比化に重点を置くこととしたため、参考データとして位置付けるものとする。

### (2)混合比:MRの最適化

ベースラインIとして、混合比:MRは6を仮定したが、この値はLOX/LH<sub>2</sub>エンジンでは一般的なものである。しかし、今回の研究のように、月製LOXを酸化剤とし、地球製LH<sub>2</sub>を燃料として使用するケースでは、高混合比化すると、比推力の低下を招くが、貴重な燃料の消費比率が減少するため、オリフィス流量調整という技術的に簡易な方法により最適化を図ることが可能となる。 $I_{sp(LOX/LE)}=460$ 秒(@MR=6)を基準にして、最適化のための基本データとなる混合比と比推力との関係<sup>14)</sup>を、比推力効率を一定と仮定して図3-5に示す。なお、高混合比領域において、高比推力化を図る方策も重要であるが、今回はその検討までは踏み込まないものとする。また、高混合比化は、上記の効果以外にLH<sub>2</sub>ターボ・ポンプ出力要求の軽減と構造効率の向上にも寄与するが、これらの効果については付録:Bに纏めて示す。

### (3)構造効率: $\eta_{s(LE)}$ の向上

構造効率を、ベースラインIでは0.85<sup>1)</sup>と仮定したが、SSTOが大推力エンジンを装備し耐熱パネルも装着しているながら構造効率を約0.9と想定していること、また上記(2)に述べた高混合比化により構造効率も高めることができることから観て、少なくとも0.9まで向上させることは技術的に許容されると判断できる。今回の研究では、解析を簡易にするために、構造効率を混合比とは独立に考え、0.85→0.9までの効果を評価し、結果的には改善値として0.9を採用する。

### (4)再使用寿命・部品交換率: $\epsilon_{LOX(LE)}$ の向上

再使用寿命と部品交換率は、電気推進OTVのものと同様に、データ不足であるため、今回の研究ではそのままとする。

### (5)複数ロケットの効率的運用(ロケット・ネットワーク運用<sup>40)</sup>)

ベースラインIでは、SPSを1機構築するために、冗長を考慮して最低機数:2機のロケット(機体質量:85[ton/機])を前提にしているが、多数のSPSを連続的に構築していく状態では、複数のロケットのネットワークによる効率的な運用メカニズムが重要となる。しかし、今回の研究では、OTVネットワークと同様に、この課題については論究しない。

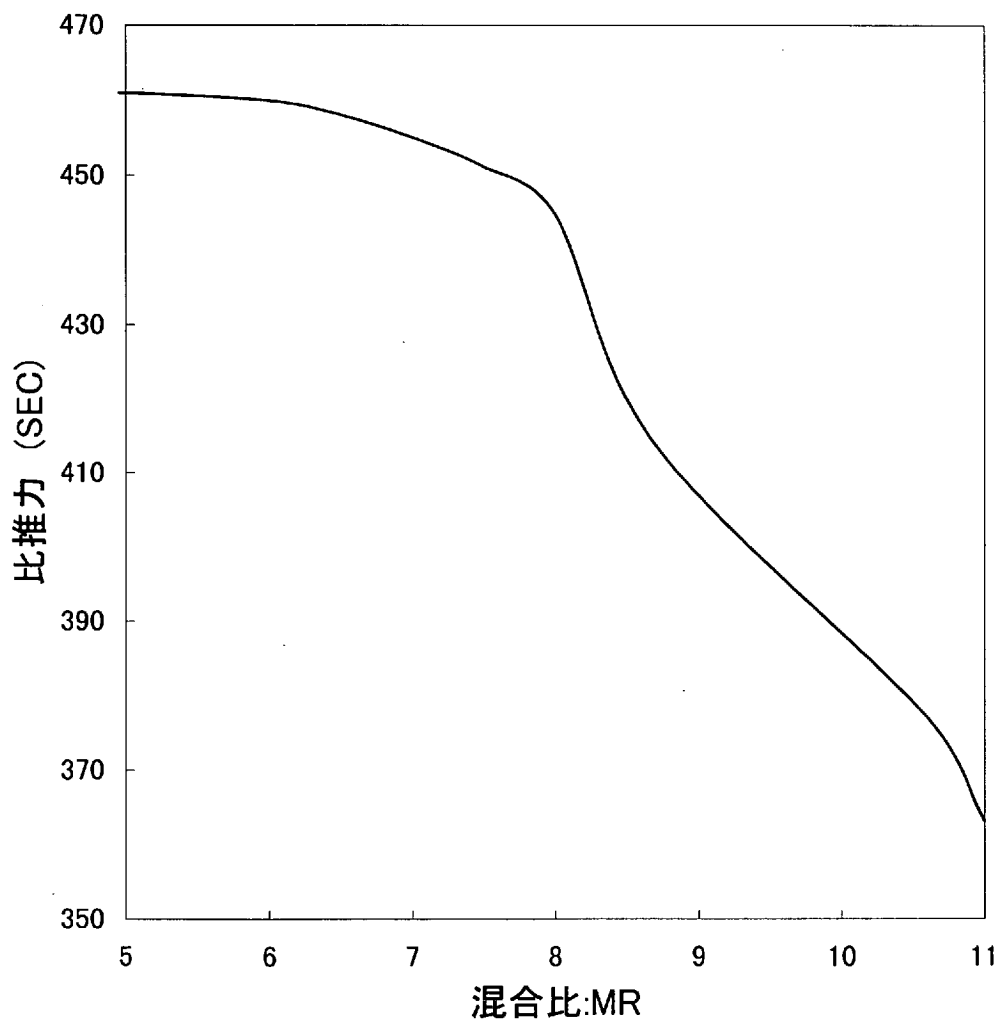


図3—5 LOX/LH2推進系の比推力と混合比の関係

### 3.5.1.3 LEO⇄GEOのSPS運搬用電気推進OTVの関連パラメータ

本関連パラメータは、上記の月製LOX運搬用電気推進OTVのものと同様に考えることができる。パラメータのうち、往復時間: $T_{IE}$ <sup>[注:26]</sup>及び比質量: $K_{IE}$ の値は月製LOX運搬用電気推進OTVと一致させるのが妥当である。一方、比推力: $I_{SP(SPS/IE)}$ については、ペイロード質量や速度増分が異なるため、単独に最適化を図るのも一案であるが、再整備性という観点からは、2種類のOTVのクラスタ化されるスラスト系や電源系などのコンポーネントは共通にすることが望ましいため、今回の研究では、比推力も一致させる。

### 3.5.2 パラメータ単独の変動の効果

#### 3.5.2.1 電気推進OTVの比推力の最適化

LOX運搬用およびSPS運搬用電気推進OTVの比推力: $I_{SP(LOX/IE)}$  &  $I_{SP(SPS/IE)}$ のみを、ベースラインIに対して変化させたときのSSTOの総輸送量: $M_{TPL}$ の変化を図3-6に示す。最適比推力は、6,000秒と高くなり、 $M_{TPL}$ は、ベースライン(40,210[ton])から980ton(2.4[wt%])減少し39,230[ton]になる。

#### 3.5.2.2 往復時間: $T_{IE}$ の延長

ベースラインIに対して、往復時間: $T_{IE}$ のみを変化させたときのSSTOの総輸送量: $M_{TPL}$ の変化を図3-7に示す。時間が延長されると、 $M_{TPL}$ が急激に減少することから、効果が高いことが示されたが、その割合は徐々に鈍化する。

例えば、 $M_{TPL}$ は、ベースラインI(40,210[ton]: $T_{IE}=1$ [年], SPS構築期間=5[年]相当)から $T_{IE}=1.5$ [年](SPS構築期間=7.5[年]相当)のとき、7,310[ton](18[wt%])減少して、32,900[ton]になる。更に半年間延長し、 $T_{IE}=2$ [年](SPS構築期間=10[年]相当)になったとき、 $M_{TPL}$ は、 $T_{IE}=1.5$ [年]と比較して、1,940[ton](6[wt%])減少に留まり、30,960[ton]となる。これは、電気推進OTVの機体質量が $1/T_{IE}$ にほぼ比例し、双曲線を描くことによる。(付録:A-1参照)

#### 3.5.2.3 比質量: $K_{IE}$ の低下

ベースラインIに対して、比質量: $K_{IE}$ のみを変化させたときのSSTOの総輸送量: $M_{TPL}$ の変化を図3-8に示す。変化は、ほぼ線形であり、例えば比質量: $K_{IE}$ を $2 \times 10^{-2}$ [kg/W]→ $1.33 \times 10^{-2}$ [kg/W](33.5%減)にしたとき、 $M_{TPL}$ は、40,210[ton]→32,120[ton](8,090[ton]:20[wt%]減)となり、効果が大きいことが判明する。このため、比質量の改善を図ることは今後の重要な目標であることが示唆される。

#### 3.5.2.4 化学推進ロケットの比推力: $I_{SP(LOX/LE)}$ の増加

ベースラインIに対して、化学推進(LOX/LH<sub>2</sub>)ロケットの比推力: $I_{SP(LOX/LE)}$ のみを増加させたときのSSTOの総輸送量: $M_{TPL}$ 及びロケットの総必要燃料(LH<sub>2</sub>)量の変化を図3-9に示す。例えば、比推力を460秒→480秒(4.3%増)にしたとき、 $M_{TPL}$ は、40,210[ton]→39,100[ton](1,110[ton]:2.8[wt%]減)になり、技術的な困難さの割には効果が低いといえる。なお、総燃料(LH<sub>2</sub>量)は、4,830[ton]→4,330[ton](500[ton]:10[wt%]減)となる。



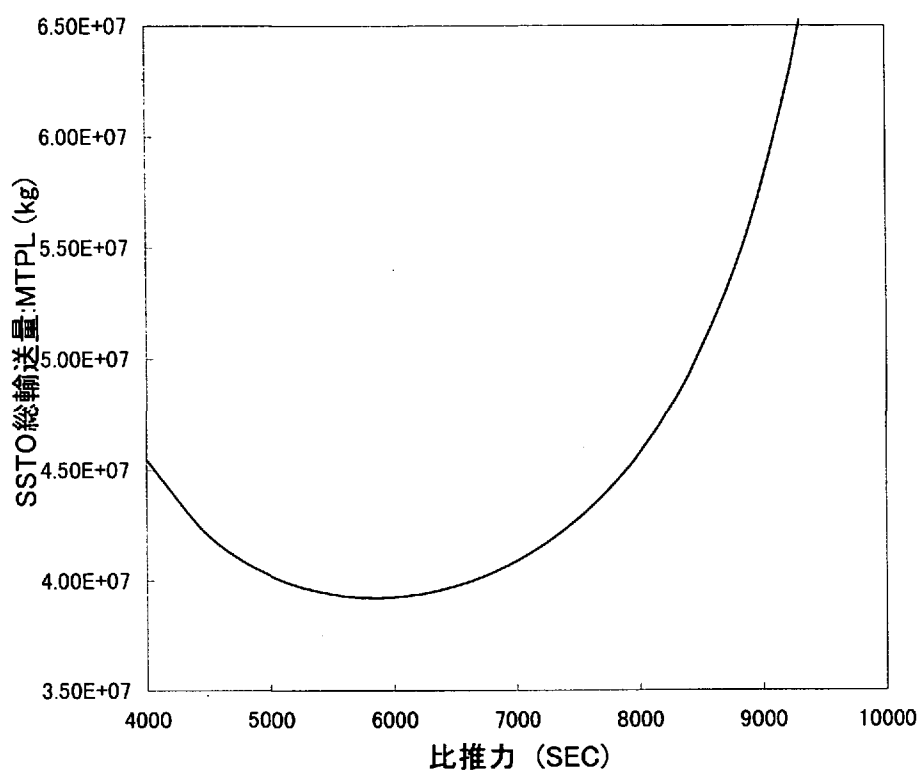


図3-6 SSTO総輸送量に対する電気推進OTVの比推力の影響

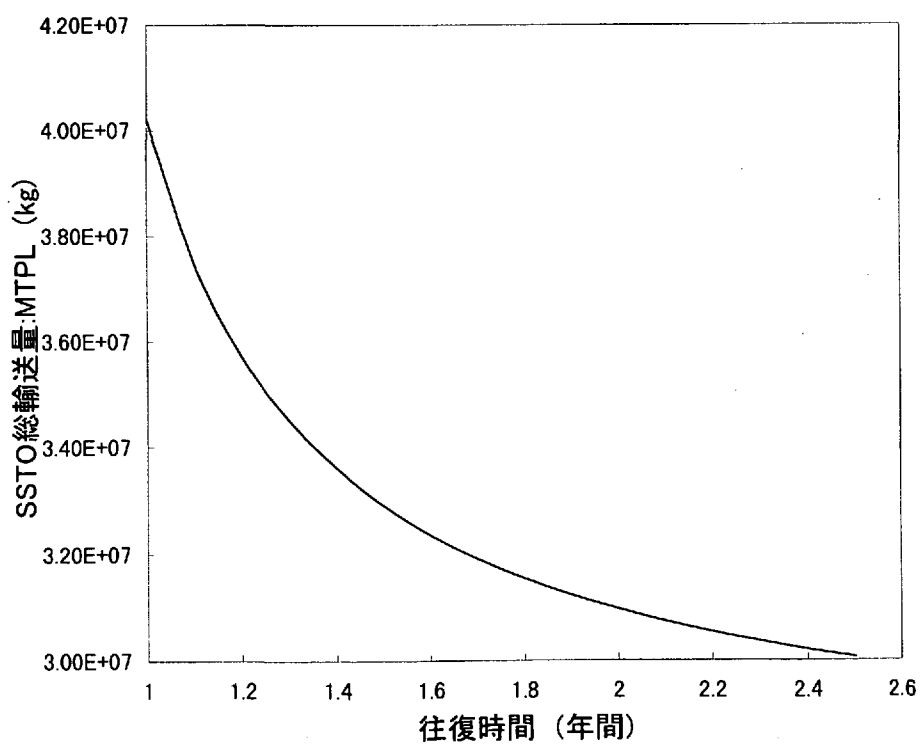


図3-7 SSTO総輸送量に対する電気推進OTVの往復時間の影響

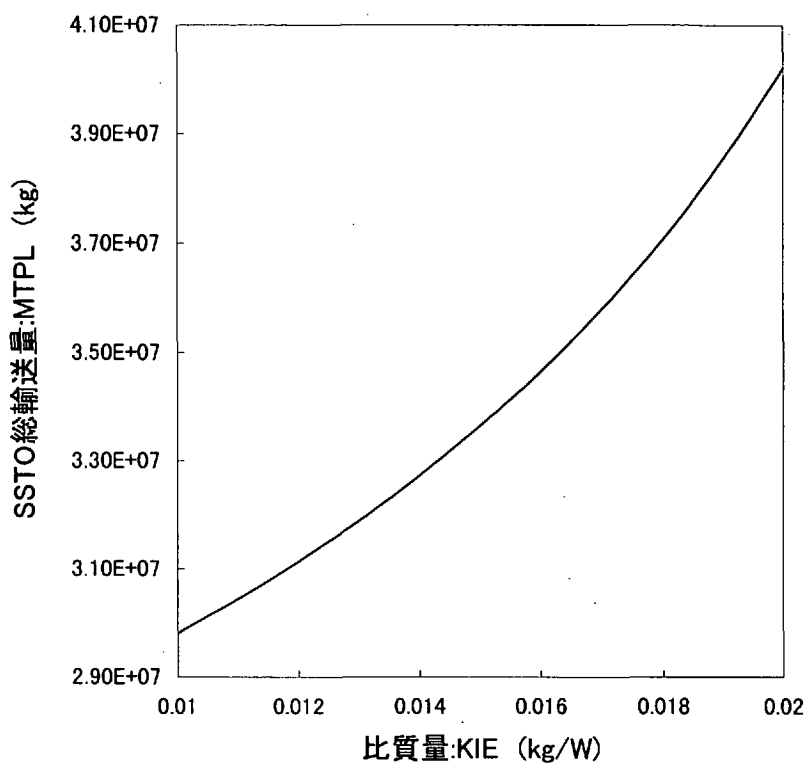


図3-8 SSTO総輸送量に対する電気推進OTVの比質量の影響

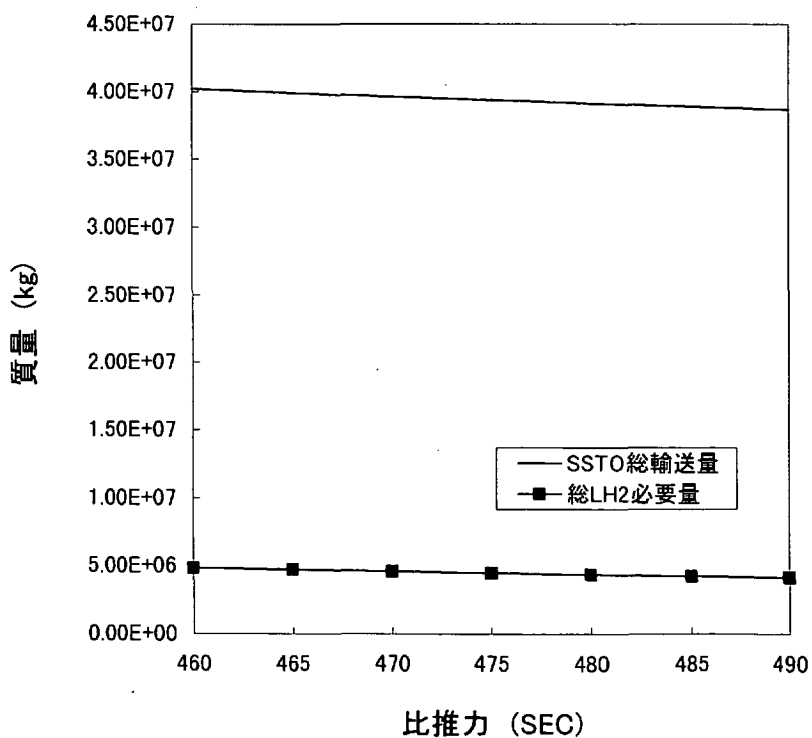


図3-9 SSTO総輸送量と化学推進ロケットの総必要燃料(LH2)に対するロケットの比推力の影響

### 3.5.2.5 混合比:MRの最適化

ベースラインIに対して、混合比:MRのみ(比推力: $I_{SP(LOX/LE)}$ が連動)を変化させたときのSST0の総輸送量: $M_{TPL}$ とロケットの総燃料(LH<sub>2</sub>)量、総酸化剤(LOX)量の変化を図3-10に示す。混合比:8(化学量論的混合比)のときが、 $M_{TPL}$ とロケットの総燃料量の最適値となる。例えば、MRを6→8(33%増)に変更したとき、 $M_{TPL}$ は、40,210[ton]→37,640[ton](2,570[ton]:6.4[wt%]減)に、また、総燃料(LH<sub>2</sub>量)は、4,830[ton]→3,660[ton](1,170[ton]:24.2[wt%]減)となる。この高混合比は、上記(3.5.2.4項参照)の比推力の増加の場合より2倍以上大きな軽減効果をもつ。一方、総酸化剤(LOX)量は、28,990[ton]→29,280[ton](290[ton]:1[wt%]増)しか増加しないため、本方式はLS上でのLOX製造側にも負担をかけない優れた方法であるといえる。なお、MRが8以上になると急激に必要な酸化剤量が増すため、LOX製造側の負担が大きくなる。

### 3.5.2.6 構造効率: $\eta_{S(LE)}$ の向上

ベースラインIに対して、構造効率: $\eta_{S(LE)}$ のみを増加させたときのSST0の総輸送量: $M_{TPL}$ とロケットの総燃料(LH<sub>2</sub>)量、総酸化剤(LOX)量の変化を図3-11に示す。例えば、構造効率を0.85→0.9(6%増)のとき、 $M_{TPL}$ は40,210[ton]→38,620[ton](1,590[ton]:4[wt%]減)に、また総燃料(LH<sub>2</sub>量)は4,830[ton]→4,110[ton](720[ton]:15[wt%]減)となる。なお、混合比:6が一定のため、総酸化剤(LOX)量も720[ton]×6=4,320[ton](15[wt%]減に相当)減少し、LS上でのLOX製造側の負担も軽くする効果をもつ。

### 3.5.3 パラメータ改善後のコスト見積もり

パラメータ単独での変動効果に基づき、構造効率: $\eta_{S(LE)}$ を0.85→0.9に変更し、電気推進OTVの往復時間: $T_{IE}$ を1[鞆]と1.5[鞆]、2[鞆]とした3ケースに対して、化学推進ロケットの混合比:MRと電気推進OTVの比推力: $I_{SP(LOX/IE)}$  &  $I_{SP(SPS/IE)}$ の最適化を行い、最適解に対してコスト見積もりを試みた。LOX製造関連コストを除いた総コストは、次の項目から成る。

#### ①SST0関連コスト

- ・機体製作コスト
- ・打上(運用)コスト[含:再整備用ハードウェア製作コスト/燃料(LH<sub>2</sub>)生産コスト等]

#### ②LL0⇔LE0の月製LOX運搬用電気推進OTV関連コスト

- ・機体製作コスト
- ・再整備用ハードウェア製作コスト
- ・運用コスト
- ・燃料(Ar)生産コスト

#### ③LS⇔LL0の月製LOX運搬用化学推進ロケット関連コスト

- ・機体製作コスト
- ・打上(運用)コスト[含:再整備用ハードウェア製作コスト/燃料(LH<sub>2</sub>)生産コスト等]

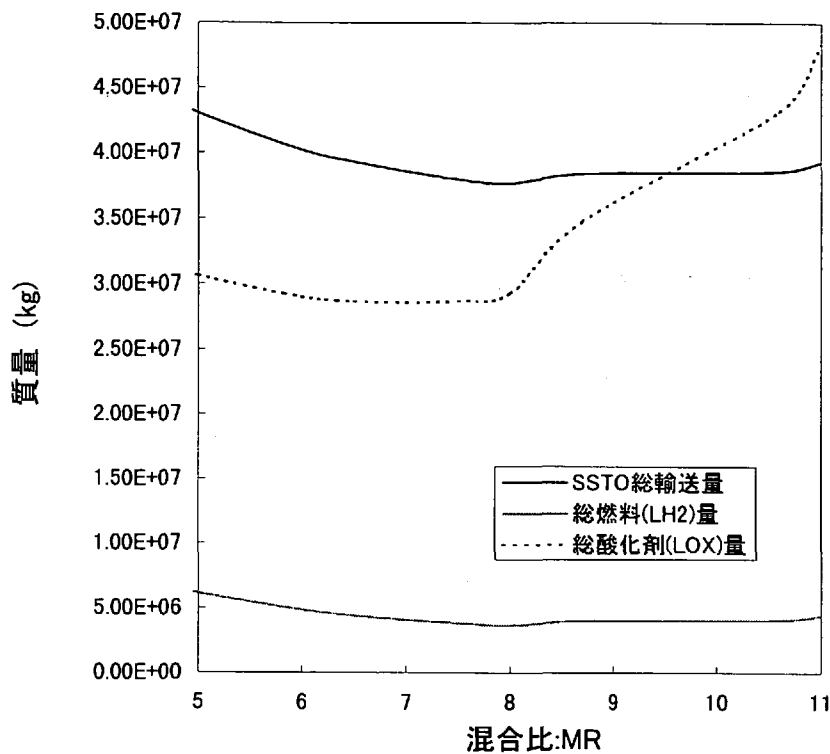


図3-10 SSTO総輸送量と化学推進ロケットの総酸化剤(LOX), 総燃料(LH2)に対するロケット混合比の影響

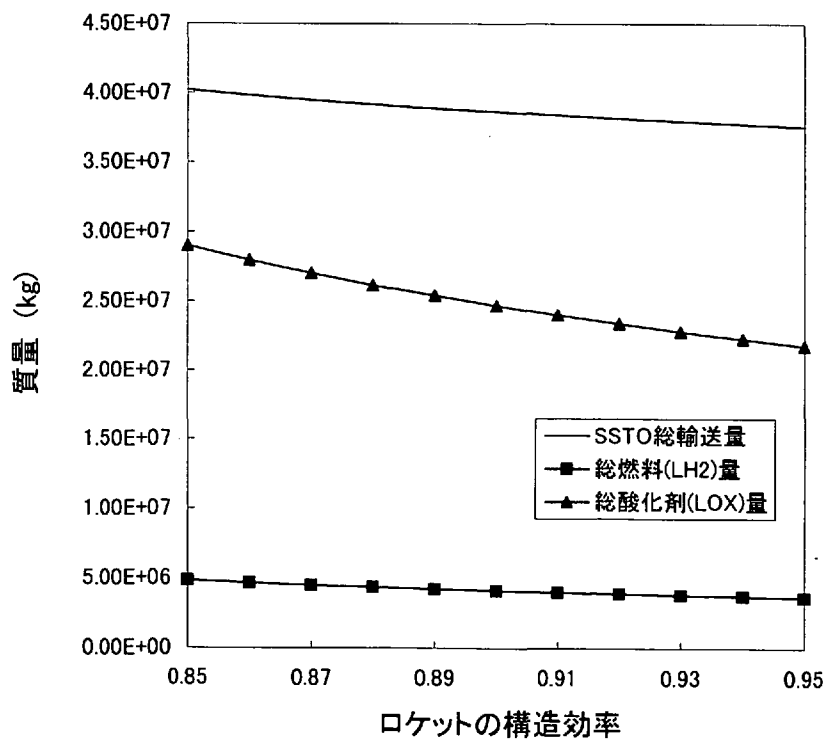


図3-11 SSTO総輸送量と化学推進ロケットの総酸化剤(LOX), 総燃料(LH2)に対するロケットの構造効率の影響

これらのコストを試算するために必要な仮定条件を表3-3に、また、最適解を含む計算結果を表3-4に示す。なお、詳細な物資収支バランス結果とそのコスト見積りを付録:A-2項に記載する。

### 3.5.3.1 コスト計算における留意点

コスト試算上、留意すべき点を以下に述べる。

#### (1) 古典的SPS構築方法の構築期間延長の取り扱い

古典的方法では、往復時間: $T_{IE}=1$  [年] (SPS構築期間:5 [年]に相当)をベースとしているが、既成概念的方法が構築期間延長を行った場合、古典的方法もそれと同期して延長したケース<sup>[注:27]</sup>で比較することも一つの考え方(表3-4参照)であるが、今回は変更せず、54,770 [M\$/機(SPS)]と一定として取り扱う。これは、次の理由による。

- ①構築期間により比較基準となる数値が変動することは煩雑であり不便でもある。また、既成概念的方法あるいは有機的方法における構築期間の影響を顕在化させるためにも、古典的方法は一定とする方が便利である。
- ②例えば、往復時間: $T_{IE}=2$  [年] (SPS構築期間:10 [年]に相当)の場合は、52,830 [M\$/機(SPS)] (3.5%減)となるが、本研究が目的とするコスト削減効果は結果的には20~30%台であるため、誤差の範囲内と見なすことも可能である。

#### (2) SPS関連コストの取り扱い

ESにおけるSPSコンポーネントの製作コストは除外する。

また、LEO⇄GEOのSPS運搬用電気推進OTVについては、この機体と再整備用ハードウェア、燃料(Ar)をES→LEOへ運搬するために必要なコストのみをSSTO輸送コストに含めて計上し、それ以外のコスト(機体製作コスト/再整備用ハードウェア製作コスト/運用コスト/燃料(Ar)生産コスト)は除外している。

これは、除外したコストが、古典的方法のものとはほぼ共通的なものであり、本研究が、SSTO輸送コストに焦点を当てているためである。

#### (3) 月製LOX運搬用化学推進ロケットのコスト試算法

ロケット1機当たりの規模については、SSTO以上のものにするには、運用基盤が弱いLS上では困難であると予測されるため、SSTO規模を限界として考えて、機体質量をSSTO(85 [ton/機])と同一と仮定(A-1.2.4.3項参照)して議論を進めてきたが、運用も類似しているため、基本的にはSSTOに準じると設定する。

なお、SSTOの打上(運用)コスト(含:再整備用ハードウェア製作コスト/燃料生産コスト等)については、12 [M\$/機/サイクル] (3.3項参照:打上回数200 [サイクル/年]以上)と設定したが、本ロケットでは20 [M\$/機/サイクル]と仮定した根拠は次の通りである。

- ① $T_{IE}=1.5$  [年] (SPS構築期間:7.5 [年]に相当)を例にすると、SPSを1機のみ構築するためには、年間打上回数は、 $2機 \times 14.1$  [サイクル/機]<sup>[注:28]</sup> / 7.5 [年] = 3.8 [サイクル/年]となるが、例えば、

表3-3 コスト計算に用いた主な仮定条件とその根拠

| 項目  | 仮定条件  | 根拠/備考   |
|---|---|---|
| <b>SSTO関連</b><br>・機体製作コスト<br>・打上コスト(含:推進薬/<br>再整備コスト)                                   | 22 [M\$/ton]<br>12 [M\$/サイクル]   | ・文献28)<br>・文献18)/1990年ベース<br>200 [サイクル/年] 以上ほぼ一定                        |
| <b>月製LOX運搬用</b><br><b>電気推進OTV関連</b><br>・機体製作コスト<br>・交換部品製作コスト<br>・運用コスト<br>・燃料(Ar)生産コスト | 0.35 [M\$/ton]<br>0.175 [M\$/ton]<br>10 [M\$/サイクル]<br>$1.82 \times 10^{-3}$ M\$/ton | ・文献28)<br>・文献28)<br>・文献28)<br>・文献28)                                    |
| <b>月製LOX運搬用</b><br><b>化学推進ロケット関連</b><br>・機体製作コスト<br>・打上コスト(含:推進薬/<br>再整備コスト)            | 22 [M\$/ton]<br>20 [M\$/機/サイクル]   | ・SSTOと同一と仮定<br>・文献18)/1990年ベース<br>・約30 [サイクル/年] で設定/SPS<br>定常構築(年1機)を前提 |

表3-4 既成概念的SPS構築方法による計算結果

| 項目   | 単位   | T <sub>IE</sub> :1[年間]               | T <sub>IE</sub> :1.5[年間]             | T <sub>IE</sub> :2[年間]             |
|--|--|--------------------------------------|--------------------------------------|------------------------------------|
| (1)SSTO輸送関連<br>・総ペイロード量<br>・総打上回数  | ton<br>サイクル  | 35,610<br>1,781                      | 28,070<br>1,404                      | 25,930<br>1,297                    |
| (2)SPS構築用電気推進OTV<br>・比推力<br>・燃料(Ar)<br>・機体質量   | SEC<br>ton/サイクル/機<br>ton/機                                   | 6,000<br>180<br>297                  | 7,500<br>131<br>210                  | 8,500<br>110<br>164                |
| (3)月製LOX運搬用電気推進OTV<br>・比推力<br>・燃料(Ar)<br>・機体質量   | SEC<br>ton/サイクル/機<br>ton/機                                   | 6,000<br>1,100<br>1,810              | 7,500<br>552<br>886                  | 8,500<br>401<br>601                |
| (4)化学推進ロケット<br>・比推力<br>・混合比<br>・サイクル数<br>・推進薬量<br>・燃料(LH <sub>2</sub> )量<br>・酸化剤(LOX)量 | SEC<br>-<br>サイクル/機<br>ton/サイクル/機<br>ton/サイクル/機<br>ton/サイクル/機 | 445<br>8<br>17.9<br>765<br>85<br>680 | 445<br>8<br>14.1<br>765<br>85<br>680 | 445<br>8<br>13<br>765<br>85<br>680 |
| (5)総コスト(除:LOX製造関連)<br>・SSTO関連<br>・月製LOX運搬用OTV関連<br>・化学推進ロケット関連                         | M\$<br>M\$<br>M\$<br>M\$                                     | 57,120<br>54,670<br>1,070<br>1,385   | 45,000<br>43,100<br>808<br>1,091     | 41,550<br>39,810<br>738<br>1,006   |
| (参考)<br>古典的SPS構築方法*<br>・総打上回数<br>・総コスト(SSTO輸送コスト)                                      | サイクル<br>M\$  | 1,784<br>54,770                      | 1,739<br>53,390                      | 1,721<br>52,830                    |
| (6)LOX生産量  | ton<br>ton/日   | 59,950<br>32.8                       | 47,250<br>17.3                       | 43,610<br>11.9                     |

\*:SPS構築期間が変更することに伴い、SPS運搬用電気推進OTVの仕様が変化するため、古典的SPS構築方法の打上回数/コストも変更する必要がある。

図3-4のようにSPSを連続的に構築し、1[機/年]程度完成の定常構築状態においては、ほぼ  $3.8_{\text{[サイクル/年]}} \times 7 \sim 7.5_{\text{機}} = 27 \sim 29_{\text{[サイクル/年]}}$  になる。このときの運用コストは、Sängerの打上コストを参考にし、若干の余裕を見て20[M\$/機/サイクル] (1990年ベース)<sup>18)</sup> となる。

②LSにおける運用コストの内、人的関連コストはESより高くなることは避けられないが、次の理由によりトータルのにはSST0と同程度と見なせる。

- ・基本的には、マン・パワーを必要としない自動化による運用とする。
- ・ロケット機体、特に推進系に対する負荷は、SST0との速度増分の比から類推して、1/2以下となる。
- ・SST0は、空力加熱を受けるため、これによる整備の負担があるが、本運用にはこの問題はない。
- ・本ロケットには、宇宙放射線による劣化問題があるが、10[年]ミッションの衛星の劣化対策と同等の対策を基本的に施せば、この問題を避けることは可能である。

#### (4) R&D(研究開発)コストの取り扱い

R&Dコストは今回のコスト試算には含めないものとする。古典的と既成概念的な両SPS構築方法において、共通する機器/装置類(例えば、SPS/SST0/SPS構築用電気推進OTV)のR&Dコストは除外することは問題ないが、構築方法の違いにより新たに設置するものにはR&Dコストが必要となる。このR&Dコストを推定することは現段階では困難が伴うが、次の理由により、無視可能と判断できる。

- ①SPSは連続して恒常的に構築されることを前提としているため、R&Dコストは全体に均される。
- ②表3-4の総コストの内訳をみると、SST0関連コストが殆どを占めている。例えば、 $T_{IE} = 2_{\text{[年]}}$ のケース<sup>[注: 30]</sup>では、約95.8%がSST0関連となる。一般的に、宇宙機器の製造コストと開発コストのモデルは機器の質量:Mの関数になっており、製造コストが高いもの(大きくて複雑/高機能なもの)は開発コストも高くなる傾向を示す。SST0以外の機器の製造コストが総コストに占める割合が小さいことから、開発コストも大きなものにならないと予想される。

### 3.5.3.2 往復時間と最適化の効果

#### (1) SST0総輸送量: $M_{TPL}$ への効果

$T_{IE}$ と電気推進OTVの比推力: $I_{SP(LOX/IE)}$  &  $I_{SP(SPS/IE)}$  のSST0総輸送量: $M_{TPL}$ への効果を図3-12に示すが、表3-4を含めて次のようなことがいえる。

- ①往復時間: $T_{IE}$ に無関係に、ロケットの最適混合比は8となる。これは、 $T_{IE}$ が電気推進OTVに関係するパラメータであり、ロケットの性能には影響を与えないためである。



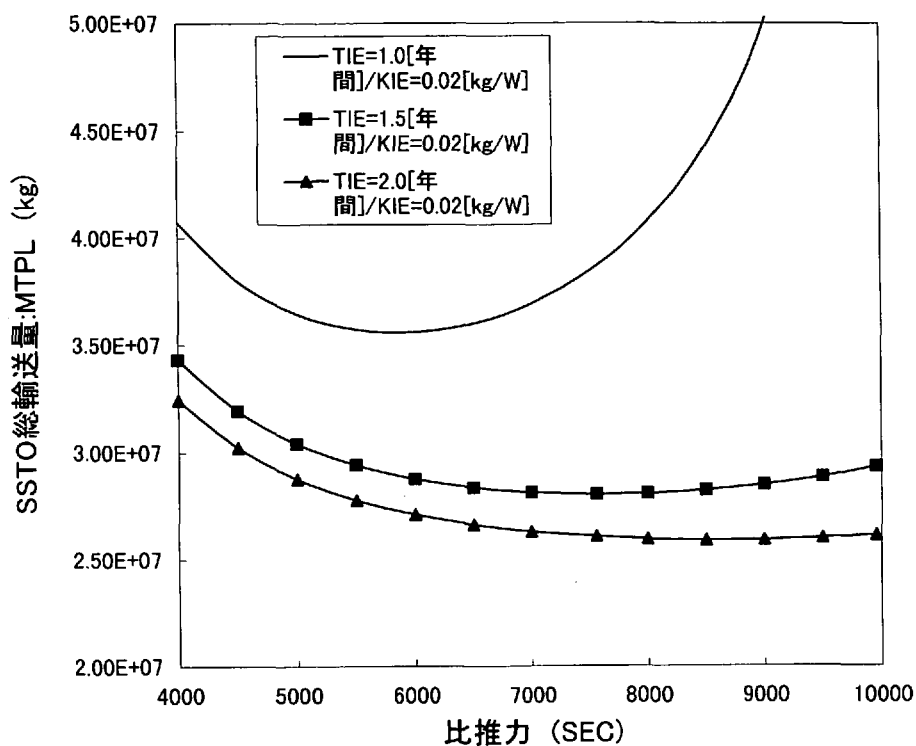


図3-12 SSTO総輸送量に対する電気推進OTVの比推力と往復時間の影響

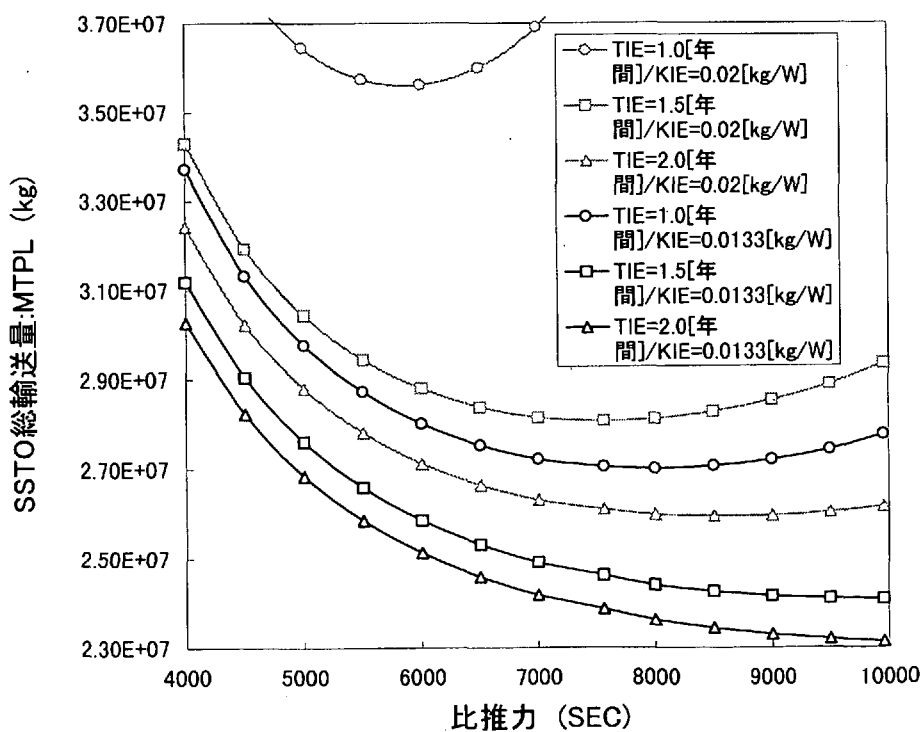


図3-13 SSTOの総輸送量に対する電気推進OTVの比推力の影響

- ②電気推進OTVの最適比推力は、 $T_{IE}$ の延長(電気推進OTV機体質量の低減)に伴い、高い方向に移行する傾向を示す。例えば、 $T_{IE}=1$ [年]の場合、比推力が6,000秒のとき $M_{TPL}$ は最小になるが、 $T_{IE}=2$ [年]の場合は、8,500秒のとき最小となる。また、比推力の $M_{TPL}$ への感度は、 $T_{IE}$ が延長されるに伴い鈍化する。
- ③往復時間: $T_{IE}$ を延長する方法は、 $M_{TPL}$ への低減効果が大きいですが、その効果は徐々に鈍化する。例えば、ベースライン I ( $M_{TPL}=40,210$ [ton])と比較して、1[年]の場合は4,600[ton](11[w%])の減少であるが、1.5[年]では、12,140[ton](30[w%])の減少となり効果は大きい。しかし、 $T_{IE}=2$ [年]に延長しても、14,280[ton](36[w%])の減少に留まる。
- ④表3-5に、一例として、 $T_{IE}=2$ [年]のケースにおけるESから運搬する各品目の総輸送量: $M_{TPL}$ に対する内訳とその比率を示すが、ベースライン I (表3-2参照)と比較して、特に月製LOX運搬用OTVの燃料( $A_1$ )が14,080[ton] $\rightarrow$ 4,010[ton](10,070[ton]減)と大幅に削減されており、次に月製LOX運搬用化学推進ロケットの燃料( $LH_2$ )が4,830[ton] $\rightarrow$ 2,230[ton](2,600[ton]減)に軽減されていることから、改善効果が顕著に表れたといえる。これは、SPS構成機材比率が38.4[w%] $\rightarrow$ 59.6[w%]に向上したことに繋がっている。

なお、参考データとして、将来値である比質量: $K=1.33\times 10^{-2}$ [kg/W]のときの最適化も行い、 $M_{TPL}$ への効果も評価した。この結果、比質量: $K_{IE}$ に無関係に、最適混合比は8となった。これは、 $K_{IE}$ が、往復時間: $T_{IE}$ と同様に電気推進OTVに関係するパラメータであり、ロケットの性能には影響を与えないためである。 $T_{IE}$ とOTVの比推力の影響について図3-13に示すが、この図から次のことがわかる。

- ① $T_{IE}=1$ [年]の場合、 $K_{IE}$ を低減する効果は大きく、 $T_{IE}=1.5$ [年]かつ $K_{IE}=2\times 10^{-2}$ [kg/W]の場合の $M_{TPL}$ を下回る。このため、比質量の低減化が可能となれば、 $T_{IE}$ の延長の代替方法となることがわかる。このときの最適比推力は、8,000秒であり、最小 $M_{TPL}$ は、27,000[ton]となり、ベース・ライン I ( $M_{TPL}=40,210$ [ton])より、13,210[ton](33[w%])の減少となる。
- ② $K_{IE}$ の低減効果は、 $T_{IE}$ の増加と共に低くなる。これは、 $T_{IE}$ の延長により電気推進OTV機体質量の低減が既に達成されてしまっていることによる。逆に言えば、比質量の技術革新が達成されれば、 $T_{IE}$ の延長を行う必要性は低下する。

## (2)コストへの効果

LOX製造関連コストを除いたコスト見積りからのケースから、次のことがいえる。

- ①パラメータの改善/最適化を試みても、 $T_{IE}=1$ [年]のケースでは、総コストは57,120[M\$]となり、古典的方法におけるコスト:54,770[M\$](3.3項参照)を超過し、メリットはない。しかし、時間延長を行うことにより、メリットを生じさせることが可能となる。

表3-5 ESからの運搬品目のSSTO総輸送量に対する比率  
(TIE=2[年間]のケース)

| 品目  | 数値<br>(ton) | 比率<br>(wt%) | 備考  |
|---|-------------|-------------|---|
| SPS構成機材                                       | 15,450      | 59.6        | M <sub>SPS</sub>  |
| SPS構築用電気推進<br>OTVの往復燃料(Ar)                    | 1,100       | 4.2         | M <sub>SPS(Ar)</sub> × 10[サイクル]   |
| SPS構築用電気推進<br>OTVの機体(含:交換<br>部品)              | 660         | 2.5         | M <sub>SPS(IE)</sub> × 2機 ×<br>(10[年間/機]/10[年間/機]<br>+ ε SPS(IE) × 10[年間])                          |
| 月製LOX運搬用<br>電気推進OTVの<br>往復燃料(Ar)              | 4,010       | 15.5        | M <sub>LOX(Ar)</sub> × 10[サイクル]   |
| 月製LOX運搬用<br>電気推進OTVの<br>機体(含:交換部品)            | 2,430       | 9.4         | M <sub>Lox(IE)</sub> × 2機 ×<br>(10[年間/機]/10[年間/機]<br>+ ε SPS(IE) × 10[年間])                          |
| 月製LOX運搬用<br>化学推進ロケットの<br>燃料(LH <sub>2</sub> ) | 2,230       | 8.6         | M <sub>Lox(LH)</sub> × 2機 × N <sub>II(LE)</sub>   |
| 月製LOX運搬用<br>化学推進ロケットの<br>機体(含:交換部品)           | 50          | 0.2         | M <sub>LOX(LE)</sub> × 2機 ×<br>(N <sub>II(LE)</sub> /100[サイクル]<br>+ ε LOX(LE)・N <sub>II(LE)</sub> ) |
| 合 計   | 25,930      | 100         |   |

例えば、 $T_{IE}=2$  [年] のケースでは、総コストは41,550 [M\$] となり、古典的方法より、 $54,770_{[M\$]} - 41,550_{[M\$]} = 13,220_{[M\$]}$  (24.1%)<sup>[注: 29]</sup> の減少が可能となる。

②総コストの内訳のなかで、SSTO輸送コストが殆どを占める。一方、月製LOX運搬用電気推進OTVや化学推進ロケット関連コスト(除:ES→LEOへのSSTO輸送コスト)は殆ど無視可能といえる。例えば、 $T_{IE}=2$  [年] のケース<sup>[注: 30]</sup> では、約95.8%がSSTO関連であり、OTV関連は約1.8%に、またロケット関連は約2.4%に留まる。

### (3) LOX製造量への効果

$T_{IE}$  (SPS構築期間) の延長は、LOX総製造量の低減に寄与するのみでなく、単位時間当たりの製造量の軽減に役立つ。特に、単位時間当たりの製造量はLOX製造規模を決定するため、LS上での負担を軽減するためには効果的である。例えば、 $T_{IE}=2$  [年] のケースでは、LOX製造規模は、11.9 [ton/日] (498 [kg/h])<sup>[注: 31]</sup> になり、 $T_{IE}=1.5$  [年] のケース: 17.3 [ton/日] (719 [kg/h]) と比較しても、5.4 [ton/日] (221 [kg/h]) (31 [wt%]) の規模縮小となる。

## 3.6 LOX製造関連コストの見積り

LSでのLOX製造関連コストとして、下記のもの挙げられるが、可能な限り全体的なイメージを把握して、 $T_{IE}=2$  [年/サイクル] のケースを基礎に試算する。3ケースのなかで最もコスト・メリットが高いケースを選定したのは、少なくともこのケースで有効性が発揮できなければ意味がないことと、前述[3.5.1.1項(2)参照]したように、 $T_{IE}$  (SPS構築期間) の延長はSPS第1号機完成までの過渡期間に差は生じるが、連続的な定常構築状態では全体的に観てSPS構成機材の生産・運搬負担は同一になるためである。なお、装置/設備類の耐用年数は、 $T_{HT} \times 5$  [年] 即ちSPS1 [機] の構築の着手から完成するまでと仮定する。本研究で検討対象としているSPS構築想定期間は、5~10 [年] であるため、一般的な宇宙機や地上用機器の耐用年数と比較しても、この仮定は妥当なものと考えられる。

- ① LOX製造プラント建設費(含: 消耗品費)
- ② 関連基盤建設費
- ③ 運転コスト(含: メンテナンス・コスト)
- ④ LEO等の推進薬貯蔵ステーション建設費等

検討結果を表3-6に示すが、結論としては、各項目を単純に合計すると、約69,700 [M\$] に達し、月製LOXの利用によるコスト・メリット[約13,220 [M\$]: 3.5.3.2項(2)参照]を大幅に超過する。なお、R&D(研究開発)コストは、前述[3.5.3.1項(4)参照]と同様に、SPSの連続的な構築を前提にし、SSTO輸送コストが大半を占めることから無視可能であると仮定する。以下に具体的な検討内容を示す。

### 3.6.1 LOX製造プラントの規模

Rosenberg等<sup>24)</sup> は、後述(5.1項参照)する「メタン( $CH_4$ )による炭素還元法」を利用した

表3-6 LOX製造関連コスト等(往復時間: $T_{LE}=2$ [年間]のケース)

| 項目                      | コスト(M\$) | 根拠/備考  |
|-------------------------|----------|--|
| LOX製造プラント建設コスト          | 2,150    | ・含:消耗品コスト  |
| ・プラント製作コスト              | 176      | ・文献24)の小型プラントをベースに質量算定<br>・プラント製造部:192 [ton]<br>・LOX貯蔵タンク :225 [ton]<br>・消耗品(CH <sub>4</sub> ) :872 [ton] :LOX生産量の2 [wt%]<br><hr/> 計 1,289 [ton] |
| ・プラント(含:消耗品)輸送コスト       | 1,970    | ・0.35 [M\$/ton] <sup>28)</sup> /電気推進OTVと同等と仮定<br>・SSTO輸送コストのみ計上  |
| 関連基盤建設コスト               | 60,230   | ・夜間のエネルギー蓄積のみ考慮<br>・文献24)の小型プラントをベースに電力(10.9 [MW])算定<br>・リチウムイオン電池(100 [wh/kg])により蓄積すると、総質量:約39,240 [ton] (放電深度:100%)<br>・SSTO輸送コストのみ計上          |
| 運転コスト<br>(含:メンテナンス・コスト) | 2,790    | ・運転コスト(含:メンテナンス・コスト)は自動化を進めることで無視可能となる。<br>・人的関連コスト内の食料/一般消費物 <sup>48)</sup> のSSTO輸送コストのみ考慮<br>・5 [kg/日-人] × 100 [人] × 10 [年間] = 1,825 [ton]     |
| LEO等の推進薬貯蔵ステーション建設コスト   | 4,530    | ・LEO/LL0上に各2機(合計:4機)   |
| ・製作コスト                  | 841      | ・月製LOX運搬用電気推進OTVと規模(601 [ton/機])/コスト(0.35 [M\$/ton] <sup>28)</sup> )も同等と仮定<br>・総質量:601 [ton/機] × 4機 = 2,404 [ton]                                |
| ・輸送コスト                  | 3,684    | ・SSTO輸送コストのみ計上   |
| 合計                      | 69,700   |  |

5[ton/年]の製造能力を有する小型プラントの設計を試みており、今回の研究では、この設計結果をデータベースとして議論を進める。

この小型プラントは、1.578[kg/h]の生産規模であり、その内訳(質量/駆動用電力)は、表3-7の通りである。また、処理するレゴリス量は、6.730[kg/h]であり、消耗品(還元剤)であるCH<sub>4</sub>は、1.603[kg/h]の割合で循環し再利用されるが、この損失補填分として0.032[kg/h](生産LOX量の約2[wt%])を見込んでいる。

表3-7のデータを用いて、表3-4に示す11.9[ton/日](498[kg/h])<sup>[注:31]</sup>の製造能力を有するプラント規模を第一次近似的に以下のように推定する。

### 3.6.1.1 製造部の規模

製造部は、基本的にタンク類とパイプ類、バルブ類、ポンプ類等の機器で構成されている。内部圧力は生産量に関係なくほぼ一定(約1[atm])<sup>[注:32]</sup>とするならば、タンク類やパイプ類等の圧力容器的な部分の質量は、生産量に比例すると想定可能であり、他の部分の質量は、機器の表面積に比例するものが多く、制御電子装置類には殆ど比例関係はないと考えられる。それ故、ワースト・ケースとしての製造部の総規模は、生産量に比例すると仮定し、192[ton]<sup>[注:33]</sup>になると推定する。なお、実際は、冗長度(含:点検の簡便)を考慮して、製造能力1/2以下のプラントを2機以上設置するようにすることが必要である。

### 3.6.1.2 LOX貯蔵球形タンクの規模

総LOX必要貯蔵量としては、化学推進ロケットが1回にペイロードと自らの酸化剤とに使用するLOX量を、冗長度を考慮したH-IIロケットの射場における貯蔵と同一の考え方を採用して、2[サイクル]相当分貯蔵可能なものとする、3,355[ton]<sup>[注:34]</sup>になる。これを収納するための総タンク質量は、225[ton]<sup>[注:35]</sup>と試算され、これは、貯蔵するLOXの約6.7[wt%]に該当する。なお、電気推進OTVや化学推進ロケットにおけるペイロード(LOX)貯蔵容器質量は、システム質量や構造効率に含め顕在化させていないが、この比率は、6.7[wt%]より低いことを前提としている。これは、LSにおけるタンクは、長期保存を主目的にし、OTVなどより軽量化要求が緩和されるためである。一方、OTVでは、軽量化による断熱性の劣化を、余剰電力を利用した再液化により相殺することも可能である。また、ロケットの場合は、短時間作動であるため、断熱性の要求は低い。

### 3.6.1.3 レゴリス処理量

処理するレゴリス量は2.124[ton/h]<sup>[注:36]</sup>になり、この量を工場周辺からローバ等により運搬・集積する必要がある。また、1[GW]級SPSの完成(10[年間])までには、186,060[ton]<sup>[注:37]</sup>に達するレゴリス量を処理することになる。このレゴリスの容積は97,930[m<sup>3</sup>]<sup>[注:38]</sup>になり、例えば、掘削深さを3m<sup>[注:39]</sup>と仮定すると、約180m×180mの処理面積となる。この面積規模の掘削であれば、LSの環境への影響<sup>[注:40]</sup>は少ないと考えられる。

表3-7 メタン(CH<sub>4</sub>)による炭素還元法の小型プラント仕様\*

| 項目                      | 質量 [kg] | 駆動用電力[kW] |
|-------------------------|---------|-----------|
| ・ 製造部                   | 607.8   | 34.6      |
| ・ レゴリス還元反応炉             | 48.0    | 19.3      |
| ・ CO(Carbon Oxide)還元反応炉 | 75.1    | —         |
| ・ 電気分解装置類               | 91.7    | 11.6      |
| ・ 液化装置類                 | 393.0   | 3.7       |
| ・ LOX(2.5ton)貯蔵球形タンク    | 167.3   | —         |
| 合計                      | 775.1   | 34.6      |

\* : 小型プラントは、1.578[kg/h]の生産規模であり、また、処理するレゴリス量は、6.730[kg/h]である。消耗品(還元剤)であるCH<sub>4</sub>は、1.603[kg/h]の割合で循環し再利用され、この損失補填分として0.032[kg/h](生産LOX量の約2[wt%])を見込んでいる。

#### 3.6.1.4 消耗品(CH<sub>4</sub>)

還元剤であるCH<sub>4</sub>は、506[kg/h]<sup>[注:41]</sup>の割合で循環するが、問題は損失補填量であり、その総量は、全生産LOX量の約2[wt%]に当たる872[ton]<sup>[注:42]</sup>を必要とする。

#### 3.6.1.5 要求電力

後述(4.5章参照)するように、関連基盤の内、プラント駆動用電力、すなわちエネルギー供給は最も重要な基盤の一つであるが、その電力量は、LOX生産量に基づく単純比例で試算すると、10.9[MW]<sup>[注:43]</sup>の規模になると推定される。これは、熱損失がタンク/パイプ類の表面積に比例するため、ワーストケースといえる。

### 3.6.2 プラント関連コスト

#### 3.6.2.1 プラントの製作コスト

プラント(製造部/LOX貯蔵タンク)は、コンパクト化/軽量化を図る必要があるが、この製作コスト(除:開発コスト)は、構造の複雑さ等の観点から、同質量の電気推進OTVの機体製作コスト(0.35[M\$/ton])<sup>28)</sup>よりは安価になると推定される。それ故、ワーストケースとして、単位質量当たりのコストが両者で同一と仮定すると、176[M\$]<sup>[注:44]</sup>の値が得られる。なお、消耗品(CH<sub>4</sub>)の製造コストは、ESにおけるLOX生産コスト<sup>[注:45]</sup>との比較から、無視できる値となる。

#### 3.6.2.2 プラント(含:消耗品)の輸送コスト

消耗品(CH<sub>4</sub>)を含むプラントの輸送コストの内、主要な部分を占めるES→LEOのSSTO輸送コストのみを推定すると、1,970[M\$]<sup>[注:46]</sup>となり、プラント製作コスト(176[M\$])の約11倍になる。このため、全てのプラント関連コストは約2,150[M\$]に達する。

### 3.6.3 関連基盤建設コスト

様々な関連基盤が必要であるが、その内、最も重要な基盤の一つであるプラント駆動用電力、特に約15日間継続する夜間の電力蓄積のみに焦点を当ててみると、例えば、10.9[MW]×15[日間]の電力を高性能ナリチウムイオン蓄電池(100[Wh/kg];5.3項参照)により蓄積すると想定した場合、その質量は、少なくとも約39,240[ton]<sup>[注:47]</sup>に達し、これのSSTO輸送コストだけでも、約60,230[M\$]<sup>[注:48]</sup>となる。このコストだけで既に月製LOXを使用することによるコスト・メリット[約11,280[M\$];3.5.3.2項(2)参照]を大幅に超過してしまう。これ以外に、後述(5.3.2項参照)するように「地球依存型」のエネルギー蓄積方法として、再生型燃料電池や超伝導マグネットエネルギー貯蔵、フライホイールもあるが、輸送量は同じく膨大なものとなり、軽量化可能な原子力発電も、輸送時の危険性が懸念される。また、地球依存度を低減するために、レゴリスを蓄熱材として利用する「月資源利用型」として、粉体状あるいはブロック(岩石)状に加工したレゴリスに顕熱を蓄積する方法や熔融状にして潜熱も利用する方法なども考案されているが、様々な技術課題とともに、規模もやはり巨大なも



のとなる。

### 3.6.4 運転コスト(含:メンテナンス・コスト)

人的コスト、例えば運転コスト(含:メンテナンス・コスト)を推定することは現在困難であるが、ロケットのLSにおける運用[3.5.3.1項(3)参照]と同様に、自動化を進めることにより、全体コストのなかで無視できるレベルにすることは可能である。

しかし、人的な関連コスト、例えば食料(含:一般消費物)調達に関すると、後述[5.1.7項参照]するように、月面基地の住人:約100名が10[年]生活するために必要な物資のESからの総輸送量は約1,825[ton]<sup>[注:49]</sup>に達し、このSSTO輸送コストだけで、約2,790[M\$]<sup>[注:48]</sup>となる。

### 3.6.5 LEO等の推進薬貯蔵ステーション建設コスト

推進薬貯蔵ステーションは、LEO上とLLO上とに、冗長度を考慮して、少なくとも各々2機(合計:4機)以上は設置する必要がある。このステーション1機当たりの貯蔵規模は、電気推進OTVの機体1機規模(601[ton/機])と同等であるとワーストケース<sup>[注:50]</sup>にみると想定可能である。これは、OTVが1回に運搬するLOX量を最低貯蔵可能にする必要があるためである。それ故、この製作コストは、OTVコスト(0.35[M\$/ton]<sup>28)</sup>)と同等になると安全側にみると、841[M\$]<sup>[注:51]</sup>となる。なお、このステーションの運用コストやメンテナンス・コストは、製作コストの中に包含されると仮定する。また、このSSTO総輸送量(601[ton/機] $\times 4_{機}=2,404$ [ton])におけるコストは、3,684[M\$]<sup>[注:48]</sup>となるため、合計コストは、4,530[M\$]<sup>[注:52]</sup>となる。

## 3.7 月製LOX使用の効果の考察

### 3.7.1 SPS構築方法の比較

既成概念的SPS構築方法を検討した結果とそこから導かれる方針を従来の古典的方法と比較して以下に示す。

- ①従来の研究で用いてきたデータを単にそのまま使用して、既成概念的SPS構築方法を計算したもの(ベースラインI)のままでは、コスト・メリットを全く見出すことはできない。
- ②LOX製造関連コストを除外して、ベースラインIに使用されているパラメータの改善/最適化を図った結果、電気推進OTVの往復時間: $T_{FE}=1$ [年]のケースではメリットはなかったが、時間延長を図ることにより、メリットを生じさせることが可能となる。例えば、 $T_{FE}=2$ [年]の場合では、古典的方法と比べ約13[B\$]以上のコスト低減化(約24%)が可能となる。
- ③LSでのLOX製造のコスト見積もりは、従来の研究レベルでは、不確定な要素が多く、現段階では推定精度が悪く信頼度に欠ける状態であるが、推定可能なものを粗く算出し

た結果、このLOX製造関連コストは、上記の約13[B\$]以上のコスト・メリットを大幅に超過してしまい、結果的には、既成概念的SPS構築方法は意味のない方式であり、新たな方策を講ずる必要があることが判明した。

- ④LOX製造関連コストやこれを除く総コストの内訳のなかでも、SST0輸送コストが殆どを占めるが、否定的な結果となった最大の原因は、月製LOXの利用を行うことに伴う地球依存度の増加、即ちSST0の輸送量の増加がペイロード能力の向上を上回ってしまったことによる。このため、地球依存度の軽減に焦点を絞った方策が改善手段として最も重要な鍵となる。

### 3.7.2 月面でのLOX製造が効果を持つための方策

SST0輸送量を主に低減する方策案として、表3-5や表3-6などから以下のものが導かれる。ここで特に留意すべき点は、様々な方策を既成概念的方法のように個々に独立して行ったのでは、地球依存の呪縛から抜け出すことは困難と予測され、各方策を総合的・有機的に結合し、相互の相乗効果も加味したものにすることが必要と推察される。(以下、対策案として述べられることは、4章で記述する「有機的結合メカニズム」の一環に組み入れられる。)

- ①電気推進OTVの燃料(Ar)は、 $4.2_{[wt\%]} + 15.5_{[wt\%]} = 19.7_{[wt\%]}$ を占めるため、この削減に、代替燃料(例えば、月製LOX)の使用も一案となる。
- ②電気推進OTVの機体(含:交換部品)は、 $2.5_{[wt\%]} + 9.4_{[wt\%]} = 11.9_{[wt\%]}$ を占めるが、この低減に、比質量: $K_{IE}$ の低下は効果的であり、往復時間: $T_{IE}$ の延長も有効である。また、これらは、OTV燃料の削減にも寄与する。
- ③化学推進ロケットの燃料(LH<sub>2</sub>)も、 $8.6_{[wt\%]}$ を占めるため、OTVと同様に、代替燃料(例えば、月製燃料)の使用も考慮する価値がある。また、LOX/LH<sub>2</sub>の高混合比化は、高いLH<sub>2</sub>削減効果を示すため、積極的に取り入れる必要がある。
- ④全体の $59.6_{[wt\%]}$ を占めるSPS構成機材の削減は最も効果的であると予想されるため、機材の内、工程が簡易な部品(構造用パイプ類/タンク類等)を、LSで生産し、GEOへ輸送するアイデアを検討する必要がある。
- ⑤LSで用いる装置/機器の内、地球に依存せざるを得ないものは、軽量化のために、高効率化/高機能化を図る必要がある。
- ⑥LOX製造プラントの中では、消耗品(CH<sub>4</sub>)の占める重量割合が高いため、例えば炭素(C)と水素(H)が主成分の人的廃棄物等を活用して補填する方法も検討に値する。
- ⑦プラント駆動用電力、特に夜間のエネルギー供給は、最重要課題の一つであり、これが月利用を阻む最大のネックであると言っても過言ではない。地球依存度の少ない方法、例えば、従来の「月資源利用型」に新たな工夫を加味し、高効率化/簡易化を図る必要

がある。

- ⑧大容量物や寸法の長い物のESからの輸送の困難度を緩和するためにも、タンク類やパイプ類の簡易な製作法を考案する必要がある。
- ⑨Rosenberg等<sup>24)</sup>の検討では、構想したプラントが小型であることも原因して、基本構造物(装置基礎/建屋等)を一切考慮していないが、この構造物の建設は実際上は重要な課題となるため、簡易な工法の考案も必要である。
- ⑩推進薬貯蔵ステーションの構築も、ESからの必要機材を極力使用しない簡易な方策を検討する必要がある。

## 4章 有機的結合メカニズムを有する月面LOX製造事業の提案

月製LOXの利用において、従来の研究において取得させた技術を単に個々に集合させた既成概念的なSPS構築方法に頼るだけでは、古典的方法と比べコスト・メリットが全くなく、LOX製造を核とする月面産業の成立の可能性が疑問視される結果となった。これを打開するためには、3.7項で述べたように、地球依存度を低減させることが第一に必要であり、既成概念的方法の検討から導かれたような新たな方策を工夫することが要求される。ここで重要なことは、LOX製造事業そのものが一つの大きなシステムを構成し、各要素は全て有機的ネットワークの形態で相互に関連しているため、新たな試みを個別的/局所的に取り扱うのではなく、検討対象をES/LE0/LL0/LSを包含する総合的な範囲に広げて、システム的に観ることが必要といえる。

この検討方法としては、最初に本章において、LOX製造事業の特性(構造)と構築方法を明確化・整理して、「生産の低コスト化( $\alpha$ 値と $C_0$ 値の低減:2章参照)」に寄与する基本方針、即ち地球依存度の低減化を図るメカニズム(有機的結合メカニズム)の発見を試みる。次にそのメカニズムを構成する要素技術のフィージビリティを5章で検討し、最後にこのメカニズムの有効性を定量的に検証することを6章において行う。

### 4.1 LOX製造事業の特性

LOX製造を核とする月面産業は、宇宙産業の一環に位置するため、現在の宇宙産業構造の課題をまず最初に検討する。

#### 4.1.1 我が国の戦後の産業成長の要因

我が国は戦後 壊滅的な状態から目覚ましい産業成長を遂げたが、この要因は、次のように要約<sup>17)</sup>できる。

- ①単なる量的な拡大に留まらず、我が国が置かれた外部状況にダイナミックに対応し、産業構造を軽工業のような「労働力集約型産業」から「資本集約型産業」へ、更に「技術集約型産業」へと変化させ、高度な成長を遂げてきた。
- ②製鉄・石油化学工業などの「資本集約型産業」では、経済性に基づいた低価格・大量生産による価格競争力が成長の要因になった。
- ③「技術集約型産業」では、計算機・VTR・自動車等の技術革新によるハイテク製品を生産することにより、高付加価値を生み出したことが成長要因となった。

#### 4.1.2 現在の宇宙産業の構造

現在の宇宙産業は、高信頼性が要求されることから様々な開発試験が要求されており、また生産数量が少ないことから手工業的な方法が主に採られている。このため、産業構造としては「労働力集約型」に近いといえる。また、この労働力の質は、他の産業と比較して高いため、高賃金体質となっている。

#### 4.1.3 今後の宇宙産業の構造

戦後の産業成長の類推から、次のような宇宙産業構造の変更を行うことが生産の低コスト化のために必要となる。

- ①製造・運用に関わる人件費の削減、すなわち  $\alpha$  値の低減のために、「労働力集約型」から「資本集約型産業」へと移行する。具体的には、宇宙部品/機器(含:宇宙機システム)の大量生産・標準化・自動化・保守点検の簡素化等を行う。
- ②宇宙部品/機器の高機能化は、軽量化につながり、これは輸送コストの低減に直接的に寄与するため、「技術集約型」も取り入れる。なお、これは、衛星などの商品の付加価値(高 $b$ 値化)を促進する効果にもつながる。

なお、構造の変更は、初期投資の大幅な増加を招く、即ち固定費: $C_0$ 値を増すことにつながり、利益の減少を招く。しかし、大量生産を拡大させるに伴い、比率(=初期投資額/数量)は低下し、償却を早めることは可能となる。

#### 4.1.4 LOX製造を核とする月面産業の構造

特殊な環境下で行われるLOX製造を核とする月面産業を成立させるための構造は、次のような特性を有するものになると考えられる。

- ①産業を成立させる周辺の基盤(Infrastructures)が全く整備されていないため、この基盤整備も同時に行うことが必要となる。例えば、約15日間継続する夜間時のプラントへの電力供給システム整備は最も重要な課題の一つであるが、地球の産業基盤の上に成立している従来の宇宙産業ではほとんど考慮外のものであった。月面産業では、LOX製造技術とこれを支える基盤要素との総合的な関係の検討は不可欠となるが、しかし、従来の研究では、LOX製造そのもの(還元反応方法・原料・原料選別・装置類・必要エネルギー量など)に対しては議論・研究が行われているが、それを成立および成長(拡大)させるために必要な基盤についてはほとんど言及されていない。あるいは、研究されていてもかなり局所的/個別的なもので、月面基地を含む全体システムから観た総合的かつ有機的な観点からの議論が欠けている。
- ②マン・パワーが必要な「労働力集約型」は不向きであり、単純な製品を自動化により大量生産する「資本集約型」を中心とするのが得策である。石油プラントでの精製工程のようにマン・パワーをかけずに、LSに大量に存在するレゴリスを原料とし、単一的な製品であるLOXを自動化により大量生産することは、まさに「資本集約型」そのものといえる。
- ③高度な技術を必要とする装置/機器類を、LSで製作することは非能率であるため、ESから持ち込むことにより、「技術集約型」も加味する方式が適している。このことは、上記(4.1.3項参照)の宇宙産業が有すべき構造形態と基本的に一致しており、特に月面

産業では、「資本集約型」と「技術集約型」を明確に切り分け、この2つの型を月側と地球側とで役割分担することが重要な鍵となる。

- ④ESで実施される従来の宇宙産業と異なり、地理的な問題から輸送システムが占める割合が極めて高く、特に 前述(3章)したように、ES→LEOの輸送コストが主流を占める。このため、地球依存の「技術集約型」物資は、軽量化・コンパクト化を進め、メンテナンスも容易なものとする必要がある。また、地球依存度の低減対策の一環として、簡易な工程で製作可能であり、ESからの輸送が寸法や質量の点から困難であり、かつ大量に使用するもの、例えば大容量物質(推進薬貯蔵タンク類/パイプ類等)や大質量物質(基本構造物等)は、月面調達の対象アイテムと考えるべきである。

## 4.2 LOX製造事業の構築方法

### 4.2.1 事業を構成する基盤要素

月面産業(LOX製造事業)の構造の特性(4.1.4項参照)を踏まえて、事業を構成する基盤要素は、図4-1に示すように3つの部分[LOX製造プロセス部・インプット部(INPUT)・アウトプット部(OUTPUT)]に分類され、各部は更に様々なカテゴリーに分けられる。本研究では、後述(5.1項参照)するように、LOX製造プロセスとしては、「メタン(CH<sub>4</sub>)による炭素還元法(Carbothermal Reduction)」を採用するが、この分類は、他の製造プロセスのものでも基本的には共通する。

### 4.2.2 構築方法の種類

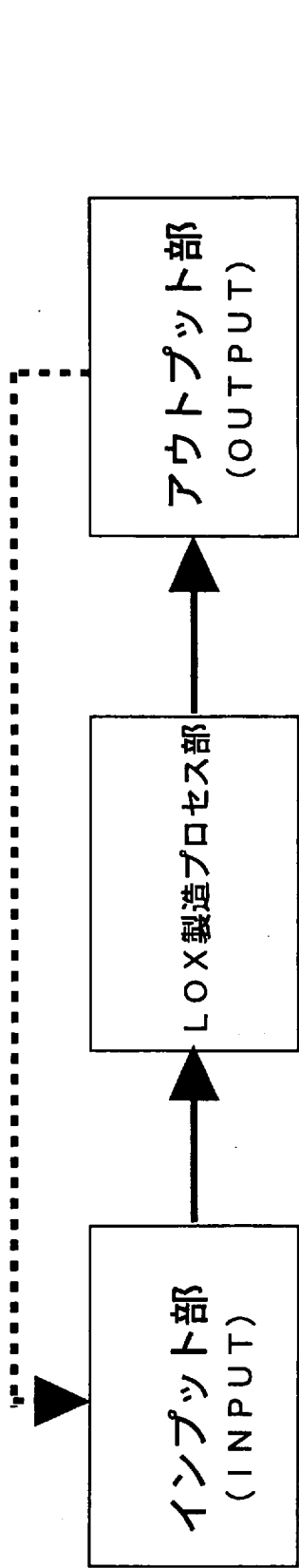
上記の基盤要素の構築方法として、大別して次の2種類のものが考えられる。

- ①最終的な潜在的需要を予測し、これに見合った大規模な基盤を最初から構築する方法。
- ②核となる小規模な基盤を最初に構築し、需要の拡大過程と同期させながら成長を図る方法。

### 4.2.3 構築方法の選択

次の理由により、上記②の成長を図る方法が産業という観点からは適している。

- ①需要予測や技術進歩には不確実性が伴うため、リスク・マネジメントの観点から一挙に巨大なものを構築することは経済的な損失が発生し易い。
- ②小規模な基盤構築でも投資は多大なものになるため、短期間に巨大な規模の投資を行うことに対して、投資者のコンセンサスを得ることは困難である。
- ③事例研究の対象としたSPSは、連続して規模が拡大され長期間に渡り構築が行われるため、これと歩調を一致させる必要がある。
- ④一般的に、従来の産業は、短期間に最終規模に到達する方式を採らず、ロジスティクス関数で表現される成長曲線<sup>17)</sup>に沿った成長を行う。



- ① 原料 (レゴリス)
  - ② 地球からの輸入物資
    - ・ LOX製造装置を始めとする様々な「技術集約型」ハードウェア
    - ・ CH<sub>4</sub>を始めとする消耗品
  - ③ 地球からの輸入システム
    - ・ 輸送システム
  - ④ 月面での調達物質
    - ・ 基本構造物
    - ・ タンク類/パイプ類
  - ⑤ エネルギー供給
    - ・ 熱エネルギー
    - ・ 電気エネルギー
- 
- ・ メタン (CH<sub>4</sub>) による炭素還元法
- 
- ① 製品 (LOX)
  - ② 製品の輸送システム
    - ・ 輸送システム (含: 推進薬貯蔵ステーション)
  - ③ 製品の利用
    - ・ S S T O の帰還用酸化剤への利用等
  - ④ 副産物
    - ・ Si / Fe / スラグ (slag)
    - ・ 人的廃棄物等

図4-1 LOX製造事業を構成する基盤要素

以上のことから、核となる小規模な基盤要素を出発点として、コスト低減化につながる「基盤の成長メカニズム」の構築が重要な鍵となる。特に、前述(3章参照)したように、総コストのなかで、ES～LEO間のSSTO輸送コストが主流を占めるため、このコストを軽減する成長メカニズム、即ちESからの輸送量の軽減(地球依存度の低減/自給自足体制の整備)に寄与する成長メカニズムに対して力点をおく必要がある。

#### 4.2.4 有機的結合メカニズムの必要性

成長メカニズムとして、次の2種類の方法が考えられる。

- ①直線的な単純成長メカニズム
- ②螺旋的(有機的)な成長メカニズム

##### 4.2.4.1 直線的な単純成長メカニズム

この直線的な成長メカニズムとは、図4-1のインプット部→プロセス部→アウトプット部の直線的な流れを主に考え、ESからLSへの大量の輸入依存により成長を図る方法である。このメカニズムでは、基盤要素間の関係や地球・SPSとの繋がりには特に重視せず、単に従来の研究で検討されている基本構造物(例えば、コンクリート工法:5.6項参照)やタンク類/パイプ類(5.5項参照)等をLSに存在あるいは生産される物質を利用して調達し、成長させることで地球依存度の低減化を試みる。しかし、この調達により、LOX製造関連等のコストをある程度削減<sup>[注:53]</sup>できたとしても、月製LOXを用いるコスト・メリットを生じさせるレベルに達することは困難と予想される。

##### 4.2.4.2 螺旋的(有機的)な成長メカニズム

螺旋的(有機的)な成長メカニズム(以下、「有機的結合メカニズム」という)とは、図4-1のアウトプット部の各要素をインプット部の各要素へフィード・バック(破線)させたり、各部の中の基盤要素間やES/SPSとの繋がり(リンク)を重視することにより、例えば、要素:Aが成長することが、他の要素:Bの成長を促進し、そのBの成長が、逆にAの成長に寄与したり、更に別の要素:Cの成長を促し、結果的には地球からの輸送量の軽減(依存度の低減化/自給自足体制の整備)に寄与する有機的ネットワークを組むメカニズムと定義する。著者は、この有機的結合メカニズムの創造/構築を、本研究の基本方針に据えることにより、コスト低減の可能性が発見できると予想した。以下、このメカニズムによりSPSを構築する方法を「有機的SPS構築方法」と称す。

#### 4.3 有機的結合メカニズムの提案

ES/SPS/LSとの有機的ネットワーク、特に輸送形態(6.1項参照)を中心としたものを図4-2に、またLSにおけるネットワークを拡大したものを図4-3に示す。これらは、基本的には前述(3.7.2項)したESからの輸送量(地球依存度)削減の対策案を有機的結合メカニズムの観点から整理・発展させたものである。



#### 4.3.1 全体的な特徴

両図に示す「有機的SPS構築方法」の全体的な特徴は次の通りである。

- ①ESからLSまでを一つの大きなシステムとして観ると、地球製物資類をインプットとし、アウトプットであるSPSを構築するシステムであるが、これを補助するために、LSにおいて無尽蔵に近く取得できる太陽エネルギー/レゴリスをインプットに加え、これを有効に加工し、関与の割合を増加することにより地球依存度の軽減を可能な限り図るメカニズムとなっている。
- ②太陽エネルギーは、電気/熱エネルギーに変換/蓄積されることにより、LSにおける各種のLOX製造装置類の駆動源となっている。また、熱エネルギー蓄積には、熔融レゴリスが用いられている。
- ③酸化物であるレゴリスは、還元することにより、LOXを生産するとともに、副産物を放出するために、この副産物を、LSの特徴である高真空やレゴリスの特性(例えば、高断熱性)を活用して、地球依存度の軽減化に寄与する物資(化学推進ロケットの燃料・タンク/パイプ類・基本構造物)に造り替えている。
- ④製品であるLOXは、SSTOの帰還用や化学推進ロケットの酸化剤として利用されるのみでなく、電気推進OTVの燃料とすることで地球依存度の軽減化を図っている。
- ⑤人的廃棄物も有機的システムのサイクルに組み込み、炭素還元法の消耗品(CH<sub>4</sub>)の補填に使用されている。
- ⑥全ての要素は、相互に関連しているため、一つの要素の増減は全ての要素の増減に影響を与える。これは有機的結合メカニズムの重要な特性である。

#### 4.3.2 有機的結合メカニズムの構成要素技術

有機的結合メカニズムを構成する各要素技術として次のものが挙げられる。これらの要素技術の内、①～⑦については、前述(3.7.2項)した地球依存度削減の方策から推論されたものであるが、⑧の「有機的冗長メカニズム」については、この場で新たに提案された要素である。

- ①LOX製造工程と人的廃棄物利用等の有機的結合
- ②LOXを燃料とした電気推進OTV
- ③LSでのエネルギー供給とLOX製造
- ④月資源を利用したハイブリッド・ロケット・システム
- ⑤配管類・タンク類の製造
- ⑥基本構造物の構築
- ⑦電気推進OTVを利活用した推進薬貯蔵ステーション(PSS)の構築
- ⑧有機的冗長メカニズムの導入

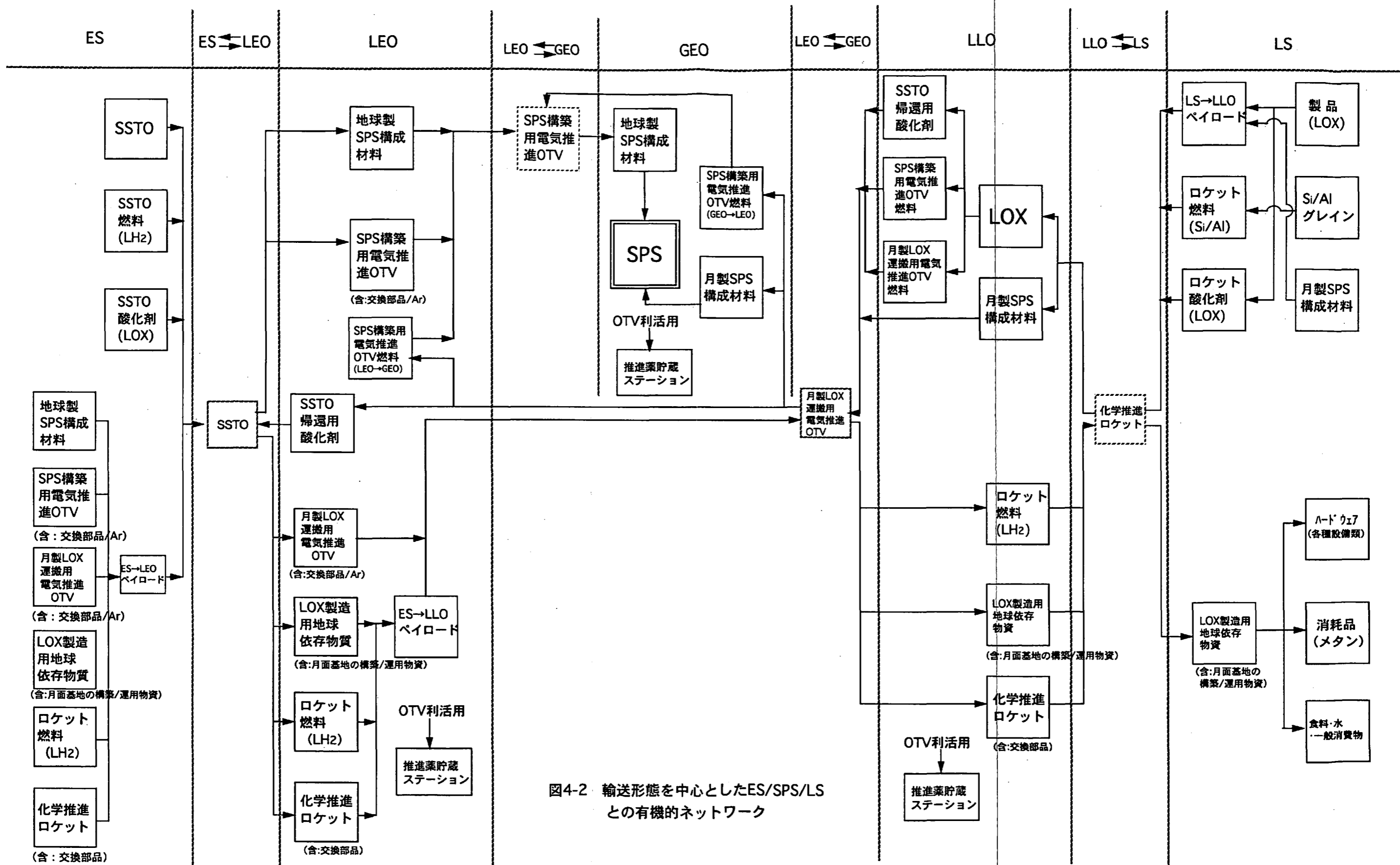


図4-2 輸送形態を中心としたES/SPS/LSとの有機的ネットワーク



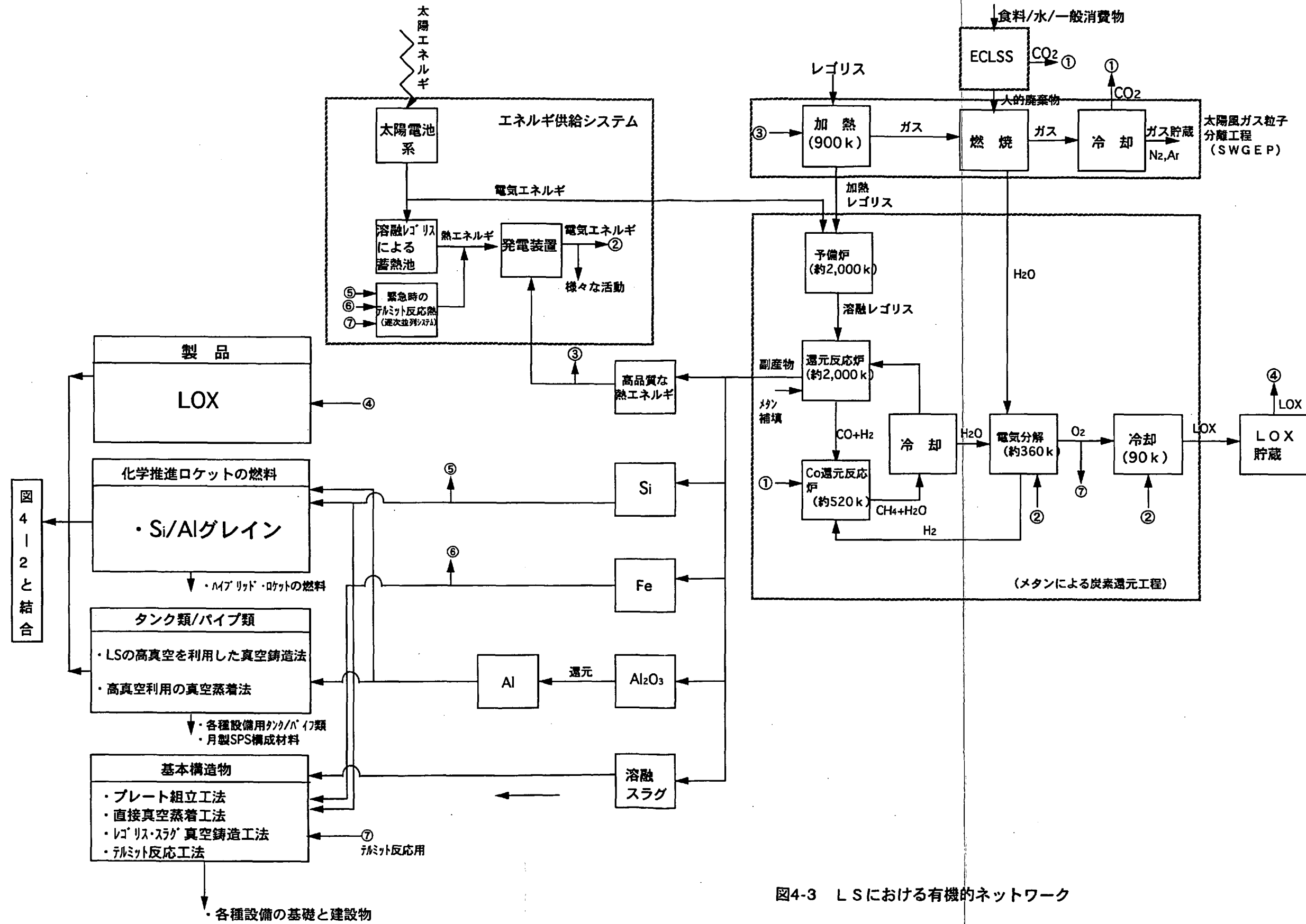


図4-3 L Sにおける有機的ネットワーク



詳細な内容(含:フィージビリティ/開発目標)については5章で記述するが、その概要を、従来の研究での課題とそれを解決するためのオリジナリティを明記しながら予め示す。なお、採用された技術はブレークスルーを必要とするものは除外し、現有技術の近傍/延長線上に位置するもので基本的に構成されている。

#### 4.3.2.1 LOX製造工程と人的廃棄物利用等の有機的結合(5.1項)

LOX製造の中核となるレゴリス還元法としては、約20種類の方法が提案されており、アイデア段階のものが殆どであるが、著者は「メタン( $\text{CH}_4$ )による炭素還元法(Carbothermal Process)」を現段階では選択した。これは、産業という観点から、収益率の高さと副産物による総合的な資源利用システムの発展性を評価したためである。例えば、最も簡易な方法として研究されている「水素還元法(Hydrogen Reduction)」と比較すると、メタンを再生するCO(Carbon Oxide)還元過程の追加や還元温度の高温(1,900~2,000K)化、約2倍のエネルギー量、約8倍の還元剤(メタン)量を要求するが、実験室レベルで確認あるいは研究が少なくとも行われており、レゴリスからの酸素の収益率は約20倍(23.4[wt%])となり、レゴリス処理量は約1/23倍に減少し、還元反応時間(6[時間])も1/10倍になる。また、副産物として、Fe以外にSiや溶融スラグ(slag)を得ることができ、スラグ内の $\text{Al}_2\text{O}_3$ からは、還元過程の追加により、Alを分離することも可能となる。

従来の研究では、還元法自体の優劣の議論は行われているが、他の基盤との関係を踏まえた、総合的/有機的な観点からの選択の議論は殆ど行われていない。

今回の研究では、炭素還元法と他の基盤との有機的な結合を図り、相互に協力・成長し、あうことを試みるが、5.1項では、従来はECLSS(Environmental Control and Life Support System:環境制御・生命維持システム)から排出・投棄されていた人的廃棄物(含:太陽風ガス粒子)を利活用する手段として、これらを酸素の一部を用い燃焼させ、生成される $\text{CO}_2$ と $\text{H}_2\text{O}$ を、炭素還元過程に送り込むことにより、 $\text{CH}_4$ 等の消耗品の一部を補填することを提案する。

#### 4.3.2.2 LOXを燃料とした電気推進OTV(5.2項)

従来の研究では、電気推進系の燃料は、Ar/Xe等の地球製のものを前提としていたが、本研究では、この代替として、酸素を使用することを検討した。

過去において、酸素を一切考慮外としてきたのは、その必要性がなかったこと以外に、酸素によるスラスタの劣化が主に懸念されたためである。今回、劣化対策として、「ホール・スラスタ(Hall current thruster)」を基本的に使用する方式を提案した。このホール・スラスタは、イオン・エンジンと比較して、劣化し易いグリッド類を必要とせず、プラズマ生成用陰極と中和器の機能を外部の電子源(陰極)で兼ねる簡易な構造の電気推進系であり、スラスタの内壁はセラミック・コーティングの処置が施されているため、基本的に酸素劣化に強い構造を有している。

残された重要な課題は、スラスタの相似則が現在確立しておらず、これを行うためには本格的な実験を要するため、燃料変更に伴う性能(スラスタ効率)が特定できないことであ

る。それ故、本件についてはパラメトリック・スタディに今回留めることとし、システムが成立するための条件範囲を明らかにすることに焦点を当てることにする。また、寿命要求についての確認も今後の課題となる。なお、検討結果に基づき、開発目標とするスラスタの基本仕様についても提示する。

この代替により、OTVの燃料(Ar)を地球から運搬することが不要になるだけでなく、その不要分だけSSTOの帰還用酸化剤も軽減できるという2重の効果が期待できる。

#### 4.3.2.3 LSでのエネルギー供給とLOX製造(5.3項)

LOX製造プラント駆動用などのためのエネルギー供給、特に約15日間継続する夜間のエネルギー蓄積は最重要課題の一つである。

既存技術の応用という観点から、「地球依存型」のエネルギー蓄積方法として、蓄電池や再生型燃料電池、超伝導マグネットエネルギー貯蔵、フライホイールが考えられるが、輸送量は膨大なものとなり現実的な方法とはいえない。また、軽量化可能な原子力発電も、輸送時の危険性が懸念される。このため、従来の月資源利用の研究では、地球依存度を低減するために、「月資源利用型」として、粉体状あるいはブロック(岩石)状に加工したレゴリスを蓄熱材とし顕熱を蓄積する方法や「熱熔融方式」といわれる太陽反射炉を用い熔融状にして潜熱も利用する方法などが提案されているが、様々な技術課題とともに、規模も巨大なものとなっている。

今回の研究では、「熱熔融方式」が、レゴリスの熔融方法に技術課題があるものの、蓄熱部(熔融部)自体の製作は容易であり、規模も「月資源利用型」の中では小型となるため、この方式に、次のような改良を施した新たな簡易エネルギー供給システム(抵抗加熱型電気熔融窯方式)を提案した。

- ①一種のイオン伝導体であるレゴリスの電気伝導率は、常温では極めて低い値を示すが、温度が上昇すると伴に向上する特性に注目し、この特性を利用して、ガラス工業における電気熔融窯のように、太陽電池パネルから発生した電力のジュール熱でレゴリスを直接的に熔融する。
- ②2種類の熔融レゴリス貯蔵池を建設し、一つは「炭素還元法」内の還元反応のための予備炉(約2,000K)の機能を持ち、もう一つは夜間の電気分解/酸素液化用電力のための蓄熱池(約1,400~1,700K)の機能を有している。この予備炉は、ほぼ一定温度に制御され、還元炉に熔融レゴリスが一定の流速で送られる。一方、蓄熱池は、夜間に潜熱も利用して熱エネルギーを放出し、電力に変換される。2種類を設置するのは、予備炉は高温かつ一定温度が必要であり、蓄熱池は、潜熱を最大限利用するために、レゴリス融点間(1,373~1,653K)を温度変化するためである。炭素還元法に必要な全エネルギーの内、還元反応は約56%を占め、最終的には高品質の熱エネルギー(1,900~2,000K)の形態で必要とされる。従来の研究では、「熱エネルギー蓄積」と「還元反応炉内のレゴリス熔融用エネルギー」を別々のコンセプトで捉えていたため、夜間において熱エネルギー蓄積したも

のを電気エネルギーに一旦変換(効率:数十%)して、その電力を溶融用のために熱エネルギーに再度変換する非効率的な方法に結果として陥っていた。しかし、本システムでは、機能分化して予備炉を設けることにより、電力変換過程を省略できるため、エネルギー利用効率を大幅に向上させることが可能となる。

- ③粉体状のレゴリス内に±電極を装着/印可し溶融状レゴリスを生成するが、周囲を被覆する粉体状態のレゴリスは、高断熱性(約 $2 \times 10^{-2}$  [W/m-K]@250K)かつ不透水性の砂質シルトに近い材料のため、大型容器としての機能も十分有し得る。

#### 4.3.2.4 月資源を利用したハイブリッド・ロケット・システム(5.4項)

地球依存度の低減化を図るために、従来の研究でも、月製燃料(Si, Fe, Al等)を利用したいわゆるハイブリッド・ロケット(Hybrid Rocket)を検討しているが、燃焼特性が未確認であり、燃焼排出ガスの凝固によるデブリ化などの課題も挙げられる。

今回の研究では、LOX/Si-Al(ウレイン状)の燃焼特性(特に着火/燃焼持続性)を基礎燃焼試験により確認すると共に、2系統(LOX/Si-Al/LH<sub>2</sub>:Tripropellant)の推進薬を共通燃焼室で燃焼させる化学推進ロケット(ハイブリッド・ロケット)システムをLS→LL0の輸送に使用する方式(方式Ⅱ)を提案する。これは、LOX/Si-Alが地球に依存しない高密度推進薬であるが、比推力は約230秒レベルと低いため、ロケットの特性から、この組み合わせは初期飛翔に使用し、LS→LL0の途中の最適点で高比推力のLOX/LH<sub>2</sub>に切り替える方式が得策となるためである。本方式は、ハイブリッド型の欠点である残留し易い燃料(Si-Al)や酸化物をLOX/LH<sub>2</sub>により燃焼/排出できるため、構造効率の向上にも寄与する。また、上昇時(LS→LL0)は、ロケットの速度と燃焼排出ガス速度が逆方向となり、凝固物はLS上に直接落下し易くなるため、デブリの発生を防止する方式ともなっている。

残された重要な課題は、LOX/Si-Alの燃焼性能(特に比推力)が特定できないことであり、これを行うためには本格的な実験(燃焼室の大型化/最適化)を必要とする。それ故、本件についてはパラメトリック・スタディに今回留めることとし、システムが成立するための条件範囲を明らかにすることに焦点を当てることにする。

この方式を採用することにより、ロケットの燃料(LH<sub>2</sub>)のESからの運搬量を低減できるだけでなく、その不要分だけSSTOの帰還用酸化剤も軽減できるという2重の効果が期待できる。

なお、2系統の推進系を搭載することは、システムの複雑さを招き、負担の増加につながるため、LOX/Si-Al部の採用の可否については、今後の研究課題の一つとなる。

#### 4.3.2.5 配管類・タンク類の製造(5.5項)

従来の研究では、月面基地の構築等で使用する配管類・タンク類については、地球に依存することを殆ど前提としているが、本研究では、炭素還元法の副産物であるFeあるいはAlを原料として、以下の2種類の製法により製作することを提案する。この特徴として、「LSの高真空( $10^{-10}$  [Torr]以下)」を月資源の一つとして位置付けることにより、大気圧下



の地球ではコスト高になる製法が簡易なものになることが挙げられる。これにより、地球依存度の低減化が可能となり、LOXの生産量と伴に、月製SPS構成機材の製造量の増加にも寄与する。

①LSの高真空を利用した「真空鋳造法」

②高真空利用の「真空蒸着法(PVD:Physical Vapour Deposition)」

特に、②の方法については、簡易な装置で実施可能であり、大型容器(タンク類)や寸法の長い配管類(含:SPS構成機材の一部の製造)の大量生産向きの方法といえ、内壁コーティングや補強用、構造物間の結合にも利用できる応用範囲の広いものである。

#### 4.3.2.6 基本構造物の構築(5.6項)

地球依存度の軽減を目指した建設工法として、月資源を利用したコンクリート工法やセラミックス工法、サンド・バック工法、レゴリス鋳造工法が今まで提案されているが、他の基盤とのリンクを特に重視せず考案された工法であり、多くの課題を内包している。

本研究では、基本構造物の使用目的に応じて、次の4種類の新工法を提案するが、これらは、炭素還元法の副産物等を利用したものであり、地球依存度を低減するとともに、LOX生産量の増加等にも寄与する有機的な工法である。なお、④の工法は、Si/Fe<sub>2</sub>O<sub>3</sub>のテルミット反応を応用したものであるが、この組み合わせの特性は明確でないため、基礎的実験を行って、フィージビリティを確認した。

①新工法Ⅰ・・・プレート組立工法

②新工法Ⅱ・・・直接真空蒸着工法

③新工法Ⅲ・・・レゴリス・スラグ真空鋳造工法

④新工法Ⅳ・・・テルミット反応工法

#### 4.3.2.7 電気推進OTVを利活用した推進薬貯蔵ステーション(PSS)の構築(5.7項)

PSSは、LEOとLLO、GEOに、冗長度を考慮して、少なくとも各々2機(合計:6機)以上は設置する必要がある。

従来の研究では、PSSの設置について殆ど言及されていないが、地球に全面的に依存することを暗黙に前提としていると考えられ、前述(3.6.5項参照)のコスト試算のように負担の大きなものといえる。

今回の研究では、このステーションを、耐用年数が超過した電気推進OTVを利活用し、また一部にLS上で製作したタンク類/パイプ類を追加することにより構築することを提案する。この方法により、時間経過とともに不用になるOTV機数は増加するため、ステーション規模は簡易に拡大し、これがLOX運搬の増加に寄与することになる。

また、不用なOTVを軌道上で分解して、利用可能なタンク類/パイプ類をLSへ運搬し、LOX貯蔵タンクや各種の基盤整備に活用する方法も併用することも一案であり、これも有機的

結合メカニズムの一環として位置付けられる。

#### 4.3.2.8 有機的冗長メカニズム(5.8項)

各基盤が相互に有機的に協力しあい成長していく「有機的結合メカニズム」は、地球依存度が低くなるメリットはあるが、一方、ある基盤にアクシデントが発生した場合、その影響は、協力関係にある全ての基盤に波及することになる。この影響の度合いは、成長するほど大きくなるため、これに対するリスク・マネージメントも歩調を合わせた成長を遂げる必要がある。特に、人的なものへの被害は最小限に留める工夫が重要である。このためには、各基盤に、信頼性を高めるフェール・セーフ設計(fail safe)<sup>45)</sup>を施す必要があるが、従来の研究では、このような観点について殆ど言及していない。

この対策として、並列システムにして「冗長度(redundancy)」を組み込むことが考えられるが、これは一般に地球の負担を増す方向に働く。そのため、地球依存度を低減するために、副産物等を利用して成長する冗長システムを構築する必要があり、これを「有機的冗長メカニズム」と本研究では称している。

一例として、電気エネルギー供給は、各基盤の駆動にとり共通的に必要な基本的な基盤であり、安全管理の点からも冗長度を持たせることは必須であるが、本研究では、この方策として、副産物:Si/Fe<sub>2</sub>O<sub>3</sub>を利用したテルミット反応熱による発電システムを緊急用に使用することを提案する。これは、副産物の増加とともに、有機的な成長を遂げることが可能なシステムとなり、「有機的冗長メカニズム」といえるものになる。

#### 4.4 有機的結合メカニズムの検討の進め方における留意点

5/6章において、有機的結合メカニズムを検討するが、その進め方について、次のような検討限界を示す留意点があることを予め述べる。しかし、本論文の目的は、月面産業としての成立の可能性を示し、今後の研究の方向付けを行うことを第一とするため、これらの留意点は許容範囲内にあると判断できる。

- ①図4-2/図4-3に示す有機的ネットワークは、現段階において最も有効と想定されるものが選択されたと考えられるが、最適化の保証を行うことは現段階では困難である。
- ②有機的結合メカニズムの成長過程と成立性を定量的に解析するためには、各構成要素の時系列的なデータを必要とするが、現段階では不確定な要素が多いため、これらのデータを準備することは多くの仮定を設定することになり、導かれる計算結果にも信憑性がない。

このため、5章における構成要素技術のフィージビリティの検討では、成長過程を表す時間経過的なものは考慮外とし、物資移動量に対する考察のみを6章との関連で試みる。また、6章における有効性の定量的解析においては、前述(3.4.2項参照)した既成概念的方法と同様に、SPSが定常的に連続して構築される状態を想定して、時系列的なものを含まない総合的かつ平均的な物資移動の収支バランス計算(含:コスト試算)に留めて

いる。

なお、基盤成長の駆動力となる太陽エネルギーやレゴリス、副産物は成長過程において潤沢に存在するため、成長が途中で阻害される可能性は少ないと予想される。

③前述(4.3.2.2項/4.3.2.4項参照)したように、電気推進スラスタ効率とLOX/Si-Alの比推力は、その値を特定できないため、パラメトリック・スタディに今回留め、システムの成立条件範囲を明らかにする。また、その他のパラメータも蓋然性を含むため、上記の収支バランス計算結果は産業としての成立性の可否を示すものではなく、仮定した条件が達成できた場合には、その成立が可能になるという形の結論となる。

④月面産業の成立のためには、「有機的結合メカニズム」の有効性と伴に「有機的冗長メカニズム」の効果も定量的に検討しなくてはならないが、今回は、前者に対してのみ定量的な議論を行い、後者については5.8項で記述する定性的に近いレベルまでとする。これは、前者でさえ途中過程を無視したパラメトリックな試算に留めざるを得ない状況であり、後者の議論には更に不確定な仮定を必要とするためである。

## 5章 有機的結合メカニズムを構成する要素技術

### 5.1 LOX製造工程と人的廃棄物利用等の有機的結合

LOX製造事業を構成する基盤要素のなかで、「LOX製造プロセス部」(4.2.1項参照)は中心部分であり、数多く提案されているレゴリス(酸化物)還元法の候補の中で、どの方式を選択するかが第一義的な課題であるため、この議論を最初に行い、「メタン( $\text{CH}_4$ )による炭素還元法:Carbothermal Process」を最終的には選択した。次に、 $\text{CH}_4$ (含:生活用水/漏洩空気)の損失補填のために、人的廃棄物類(含:太陽風ガス粒子)の有効活用化を図る手段として、「環境制御・生命維持システム工程(ECLSS:Environmental Control and Life Support System Process)」と「太陽風ガス粒子分離工程(SWGEP:Solar Wind GasExtraction Process)」、「炭素還元工程」の3つの工程を結合し、有機的結合メカニズムの構築を行った。

#### 5.1.1 前提とするLOX製造量

有機的SPS構築方法により試算した総LOX製造量は、後述(6.3.1項:表6-3参照)するベースラインIIによれば、93,330[ton](@電気推進OTV往復時間: $T_{HT}=2$ [年]/SPS構築期間:10[年])であり、この量は、25.6[ton/日](1,065[kg/h])に相当する。前述(3.5.3項:表3-4参照)した既成概念的SPS構築方法では、43,610[ton](@ $T_{LE}=2$ [年]/SPS構築期間:10[年])<sup>[注:31]</sup>即ち、11.9[ton/日](498[kg/h])であり、総製造量は約2倍の増加となる。この生産量を観ると、本LOX製造事業は、まさに「資本集約型産業」そのものであり、大量生産体制を整備する必要があるといえる。

#### 5.1.2 LOX製造工程の候補

LS上における酸化物還元法<sup>[注:54]</sup>として、パリエーションを含めて約20種類が現在提案<sup>14) 15) 16) 22) 23)</sup>されているが、主なものとして次のものがある。これらの還元法の評価<sup>[注:55]</sup>は現在確立されておらず、より一層有効な方法の案出も含めて今後の課題である。

- ①Hydrogen Reduction(水素還元法)
- ②Ilmenite Reduction with Methane( $\text{CH}_4$ によるIlmenite還元法)
- ③Magma Electrolysis(マグマ電界法)
- ④Carbochlorination
- ⑤Vapor-Ion Separation
  - a)Separation by Distillation
  - b)Separation Electrostatically
  - c)Separation Electromagetically
- ⑥Acid Leach
- ⑦Carbothermal Process( $\text{CH}_4$ による炭素還元法)

#### 5.1.3 選定基準

還元法の評価は定まっていないが、本研究を進めるための選定基準として、次の5つのものを設定する。

①実験室レベルで技術的に確認あるいは研究が少なくとも行われていること。

本研究の目標は、月面産業の成立性を見通しを得ることであるため、例えば地球製消耗品が不用で、かつ簡易な方法であっても、技術的に不確定な要素があるものを現段階で候補にすることは基本的に避けるべきである。

②産業として成立するためには、レゴリスからの収益率(効率)の高いことが必要である。収益率には、次の5つの観点がある。

a) 単位質量当たりのレゴリスからの酸素収益量が多いこと。

産業面からみて、ある特定の酸化物をレゴリスから選別する工程が多いことは、極力避けることが得策である。

b) 還元反応速度が早いこと。

速度が遅いことは、設備の大型化を招く。

c) 必要エネルギー量が少ないこと。

d) 還元剤量(消耗品)が少ないこと。

例えば、Magma ElectrolysisやVapor-Ion Separationなどは、電氣的に分離を行うため、還元剤は不用である。

e) 連続プロセスが可能であること。

大量生産には、バッチ・プロセスは非効率的である。

③特殊環境下での産業であるため、工程が簡易であること。例えば、CarbochlorinationやAcid Leachなどは、プロセスが複雑で、実現が疑問視される。

④高温の還元反応炉内では、浸食(Erosion)作用が懸念されるため、冷却やメンテナンスの観点から、低温反応プロセスのものが有利である。

⑤月面産業として発展するためには、プロセスに総合的な資源利用システムへの発展性(多様な副産物の生成)が含まれていること。

上記の基準に対して、検討対象と成り得るプロセスは、「水素還元法」と「CH<sub>4</sub>によるIlmenite還元法」、「CH<sub>4</sub>による炭素還元法」の3つとなる。これは、この3候補が、実験室レベルで技術的に確認あるいは研究が少なくとも行われているが、他のプロセスは、アイデアの段階にあるためである。

#### 5.1.4 プロセスの比較

##### 5.1.4.1 還元対象とする酸化物/鉱物

レゴリスに含有される酸化物の典型的な質量分率<sup>14)</sup>と酸素(O<sub>2</sub>)を1[mol]生成するときのGibbsの自由エネルギーとの関係を図5-1に示す。質量分率が高いほど、レゴリス中の各成分の選別・濃縮が容易となり、収益率が高くなることを意味し、また自由エネルギーが高いほど

酸化物生成の標準自由エネルギー  
(1900KにおけるO<sub>2</sub> 1molに対する値)

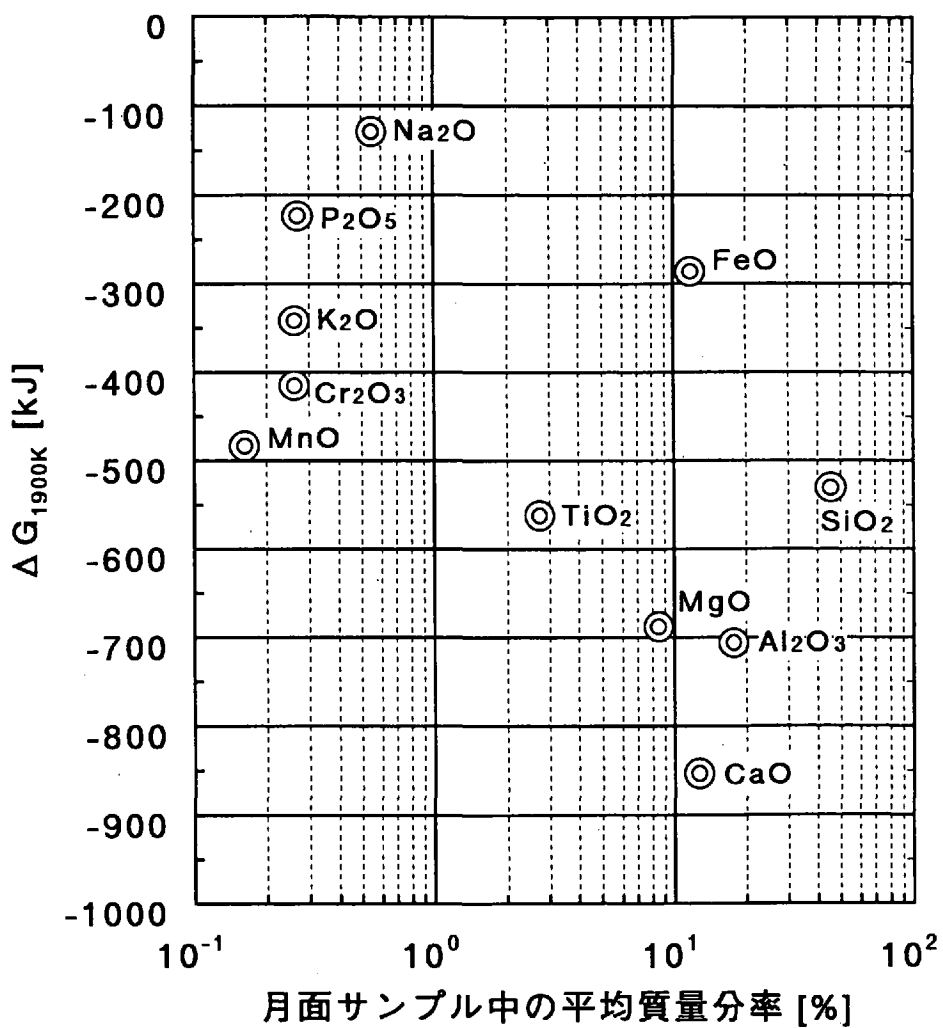


図 5-1 月面物質の質量分率と自由エネルギーとの関係

還元が容易となることを示唆する。この観点から、注目すべき酸化物はFeOとSiO<sub>2</sub>であり、Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>が次に位置する。これらの内、自由エネルギーが最も高いFeOは、レゴリス中に約10[wt%]しか含有されていないが、SiO<sub>2</sub>は約47[wt%]も含まれている。また、自由エネルギーが最も低いAl<sub>2</sub>O<sub>3</sub>は約18[wt%]含有されている。各還元法の対象鉱物は次の通りである。

①「水素還元法」と「CH<sub>4</sub>によるIlmenite還元法」は、FeOを35(高地部)～45(海部)[wt%]と最も多く含有する鉱物:Ilmenite[チタン鉄鉱石;FeTiO<sub>3</sub>(FeO·TiO<sub>2</sub>)]を原料とする。なお、典型的なLunar Ilmeniteは、FeO·TiO<sub>2</sub>(融点:1,640K)を91.5(高地部)～98.5(海部)[wt%]<sup>24)</sup>含有する。

②「CH<sub>4</sub>による炭素還元法」は、月鉱物組成<sup>[注:56]</sup>の主要成分を占めるOlivineとPyroxene、Plagioclase、Ilmenite等全てを原料にしており、酸化物:SiO<sub>2</sub>とFeOを主に還元の対象にしている。

なお、Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>の還元は、O<sub>2</sub>を取り出すことを目的とするよりは、利用範囲が広いAlを分離するために行われる。

#### 5.1.4.2 水素還元法

水素還元法は、図5-2に示すような簡易な方法として知られ、還元法のなかで最も多くの研究(含:実験)が行われている。なお、連続プロセスもバッチ・プロセスも検討されており、バッチ・プロセスは、初期のパイロット・プラント用に主に考えられている。

##### (1)水素還元法の長所

- ①工程が簡易である。
- ②必要エネルギー量が少ない。後述[5.1.4.4項(3)参照]するが、総エネルギー量は、「CH<sub>4</sub>による炭素還元法」の約1/2である。
- ③還元剤量(消耗品)が少ない。理想的には、O<sub>2</sub>を生産するために、循環するH<sub>2</sub>量は、0.125[kg/kg(O<sub>2</sub>)]である。
- ④還元反応温度(1,000～1,300K)が低いこと。

##### (2)水素還元法の課題

- ①Ilmeniteから約10[wt%]のO<sub>2</sub>を理想的には分離できるが、Ilmeniteは月の鉱物内に約10[wt%]しか存在しないため、採掘・分級・選鉱・運搬の前処理過程を経て、レゴリスから結果的に取り出せる最大O<sub>2</sub>量はわずか1[wt%]<sup>[注:57]</sup>である。今回、採掘・運搬するレゴリス量は、1,065[kg/h]×100<sub>min</sub>=107[ton/h]に達するため、レゴリス密度を1,900[kg/m<sup>3</sup>][付録:C-1参照]とすると、約56[m<sup>3</sup>]となる。例えば、深さ:3m<sup>[注:39]</sup>まで採掘すると仮定した場合、約4.3m×4.3mの広さとなり、この範囲のレゴリスを1[時間]で処理するためには、大規模な前処理工程のための設備が必要となる。特に、極低温の夜間に、これらの作業を広域にわたり行うことは、エネルギー確保の問題から、前述(1.1.3項参照)したように、技術的困難さが伴う。

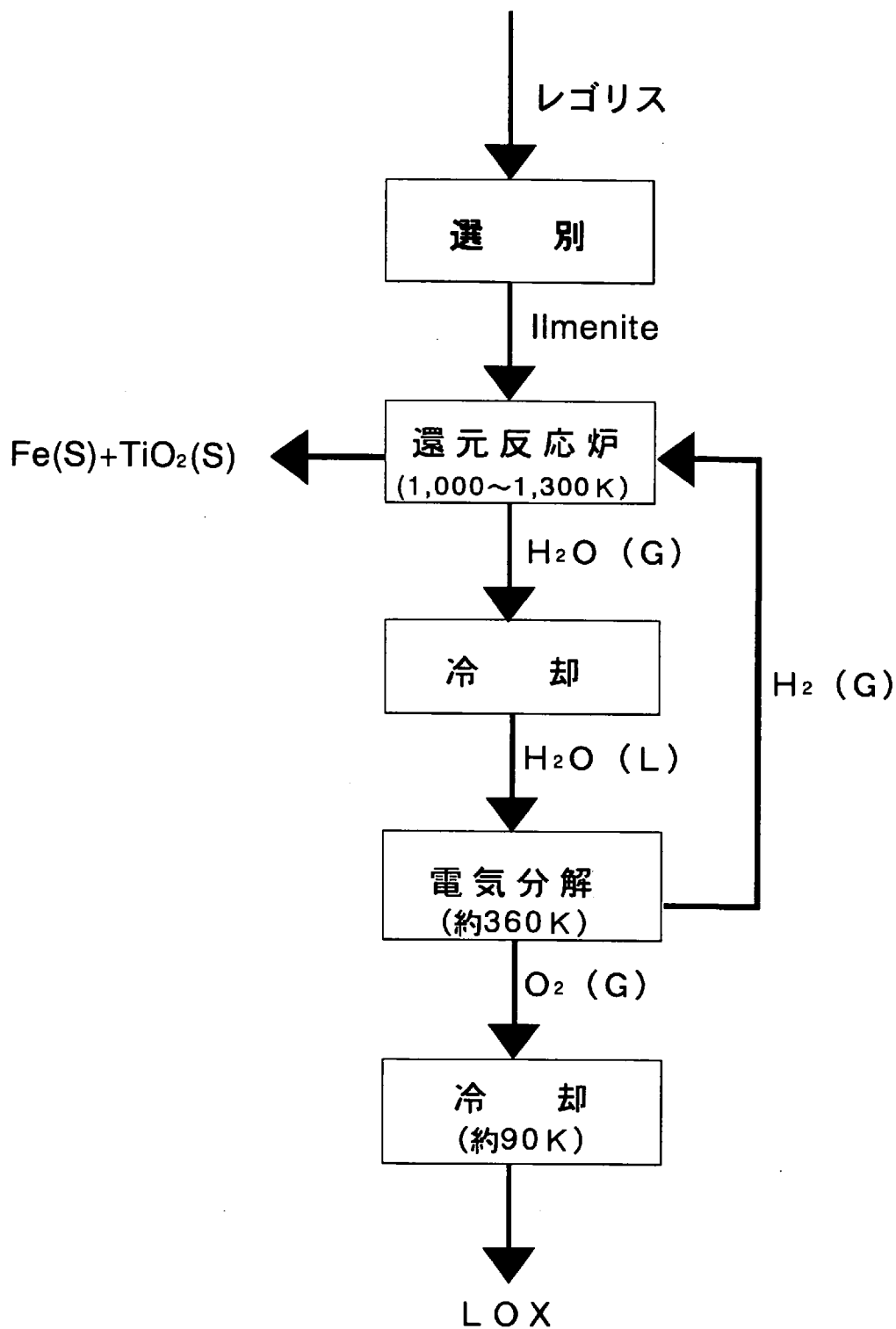


図5-2 水素還元法のプロセス



- ②還元反応速度が遅く、大量生産に向かない。例えば、文献23)では、還元炉内での Ilmeniteの還元時間を約60[時間]と想定し、プロセスの規模を試算している。今回、還元炉内に送り込むIlmenite量は $1,065 \text{ [kg/h]} \times 10_{\text{倍}} = 10.7 \text{ [ton/h]}$ となるため、還元炉の総容量は、 $7.1 \text{ [m}^3/\text{h]} \text{ [注: 58]} \times 60_{\text{h}} = 426 \text{ [m}^3\text{]}$ になり、仮に炉の形状を球形に仮定したとき、炉の直径は約9.3mに達する。
- ③月面活動に不可欠なFeは、スラグを加熱することにより副次的に分離できるが、これ以外のものが必要なときは他の製造システムを別途準備しなくてはならず、総合的な資源利用システムへの発展性が低い。

#### 5.1.4.3 CH<sub>4</sub>によるIlmenite還元法

本還元法は、水素還元法の欠点である反応速度を早めることを主眼に研究されている方法と考えられ、次項(5.1.4.4項)の「CH<sub>4</sub>による炭素還元法」内のIlmenite(FeO·TiO<sub>2</sub>)を還元の対象とした(5-4)式～(5-6)式の反応式と基本的に同一なプロセスで構成されており、還元剤(CH<sub>4</sub>)はリサイクルされるメカニズムを有する。本プロセスの実験<sup>22)</sup>において、微粒なIlmenite(粒子径:0.25～0.5[mm])を1,300Kで還元した場合、僅か5～7[分間]で、85～90%の還元が行われたという報告がある。水素還元法と比較して、本方法は、反応速度の点で飛躍的な改善が行われるが、他の課題については、残ったままである。また、CH<sub>4</sub>を還元剤に使用することに伴う新たな課題が発生するが、これらについては次項(5.1.4.4項)で纏めて議論する。

#### 5.1.4.4 予備炉付きCH<sub>4</sub>による炭素還元法

本還元法は、上記の2つの還元法の課題を解決するために、考案されたと結果的には整理できる。ただし、別の課題が生じるため、その評価を行う必要がある。

##### (1)炭素還元法のプロセス概要

予備炉付きCH<sub>4</sub>による炭素還元法<sup>24)</sup>のプロセスを図5-3に示す。この還元法は、FeOのみでなくSiO<sub>2</sub>も還元できる方法であるが、そのためには、還元力の強いCH<sub>4</sub>を使用し、反応温度もレゴリスの融点[1,373K～1,653K;付録:C-4参照]以上の1,900K～2,000Kに上昇させる必要がある。

なお、従来の炭素還元法には、予備炉が設置されていないが、この炉は、後述(5.3項参照)するように、高断熱性のレゴリスの中に配置された一種の電気炉であり、ジュール熱で加熱(約2,000K)され液状になった熔融レゴリスが封入・蓄積されており、このレゴリスが下流の還元反応炉にパイプで送られ、還元反応が行われる。この予備炉を予め設置することにより、夜間の還元反応のための蓄熱を別途行う必要がなくなるため、電力変換の過程を省略でき、エネルギー利用効率を向上させることが可能となる。典型的な反応式を(5-1)式～(5-6)式に示す。この内、CH<sub>4</sub>とH<sub>2</sub>はリサイクルされる。

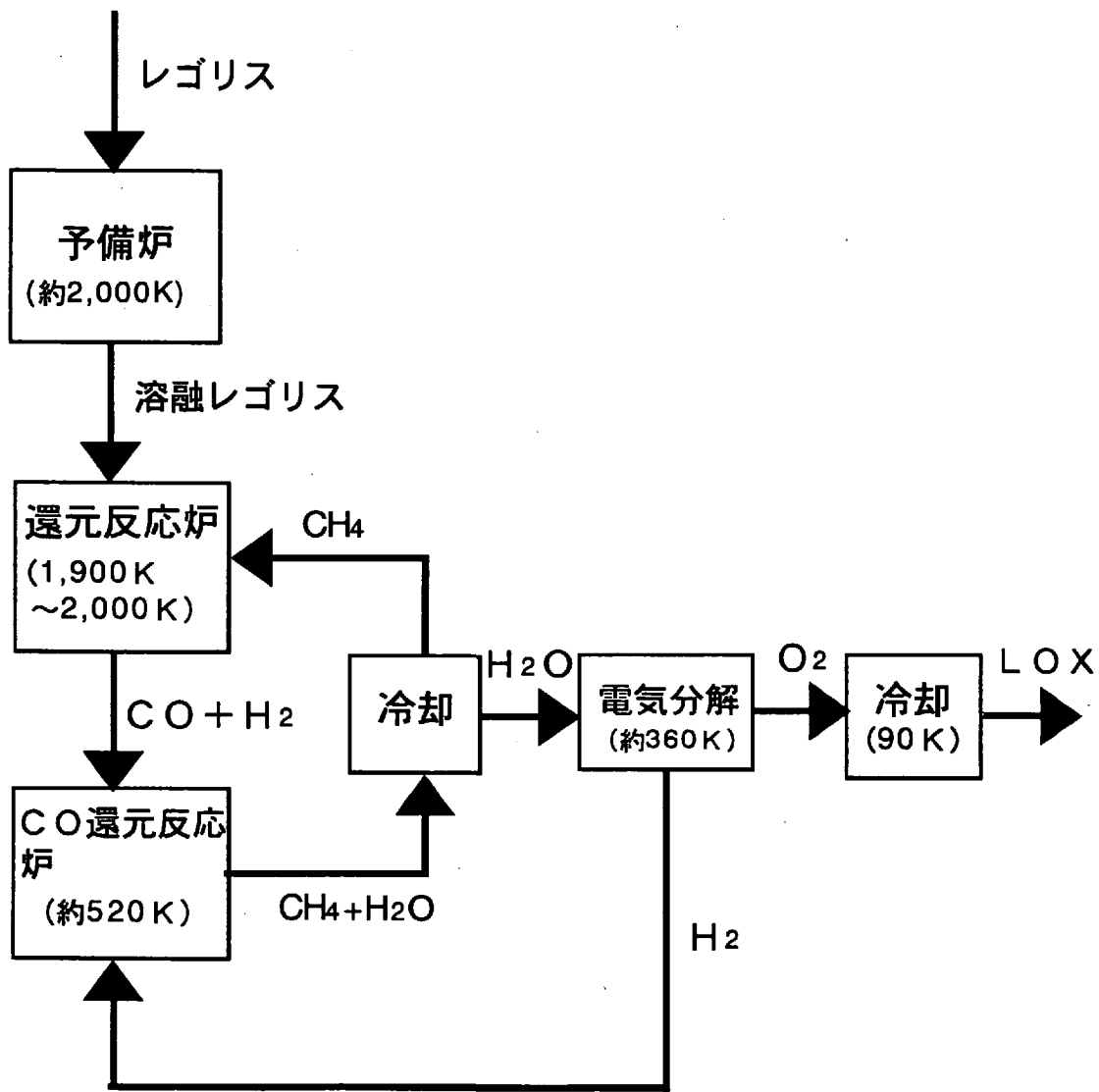
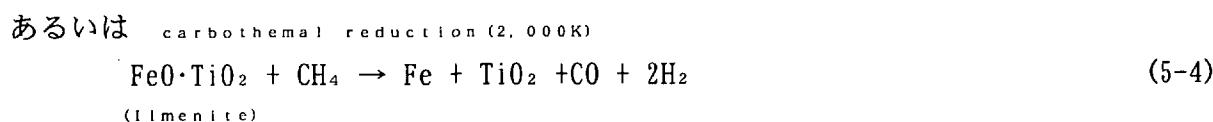
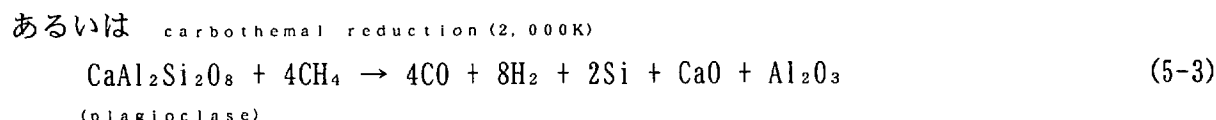
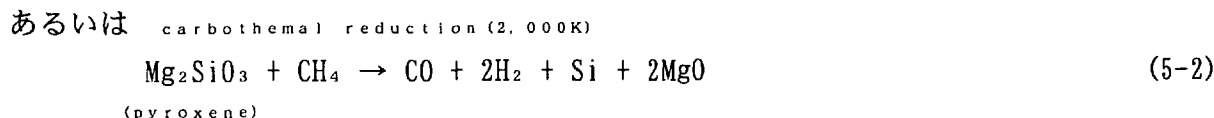
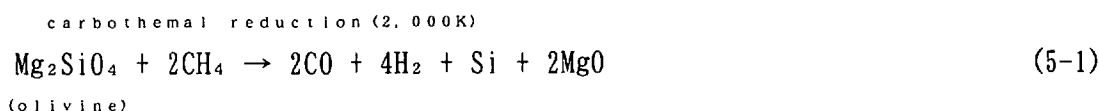


図5-3 予備炉付「メタンによる炭素還元法」のプロセス



なお、水素還元法と同様に、本還元法の研究<sup>24)</sup>においても、連続プロセスとバッチ・プロセスの両者が検討されている。

## (2)炭素還元法の長所

①採掘・運搬されたレゴリスを、特に分級・選鉱の前処理過程を経ることなく、還元して得られる $\text{O}_2$ 量は、様々な効率を考慮しても、約23.4 [wt%]<sup>24)</sup>の収益率に達すると試算され、前者の2つの還元法の20倍以上となる。

今回、採掘・運搬するレゴリス量は、1,065 [kg/h]/0.234=4.55 [ton/h]であるため、水素還元法のときの処理量の約4 [wt%]であり、極めて小規模となる。

1 [GW]級SPSの完成(10 [年])までに処理するレゴリス量は、93,330 [ton]/0.234=398,850 [ton] (約209,920 [m<sup>3</sup>])となる。これは、例えば、深さ:3mまで採掘すると仮定した場合、約265 [m]×265 [m]の広さとなる。もし同比率で100 [年間]採掘したとしても、約840 [m]×840 [m]×3 [m]の容量となり、また産業廃棄物となるスラグ等は、レゴリスのなかの酸化物の成分比率が変化しているだけであるので、月環境への影響<sup>[注:59]</sup>は少ないと考えられる。

②還元反応速度は、約6時間<sup>24)</sup>となり、「水素還元法」の速度の約1/10倍である。今回、還元反応炉内に送り込むレゴリス量は4.55 [ton/h]であるため、還元炉の総容量は、3.03 [m<sup>3</sup>/h]<sup>[注:58]</sup>×6h=18 [m<sup>3</sup>]になり、仮に炉の形状を球形と仮定したとき、炉の直径

は約3.2mとなる。これは、水素還元法と比較して約1/23の容量となっている。

③副産物としてSi(密度:2,340[kg/m<sup>3</sup>],融点:1,685K)が熔融状態で分離できるが、その量は投入されるレゴリスの約18.5[wt%]<sup>24)</sup>に達する。また、同時に熔融したFe(密度:7,860[kg/m<sup>3</sup>],融点:1,810K)も分離でき、レゴリスの約8[wt%]<sup>24)</sup>となる。熔融スラグ(除:Si/Fe)は、レゴリスの約54[wt%]<sup>24)</sup>となる。

更に、熔融スラグ内のAl<sub>2</sub>O<sub>3</sub>はレゴリスから約18[wt%]<sup>24)</sup>を得ることが可能であるため、次の(5-7)式~(5-10)式のプロセス<sup>16)</sup>等を炭素還元法に付加することにより、Alもレゴリスの約9[wt%]分離できる。これらの副産物は、後述する様々な有機的結合メカニズムの基本要素として機能するため、本還元法は総合的な資源利用システムへの発展性を有しているといえる。



electrolysis



electrolysis



### (3) 炭素還元法の課題

①必要エネルギー量が大きいたことが指摘されている。例えば、O<sub>2</sub>を1,065[kg/h]製造するために必要なエネルギー量は、次のように試算され、水素還元法と比較して、約2倍大きくなる。なお、本試算は、3.6.1項と同様に、小型プラント(LOX生産量:1.578[kg/h])のデータを単純に生産量に比例させたものである。それ故、表面積に比例する熱損失等は過度に計算されるため、ワーストケースの推定値といえる。両者の内訳を観ると、電気分解と液化過程用の電気エネルギーは同一であるが、還元反応のための熱エネルギーが、約9.4倍大きくなっている。

|         | 炭素還元法 <sup>24)</sup> | 水素還元法 <sup>14)</sup> |
|---------|----------------------|----------------------|
| ・還元反応過程 | 13.0                 | 1.4                  |
| ・電気分解過程 | 7.8                  | 7.8                  |
| ・液化過程   | 2.5                  | 2.5                  |
| 合計      | 23.3[MW]             | 11.7[MW]             |

ただし、後述(5.3項参照)するように、炭素還元法の場合には、エネルギー供給方式として、昼間、太陽電池パネルからの取得電力により、レゴリスを溶融し、この一部に予備炉(約2,000K)の機能を持たせて、そのままの状態還元反応炉に送るとともに、他の部分には蓄熱池(約1,400~1,700K)の機能を持たせ夜間電力用に蓄熱する方法を採る。それ故、炭素還元法のとときの太陽電池パネルの要求出力は、昼夜分合計すると、(5-11)式<sup>[注:60]</sup>のようになる。なお、熱エネルギーから電気エネルギーへの変換効率は30%と仮定する。この効率は、ESで一般的に使用されている発電装置、例えば蒸気サイクル(Rankine Cycle)<sup>46)</sup>等から推定した。

$$23.3 + [13.0 + (7.8 + 2.5) / 0.3] = 70.6 \text{ [MW]} \quad (5-11)$$

一方、水素還元法<sup>[注:61]</sup>では、(5-12)式のようになる。

$$11.7 + [(1.4 + 7.8 + 2.5) / 0.3] = 50.7 \text{ [MW]} \quad (5-12)$$

これらの試算から、予備炉付きとすることにより、炭素還元法に必要なエネルギー量を、水素還元法のものより、約40%増に押さえることが可能となる。また、炭素還元法の熱エネルギー:13.0[MW]は、高温の高品質エネルギーであるため、反応後の生成物やスラグなどから回収し、電気エネルギーに変換したり、あるいは後述(5.1.6項)するように、太陽風(solar wind)により、レゴリス表面に注入されている様々な太陽風ガス粒子を約900Kに加熱し放出させる事前処理工程<sup>[注:62]</sup>にも利用可能である。なお、「CH<sub>4</sub>によるIlmenite還元法」の必要エネルギー量は、水素還元法より若干多い程度である。

- ②還元剤量(消耗品)が多く必要である。O<sub>2</sub>を生産するために、循環するCH<sub>4</sub>量は、1.02 [kg/kg(O<sub>2</sub>)]<sup>24)</sup>であり、水素還元法の約8倍となる。しかし、還元剤は、リサイクルされるため、損失補填量の算定が問題となる。文献24)では、O<sub>2</sub>の2[wt%](0.02[kg/kg(O<sub>2</sub>)])を損失量として仮定しており、SPS1機(必要LOX量:93,330[ton])が完成するまでに、約1,870[ton]のCH<sub>4</sub>をESから運搬する必要がある。なお、「CH<sub>4</sub>によるIlmenite還元法」における補填量も炭素還元法と同等と想定できる。この対策として、後述(5.1.6項)するように、基地から排出される人的廃棄物(含:一般廃棄物/太陽風ガス粒子)を利活用して、CH<sub>4</sub>の一部(約30[wt%])を補填することを試みる。
- ③還元反応温度(約2,000K)が高いため、還元炉の浸食が懸念されるといわれる。<sup>14)</sup>しかし、鉄鋼製錬における銑鉄(pig iron)製造法<sup>47)</sup>では、還元生成物が熔融体であり、その還元温度が約1,900Kである。また、これは、24時間操業で行われ、一度操業を開始した炉は5~8[年]の長期に渡り稼働する。この事例から観れば、対策可能な技術課題であるといえる。
- ④プロセスに、CH<sub>4</sub>を再生するCO(Carbon Oxide)還元反応過程が追加されるため、水素還元法のものより複雑になる。しかし、Acid LeachやCarbochlorinationなどの工程に比較したならば、この追加は特に問題になるレベルとは考えられない。

### 5.1.5 還元法の選定

本研究では、3候補の中で、「予備炉付きCH<sub>4</sub>による炭素還元法」を選定し、月面産業の成立の可能性の議論を進める。この理由と若干のコメントを以下に示す。

- ①炭素還元法は、熱エネルギー量と還元剤の損失補填量が大きいことが、特に課題であるが、収益率と総合的な資源利用システムの観点から、大量生産を行う産業にとっては最適な方法といえる。
- ②「水素還元法」は、収益率や反応時間、将来の発展性などから月面産業用としては適切な方式とはいえないが、簡易なプロセスであるため、初期段階の月面活動においては、パイロット・プラント的なものとして採用する価値はある。
- ③「CH<sub>4</sub>によるIlmenite還元法」は、収益率の課題があるが、反応時間が早いという特徴があることから、レゴリスの採掘・分級・選鉱・運搬の前処理過程の効率化の促進を図ることで、例えば、一部のLOX製造をIlmenite還元法で行い、副産物の製造<sup>[注: 63]</sup>を含めたLOX製造を炭素還元法で実施する併用方式も、レゴリス還元過程以外は共通であるため、エネルギーの消費を押さえる観点からも考慮に値する。
- ④還元剤補填量の大きい炭素還元法の代替方法として、例えば、熔融レゴリスを電気エネルギーにより気化・分解するVapor-Ion Separation<sup>14)</sup>は、電力量<sup>[注: 64]</sup>は多いが、還元剤を使用しないこと、またAl/Mg/Feも同時に取得できる特徴を有する。本方式は、未確認な技術分野のものであるが、今後の研究分野として有望視できる。
- ⑤還元反応炉内の反応と副産物の密度差による成分分離の過程<sup>[注: 65]</sup>は、1/6Gの影響を直接的に受ける。パイロット・プラントによる月面実験により最終的に確認する必要があるが、反応については、時間に余裕をもたせることで、Gの影響を少なくすることは可能である。また、成分分離については、遠心分離器などを必要に応じて使用する手段が考えられる。

### 5.1.6 人的廃棄物類(含:太陽風ガス粒子)の有効活用化

人的廃棄物類(含:太陽風ガス粒子)の有効活用化を図るための手段として、「環境制御・生命維持システム工程(ECLSS)」と「太陽風ガス粒子分離工程(SWGEP)」、「CH<sub>4</sub>による炭素還元工程」の3つの工程を融合し関連づけたものを図5-4に示す。

従来の研究では、各工程は別個に取り扱われていたが、SWGEPの中に「燃焼過程(Combustion Process)」を特に挿入することにより、3工程を有機的にリンクすることが可能となり、CH<sub>4</sub>(含:生活用水/漏洩空気)の損失補填が、人的廃棄物や太陽風ガス粒子により、一部できるようになる。

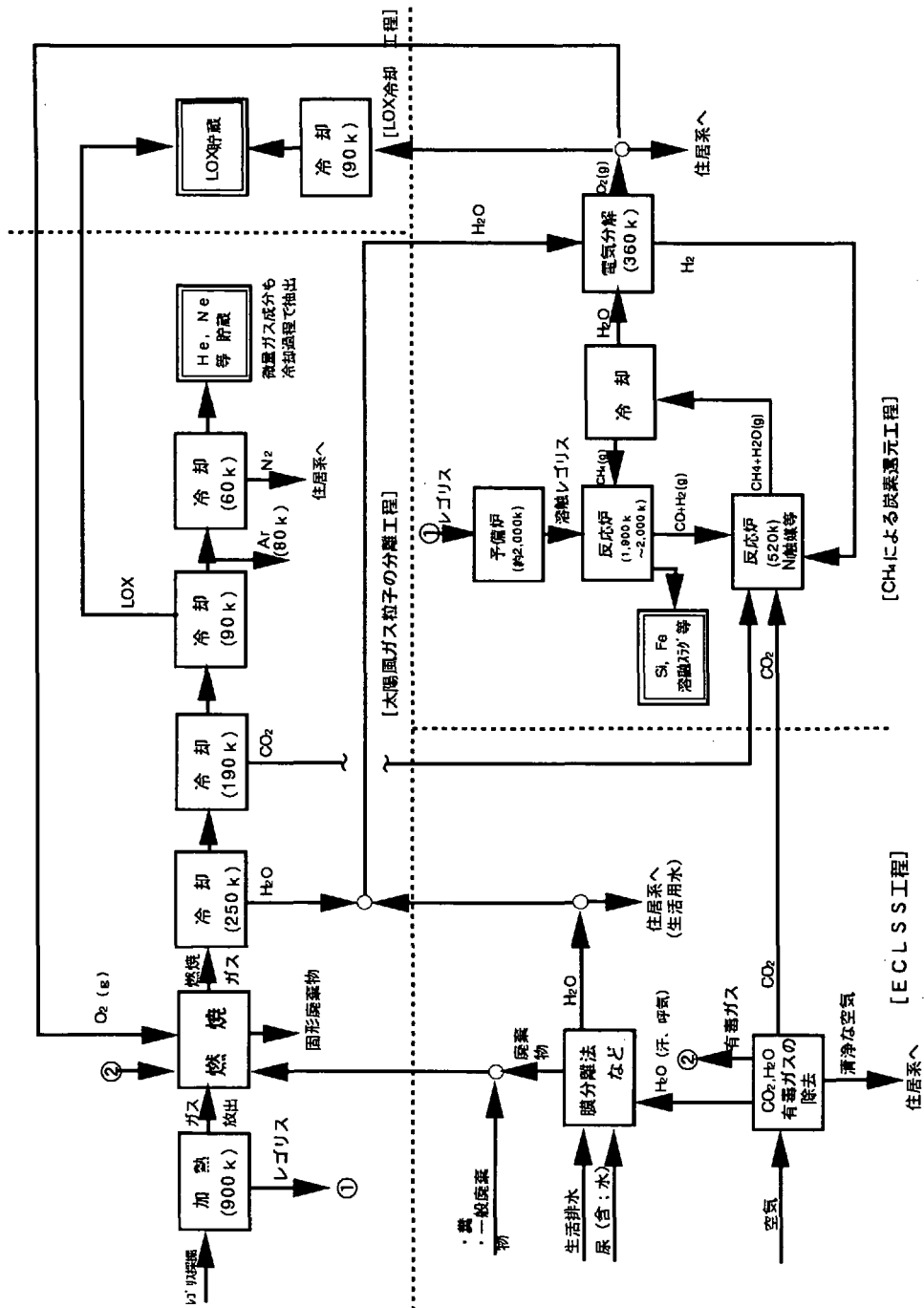


図5-4 炭素還元法とECLSS, 太陽風ガス粒子の分離の工程連関図

### 5.1.6.1 SWGEP

#### (1)従来の考え方

太陽風(Solar Wind)により、レゴリス表面下の少なくとも3mまでに表5-1に示すガス粒子が均一に注入(Implantation)されていると報告<sup>4)</sup>されている。この含有ガス量は微少ではあるが、LSという特殊環境下の資源として注目されている。特に、水素還元法のためのH<sub>2</sub><sup>[注:66]</sup>や核融合の原料となるヘリウム3(<sup>3</sup>He)の取得方法として議論されている。この取り出し方法としては、表層のレゴリスを約900Kに加熱し、これにより放出されたH<sub>2</sub>やN<sub>2</sub>, He, <sup>3</sup>He等の混合ガスを、冷却による凝縮工程を経て各成分に分類する方法が推奨されている。この方法は、工程としては簡易であるが、例えばH<sub>2</sub>を取得するためには約20K以下の極低温に冷却する必要がある等の課題をもつ。

#### (2)有機的な結合方法

炭素還元法と熱エネルギー蓄積のために、レゴリスを予め約2,000Kに加熱する必要があるので、この炭素還元工程の前処理段階として、このSWGEPを結合することが考えられる。この有機的な結合により、次のような新たな特徴を有することが可能となる。

- ①太陽風ガス粒子分離のためにレゴリスを900Kまで加熱することに要した熱エネルギーは、外部に棄却されることなく、炭素還元工程への有効利用が図られる。
- ②レゴリスを900Kに加熱する熱エネルギーは、レゴリス還元反応炉(2,000K)からの生成物やスラグ等が有する高品質の熱エネルギーを熱交換器により再利用することにより充当することができる。
- ③炭素還元工程で製造されたO<sub>2</sub>を酸化剤として用いた「燃焼過程」をSWGEP内に挿入することにより、H<sub>2</sub>をH<sub>2</sub>Oの形に変換して取り出すことが可能となる。この方法の導入により、Heを必要としない限り、N<sub>2</sub>分離温度(約75K)までの冷却過程で、H<sub>2</sub>OとCO<sub>2</sub>, Ar, N<sub>2</sub>を取得できるようになる。これらの内、H<sub>2</sub>OとCO<sub>2</sub>は、炭素還元工程へ送られる。H<sub>2</sub>Oは電気分解されて、このH<sub>2</sub>はCH<sub>4</sub>の原料となる。またCO<sub>2</sub>は、CO還元炉のなかで、(5-13)式の反応によりCH<sub>4</sub>化され、還元剤の補填の一部となる。また、N<sub>2</sub>は、有人基地の空気漏洩補填の一部に当てられる。

catalytic reduction (520K)



- ④ガス分離のための冷却装置類は、LOX冷却工程と共通化を図ることにより、簡素化が可能となる。

### 5.1.6.2 ECLSS工程

#### (1)従来の考え方

従来のECLSS研究<sup>48)</sup>では、研究対象を次のように空気系と水系、食料系<sup>[注:67]</sup>の3つに大別している。



表5-1 レゴリス表面への  
太陽風ガス粒子の注入 (implantation)

| 元素名                      | 含有量<br>kg (@レゴリス1ton)   |
|--------------------------|-------------------------|
| 水素 (H <sub>2</sub> )     | 5.48 × 10 <sup>-2</sup> |
| 炭素 (C) *)                | 1.10 × 10 <sup>-1</sup> |
| ヘリウム (He)                | 2.86 × 10 <sup>-2</sup> |
| ヘリウム3 ( <sup>3</sup> He) | 9.92 × 10 <sup>-6</sup> |
| 窒素 (N <sub>2</sub> )     | 9.54 × 10 <sup>-2</sup> |
| ネオン (Ne)                 | 2.76 × 10 <sup>-3</sup> |
| アルゴン (Ar)                | 7.86 × 10 <sup>-4</sup> |

\*) COとCO<sub>2</sub>、CH<sub>4</sub>の形で注入されている。

- ①空気系の技術として、汚染空気中に蓄積されたCO<sub>2</sub>や微量有害ガス、水分の除去とCO<sub>2</sub>の還元、O<sub>2</sub>とN<sub>2</sub>の貯蔵/補給が研究されている。
- ②水系の技術として、生活排水や尿などの浄化/再利用技術が研究されている。
- ③食料系の技術として、供給/加工/調理技術が研究されている。特に、宇宙食としてのレトルト食品の研究は長く行われている。

従来の研究では、上記の3つの系は、個々に研究される傾向が強く、これらを他のシステムも含めて有機的にリンクすることに力点を置いてはいない。また、人糞などの代謝排泄物や一般廃棄物(紙やプラスチック、厨芥等)、有毒ガスなどについては廃棄/貯蔵が主であり、再利用方法については研究が殆ど行われていないといえる。

## (2) 有機的な結合方法

### a) 空気系

炭素還元工程とリンクすることにより、汚染空気中から固体アミンなどにより分離されたCO<sub>2</sub>は、「CO還元反応炉」の中に直接注入され、CH<sub>4</sub>の原料とされるため、単独でCO<sub>2</sub>を還元する過程<sup>[注:68]</sup>は不用となる。また、生存に必要なO<sub>2</sub>は炭素還元工程から供給されるようになる。

### b) 水系

生活用水(シャワー・洗濯・衛生水)は、約26.0[kg/日-人]<sup>48)</sup>等<sup>[注:69]</sup>必要であるといわれ、再処理されて居住系に再度戻されるが、膜分離法などによる浄化効率は、85~90[wt%]程度<sup>48)</sup>が想定されている。このため、生活用水の損失量は、2.6~3.9[kg/日-人](10~15[wt%]相当分)になり、これは尿などを浄化して補填する必要がある。汚染水を10~15[wt%]含有する残りの廃棄物は、従来は廃棄処理されていたが、SWGEPの燃焼過程の追加により、燃焼を一旦経ることにより、CO<sub>2</sub>やH<sub>2</sub>O、N<sub>2</sub>に分解され、再利用可能となる。

### c) 食料系/廃棄物系

単調なLSに長期勤務する作業員に快適な生活を提供できるかは月面産業の成立性の観点からも重要な鍵となる。現在の宇宙食は、輸送コストの低減と調理の容易さを目指し、レトルト食品が主流を占めているが、食料の消費により生成される人的代謝排泄物や一般廃棄物がほぼ完全に利活用できるとなれば、ESと同等あるいはそれ以上の食生活を提供するために、多量かつ多様な食品をESから運搬することも採算上可能となる。そのために、従来貯蔵/廃棄されていた廃棄物<sup>[注:70]</sup>は、SWGEPの燃焼過程に直接的に投入されて、CO<sub>2</sub>やH<sub>2</sub>O、N<sub>2</sub>に分解され、上記と同様に再利用される。なお、今回の研究では、ワーストケースを考え、体内に摂取するH<sub>2</sub>Oは、全てESから運搬され、ECLSS内で再処理されたものは使用しないものと仮定する。これは、長期滞在を考慮して、飲食を重視した生活を保証するため

あり、飲料水は、何らかの加工が施されたものとして取り扱う。

### 5.1.7 損失補填量の試算

#### 5.1.7.1 前提条件

##### (1) 月面基地の住人数

ECLSS工程を利用した損失補填を試算する上で、月面基地において月面産業に従事する住人数を設定する必要がある。人員数(マン・パワー)を増すことは、人的廃棄物類の利用効果よりも、地球負担の増加が上回るため、人員削減を極力図り、自動化を進め、資本集約型産業とすることが肝要となる。しかし、今回は、マージンを観て、次のような内訳の人数が必要であると仮定する。なお、SPS等を連続して構築することを前提にした場合、SPS機数に比例してマン・パワーを増加する必要がないため、SPS1機当たりの平均的な人員数は、実際は相当削減可能になると予想される。

|                 |    |
|-----------------|----|
| LOX製造作業         | 30 |
| ロケット打上作業(含:再整備) | 30 |
| 基地運営/維持(含:基盤整備) | 30 |
| 管理関係            | 10 |

---

合計 100名

##### (2) 人間の収支モデル

人間の収支モデルの一例を表5-2<sup>48)</sup> e t c. に示すが、この表内の体内摂取のH<sub>2</sub>O(飲料水/食料内の水分等)は、全て地球製と仮定する。[5.1.6.2項(2)c)参照]

##### (3) LOX製造工程等でのCH<sub>4</sub>以外の損失

LOX製造工程等のなかでは、CH<sub>4</sub>以外に水やガス(N<sub>2</sub>)類も、重要な役割(例えば、冷却水/バルブ駆動用ガス)をもつが、これらの必要量やこの損失量の推定は現段階では困難であること、またプラント規模に占める割合は小さいと推定できるため、今回の研究ではESから運搬するプラント類の推定値に余裕を保たせることにより、包含させることとする。

### 5.1.7.2 損失量の推定

#### (1) 生活用水の損失量

前述[5.1.6.2項(2)b)参照]したように、生活用水全体量は、約2.6[ton](@100[人]住居<sup>48)</sup> e t c. [注:71])もあれば足りるが、課題は、この損失<sup>[注:72]</sup>であり、その量は、2.6~3.9[kg/日-人]即ち、260~390[kg/日](@100[人])となる。

#### (2) 炭素還元法で損失するCH<sub>4</sub>量

CH<sub>4</sub>損失量は、前述[5.1.4.4(3)参照]したように、約1,870[ton](@10[年間])即ち、512[kg/日]になり、その内訳として、Cが約384[kg/日]で、Hが約128[kg/日]になる。

表5-2 人間の収支モデル

| 単位 ×10kg <sup>3</sup> /日-人   |  | 備考   |
|--|--|--|
| 入力   | 出力<br>(代謝排泄物)  | 地球からの運搬物資(食料+体内に摂取する水分)の元素内訳 <sup>(注2)</sup> |
| 食料 854.0   | 便 49.5<br>(C <sub>2</sub> H <sub>6</sub> O <sub>2</sub> H <sub>2</sub> )         | C 375.2                                      |
| たんぱく質 144.4<br>(C <sub>4</sub> H <sub>5</sub> ON)                        | 尿 102.1<br>(C <sub>42</sub> H <sub>69</sub> O <sub>13</sub> N <sub>5</sub> )     | H 404.4                                      |
| 炭水化物 687.6<br>(C <sub>6</sub> H <sub>12</sub> O <sub>6</sub> )           | 体表からの排出 8.4<br>(C <sub>13</sub> H <sub>28</sub> O <sub>13</sub> N <sub>2</sub> ) | O 3,174.0                                    |
| 脂肪 22.0<br>(C <sub>16</sub> H <sub>32</sub> O <sub>2</sub> )             | 二酸化炭素 1,093.7  | N 24.4                                       |
| 体内に摂取する水分 <sup>(注1)</sup><br>(飲料水、食料内の水分等)<br>(H <sub>2</sub> O) 3,124.0 | 入力の食料と循環酸素から作られる水 406.3<br>(H <sub>2</sub> O)                                    |  |
| 酸素(O <sub>2</sub> ) (循環) 806.0   | 入力の体内に摂取する水分 3,124.0<br>(H <sub>2</sub> O)                                       |  |
| 合計 4,784.0   | 合計 4,784.0   | 合計 3978.0                                    |

(注1)  
体内に摂取される水分には、長期滞在を考慮し、味覚の点からECLSSで再処理されたものは使用しないと仮定する。

(注2)  
入力の内、循環酸素(806.0×10kg<sup>3</sup>/日-人)を除いた物質の元素内訳

### (3)漏洩空気補填のためのN<sub>2</sub>量

居住系からの漏洩空気量は、現在開発中の国際宇宙ステーションからの類推から約6.0 [kg/日] (@100[人]住居)と仮定すると、空気の約78[wt%]がN<sub>2</sub>であるため、これに相当するN<sub>2</sub>量は約4.7[kg/日]となる。

## 5.1.7.3 ESから運搬すべき生活消費物質

### (1)一般消費物/一般廃棄物

食料・水分を除く様々な地球製の一般消費物は、約1.0[kg/日-人]<sup>[注:73]</sup>とし、一般廃棄物(含:労働に伴う廃棄物)と同量と仮定する。なお、この一般消費物は、殆どが軽量の合成樹脂製:C<sub>n</sub>H<sub>2n</sub>であると仮定すると、質量比;C:H=12:2から、C含有量は約0.857[kg/日-人]、またH含有量は約0.143[kg/日-人]と試算される。

### (2)生活消費物資量

ESから運搬すべき生活消費物資[食料・水分(表5-2)と一般消費物]の全量は、約5[kg/日-人]<sup>[注:73]</sup>となる。SPS一機を構築するためには、月面基地の住人:約100[名]が10[年間]生活することが必要であると仮定すると、総消費物資量は、1,825[ton]<sup>[注:74]</sup>に達する。

## 5.1.7.4 生活用水の補填

代謝排泄物として出力される水分(表5-2)は、再処理効率:85~90[wt%]<sup>[注:75]</sup>程度で浄化されて、300~318[kg/日]<sup>[注:75]</sup>が生活用水に充当することが可能となる。これは、必要補填量:260~390[kg/日][5.1.7.2項(1)参照]に対して、ほぼ充当可能なものとなる。なお、ここで留意すべき点は、必要補填量に相当する再処理できない10~15[wt%]の汚染水(含:生活排水の未処理分)は、全てSWGEPの燃焼過程を経ることにより、CO<sub>2</sub>やH<sub>2</sub>O、N<sub>2</sub>に分解・再利用されるため、系全体としては、100[wt%]再利用可能と考えることができる。

## 5.1.7.5 CH<sub>4</sub>の補填

### (1)Cの供給

人的代謝排泄物(表5-2)と一般廃棄物、太陽風(表5-1)の3ヶ所に含有されるC量は、115[kg/日]<sup>[注:76]</sup>になる。このC量を炭素還元工程に投入することにより、C損失量の約30[wt%](=115/384)は補充可能になる。

### (2)Hの供給

上記と同様に、3ヶ所に含有されるH量は、52[kg/日]<sup>[注:77]</sup>になる。これは、H損失量が約128[kg/日]であるため、約41%(=52/128)は充当可能となる。

## 5.1.7.6 N<sub>2</sub>の補填

N<sub>2</sub>の供給についても、食料(表5-2)と太陽風(表5-1)から、10.9[kg/日]<sup>[注:78]</sup>になる。空気

漏洩補填用に必要なN<sub>2</sub>量は、約4.7[kg/日][5.1.7.2項(3)参照]であるため、補填に十分な値であり、他の使用目的にも適用可能となる。

#### 5.1.7.7 O<sub>2</sub>の供給

食料[含:体内に摂取する水分;表5-2]から取り出し可能なO<sub>2</sub>量は、270[kg/日]<sup>[注:79]</sup>になり、製造すべきO<sub>2</sub>量の約1[w.t%]に相当する。

#### 5.1.7.8 燃焼過程に必要なO<sub>2</sub>量

CH<sub>4</sub>の補填を行うためには、CはCO<sub>2</sub>の形態に、またHはH<sub>2</sub>Oに「燃焼過程」を経由して変換する必要があるが、このためのO<sub>2</sub>量は453[kg/日]<sup>[注:80]</sup>になる。この量は、LOX生産量(25.6[ton/日])の約1.8[w.t%]に相当する。このため、少なくとも電気分解過程の電力(7.8[MW])は、0.14[MW]<sup>[注:81]</sup>だけ増加、即ち、全エネルギー(23.3[MW])を約0.6%増さなければならない。

#### 5.1.7.9 損失補填に対する考察

上記の試算から、次のような考察ができる。

①3つの工程をリンクすることにより、CH<sub>4</sub>以外の生活用水と空気用のN<sub>2</sub>の補填は、ESに負担をかけることなく可能となる。

②CH<sub>4</sub>の補填については、C損失量の約70[w.t%]、即ち269[kg/日](=384-115)を、またH損失量の約59[w.t%]、即ち76[kg/日](=128-52)をESから輸送する必要がある。それ故、SPS1機が完成(10[年])するまでにESからの総補填量は、1,260[ton]<sup>[注:82]</sup>に達し、CH<sub>4</sub>損失量の約67[w.t%](=1,260[ton]/1,870[ton])に相当する負担量となる。

なお、この総補填量と総生活消費物資量:1,825[ton][5.1.7.3項(2)参照]と合計したものは、基地運営のために最低限ESに依存しなければならない輸送量であり、3,085[ton]に達し、地球への負担は小さいとは言えない。

③補填量の試算にあたり、回収率を85%と仮定したが、残りの15%の殆どが最終的には炭素還元工程に投入されて、再利用されるため、実際の運用にあたっては、補填量は更に増加すると想定される。

④CH<sub>4</sub>の補填については、人的代謝排泄物と一般廃棄物からの補填が主であり、太陽風ガスの部分は、補填量全体の9~10[w.t%]であり、CH<sub>4</sub>損失量の約3[w.t%]にしかない。このため、システムを簡略化する一案として、SWGEPは廃止し、燃焼過程のみを追加することも考えられる。ただし、この案は、レゴリス中の微量かつ貴重なガス(例えば、<sup>3</sup>He)を、予備炉から外部に放出されてしまうため、慎重な対応が必要となる。

⑤食料[含:体内に摂取する水分;表5-2]から取り出し可能なO<sub>2</sub>量を、ESから運搬することは再利用の点から価値が小さいため、削減することが得策である。水分は、10[年]で

1,140[ton]<sup>[注:83]</sup>になるが、例えば、この1/2の水分は、LH<sub>2</sub>のみESから運搬(約63[ton]<sup>[注:84]</sup>)し、月製のO<sub>2</sub>(約507[ton]<sup>[注:85]</sup>)と反応させ製造することも一案である。これが可能であれば、約444[ton](=507-63)即ち、約14[wt%](=444/3,805)の輸送コストの低減につながるため、合成飲料水が長期滞在に見合った味覚となる研究は今後実施する価値が高いといえる。

- ⑥ 燃焼過程を挿入したために、エネルギー量が約0.6%増加するが、前述[5.1.4.4項参照]や後述[5.3項参照]で示すように、エネルギー量の算定にはマージンが含まれているため、この程度の増加は無視可能である。

## 5.2 LOXを燃料とした電気推進OTV

月製LOXを、単にSST0の帰還用酸化剤への本来の使用目的やLS~LL0間の化学推進ロケットの酸化剤への適用だけでなく、電気推進OTVの代替燃料としても適用することを提案する。この提案をフィージブルなものにするためには、少なくとも次の4つの課題を検討する必要があると考えられる。

- ①酸素の電離の難易度
- ②酸素によるスラスタの劣化現象とその対策(含:寿命要求)
- ③スラスタ性能(スラスタ効率)
- ④推進システム/電源系の比質量

以下に、これらの課題について議論を行うが、結論としては、推進システムを選択・工夫することにより酸素使用の技術的可能性が示された。ただし、寿命要求を確認するには、本格的実験を行う必要があるため、今後の課題となる。また、性能(スラスタ効率)についても、数値を特定するためには本格的実験の実施を待たねばならないため、パラメトリック・スタディの範囲に留めることとし、6章で他の要素とともに1[GW]級SPSの構築による検証を行い、開発目標値が達成できたならば、コスト・メリットが生じることが提示される。また、比質量については、Arを用いたイオンエンジンと同等と仮定できることが示された。

なお、開発目標としてのスラスタの基本仕様は、本項と後述(6.4.1.1項参照)の検討により設定されるが、予め以下に示しておく。

- ①LOXを燃料としても劣化を生じないスラスタ(第一候補:ホール・スラスタ)であり、寿命要求は、16,000[時間]以上であること。ただし、地球依存度の増加を招くが、部品交換率を増し、寿命要求を約1/2にすることも可能。
- ②比推力は、2,500~3,000[秒]を達成可能なこと。
- ③スラスタ効率は、約30%(@比推力:2,500~3,000[秒])、少なくとも20%以上は確保すること。
- ④スラスタは、大推力(数百[kW/個]~数[MW/個])であること。
- ⑤推進システムや電源系の比質量は、イオン・エンジンと同等と仮定できること。

この目標値が実現できたならば、次の使用目的に対するOTVの燃料(Ar)を地球から運搬することが不要になるだけでなく、その不要分だけSST0の帰還用酸化剤(月製LOX)も軽減できるという2重の効果が期待できる。

- ①LL0→LE0への月製LOX運搬(製品の輸出システム)
- ②LE0→LL0への地球製物資の運搬(地球からの輸入)
- ③LE0→GE0への地球製SPS構成機材の運搬
- ④LL0→GE0への月製SPS構成機材<sup>[注:86]</sup>の運搬



### 5.2.1 酸素の電離の難易度

電気推進系 (Electrical Propulsion Systems) の基本的なメカニズムは、燃料<sup>[註: 4]</sup>を電離・加速し、その反作用により推力を発生させることである。

このため、燃料として酸素ガス<sup>[註: 87]</sup>を使用するための第一歩として、この電離が容易であるかをみておく必要がある。この難易度の指標となる一価のイオン化エネルギー (Ionization Potentials)<sup>41)</sup>を比較すると、次のようになる。

|                       |           |
|-----------------------|-----------|
| ① Oxygen, molecular   | 12.2 [eV] |
| ② Argon               | 15.8 [eV] |
| ③ Xenon               | 12.1 [eV] |
| ④ Mercury vapor       | 10.4 [eV] |
| ⑤ Hydrogen, molecular | 15.4 [eV] |
| ⑥ Nitrogen, molecular | 15.6 [eV] |

この比較から、酸素のイオン化エネルギーは、将来の軌道間用の電気推進系の最有力燃料候補<sup>13)</sup>であるArより小さく、Xeと同等であるため、電離は問題なく行われる。

なお、原子状酸素(O)でのイオン化エネルギーは13.6[eV]であるが、解離については、次の根拠により無視可能である。

酸素分子(O<sub>2</sub>)のような単純な同核二原子の解離平衡(O<sub>2</sub> ⇌ 2O)における解離度:  $\alpha$  は、無次元化された(5-14)式<sup>56)</sup>により表され、その値は10<sup>-9</sup>レベルである。これは、作動圧力が低いことは解離し易い条件を有しているが、それ以上に作動温度が低く、解離に達しないためである。

$$\alpha = [1 + 4P/P_D \cdot \exp(\theta_D/T)]^{-1/2} \quad (5-14)$$

ただし、P : 作動圧力, 10<sup>-5</sup> ~ 10<sup>-4</sup> [torr]<sup>52)</sup> (10<sup>-8</sup> ~ 10<sup>-7</sup> [atm])

P<sub>D</sub> : 特性解離圧力 [atm], O<sub>2</sub> の場合、log P<sub>D</sub> = 6.87 ~ 10.95

$\theta_D$  : 特性解離温度 [K], O<sub>2</sub> の場合、59,400K ~ 61,700K

T : 作動温度, 750K<sup>49)</sup> レベル (@ホール・スラスト)

### 5.2.2 酸素によるスラストの劣化現象とその対策

#### 5.2.2.1 寿命要求

後述(6章)の事例研究では、電気推進OTVの軌道間の往復時間[含:軌道上での全作業時間(2ヶ月間)]は、2[年/サイクル]をベースラインにして検討を進める。これを参考にすると、スラストの寿命要求仕様としては、少なくとも16,000[時間]以上を設定する必要がある。

この要求は、軌道間運用の電気推進OTVとしては特別なものではないが、ETS-VIに用いた南北軌道制御用の20mN級イオンエンジンの寿命仕様(6,500[時間])<sup>52)</sup>の約2.5倍となるため、緩和の一案として、スラスト交換部品をLEOのみでなく、LL0やGE0にも設置することにより、部品交換率は増加し、地球依存度は増すが、要求を約1/2に低減することも可能となる。

### 5.2.2.2 劣化現象

酸素イオンによるスラスタの劣化は、次に示すように最も重要な技術課題となる。

- ①静電加速型電気推進方式であるイオン・エンジン(図5-5参照)のように、イオン加速部にグリッド類を使用する場合、この部分はイオンの衝突により劣化・消耗を起し易い。特に、酸素イオンの衝突は致命的に成りかねない。
- ②イオン・エンジン等は、スラスタの放電室内部にプラズマ生成のための電子供給源となるホローカソード(中空陰極:Hollow Cathode)を、またスラスタ外部に中和器(Neutralizer)用ホローカソードを有している。これらには、固定電極や電子放出活性剤が使用されており、高温(作動温度:1,300~1,500K)に加熱されるため、酸素を用いた場合、激しく劣化する。

### 5.2.2.3 劣化対策

劣化対策の一案として、スラスタ本体に「ホール・スラスタ(Hall current thruster/Hall accelerator)」を、また、電子供給源として、「マイクロ波放電型電子放出源陰極部」を使用する方式を今回の研究では第一候補とする。

このような方式を選択した理由と技術的な見通しは、以下のとおりである。

#### (1) 電気推進方式の選択<sup>35) 41) 52)</sup>

現在考案されている電気推進系のなかで、飛行実績があるか、あるいは技術的に見通しがついている主なものとして、次のものが挙げられる。

- ①イオン・エンジン(Ion Propulsion)
- ②電熱加熱式スラスタ(Resistojet)
- ③DCアークジェット(Direct Current Arcjet Thruster)
- ④MPDアークジェット(Magnetron Plasma Dynamic Arcjet Thruster)
- ⑤ホール・スラスタ(Hall current thruster/Hall accelerator)

上記の候補の中で、イオン加速部にグリッド類を使用している①は除外せざるを得なく、②も推進薬をヒータで直接的に高温加熱する方式であるため、酸素を使用する代替スラスタとしては適用不可である。また、③と④も、スラスタ内部でアーク放電を行い推進薬を高温・電離化する機構であるため採用不可となる。このため、候補としては、⑤のホール・スラスタのみが残ることとなる。

#### (2) ホール・スラスタの作動原理<sup>35) 41) 49) 52)</sup>

電磁加速型電気推進の一種であるホール・スラスタは、ロシアで研究開発が特に進んでいるスラスタであり、イオン・エンジンと比較して簡易な構造を有しているため、近年注目を浴びている。ロシアでは、SPT(Stationary Plasma Thruster)<sup>49) 52) 53)</sup>とも呼ばれて

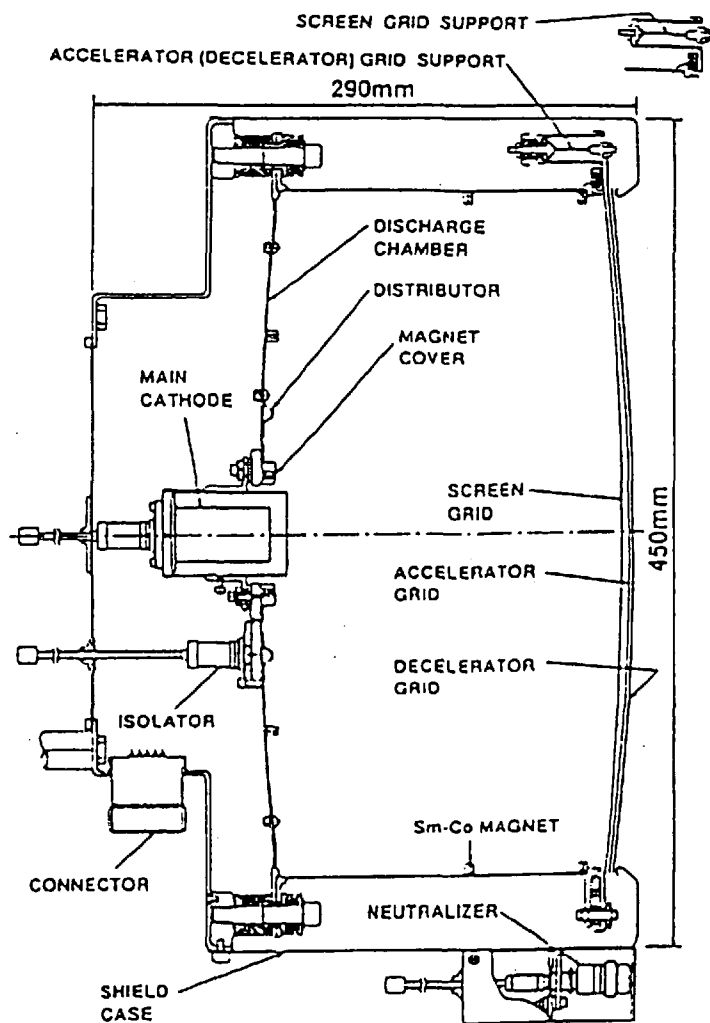


図5-5 150mN級イオン・エンジン断面図<sup>55</sup>

おり、これまでに数十回の宇宙試験の実績もある。既に1[kW]級から50[kW]級のものが開発され、技術的には成熟段階に入ったと言われており、ビジネスとして市販もされている。特に、1[kW]級のもの、衛星への搭載が近々予定され、NASAの研究所では耐久性を含む性能確認試験が行われている。この概略図を図5-6に、原理図を図5-7に示す。以下に作動原理の概要を述べる。

- ①作動中、燃料となるガスが、陰極部(Hollow Cathode)と加速部(Main Discharge Chamber)に供給される。なお、このスラスタの燃料はどのような気体<sup>(注: 88)</sup>でも可能であるが、従来の研究では XeやAr等の希ガスを用いることが多い。
- ②半径方向の磁場が、磁場印加用コイル(Electromagnet)により、円環状の加速部内に作られる。
- ③軸方向の電界が、陽極(Anode)と陰極(Cathode)間の放電電圧(Discharge Voltage)により作られる。この電圧は、典型的な例では300V程度である。
- ④陰極から放出された電子は、陽極方向に流れるが、磁場により歪められて、加速部内を周方向にスパイラルする放電電流(Discharge Current)となる。
- ⑤スパイラルする電子運動(Electron Cyclotron Motion)により、希ガスは、イオン化されプラズマ状態になる。
- ⑥磁場が陽極と陰極間のインピーダンスとして作用するため電位差が生じ、軸方向の電界ができることになり、この電界により、イオン化された希ガスは、静電的に加速され外部に放出されて推力となる。
- ⑦外部に放出されたイオンは、陰極部からの放出電子により中和される。イオン・エンジンは、プラズマ生成のために、スラスタ内部に電子供給源となるホロー・カソード(Hollow Cathode)を、またスラスタ外部に中和器(Neutralizer)用ホロー・カソードを要するが、ホール・スラスタでは、両者の機能を一つのホロー・カソードで兼ねている。

この推進原理としては、放電電流と磁場との干渉を用いた電磁加速機構であるが、加速部のイオンを静電的に加速するという静電加速型の側面も併せ持つといえる。しかし、通常の静電加速型のイオン・エンジンと異なり、加速領域は準中性であり空間電荷制限電流則の制約を受けないため、電磁加速型のような高い推力密度が得られる。また、プラズマ加速部内の壁面には、セラミック・コーティングが施されている。これは、壁面に電子が接触することにより、電界がショートすることを防止するためである。

### (3) ホール・スラスタの適用

ホール・スラスタは、次の3つの理由により代替スラスタとして適用の可能性はある。

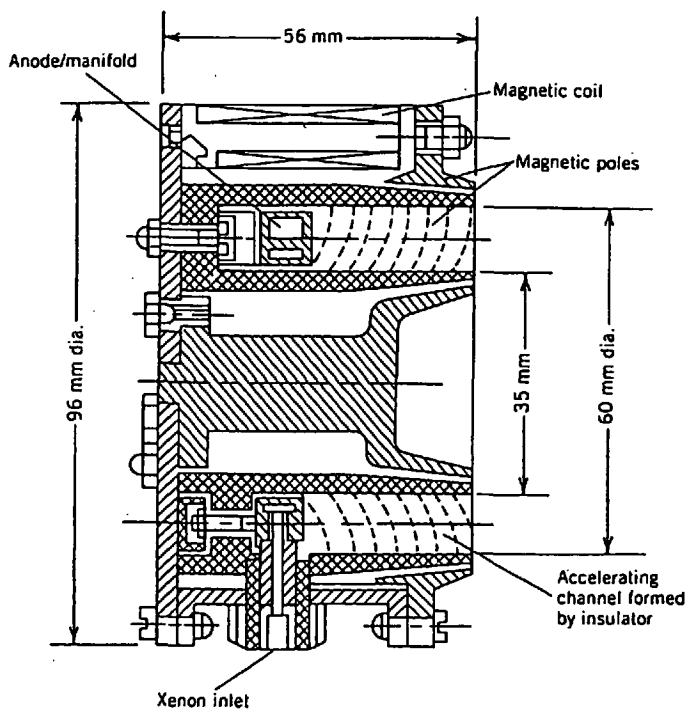


図5-6 ホール・スラスト概略図  
ロシア製SPT-50(除:中和器)

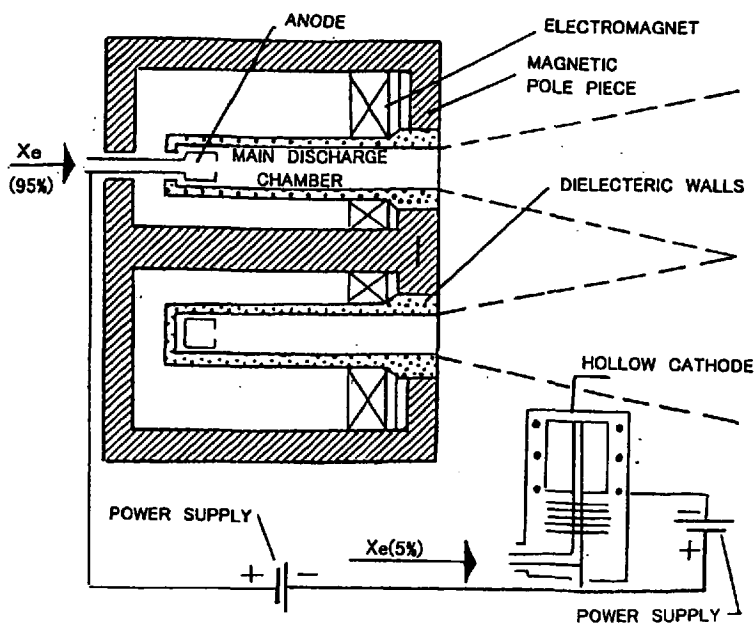


図 5-7 ホール・スラストの原理図

- ①グリッドのような劣化・消耗を起こし易い部品は不用である。
- ②加速部内部はセラミック・コーティング<sup>[注: 89]</sup>が施されている。
- ③陽極部は、低温であるため、劣化を起こし難いと予想されるが、安全のために導電性の白金などで被覆しておく方法も採り得る。

しかし、従来のホール・スラストにおいては、陰極部には、高温加熱のホロー・カソードを使用しているため、激しい劣化が予想されるので、陰極部の機構には別の方式を検討する必要がある。

参考に、ホローカソードの原理図を図5-8に示す。ホローカソードは、プラズマを橋渡しとする熱電子放出源であり、陰極となるインサートには、 $\text{BaCO}_3$ や $\text{SrCO}_3$ 等の熱電子の放出を促す酸化物(電子放出活性剤)が含浸されたポーラス・タングステンが用いられている。このインサート部分は、動作温度が $1,300\text{K}\sim 1,500\text{K}$ であり、熱電子流密度が $2\sim 10[\text{A}/\text{cm}^2]$ と大きく、電子放出効率が高いうえに、表面が金属のタングステンであるので機械的精度が高く強度もあり、また内部にバリウムを含浸しているため陽イオンの衝撃に強く、寿命も長い。ただし、酸素を燃料とすることは、高温下でタングステンが酸化反応を起こすため避けるべきである。作動方法としては、ヒータを加熱し、かつキーパに数百Vの電圧を印加することにより陰極から電子が放出される。この電子によりホローカソードとキーパ間で放電が開始され、燃料(Ar/Xe等)が流入することにより、陰極内部及びキーパ内部にプラズマが生成される。ホローカソードの外部にキーパよりも高電位の物体を置くことにより、この放電プラズマから電子が抽出されるメカニズムとなっている。

#### (4) 陰極部の劣化対策

陰極部の酸素劣化対策として、次の2種類の方法が考えられる。方式の選択については、今後の研究に委ねるが、①の方式を今回の研究では選択し、議論を進める。これは、電子の放出能力の点では②の方法と比較して一般に劣る<sup>[注: 90]</sup>が、地球依存度の点で優れているためである。なお、実際の運用に対しては、スラスト本体から放出されたイオンと電子を放出している陰極部が干渉を起こし、陰極部の劣化を生じる可能性についても検討を行う必要がある。

##### ①「マイクロ波放電」方式

固体電極や電子放出活性剤を使用しないプラズマ生成の方法として、「マイクロ波放電」方式、特に「電子サイクロトロン共鳴(ECR:Electron Cyclotron Resonance)放電」方式<sup>50) 51)</sup>が提案されている。イオン・エンジンにこの方法を採用した場合、イオン供給源と中和器は、劣化問題から原理的に解放されるため、この研究が現在行われている。例えば、ECR放電方式による中和器(図5-9参照)が國中等<sup>50)</sup>により試作され、耐久試験が既に実施されている。國中等は、技術的な見通しを得て、マイクロ波放電式

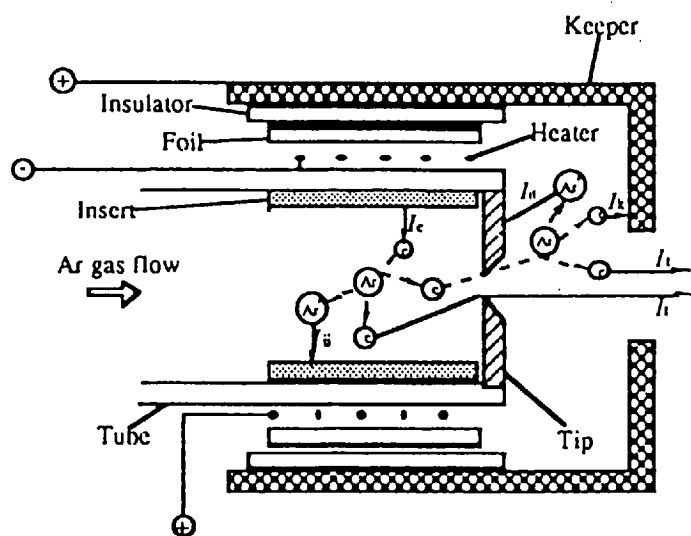


図5-8 ホローカソード原理図\*

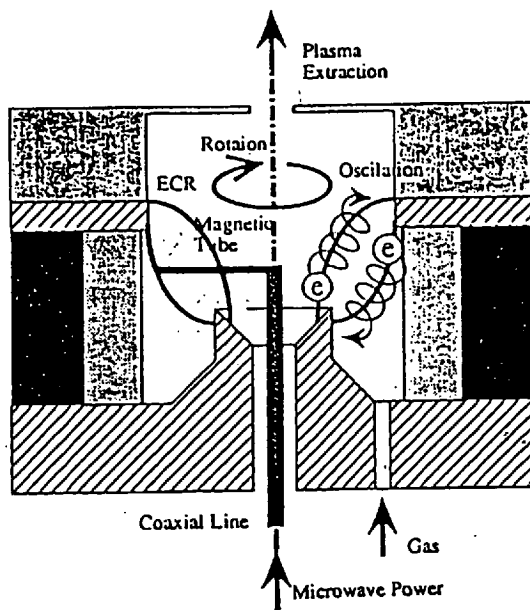


図5-9 電子サイクロトロン共鳴放電型中和器\*

中和器の特徴を次のように纏めている。

- a) 固体電極や電子放出活性剤を使用しないため、これに関わる劣化がない。
- b) 常温で作動するため、熱サイクルによる構造的疲労を起こさない。
- c) 予熱を要しないので迅速に起動できる。

また、ECR放電による酸素や窒素を用いた宇宙プラズマ環境シュミレーション実験装置の開発が田原等<sup>5 1)</sup>により行われており、酸素のプラズマ生成が実施された。これらの研究から、「マイクロ波放電型電子放出源陰極部(Hollow Cathode)」に置き換えることは原理的に可能であるといえる。

## ②別系統の燃料による作動方法

陰極部の作動のみを、別系統の燃料、例えばXeやArを用いた従来からのホローカソードにより行う方法である。ただし、別系統の燃料を使用することは、地球依存度を高めることになる。ロシアが開発したホール・スラスタ(SPT)では、燃料(Xe)のうち約5 [wt%]<sup>4 9)</sup>をホローカソードの駆動用に当てており、例え、5 [wt%]といえども、今回の場合、地球依存物資量としては約810 [ton]<sup>[注: 9 1)]</sup>のオーダーとなる。

### 5. 2. 3 ホール・スラスタの性能(スラスタ効率)<sup>3 5) 4 1) 4 9) 5 2) 5 3) 1 1 6)</sup>

#### 5. 2. 3. 1 性能の現状

燃料としてXeを使用した例として、ホール・スラスタは、比較的比推力の領域(~1, 500 秒)から高いスラスタ効率(Thrust Efficiency: 50%以上)を発生すると言われている。一方、イオン・エンジンは、比推力2, 000秒以上で作動させることが一般であり、スラスタ効率は、比推力が高くなるほど良くなり、5, 000秒では80%近傍<sup>3 5)</sup>になっている。このホール・スラスタに対して、次のような検討が行われている。

- ①地球近傍の軌道制御用や静止軌道の南北制御用に最適化すると、1, 000~2, 000秒の範囲となり、この範囲内での実験<sup>4 9)</sup>において、スラスタ効率は、比推力が高くなるほど高くなり、2, 000秒では50%を越えた結果を得ている。
- ②30 [kW]級までのパワー・レベルにおいて、比推力2, 000~3, 000秒の範囲でのスラスタ効率は最大70%<sup>4 1)</sup>になると推定される。

また、この電源系の設計は、イオン・エンジンのような高電圧電源(約1, 000V)を必要とせず、電源の種類も少ないため、簡易であり、軽量・コンパクト化にも寄与する。

表5-3に、既存のロシアで開発したXeを燃料に使用する4種類のホールスラスタ(SPT-200, 100, 70, 50)<sup>5 2)</sup>のデータを示す。



表5-3 ロシアが開発したSPTシリーズ

| 項目     | 単位  | SPT-200 | SPT-100 | SPT-70 | SPT-50 |
|--------|-----|---------|---------|--------|--------|
| 燃料     | —   | Xe      | Xe      | Xe     | Xe     |
| 原子量    | —   | 131.30  | 131.30  | 131.30 | 131.30 |
| 電力     | W   | 11,000  | 1,350   | 650    | 350    |
| 推力     | mN  | 600     | 83      | 40     | 25     |
| 比推力    | sec | 2,250   | 1,500   | 1,500  | 1,000  |
| スラスト効率 | %   | 60      | 45      | 45     | 35     |

### 5.2.3.2 事例研究における性能パラメータに関する仮定条件

後述(6章)の事例研究では、スラスト効率(thrust efficiency):  $\eta_{HT}$ と電源効率: $\eta_E$ については次のことを仮定し、試算<sup>[注: 9.2]</sup>を行う。

- ①スラスト効率については、比推力に関係なく、30%をベースラインにする。これを中心にセンシビリティ・アナリシスを行い、システムの成立条件を明確にし、将来の研究開発目標を設定する。
- ②電源効率は90%と仮定する。この効率は、既存のイオン・エンジンの電源<sup>3.3)</sup>からの類推である。

### 5.2.3.3 スラスト効率の仮定根拠

燃料をXeからO<sub>2</sub>に変更し、駆動電力の総合計が数十[MW]級<sup>[注: 9.3]</sup>になった場合のスラスト効率を推定するためには、性能パラメータの相似則が必要であるが、確立していないのが現状である。今回、30%をベースラインに設定したが、その根拠を以下に示す。

ホール・スラストの作動過程を2つに大別すると、加速部に供給された燃料ガス(中性粒子)に電子を衝突させ、イオンを形成する過程(イオン形成過程)とそのイオンを加速し、外部に放出し、中和する過程(加速・中和過程)に分けられる。XeからO<sub>2</sub>に変更することに伴い、原子(分子)量が小さくなり、電離断面積: $\sigma$ も小さくなるが、これがスラスト効率に大きな影響を与えられと考えられる。即ち、 $\sigma$ の減少により、中性粒子の電離衝突に対する平均自由行程が長くなり、中性粒子がイオン化される確率が減少する結果となる。今回、燃料変更が、イオン生成過程にのみ影響、即ち内部効率の内、推進剤利用効率のみ影響すると仮定すると、各パラメータの関係<sup>116) 117)</sup>として以下のものが成立する。なお、添字: Xe,

02は各々燃料の種類を表す。

$$\eta_{HT} \propto \eta_u \propto P \quad (5-15)$$

$$P = 1 - e^{-L/\lambda} \quad (5-16)$$

$$\lambda = \frac{1}{\sigma N} \quad (5-17)$$

ただし、 $\eta_{HT}$ :スラスト効率(thrust efficiency)

$\eta_u$  :推進剤利用効率(propellant utilization)

$P$  :中性粒子への電子衝突確率

$L$  :加速部のチャンネル長さ

$\lambda$  :中性粒子の電離衝突に対する平均自由行程(mean free path)

$\sigma$  :原子(分子)の電離断面積(ionization cross section)

$N$  :ガス分子密度あるいは単位体積当たりの分子個数

$\eta_u(x_e)$ を約95%<sup>[16]</sup>と設定すると、 $P_{Xe}$ は $0.95\chi$ と、即ち $e^{-L(x_e)/\lambda(x_e)} = 0.05\chi$ と表すことができる。(  $\chi$  :比例常数)

それ故、 $e^{-L/\lambda}$ の部分の両燃料の比をとると、(5-18)式のようになる。

$$\frac{\ln e^{-L(O_2)/\lambda(O_2)}}{\ln 0.05\chi} = \frac{L_{O_2}}{L_{Xe}} \cdot \frac{\lambda_{Xe}}{\lambda_{O_2}} \quad (5-18)$$

ガス分子密度: $N$ は、両燃料で同一、即ちガスの圧力と温度が等しいと仮定すると、(5-19)式が成立する。

$$\frac{\lambda_{Xe}}{\lambda_{O_2}} = \frac{\sigma_{O_2}}{\sigma_{Xe}} \quad (5-19)$$

文献[17]から、電子の衝突エネルギーを20~40[eV]と想定すると、 $\sigma_{O_2}/\sigma_{Xe} = 0.2 \sim 0.4$ が試算される。ワーストケースとして、チャンネル長さを燃料の種類により変更しないとすると、 $L_{O_2}/L_{Xe} = 1$ となるため、(5-18)式から、

$$e^{-L(O_2)/\lambda(O_2)} = 0.3\chi \sim 0.55\chi \quad (5-20)$$

以上から、 $\eta_u(O_2)$ は、45~70%となる。現在、実用化されているSPTシリーズの $\eta_{HT}(x_e)$ は、45~60%であるため、 $\eta_{HT}(O_2) = 20 \sim 45\%$ <sup>[註: 94]</sup>となる。今回、これらのほぼ中間である30%をベースラインに選定した。

なお、(5-18)式から解るように、チャンネル長さ比: $L_{O_2}/L_{Xe}$ を $\sigma_{O_2}/\sigma_{Xe}$ の逆数をとること、即ちチャンネル長さをXeのときより2.5~5倍延長することにより、 $\eta_u$ をXeと同等にできる可能性があるが、最適化は今後の検討課題<sup>[註: 95]</sup>とする。

#### 5.2.4 推進システム/電源系の比質量

前述[3.5.1.1項(3)参照]<sup>13) 28)</sup>したように、電気推進系にArを用いたイオン・エンジンを採用した場合、比質量 $K_{rE}$ (要求電力に対する電気推進システム質量の比率)を $2 \times 10^{-2}$  [kg/W]と仮定したが、この内訳として、推進システムと電源系については次のように想定している。

- ・推進システム・・・・・・・・・・ $0.2 \times 10^{-2}$  [kg/W]
- ・電源系・・・・・・・・・・ $0.5 \times 10^{-2}$  [kg/W]

本研究では、ホール・スラスタを採用し、燃料をArから $O_2$ に変更したが、上記の数値が第一次近似的には安全側に適用可能であることを、次の理由により示す。なお、比質量は、重要なパラメータであるので、6章で、センシビリティ・アナリシスの対象とする。

- ①イオンエンジンに比較して、ホール・スラスタの推力密度は大きいため、スラスタ直径は小さく、軽量化できる。  
一例<sup>52)</sup>として、Xeを使用した63[mN]のイオンエンジンのスラスタ直径は約25[cm]であるが、83[mN]のホール・スラスタ(SPT-100)の方は約10[cm]に収まる。  
また、燃料をArから $O_2$ に変更した場合、他の条件が同一であるならば、推力密度は、原子量(分子量)の平方根に比例<sup>52)</sup>するため、約0.9倍 $[=(32/39.948)^{0.5}]$ になると予想されるが、ホールスラスタへの変更に伴い、これは相殺できると考えられる。
- ②ホール・スラスタは、高電圧電源を必要としないため、電源装置系も軽量・コンパクトにできる。一般<sup>52)</sup>に、Xeを用いたイオンエンジンの電圧は、1,000V近傍を必要とするが、ホールスラスタでは300V程度である。
- ③加速部チャンネル幅は、電磁加速機構の関係から推力に比例して単純に大きくすることはできないため、大推力スラスタの場合、円形のチャンネル径を大きくする必要があるが、これを避けるために、例えば、同心円状に複数のチャンネルを配置し、最外殻のチャンネル径が大きくなることを押さえるのも一案である。

### 5.3 月面でのエネルギー供給とLOX製造

月面活動における重要な技術課題の一つに、エネルギー供給、特に約15日間続く夜間用のエネルギー確保の問題がある。この解決として、レゴリスを溶融し顕熱と潜熱を利用する月資源利用型の「熱溶融方式」をベースに改良を施した高効率かつ簡易なエネルギー蓄積法(抵抗加熱型電気溶融窯方式)を提案する。この方式は、昼間、太陽電池パネルからの取得電力により、レゴリスを溶融し、この一部に予備炉の機能を持たせて、そのままの状態還元反応炉に送るとともに、他の部分には蓄熱池の機能を持たせ夜間電力用に蓄熱する方法である。

また、エネルギー供給という観点では、電気推進OTV用の太陽電池パネルの軽量化も重要な課題(3.7.2項参照)であり、OTVが関連する有機的結合メカニズムへの寄与が大きいため、この方策についても提示する。

#### 5.3.1 熱/電気エネルギーの要求量

熱/電気エネルギーについての要求量とそれに対する基本的な考え方については、次のように想定する。

①LOX製造に直接的に関わる熱/電気エネルギー量としては、前述[5.1.4.4項(3)参照]したように、「メタン(CH<sub>4</sub>)による炭素還元法」を選択したことにより、ワースト・ケースとして、次の合計:約23.3[MW]が要求される。

|         |        |             |
|---------|--------|-------------|
| ・還元反応過程 | : 13.0 | 熱エネルギーの形態も可 |
| ・電気分解過程 | : 7.8  | 電気エネルギーの形態  |
| ・液化過程   | : 2.5  | 電気エネルギーの形態  |

---

合計 23.3[MW]

②基地運営(含:ロケット打上作業/基盤整備/副産物製造等)のためのエネルギー(主に電力)は、2[MWe](=20<sub>[kWe/人]</sub>×100人)<sup>[注:96]</sup>が求められると仮定する。ただし、この基地運営用エネルギー及びコンテンジェンシーのためのエネルギーについては、次のような対策を講ずれば解決可能である。

a)炭素還元工程(23.3[MW])におけるレゴリス還元過程(13.0[MW])の熱エネルギー比率は約56%に達するが、この過程から排出される生成物や溶融スラグには、高品質(約2,000K)の熱エネルギーが含まれている。これを電気エネルギーへ変換(約30%<sup>[注:97]</sup>と仮定)すると、13.0<sub>[MW]</sub>×0.3=3.9[MWe]も得ることができる。この値は、副産物(Si/Fe/Al)製造等を含む基地運営のためのエネルギーを十分賄うことができるものである。

b)電気エネルギーに変換された後に、熱の形態で70%は放出されるため、低品質の熱エ

エネルギーは豊富に存在する。このエネルギーは、各種の装置類や居住系の熱制御にヒート・パイプなどを經由して活用可能である。

③以上の検討より、構築すべきエネルギー供給システムは、マージンを含めて電力換算で、23.3[MWe]となり、この内、約1/2の13.0[MW]は、高品質(約2,000K)の熱エネルギーの形態でも可である。なお、この23.3[MWe]を夜間用にそのまま蓄積した場合、電力換算で、8.4[GWhe]<sup>[注:98]</sup>の膨大なものとなる。

### 5.3.2 従来のエネルギー供給の方法

従来から提案されてきたエネルギー供給方法を整理すると、図5-10のように分類できる。これは、「夜間用エネルギーを蓄積する方式」と「この蓄積を行わない方式」とに大別される。

#### 5.3.2.1 夜間用エネルギーを蓄積する方式

この方式は、昼間に「太陽エネルギー吸収部」からエネルギーを吸収し、これを「エネルギー蓄積部」に蓄積し、夜間利用する方式である。蓄積の方式としては、「地球依存型方法」と「月資源利用型方法」とに分けられる。

##### (1)地球依存型方法によるエネルギー蓄積方式

###### a)エネルギー蓄積方式

エネルギーの蓄積形態としては、「電気エネルギー」と「機械的エネルギー」がある。なお、「熱エネルギー」の形態での蓄積については、蓄熱部の規模の点から「地球依存型」では一般に考慮されていない。

###### a-1)電気エネルギー蓄積方式

###### a-1-1)二次電池

従来の二次電池のエネルギー密度<sup>57)</sup>は、40~70[Wh/kg]であり、また最近では安全性に問題があるといわれているが、100[Wh/kg]程度のリチウムイオン電池も出現している。この電池を仮に使用したとしても、8.4[GWhe]の夜間用要求電力量を賄うためには、約84,000[ton]<sup>[注:99]</sup>に達する。

###### a-1-2)再生型燃料電池

宇宙用として実績のあるH<sub>2</sub>-O<sub>2</sub>燃料電池を想定した場合、原料となるH<sub>2</sub>/O<sub>2</sub>は昼間に太陽電池から得られる電力を用いて、水の電気分解により生成/貯蔵される。ただし、電解したガスは、容積を小さくするため、冷凍機により液化する必要がある。

参考文献2)では、発生電力量:20<sub>[kW]</sub>×15<sub>[日間]</sub>×24<sub>[時間]</sub>=7.2[MWhe]のLSでの使用を想定した燃料電池について、概念的な検討を行っている。これをベースに、8.4[GWhe]の場合を推定すると、次のような仕様になる。

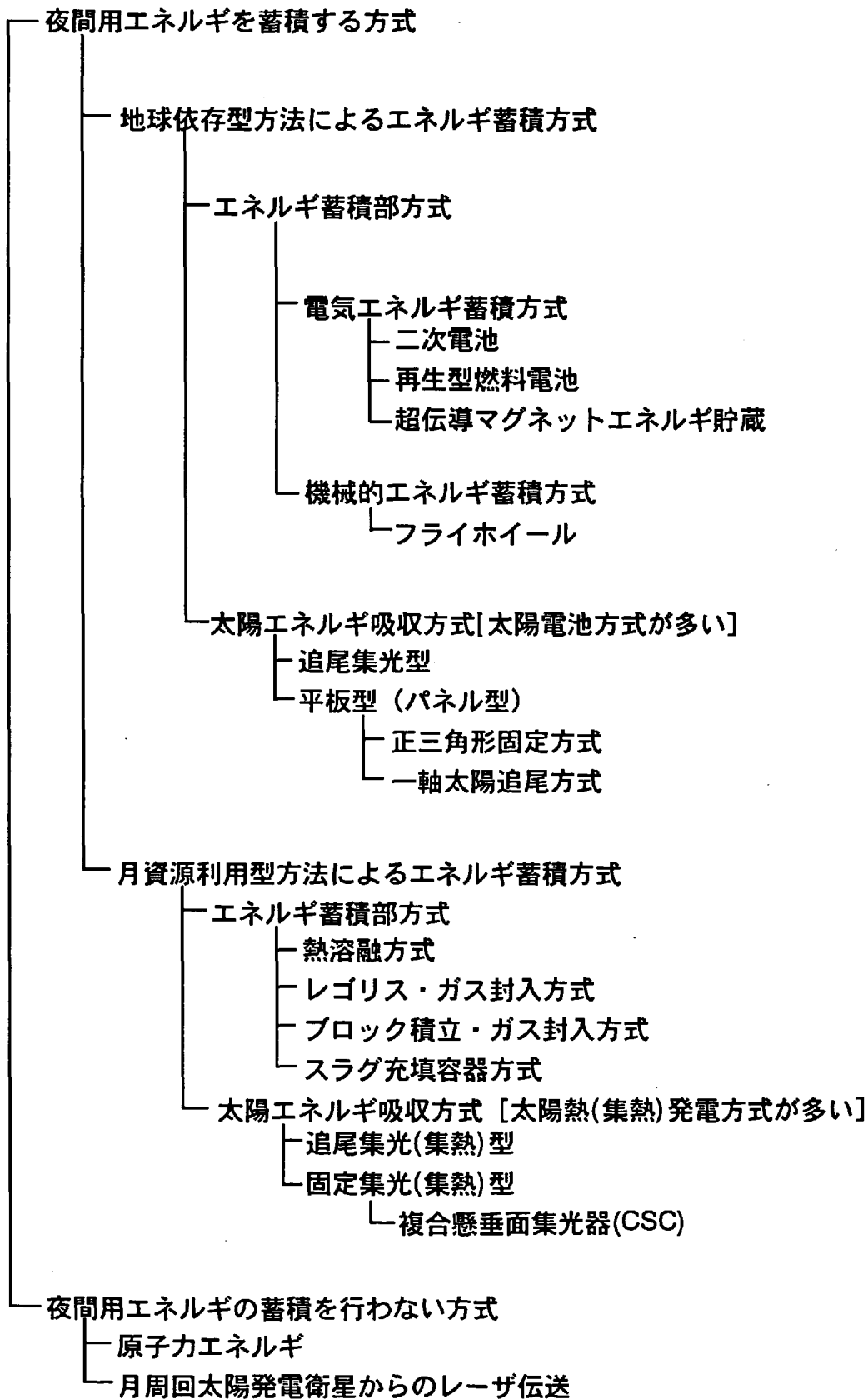


図5-10 従来のLSにおけるエネルギー供給方式の分類

|          |       |            |                       |            |
|----------|-------|------------|-----------------------|------------|
| 燃料電池本体   | :発生電力 | 23.3[MW]   | 質量;                   | 455[ton]   |
| 電解槽      | :消費電力 | 70~105[MW] | 質量;                   | 760[ton]   |
| 酸素液化装置   | :消費電力 | 0.3[MW]    | 質量;                   | 230[ton]   |
| 水素液化装置   | :消費電力 | 1.1[MW]    | 質量;                   | 230[ton]   |
| 液体酸素タンク: |       |            | LOX貯蔵質量;              | 3,260[ton] |
| 液体水素タンク: |       |            | LH <sub>2</sub> 貯蔵質量; | 410[ton]   |

LOX:3,260[ton]については、月製のものを使用することを前提にしても、総装置質量は、2,085[ton]に達する。この方式は、二次電池に比較した場合、装置類は軽量になるが、下記b)で述べるように、電解槽の消費電力により、太陽電池パネル質量が大きなものとなる。

### a-1-3) 超伝導マグネットエネルギー貯蔵

超伝導マグネットエネルギー貯蔵(SMES:Superconducting Magnetic Energy Storage)は、超伝導コイルに電流を通じると磁気エネルギーの形で蓄積される性質を利用したエネルギー貯蔵方式で、貯蔵効率がよく、エネルギーの迅速な入出力が可能であり、大容量化に適しているなどの優れた特徴を有する。

しかし、大規模SMESは極めて巨大な装置となるため、現在のところ設計研究が行われているのみである。例えば、1985年にNEDO/未来工学研究所が行った5[GWh]級のSMES概念設計の結果<sup>5,8)</sup>では、コイル質量のみで、50,770[ton]に達するため、本目的には不適な方式であるといえる。

### a-2) 機械的エネルギー蓄積方式

機械的なエネルギー蓄積としては、フライホイールが考えられており、このエネルギー密度<sup>5,7)</sup>は、二次電池より高く、発電機やケーシング、周辺機器を含まない単体で、150~数百[Wh/kg]となるといわれる。大型フライホイールの実現性は確認されていないが、例えば、二次電池の必要質量の1/5になったとしても、16,800[ton]は越すと予想される。

### b) 太陽エネルギー吸収方式

「地球依存型」における太陽エネルギーの吸収方法は、基本的には、太陽電池(光電変換)<sup>2)</sup>の提案が多い。これは、構造がシンプルで、宇宙用としても実績のある方法であり、効率もシリコン太陽電池で約18%、またガリウム砒素太陽電池で21.7%程度のものが報告されている。太陽光を太陽電池セルに照射する方式としては、「平板(パネル)型」と「集光型」とに大別される。また、太陽追尾の有無から、「固定型」と「追尾型」とに分けられる。

従来の基地構築の研究においては、マン・パワーの点から簡易であることを第一義と考えている例が多い。以下に、現在簡易な方法として提案されている2種類の太陽電池パネル(平板型)の展開方式について記述し、その質量を試算する。

なお、高性能ではあるが、追尾装置が必要な太陽電池を用いた「追尾集光型」について

は、5.3.2.2項(2)で後述する。また、いわゆる月資源を利用した太陽熱(集熱)発電方式については、5.3.2.1項(2)b)で述べる。

#### b-1) 正三角形固定方式(平板型)

図5-11に示すように、2枚の太陽電池パネルを正三角形の山型にLS赤道上<sup>[注:100]</sup>の南北方向に展開する固定型方式<sup>2)</sup>としたならば、そのシステム質量(含:パネル支持フレーム等)<sup>[注:101]</sup>は概算で50[ton/MW]と、またパネル面積は21,200[m<sup>2</sup>/MW]と想定できる。この方式は、所要出力の2倍分の面積が必要であるが、固定型としては面積効率が最も高く、駆動部がなく、組立も容易であり、電力の出力変動(80~100%)も少ない等の優れた特徴を有するため、LSにおける小規模な電力取得用のパネル展開方式として推奨されているものである。

この方式による総質量を、再生型燃料電池の例を除き試算すると、2,330[ton](987,900[m<sup>2</sup>])<sup>[注:102]</sup>になる。一方、再生型燃料電池の場合は、電解槽の消費電力が加わるため、4,740~6,490[ton]<sup>[注:103]</sup>に達し、更に負担は増加する。

#### b-2) 一軸太陽追尾方式(平板型)

この追尾型方式<sup>2)</sup>は、図5-12に示すように、LS赤道の南北方向に太陽追尾のための回転軸をパネルに設けた簡易なものである。このシステム質量(含:回転機構等)<sup>[注:104]</sup>は、上記b-1)の固定式の正三角形方式より軽量化(約1/2)されて約25.8[ton/MW]<sup>[注:105]</sup>と、またパネル面積は約8,930[m<sup>2</sup>/MW]と想定できる。再生型燃料電池の例を除いて、総システム質量は、1,200[ton](416,140[m<sup>2</sup>])<sup>[注:106]</sup>に軽減される。なお、再生型燃料電池の場合は、2,440~3,350[ton]<sup>[注:107]</sup>になる。

### (2) 月資源利用型方法によるエネルギー蓄積方式

月資源を利用する方法としては、高い断熱性をもつ粉体状レゴリスで覆った蓄熱材(エネルギー蓄積部)に、太陽集熱装置(太陽エネルギー吸収部)により熱エネルギーを昼間蓄積し、夜間それを利用する方法が一般的である。なお、昼間必要なエネルギーは集熱装置から直接発電装置へ送られ利用される。この方法は、いわゆる「太陽熱(集熱)発電方式」の一種であり、電気エネルギーが最終的に要求される時は、エネルギー変換効率の関係から、全体規模は大きくなる。

#### a) エネルギー蓄積方式

蓄熱方式に使用される蓄熱材は、レゴリスを加工したものを利用しており、次のような4種類の方式<sup>[注:108]</sup>が提案されている。

##### a-1) 熱溶融方式

熱溶融方式<sup>59) e.t.c.</sup>は、レゴリスに穴を掘り、その穴の中に集光させた太陽光を直接注ぎ、レゴリス[融点:1,373~1,653K;付録:C-4参照]を溶融し、顕熱とその融点間の潜熱を夜間に電力に変換して利用する方式である。この方式は、電力変換のための熱交換器のパイプと



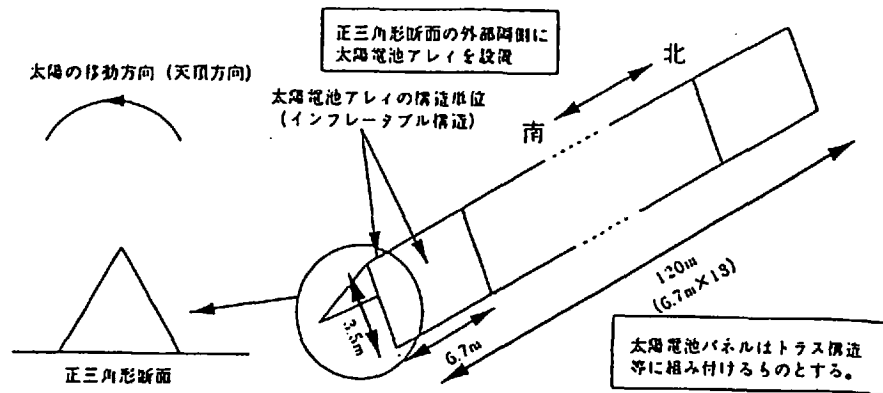


図5-11 正三角形固定方式

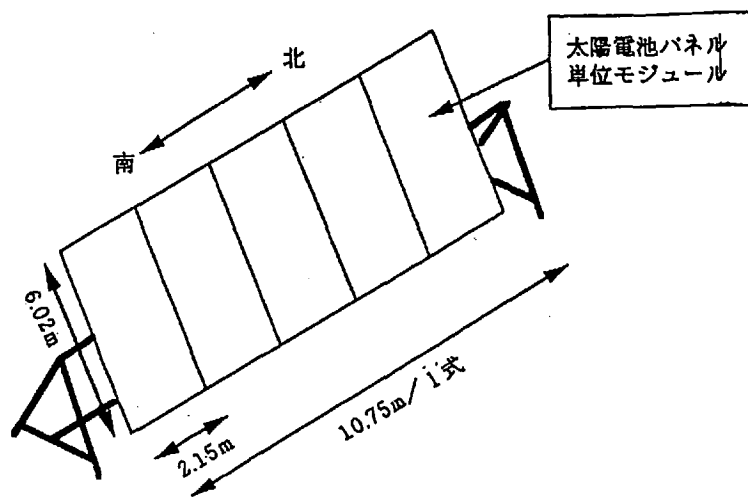


図5-12 一軸太陽追尾方式

液状の熔融レゴリスとは直接接触が可能であり、自然対流あるいは強制対流により熱伝達率を向上させることができる。また、潜熱を利用した高温蓄熱であるため、大量の熱エネルギーの蓄積が可能であり、例えば、融点間(1, 373K~1, 653K)に蓄えられる総エネルギー量: $H_T$  [J/kg]は、(5-21)式のようになり、顕熱と潜熱とは、ほぼ同一値になる。

$$\begin{aligned}
 H_T &= H_E + H_I \\
 &= C_{PE} \cdot \Delta T + C_{PI} \cdot \Delta T \\
 &= 4.144 \times 10^5 + 4.001 \times 10^5 \\
 &= 8.145 \times 10^5 \text{ [J/kg]} (= 2.262 \times 10^{-1} \text{ [MWh/ton]})
 \end{aligned}
 \tag{5-21}$$

ただし、 $H_E$  : 顕熱 [J/kg]

$H_I$  : 潜熱 [J/kg]

$C_{PE}$  : 1, 373~1, 653Kの平均比熱

1, 480 [J/kg-K]を仮定。[付録:C-5参照]

$C_{PI}$  : 融解潜熱。1, 429 [J/kg-K]と仮定。[付録:C-5参照]

$\Delta T$  : 1, 653-1, 373=280K

この方式には、次のような課題がある。

- ①例えば、電力換算で、8.4[GWhe]の夜間用を蓄積する場合、そのレゴリス量は、123,780 [ton]<sup>[注:109]</sup>と膨大なものとなる。熔融状態のレゴリス密度を3,000 [kg/m<sup>3</sup>] [付録:C-1参照]とすると、容積は41,260 [m<sup>3</sup>]となる。一ヶ所に熔融池を造るか、あるいは分割するかについては様々に考えられるが、例えば、深さを仮に3mとすれば、一ヶ所の場合は約117m平方の熔融池規模となる。
- ②レゴリスを熔融するためには、少なくとも1,700K以上で加熱しなければならない。この高温作動のため、集熱部分や熱交換器、各種パイプ/タンク類への耐用寿命への負担が大きくなる。それ故、熱伝達媒体(高温流体)を使用する太陽熱(集熱)方式[5.3.2.1項(2)b参照]を用いて熔融する方法より、直接的に集光エネルギーを注ぐ一種の太陽反射炉方式を推奨している例が多い。現在、数m径の小型太陽炉を使用し、模擬レゴリスをg単位で熔融する実験<sup>60) 61) 62)</sup>が行われているが、この規模から類推して、約12万トンを熔融するためには、巨大な太陽炉を多数ESから運搬し設置する必要がある。
- ③太陽反射炉方式の場合、夜間に潜熱を放出し固化を開始したレゴリス(約1,373K以下)を再度加熱するためには、被覆されている断熱材である粉体状のレゴリスを取り除き外部に曝した状態にする必要があるが、高温であるため、熱放射損失が大きい。そのため、加熱後、速やかに高断熱性の粉体レゴリスで被覆する必要があるが、これと集光エネルギーを注ぐ行為とをほぼ同時に行うためには、技術的な課題が多い。
- ④文献[63])では、マイクロ波を用いてレゴリスを熔融し構造部材に使用するアイデアを

提供している。これを本方式のレゴリス溶融に応用した場合、このためのエネルギーを、太陽熱発電ではなく、三角形固定式の太陽電池パネルで得るとすると、その必要質量は、2,330[ton][5.3.2.1項(1)b-1参照]から、5,050[ton]<sup>[注:110]</sup>に増加する。これは、夜間用を熱エネルギーの形態で蓄積するために、電力への変換損失(変換効率:30%仮定)を考慮したためである。ただし、マイクロ波の発生効率については無視している。また、これを一軸追尾方式で行うと、2,600[ton]<sup>[注:111]</sup>になり、負担は軽減される。

#### a-2)レゴリス・ガス封入方式

耐熱性がある合成樹脂製の大型のバック状の密閉容器の中に、粉体レゴリスを大量に注入し、それにガス(He/N<sub>2</sub>)を熱伝達媒体として封入・混合させ、熱伝導率の低いレゴリスを蓄熱部材化する方式<sup>64)</sup>である。なお、蓄熱部を加熱する方法は、別系統<sup>[注:112]</sup>の熱伝達媒体/熱交換器を用いて太陽集熱装置により行う。この方式は、レゴリスを処理せずそのままの状態で使用できる簡便な方式であるが、次のような技術的課題がある。

- ①レゴリスに蓄積される熱量は、顕熱のみであり、例えば、500Kから1,000Kの間に蓄積される熱量:H<sub>T</sub>は、 $5.68 \times 10^5$  [J/kg]<sup>[注:113]</sup> 試算され、上記の「熱溶融方式」の場合より、約30%蓄熱効率が低下するため、必要レゴリス量は、約30%増加し、177,500[ton]に達する。また、粉体レゴリスの密度<sup>[注:114]</sup>は、溶融したもの<sup>[注:115]</sup>の約50~63%となるため、容積は、2.1~2.6倍の約86,650~107,280[m<sup>3</sup>]<sup>[注:116]</sup>と巨大なものとなる。
- ②レゴリスをバック状のもので包含する作業には、寸法上の限界があり、大規模システム化への対応は困難である。
- ③合成樹脂製バックにガスを封入した場合、経年変化による劣化などから、ガスの漏洩が生じる可能性がある。またガスの温度・圧力も素材の強度上の制約から低く抑えざるをえない。
- ④粉体レゴリスの熱伝導率は約0.45[W/m-K][@1,000K;付録:C-6]またレゴリス内部(岩石)は約1.23[W/m-K](@1,000K)であるが、Heの場合は約0.36[W/m-K](@1,000K/0.1[MPa])であり、Heを強制対流させず封入している限り、熱伝達の大幅な向上は望めない。このため、レゴリス内に熱交換用配管を網羅したり、粉体が混入したHeをポンプ類で循環<sup>[注:112]</sup>するなどの工夫により、この欠陥を補う必要がある。

#### a-3)ブロック積立・ガス封入方式

この方式は、後述(5.6.1.4項参照)するレゴリス鑄造工法と同様に太陽反射炉や電気炉などで溶解したレゴリスをブロック形状に鑄造して蓄熱材とし、上記のa-2)と同様に合成樹脂製の大型密閉バック内に多数積み上げ、ガスを熱伝達媒体として封入する方式<sup>65)</sup>である。この方式は、ブロック密度<sup>[注:117]</sup>が粉体レゴリスの密度<sup>[注:114]</sup>より高くなることにより、小型化が可能となる。

例えば、上記a-2)と比較して、500Kから1,000Kの間に蓄積される熱量: $H_T$ は、比熱はレゴリスの加工状態に関わらないため同一となり、総質量も177,500[ton]のままであるが、その容積は、密度が熔融状態のものから10~13%増加するため、47,470~48,760[m<sup>3</sup>]<sup>[注:118]</sup>となり、上記a-1)の熔融状態の15~18%の増加に留まる。ただし、上記a-2)の課題以外に、次のような課題が新たに発生する。

- ①レゴリス鑄造工法と同様に、レゴリス鑄造には大型の太陽熱炉などを必要とする。
- ②多量のブロック組立は、最も困難な作業の一つとなる。例えば、47,470~48,760[m<sup>3</sup>]を仮に1[m<sup>3</sup>]のブロックで積み立てるとすると、その数は5万個近くにも達する。
- ③大型バックの使用に伴う課題を避ける一案として、熱交換用配管をブロックと直接密着させて張り巡らす方法も考えられるが、両者の熱膨張差による剥がれや熱応力による割れ等に対する技術的課題が生じ、また施工にも困難さが伴う。

#### a-4)スラグ充填容器方式

上記a-1)とa-2)、a-3)の欠点を補うために、著者は、月製LOX製造工程を利用した「スラグ充填容器方式」<sup>66)</sup>による蓄熱(顕熱)方式を1996年に提案した。この方式は、大型金属(Fe)容器内に炭素還元法の副産物である熔融スラグを流し込んだものを蓄熱部とする方式であり、太陽エネルギー吸収部として下記b-2)の固定集光型の複合懸垂面集光器(CSC:Compound Suspensory Concentrator)を組み合わせた簡易なシステムである。詳細は、付録:Dに示すが、本方式は、数百[KW]~1[MW]級規模を元来想定して研究されたものであり、23.3[MW]級のような場合は、ブロック積立・ガス封入方式と同じ膨大な蓄熱規模になることは避けられない。

#### b)太陽エネルギー吸収方式

集光器(集熱器)には、「追尾集光型」と「固定集光型」の2種類がある。なお、集熱を行わない「平板型」については対象外とする。

##### b-1)追尾集光(集熱)型

追尾集光型の典型例には、楕型放物面鏡を用いたパラボラトラフがある。この型は、高効率であるが太陽の移動に伴い追尾するため、追尾機構が必要であり、散乱光が利用できないという欠点を有する。追尾集光型<sup>[注:119]</sup>については、後述の5.3.2.2項(2)等で議論する。

##### b-2)固定集光(集熱)型

固定集光(集熱)型は、追尾集光型に比して集光性能は劣るが、散乱光の一部が利用可能な上、駆動機構が不要という長所を有する。特に、2次元CPC(Compound Parabolic Concentrator)は、所定の許容角に対して最大の集光比を与える理想集光器の一種である。藤原<sup>68)</sup>は、集光手段のコストダウンの手法として、CPCの反射鏡に自然状態で懸垂させたフィルム鏡を代替として用いることを提案している。これは、複合懸垂面集光器(CSC)と称されており、

上記a-4)でも記したが、スラグ充填容器方式と組み合わせたシステム(付録:D参照)を著者はLS上でのエネルギー供給として提案したが、数百kW~1[MW]級を元来狙ったものであり、35.5[MW]級のような場合は、CSC面積は $5.55 \times 10^6$  [m<sup>2</sup>]に達し、巨大な規模(例えば、約2.35[km]×2.35[km])となるため、実現性が疑問視される。

### 5.3.2.2 夜間用エネルギーの蓄積を行わない方式

#### (1)原子力エネルギー

原子力エネルギーによる方法は、ESにおいて既に十分な実績があり、LSの昼夜ともに使用でき、大規模な産業用にも適するものである。しかし、核燃料のLSへの輸送の安全性の保証や民意のコンセンサス獲得の困難さなど大きな課題がある。それ故、この方法を前提に月面活動を計画していくことは現段階では危険であるといえる。しかし、この課題に対して、将来解決の目処がついたときには、本方法は最も有力な候補の一つに成り得ると考えられる。例えば、参考文献[1]と8)]では、LSに設置する原子炉プラントの概念設計を高温ガス炉技術を応用して行っている。この設計では、本研究の目的に合うものとして、次のような2種類の炉<sup>[注:120]</sup>の方式を検討している。これらの炉をそのまま使用すると仮定した場合、台数は9~12台となり、総質量は約290[ton]と規模の観点からは最適に近いものとなる。

##### ①ペブルベット炉(リチウム冷却カリウム蒸気タービン発電)

・発生電力:1.94[MWe] ・総質量 :24.4[ton]

##### ②粒子充填炉(ヒートパイプ冷却ガスタービン発電)

・発生電力:2.7[MWe] ・総質量 :32.8[ton]

#### (2)月周回太陽発電衛星からのレーザー伝送

本研究の事例対象であるSPSを始めとして、レーザー光あるいはマイクロ波によるエネルギー伝送の研究が従来から行われている。Williams等<sup>69)</sup>は、図5-13に示すように、月の同一軌道面上(高度:2,000[km])に3個の月周回太陽発電衛星(Lunar-SPS<sup>[注:108]</sup>)を配置することにより、常時LSに電力をレーザー伝送<sup>[注:121]</sup>できる構想<sup>[注:122]</sup>を提案している。その構想の概略は次の通りである。

##### a)送電対象モデル

送電対象として、次の2つのモデルを想定している。

①75[kWe]モデル・・・大型ローバ(Rover)に対して、75[kWe]を常時供給するモデル

②1[MWe]モデル・・・居住モジュール(Habitat)に、1[MWe]を常時供給するモデル

##### b)Lunar-SPSの概要

Lunar-SPSの外観を図5-14に、75[kWe]と1[MWe]モデルにおけるエネルギー収支を図5-15と

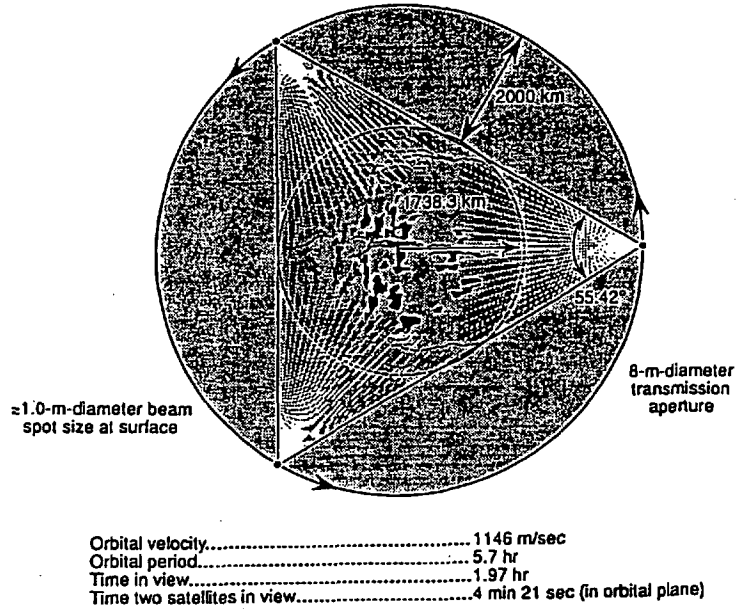


図5-13 3個の月周回太陽発電衛星(Lunar-SPS)の配置<sup>69</sup>

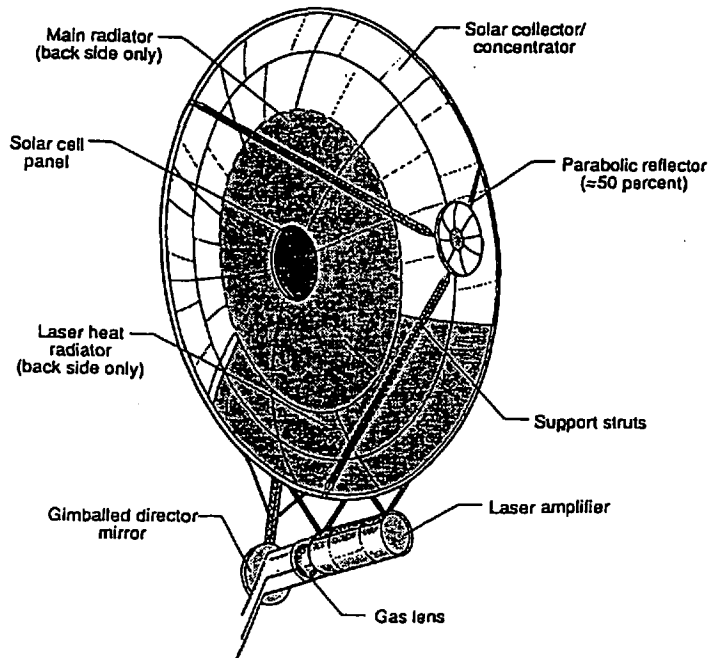


図5-14 Lunar-SPSの外観図<sup>69</sup>

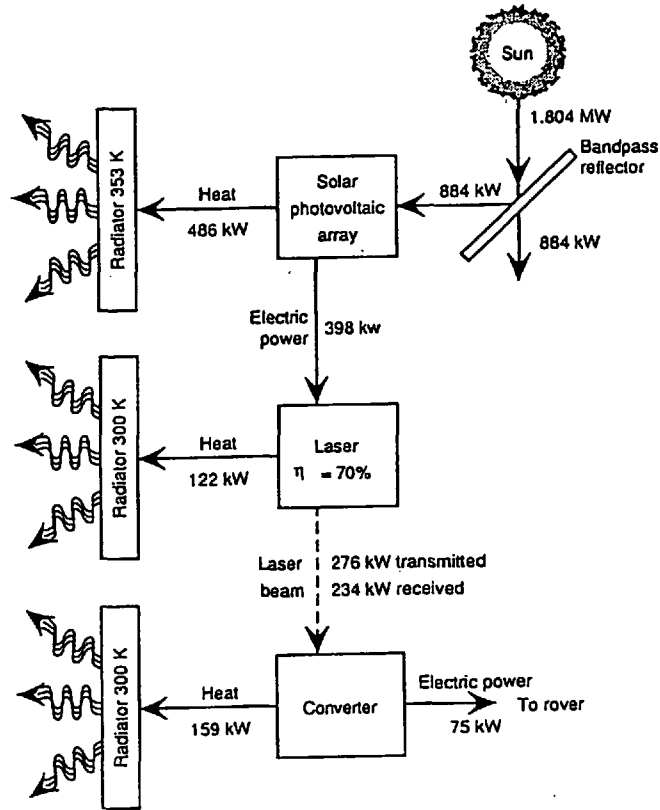


図5-15 75[Kwe]モデルのエネルギー収支<sup>69</sup>

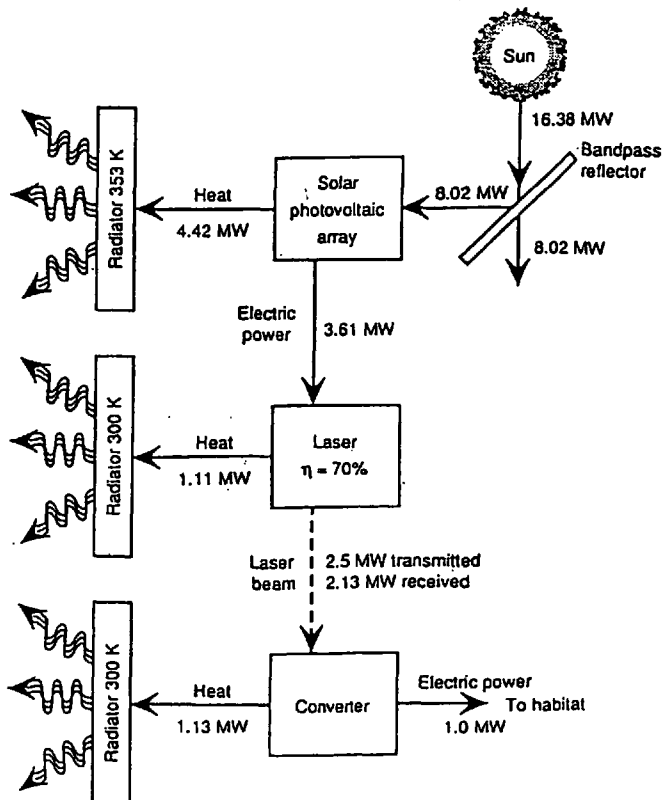


図5-16 1[MWe]モデルのエネルギー収支<sup>69</sup>

図5-16に示す。なお、両モデルとも構成は同一であり、衛星が太陽光を受光してからレーザー光として送出するまでの効率も同じとしているが、LSでの受光の特性についてはモデル間に差がある。

衛星は図5-14の下方を月の方向とし、太陽電池系の構成要素であるパラボラ型集光器(Sollar collector/concentrater)は太陽の方向に向けられる。

この集光器の反射効率は約98%であり、集められた光は、集光器と同じパラボラ面を有するリフレクター(Parabolic reflector)で反射され、平行光線となり、リフレクターと同一直径の太陽電池パネル(Solar cell panel)に照射される。このリフレクターは、多層誘電性コーティング(multilayer dielectric coating)が施されており、到達する光線のうち、太陽電池パネルで電力を発生させる波長成分:450~900[nm] (全光線の約50%)のみ通過する機能を有する。また、太陽電池としては、GaAlAs/GaAsセルを使用しており、その変換効率は約22.5%(@353K/solar concentration:300)である。

電力に変換されたエネルギーは、ケーブルを経由して、レーザー装置系のレーザー増幅器(Laser amplifier)に送られる。この増幅器では、Master laserで発光されたレーザーは、送られてきた電力を用いて、多段のレーザーダイオードアレイ(laser diode array)を通過することにより増幅される。レーザーダイオードアレイ(波長:0.85[μm])の1要素の構成は、シリンダレンズ(cylindrical coupling lens)とレーザーダイオードから成り、その電気/光変換効率は約40%であり、光にならない約60%は熱の形態で除去される。

増幅されたレーザー光は、ガスレンズ(He gas lens)を通過した後、ジンバル制御可能な鏡面で反射させてLSに送られる。この凸レンズ曲率半径は10mであり、焦点距離(3,310m)が長いので、軌道高度:2,000mに対しては、LSのどの位置でも十分収束した光が受けられる。

LSでの受光部系(Converter)の特性は、モデルにより異なり、75[kWe]モデルでは、光エネルギー密度は0.1[kW/cm<sup>2</sup>]で、光/電気変換効率は32%としている。また1[MWe]モデルでは、各々1[kW/cm<sup>2</sup>]/47%と設定している。太陽照射エネルギー密度:0.136[W/cm<sup>2</sup>]と比較し、これらの密度は10<sup>3</sup>~10<sup>4</sup>倍となっている。

図5-15や図5-16にも示すように、太陽電池系やレーザー装置系、受光部系の各部から、多量の熱エネルギーを排出するために、大面積のラジエータを装着する必要がある。図5-14に見られるように、集光器の裏面をこの用途に使用し、中核部は太陽電池用に、また外郭部はレーザー用としている。一方、受光部系についても同様に裏面にラジエータを設置している。

### c) 質量特性(含:課題)

2つのモデルに対する太陽電池系とレーザー装置系、受光部系の質量特性を表5-4に纏めて示す。この質量特性(含:課題)の特徴として、次のことがいえる。

- ①太陽電池系は、従来の平板型<sup>[註:123]</sup>等と比較して、次のように飛躍的な軽量化となっている。この軽量化に対して、文献[69]では、確認済みの技術の組み合わせの範囲内で成立の可能性がある」と記述している。



表5-4 モデルの質量特性<sup>69)</sup>

[単位: Kg]

| 項目         | 75[KWe]モデル | 1[MWe]モデル |
|------------|------------|-----------|
| ・太陽電池系     | 1,258      | 11,424    |
| ・パラボラ型集光器  | 154        | 1,397     |
| ・メイン・ラジエータ | 980        | 8,898     |
| ・トラス類      | 124        | 1,129     |
| ・レーザ装置系    | 2,230      | 7,243     |
| ・増幅器       | 75         | 683       |
| ・レーザ・ラジエータ | 472        | 4,285     |
| ・光学系       | 1,683      | 2,275     |
| 計          | 3,488      | 18,677    |
| ・受光部系      | 1,370      | 9,330     |
| ・ラジエータ     | 1,330      | 9,200     |
| ・変換器等      | 40         | 130       |

a) 75 [kWe]モデル(集光器直径:41m<sup>[注:124]</sup>)

1, 258 [kg] (@398 [kW])即ち3. 16 [ton/MW]

b) 1 [MWe]モデル(集光器直径:124m<sup>[注:125]</sup>)

11, 424 [kg] (@3. 61 [MW])即ち3. 16 [ton/MW]

②太陽電池系の構成要素の内、メイン・ラジエータの占める割合が高く、両モデルとも、約78 [wt%]となっている。

③レーザ装置系は、75 [kWe]モデルでは、2, 230 [kg] (@出力:276 [kW])即ち8. 1 [kg/kW]、また1 [MWe]モデルでは、7, 243 [kg] (@2. 5 [MW])即ち2. 9 [kg/kW]となっている。実験室レベルの現状<sup>70)</sup>では、レーザ方式<sup>[注:126]</sup>により異なるが、数十~100Wレベルの出力試験での確認しか行われておらず、効率も10%に満たなく、質量は55~750 [kg/kW]である。この現状からみると、上記の要求達成は困難が予想される。なお、本文献[69])でも、クリティカルな技術課題として、特にレーザ装置系に関連したものを挙げている。

④受光部系は、75 [kWe]モデルでは、1. 37 [ton] (@75 [kW])即ち18. 3 [ton/MW]で、ラジエータの占める比率は97 [wt%]に、また1 [MWe]モデルでは、9. 33 [ton] (@1 [MW])となっており、ラジエータ占有率は98. 6 [wt%]に達している。これらは、光エネルギー密度を太陽照射エネルギー密度の $10^3 \sim 10^4$ 倍にして得られる値であるにも関わらず、ラジエータ質量が災いして、従来の太陽電池パネルとほぼ同じton/MWを示している。このため、夜間のエネルギー供給の課題がなければ、レーザ伝送<sup>[注:127]</sup>する意味は薄いと考えられる。

⑤ポインティング精度<sup>[注:128]</sup>を1 [ $\mu$ rad]に設定している。これは、軌道高度を2, 000 [km]としたとき、平均的な伝送距離:4, 000 [km]では、4mのポインティング誤差となる。

#### d) 本研究への適用

1 [MWe]モデルをベースにすると、LSに昼夜を問わず、23. 3 [MWe]の電力を得るためには、高度:2, 000 [km]に70 [機] (=1 [MWe]モデル $\times$ 23. 3 [機/箇所] $\times$ 3 [箇所])のLunar-SPSを設置する必要があり、SPS総質量(除:受光部系)は、1, 310 [ton]<sup>[注:129]</sup>と試算される。また、受光部系の総質量は、220 [ton]<sup>[注:130]</sup>になるため、ESから運搬すべき総合計は、1, 530 [ton]に達する。この概算から、この方法は、大出力のレーザ装置系の実現性など技術的な難度が高い割に、地球依存度が高いものであることが判明する。

#### 5. 3. 3 エネルギー供給の考え方の整理

従来のエネルギー供給の研究を概観した結果、産業という観点からの供給の考え方を次のように整理できる。

①夜間用エネルギーを蓄積することは、小規模なレベルは可能であるが、本研究レベルが対象とする8. 4 [GWe]級の蓄積量の場合は、「地球依存型」あるいは「月資源利用型」

の何れも規模が膨大となる。ただし、潜熱も利用する「熱溶融方式」は、レゴリスを溶融する方法に課題があるが、蓄熱部(溶融部)自体の製作は容易であり、規模も「月資源利用型」の中では小型となるため、注目に値する方法といえる。

②夜間用エネルギーを蓄積する方法を採るならば、地球依存度が少なく自立型に近い「月資源利用型」が産業の拡大という観点から優れている。これは、月資源と太陽エネルギーを利用することによる「有機的結合メカニズム」の形成が可能となるためである。

③原子力エネルギーは、エネルギー供給の規模として最適であるが、安全性の問題や国民のコンセンサスを獲得しにくい点から、産業の成立性の可否をこれに依存することはリスクが高いといえる。

④Lunar-SPSによるレーザー伝送は、「レーザー装置系」の実現性の観点から、今後の研究に委ねることが得策といえる。

⑤小規模な基地構築においては、太陽エネルギーを取得する方法、例えば、太陽電池パネルは、簡便な設置を第一義としてきた傾向が従来の研究では見られるが、大量使用を行う産業という観点からは、高効率/軽量であることを重要視し、輸送コストの軽減を図る必要がある。これは、月面産業構造としては、単純な製品を自動化により大量生産する「資本集約型」を中心とし、ESからの持ち込み機器は、高度な技術を必要とする「技術集約型」とする方式が適していると前述(4.1.4項参照)したことと一致する見解である。この観点から、上記のLunar-SPSに使用された太陽追尾集光型である「太陽電池系」の事例は示唆に富むものである。

⑥LOX製造を、太陽エネルギーが供給される昼間のみ実施し、夜間は休止して専ら設備維持等を行う方法も最も単純な方法として一考に値する。即ち、半連続式の生産体制とすることにより、LOX製造用の23.3[MWe]の夜間蓄積の課題を避けることが可能となり、基地運営の2[MWe]のみエネルギー蓄積を考慮すれば良いことになる。この方法は、エネルギー供給という面からは注目に値するが、産業を構築する観点からは、定常的な生産を常時行えることが必要であるため、避けたい方法である。また、夜間操業停止に伴う技術課題、例えば製造装置内に残存する溶融レゴリスの処理問題<sup>[注:131]</sup>なども解決する必要がある。なお、参考として、本研究で選択するエネルギー供給方式と、この半連続式のものとを比較を5.3.4.6項で試みる。

#### 5.3.4 新たなエネルギー供給システムー抵抗加熱型電気溶融窯方式ー

上記の整理に基づく新たなエネルギー供給システム(図5-17参照)としては、「熱溶融方式」を基本とする以外に方法はないと考えられるが、従来の方法と異なり、次のような特徴を有する簡易なシステム(以下、「抵抗加熱型電気溶融窯方式」と称す)とする。なお、5.3.4.1項以降で具体的な技術検討を行う。

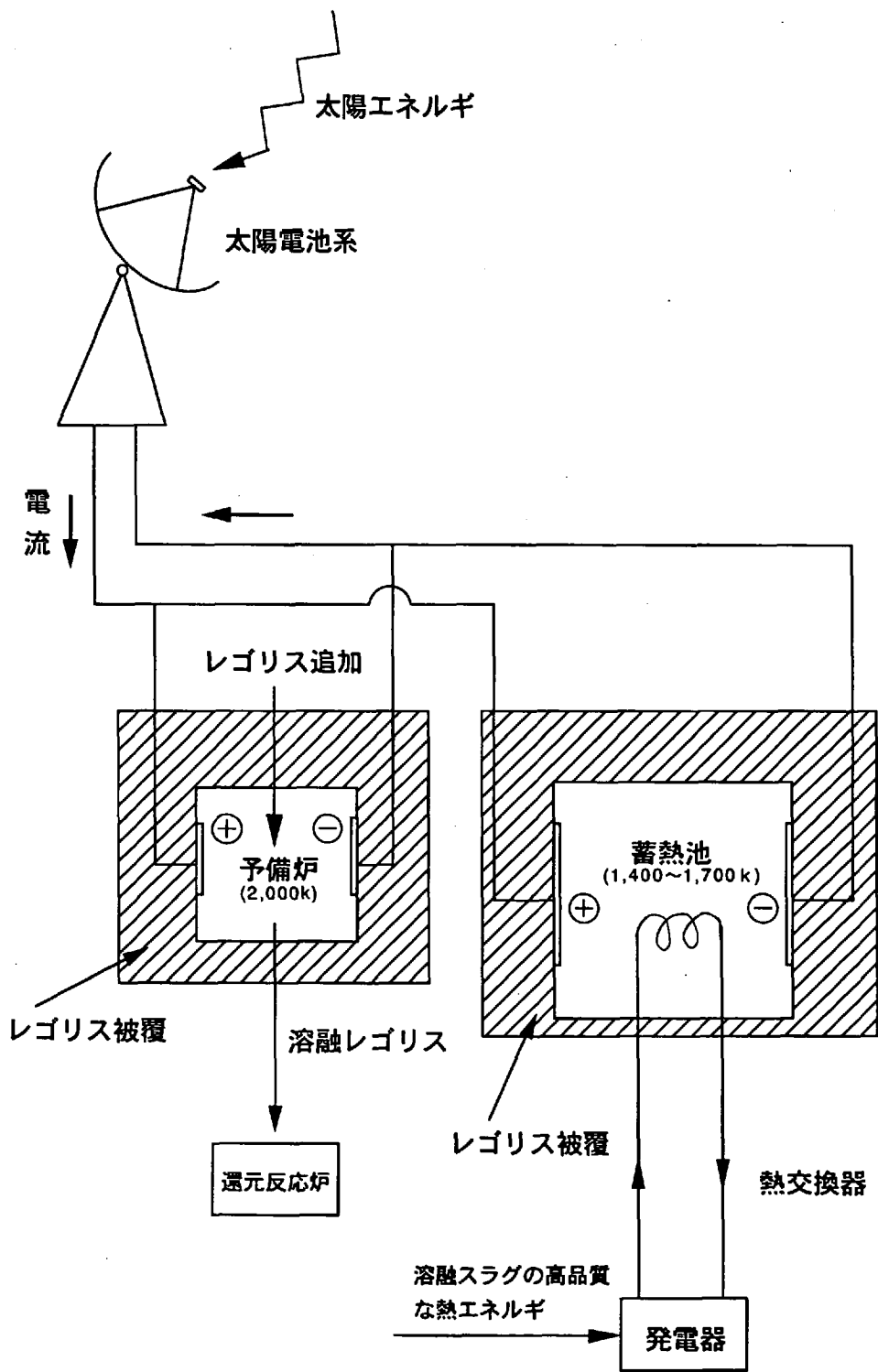


図5-17 新たなエネルギー供給システム

- ①前述[5.3.2.1項(2)a-1参照]したように、従来のような太陽反射炉による直接的な加熱方式や太陽熱(集熱)方式により加熱する方式は技術的な課題が多い。また、マイクロ波による加熱も、電力をマイクロ波に変換するための損失もあり、複雑な装置類も必要となるため、経済的規模で使用することは困難である。この対策として、レゴリスの電気的特性(温度の増加とともに、電気伝導率が高くなる特性)を利用して、ガラス産業で用いられている抵抗加熱型の電気溶融窯方式を採用する。即ち、LS上の粉体レゴリス内に電極を2本(±)挿入/印可し、発生するJoule熱により、電極間のレゴリスを溶融する簡易な方法を選択する。なお、溶融レゴリスの周囲の粉体レゴリスは、高断熱性を有し、容器としての機能も十分持ち得る。この方法は、密閉状態のまま溶融レゴリスを作り出すことができ、ガスなどの熱伝達媒体も不要であり、技術的にも既存の確立されたものを利用する点で優れた方法といえる。また、電気を媒体とした加熱であるため、温度制御も容易であることが特徴として挙げられる。
- ②溶融レゴリスの貯蔵池は、2種類を準備し、一つは「メタンによる炭素還元法」のための予備炉(約2,000K)の機能を持ち、もう一つは夜間電力用の蓄熱池(約1,400~1,700K)<sup>[注:132]</sup>の機能を有している。この予備炉は、ほぼ一定温度に制御され、還元反応炉に溶融レゴリスが一定の流速で送られる。一方、蓄熱池は、夜間に潜熱も利用して熱エネルギーを放出する。2種類のを設置するのは、予備炉は高温かつ一定温度が必要であり、蓄熱池は、潜熱を最大限利用するために、レゴリス融点間を温度変化する要求があるためである。
- 従来の研究では、「熱エネルギー蓄積」と「反応炉内の大量のレゴリス溶融用電気エネルギー」を別々のコンセプトで捉えていた。そのため、例えば、夜間において熱エネルギー蓄積したものを電気エネルギーに一旦変換(効率:数十%)して、その電力を溶融用のために熱エネルギーに再度変換する非効率的な方法に結果的には陥っていた。しかし、機能分化して予備炉化することにより、昼間の電力により溶融レゴリスを作り出し、これを昼夜を問わず還元反応炉に送り出すことができるため、電力変換する過程を省略でき、エネルギー利用効率を向上させることが可能となる
- ③必要エネルギー量に対して、供給エネルギー量は、コンテンジェンシー(含:太陽電池系の劣化)も考慮して、より多く必要とされ、余分なものは蓄積することが有効である。また、LOX製造に伴い、生成物やスラグ類には高品質の熱エネルギーが含まれており、熱電発電などを通して一部は電力に再び変換できる。更に、生産調整などにより必要電力量は常に変動せざるを得ないと予想される。これらの課題を吸収するために、貯蔵池は一種のダンパー<sup>[注:133]</sup>の機能ももちえる。
- ④太陽エネルギーを取得する方式として、構造がシンプルな追尾型の太陽電池方式<sup>[注:134]</sup>を選択するが、高効率/軽量化を行い、地球依存度の軽減化を図る。
- ⑤夜間に太陽電池系を経由して蓄積した熱量が逃げることを防止するため、日没直前に、

太陽電池系と予備炉/蓄熱池との間の電氣的結合を切断する必要があるが、この作業は容易かつ確実に行うことが可能である。一方、従来の「月資源利用型」の熱エネルギー蓄積法では、太陽集熱部と蓄熱部との間の結合は、機械的な熱伝達配管により行われているため、配管の切断作業は実際の運用上容易ではない。

#### 5.3.4.1 レゴリスの加熱/溶融方法

一種のイオン伝導体であるレゴリスの電気伝導率(Electrical Conductivity)は、通常極めて低いが、温度依存性が強く、温度の増加とともに急激に高くなる特性[付録:C-8参照]を有している。この特性は、水分を除去した酸化珪素(silicate)と同一の傾向を示すため、主成分が酸化珪素から成るガラス工学<sup>7)</sup>において「電気溶融法」として知られている方法がそのまま流用可能となる。今日のガラスの電気溶融窯といえば、常識的にガラス自体に通電して、そこに発生するJoule熱による直接通電法を使用した窯と考えてよく、技術的にはほぼ確立されたものといえる。ガラス溶融窯などにおける類推から、設計上での課題として、次のものが挙げられる。これらは、ガラス溶融窯における課題と基本的にほぼ同一である。

- ①溶融レゴリスの電気伝導率と温度との関係
- ②電極装置

##### (1) 溶融レゴリスの電気伝導率と温度との関係

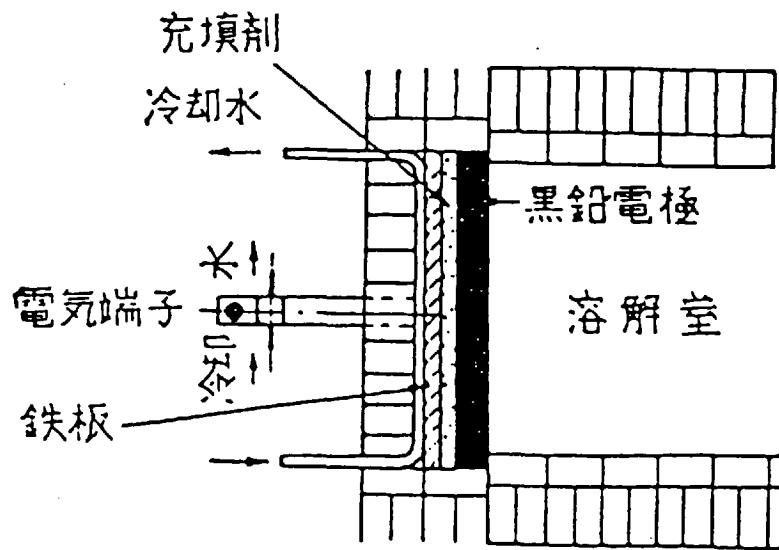
レゴリスの電気伝導率(抵抗率;付録:C-8の2式参照)を求めると、常温:300Kのとき、 $7 \times 10^{-16} \sim 3 \times 10^{-11}$  [mho/m] ( $1 \times 10^{14} \sim 3 \times 10^{10}$  [ $\Omega \cdot m$ ])となり、絶縁体(ガラス:約 $2 \times 10^{11}$  [ $\Omega \cdot m$ ])に近いといえる。一方、実験最高温度:1,200Kのとき、 $1 \times 10^{-5} \sim 3 \times 10^{-2}$  [mho/m] ( $1 \times 10^5 \sim 3 \times 10$  [ $\Omega \cdot m$ ])となり、急激に伝導性が向上する。もし、上記の関係が更に高温でも外延できると仮定すると、レゴリス融点:1,373~1,653Kでは、 $8 \times 10^{-4} \sim 10^3$  [mho/m] ( $1 \times 10^3 \sim 10^{-3}$  [ $\Omega \cdot m$ ])となり、常温におけるCH<sub>3</sub>OHや黄鉄鉱のものと同等となる。

また、Joule熱は、[抵抗率]×[電流]<sup>2</sup>に比例するため、溶融レゴリス温度は、電流(電圧)により容易に制御可能となる。これは、エネルギー供給(蓄積)にとり重要な特性の一つとなりえる。

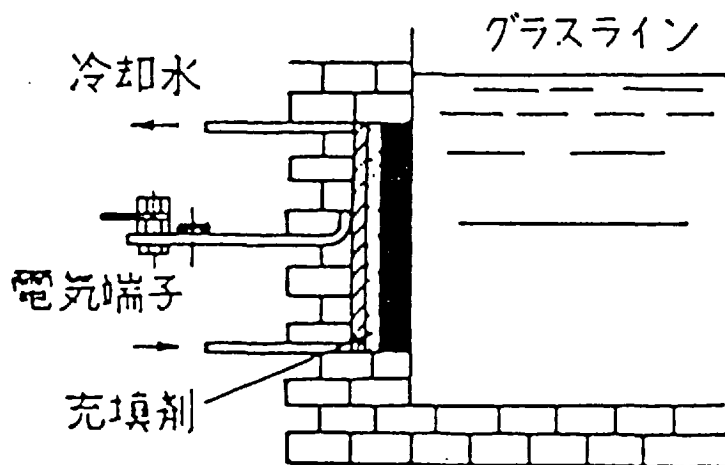
##### (2) 電極装置

ガラス溶融窯では、電極装置(図5-18参照)は人造黒鉛を電極とし、これをガラス面下に完全に侵漬し、耐熱タンク側面に固定している。また、電極に通電するための金具は、特殊鋼でつくられており、水冷により過熱を防いでいる。なお、金具の耐用年数は約1[年間]、黒鉛電極は、2~3[年間]となっている。

本研究においては、タンクの代替として、粉体状のレゴリス自体を容器として使用するため、2本(±)の電極装置を固定することは困難である。そのため、黒鉛電極を溶融レゴリス[密度:3,000(kg/m<sup>3</sup>);付録:C-1参照]面下に侵漬するためには、電極密度を溶融レゴリス



(a) 平面図



(b) 立面図

図5-18 電気溶解窯の電極装置の一例<sup>7)</sup>

より高くして沈める方法をとる。また、通電用金具は、水冷等による冷却機構を施す。

なお、電極間のレゴリスの一部が一旦高温になれば、その部分の導電性が良くなり、そのJoule熱により周囲のレゴリスは加熱され、更に導電性が向上され、次々と熔融していくメカニズムとなるが、最初は絶縁体に近いレゴリスであるため、電極間にニクロム線などを繋ぎ、印可する方法を採る必要がある。

#### 5.3.4.2 粉体レゴリスの容器特性

本方式は、LS上の粉体レゴリス内に電極を直接2本(±)挿入し、そのJoule熱により、電極間のレゴリスを熔融する簡易な方法であるが、このためには、熔融レゴリスの周囲の粉体レゴリスが、高断熱性を有し、容器としての機能も十分持ち得ることが必要条件となる。本研究では、粉体レゴリスのこれらの機能を様々な箇所に活用することを試みており、次のように後述する項で具体的に明らかにしている。

- ①5.5項の「真空鋳造法」で、粉体レゴリスを鋳型砂に使用するFeの真空鋳造を提案している。この項で、レゴリスは、砂質シルトに近い不透水性であり、断熱性に富み、溶湯はほとんどレゴリス層に拡散せず容器としての機能に優れていることを示す。
- ②同様に、5.6項の「レゴリス・スラグ真空鋳造工法」では、建設基礎用部材を製作する新たな工法を提案している。この中で、粉体レゴリスを鋳型砂とし、炭素還元法により生成された熔融スラグの冷却過程を簡易モデルを用いて解析し、粉体レゴリスが極めて優れた断熱性の機能を有していることを示している。例えば、円柱半径:10mのモデルにおいては、初期温度:1,900Kの熔融スラグ(レゴリス)は、100日後でも、中心温度は約1900Kと変化がなく、外周は約1,550Kとなり、勾配は僅か35[K/m]程度に留まる。

#### 5.3.4.3 太陽電池系

ESに依存する太陽電池系は、高効率/軽量化のものを用いて、依存度の軽減を図る必要があるが、技術開発の効果が高い分野であるが、今回の研究では、この系については、次のように仮定する。

- ①太陽電池系は、科学的データが豊富なLSの赤道上に設置することを想定する。
- ②太陽電池系としては、前述[5.3.2.2項(2)c参照]に示したLunar-SPSの75[kWe]モデルに使用された集光器直径:41mの太陽電池系をベースにした一軸追尾集光型とする。これは、このモデルが従来の研究のなかでは高効率/軽量化されており、グラウンドに設置するものとしては最大径に近いと考えられるためである。また、参考文献[69]では、太陽電池系のリフレクターで全光線の約50%がフィルタリングされるが、このとき残りの約50%が高温の熱として放出されるため、この熱による熱発電、即ち光電/熱電による複合発電の可能性も示唆しており、更に高効率化を図る潜在能力を有しているためである。



③この太陽電池系は、高さ約21mの塔の先端に集光器回転中心が結合される構造となる。この塔は、 $1,285 \text{ [kg]} \times 1/6 = 214 \text{ [kg重]}$ を支える程度の強度をもつものであり、主要な基本部材は月製パイプ類(5.5項参照)で賄うことを想定する。0G下で使用する太陽電池系を1/6G下で用いるためには、若干の補強を必要とする。ただし、ESで使用する集光器等のように、風等による変形は考慮する必要がなく、ESから運搬する物資は、SSTOの打上環境条件が 強度的最も厳しいため、使用場所が0Gと1/6Gとではあまり差がないといえる。

また、排熱条件は宇宙空間よりLSのほうが厳しくなるが、ラジエータ面積の差を(5-22)式を用いて試算すると、従来の約549[m<sup>2</sup>]から734[m<sup>2</sup>]へと約33%増加させる必要があるため、ラジエータ質量<sup>[注:135]</sup>は980[kg]から1,303[kg]に増す。これは、全体としては、3.16[ton/MW]から3.97[ton/MW]となることに相当する。

$$A = \frac{q}{\sigma \varepsilon (T_1^4 - T_2^4)} \quad (5-22)$$

ただし、

A : ラジエータ面積 [m<sup>2</sup>]

q : 放射熱量,  $486 \times 10^3 \text{ W}$  (図5-21参照)

$\varepsilon$  : 放射率(emissivity), 1と仮定<sup>69)</sup>

$\sigma$  : Stefan-Boltzmann constant,  $5.7 \times 10^{-8} \text{ [W/m}^2\text{/K}^4\text{]}$

T<sub>1</sub> : ラジエータ温度, 353K (図5-15参照)

T<sub>2</sub> : 外部温度, 宇宙空間; 0K, LS; 250K<sup>69)</sup> と仮定

今回の研究では、このような変更点や不確定要素を考慮して、従来の質量を約2倍にした6.5[ton/MW]<sup>[注:136]</sup>を用いて、5.3.4.5項のシステム規模の推定を試みる。

④太陽電池系の赤道における設置は、LS上の海部の平坦な見通しの良好な場所とする。これは、日の出から日の入りまでの受光時間を長くするために、太陽入射角<sup>[注:137]</sup>を可能な限り小さくできるようにするためである。0度が最適であるが、今回は余裕をみて、±5度と仮定する。

#### 5.3.4.4 運用方法

本システムは、具体的には以下のように運用される。

##### (1) 昼間の運用

日の出(入射角: +5度)から日の入り(入射角: -5度)の間を昼間の運用[29.5<sub>[日間]</sub>(朔望月) × (170°/360°) = 13.9<sub>[日間]</sub>]と称し、次の運用を行う。

①LOX製造の内、還元反応過程のための熔融レゴリス貯蔵用予備炉(約2,000K)には、電力が夜間用を含めて、27.6[MWe]<sup>[注:138]</sup>が送電される。これと同時に、予備炉から4.55[ton/h][5.1.4.4項(2)①参照]の割合で熔融レゴリスが還元反応炉へ送られ、また

SWGEP (5. 1. 6. 1項参照)で太陽風ガス粒子が分離された4. 55[ton/h]の粉体レゴリス(加熱:900K)が予備炉の上部から追加/混合される。なお、予備炉には、攪拌用スクリュウを装備する。これは、追加レゴリスと溶融レゴリスとを混合する作業と予備炉内を一定温度:約2, 000Kに制御する作業に使用するためである。

②昼間のLOX製造用電気分解/液化過程のための電力:10. 3[MWe]<sup>[注:139]</sup>が太陽電池系から直接供給される。

③一方、夜間のLOX製造における電気分解/液化過程のための電力として、38. 2[MWe]<sup>[注:140]</sup>が蓄熱池に太陽電池系から供給/蓄熱される。なお、日の出時には、蓄熱池は、潜熱を放出した約1, 400Kの状態であり、日の入りまでに、約1, 700Kに上昇するよう蓄熱制御される。

④以上、太陽電池系から、合計:76. 1[MWe]<sup>[注:141]</sup>の電力が供給される。

⑤LOX製造に伴い、生成物や溶融スラグから放出される高品質の熱エネルギー等は、SWGEPに送られ熱交換器を通して太陽風ガス粒子の分離(約900K)に利用されたり、電気エネルギーに変換され、基地運営(含:ロケット打上作業/基盤整備/副産物製造等)や予備炉や蓄熱池に戻されコンテンジェンシー用にも活用される。なお、上記①の27. 6[MWe]は、レゴリスを約300Kから約2, 000Kまで上昇させることを前提に試算されたものであるため、仮に900Kに予め加熱されていれば、供給電力には余裕が生じることになる。また、太陽電池系が潜在能力として有しているリフレクターから放出される高温の熱による熱電発電、即ち光電/熱電による複合発電も可能となれば、これから生み出される余剰エネルギーは、コンテンジェンシー用にも活用される。

## (2)夜間運用

太陽電池系が使用できない期間 $[29. 5 \text{ (日)}] \times (190^\circ / 360^\circ) = 15. 6 \text{ (日)}$ を夜間運用と称し、次の運用を行う。

①太陽電池系と予備炉/蓄熱池との間の電氣的結合(電線)を熱流出防止のため切断する。

②昼間運用と変わりなく、LOX製造工程の内、還元反応過程のための溶融レゴリスが予備炉から、4. 55[ton/h]の割合で還元反応炉へ送られ、同時に、太陽風ガス粒子が分離された4. 55[ton/h]の粉体レゴリスが予備炉の上部から追加/上乘せされる。ただし、夜間には、溶融レゴリスとの攪拌/混合は、温度低下を招くため、上部の沈下分の追加のみとする。

③蓄熱池からの熱エネルギーを変換して、電気分解/液化過程のための電力10. 3[MWe]<sup>[注:139]</sup>を生成する。

④昼間と同様に、LOX製造に伴い、生成物や溶融スラグから放出される高品質の熱エネルギー

ギ等は、基地運営や太陽風ガス粒子の分離に利用されたり、コンテンジェンシー用にも活用される。

#### 5.3.4.5 システムの規模推定

##### (1) 太陽電池系の規模

76.1 [MWe]の発生能力を要求される太陽電池系は、75 [kWe]モデルをベースとして試算すると、総質量:495 [ton]<sup>[注:142]</sup>になり、総機数:191機<sup>[注:143]</sup>となる。これは、集光器面積:1,322 [m<sup>2</sup>/機]から概算すると、総集光器面積は、約 $2.53 \times 10^5$  [m<sup>2</sup>]となり、半径:約284mの円と同一の広さに相当するものとなる。この規模は、従来の方式に比較すると大幅な地球依存度の低減となっている。

##### (2) 予備炉の規模

予備炉では、昼間4.55 [ton/h]の割合でレゴリスの流入・流出が連続しているため、最小限の規模を決定するのは、夜間におけるレゴリスの総流出量であり、それは1,700 [ton] (570 [m<sup>3</sup>])<sup>[注:144]</sup>となる。これは、仮に深さを3mとすると、およそ14m×14m×3mの大きさである。

##### (3) 蓄熱池の規模

蓄熱池の規模も夜間運用で決定されるが、蓄積量は、電力換算で3.84 [GWe]<sup>[注:145]</sup>となる。これは、56,560 [ton] (18,850 [m<sup>3</sup>])<sup>[注:146]</sup>の規模となり、仮に深さを3mとすると、およそ79m×79m×3mの大きさとなる。

##### (4) 予備炉/蓄熱池の合計規模

予備炉の規模は、蓄熱池の約3 [wt%] (=1,700 [ton]/56,560 [ton])しかないため、電力に変換するための熱エネルギーを蓄積する行為はシステム規模の肥大原因になることを明示している。両者の合計規模は、58,260 [ton] (19,420 [m<sup>3</sup>])となるが、前述[5.3.2.1項(2)a-1)参照]した予備炉を使用しない従来の「熱熔融方式」の規模:123,780 [ton] (41,260 [m<sup>3</sup>])と比較し、約1/2 (47%)に縮小可能となる。

#### 5.3.4.6 夜間操業を行わないときの規模推定(参考比較)

参考比較として、LOX製造の夜間操業は行わず、昼間約2倍の生産体制で製造する場合のシステム規模を推定する。この場合の特徴としては、LOX製造プラントは約2倍必要となるが、夜間の蓄熱は、基地運営:2 [MWe]分のみとなる。

##### (1) 太陽電池系

必要電力としては、49.3 [MWe]<sup>[注:147]</sup>が必要となるため、総質量は321 [ton]<sup>[注:148]</sup>となり、夜間操業を行うときより約170 [ton]<sup>[注:149]</sup>軽量化される。

##### (2) 蓄熱池の規模

蓄熱する電力量は、0.75 [GWe] (=2 [MWe] × 15.6 [日間] × 24 [時間])であるため、上記の蓄熱池

の規模は、20%(=0.75<sub>[GWh<sub>e</sub>]</sub>/3.84<sub>[GWh<sub>e</sub>]</sub>)に大幅に縮小される。なお、予備炉の規模も、夜間用を蓄積する必要がないため、小規模となる。

### (3) 評価

本方式は、太陽電池系や蓄熱池、予備炉の規模が縮小されるため、この観点では評価されるが、LOX製造プラント質量は、最悪ケースでは、550[ton]レベル<sup>[注:150]</sup>から1,100[ton]<sup>[注:151]</sup>レベルへと約2倍増加してしまい、地球依存物資の総質量としては、上記の方式より380[ton]<sup>[注:152]</sup>程度上回ることになる。

#### 5.3.5 電気推進OTV用太陽電池パネルの軽量化対策

前述[3.5.1.1項(3)参照]したように、電気推進(イオンエンジン)OTVの比質量: $K_{IE}$ (要求出力1W当たりの電気推進システム質量)を $2 \times 10^{-2}$ [kg/We][含:ペイロード(LOX)運搬容器等]とし、その内訳<sup>13)</sup>として、次の値を仮定した。

- ・専用太陽電池; $1 \times 10^{-2}$ [kg/We]
- ・推進システム; $0.2 \times 10^{-2}$ [kg/We]
- ・電源系 ; $0.5 \times 10^{-2}$ [kg/We]
- ・その他 ; $0.3 \times 10^{-2}$ [kg/We]

また、この参考文献[13])では、専用太陽電池について、最近のシリコン太陽電池の報告データ<sup>39)</sup>に基づき、 $0.33 \times 10^{-2}$ [kg/We]を将来値として仮定している。なお、この文献では、内訳のなかの推進システムと電源系、その他については、上記の電気推進の解析<sup>37)</sup>で一般的に使用される値をそのまま将来値としている。このため、将来値としての比質量: $K_{IE}$ は、 $1.33 \times 10^{-2}$ [kg/We](従来の66.5%)となる。

前述[3.7.2項参照]したように、 $K_{IE}$ の低下が、電気推進OTVの機体/燃料の削減に与える効果は大きいため、本研究では、別の観点からパネルの軽量化対策を試みる。即ち、前述[5.3.2.2項(2)c)参照]したLunar-SPSの1[MWe]モデルの太陽電池系(集光器直径:124m)をベース<sup>[注:153]</sup>としたものをクラスタ化して使用することを提案する。この太陽電池系は、電池セルの高効率化と集光メカニズムの工夫による軽量化を目指しており、上記の将来値とほぼ同一の $0.316 \times 10^{-2}$ [kg/We]を達成できると提示している。また、この太陽電池系が潜在能力として有しているリフレクターから放出される高温の熱による熱電(熱電子)発電、即ち光電/熱電による複合発電が可能となれば、更に軽量化<sup>[注:154]</sup>が達成できる可能性がある。なお、電気推進系が $O_2$ を燃料としたホール・スラスタに変更になったが、内訳の中の推進システムと電源系については、前述(5.2.4項参照)したように、マージンをもたせて変更なしとする。

それ故、以下の議論では、将来値としていた比質量: $K_{IE}=1.33 \times 10^{-2}$ [kg/W]を新たなベース・ラインとして採用し検討を試みる。なお、比質量は、前述(3.5.3.2項参照)にも示したように重要なパラメータの一つであるため、後述(6.4.1.1項参照)において、センシビリティ・アナリシスを行い、全体システムに与える影響を確認する。

## 5.4 月資源を利用したハイブリッド・ロケット・システム

LS～LL0間の化学推進ロケットの推進薬として、LOX/LH<sub>2</sub>をベースとしてきたが、地球製LH<sub>2</sub>の使用量を軽減するために、燃料の一部を月製燃料(Si-Al)に代替する方式、いわゆるハイブリッド・ロケット・システム(Hybrid Rocket System)を検討する。これが実現できれば、次の使用目的に対するLH<sub>2</sub>のESから運搬量を低減できるだけでなく、その不要分だけSSTOの帰還用酸化剤(月製LOX)も軽減できるという2重の効果が期待できる。

- ①LS→LL0への月製LOX運搬(製品の輸出システム)
- ②LS→LL0への月製SPS構成機材の運搬
- ③LL0→LSへの地球製物資の運搬(地球からの輸入)

### 5.4.1 従来の推進薬候補

LS近傍を中心に飛翔するロケットの推進薬の候補として、従来の研究<sup>14) 15) 16)</sup>では次のような組み合わせのものが提案されている。

#### ①LOX/LSiH<sub>4</sub>(Liquid Silane)

燃料:LSiH<sub>4</sub>は、LH<sub>2</sub>をESから運搬し、LS上で月製Siと反応させSiH<sub>4</sub>を生成・液化して製造。

#### ②LOX/LH<sub>2</sub>(60[wt%])-Al(40[wt%])

LH<sub>2</sub>(60[wt%])-Al(40[wt%])は、ゲル状の燃料であり、地球製LH<sub>2</sub>内に、粉末状の月製Alを混入して製造。

#### ③LOX/月製固体燃料

月製のSiやAl、Fe等を燃料として使用。

これらの内、①と②は、地球製LH<sub>2</sub>の使用量を軽減するために、月製燃料を混入する方法であり、また③はLH<sub>2</sub>を一切使用しない方法である。なお、月製燃料は、レゴリスから酸素を分離した後の副産物を利用して製造される。

#### 5.4.1.1 LOX/LSiH<sub>4</sub>の特徴<sup>14) 16)</sup>

- ①性能的(最適理論比推力:約390秒@混合比:0.85)には、LOX/CH<sub>4</sub>に近い推進薬の組み合わせである。
- ②推進薬の中で、地球製水素が占める割合は、6.8[wt%](@混合比:0.85)となり、LOX/LH<sub>2</sub>の場合の水素割合(11[wt%]@混合比:8)<sup>[注:155]</sup>より低くなり、水素消費量の低減化に寄与している。
- ③自己着火性であるため、着火装置が不要で、システムの簡易となる。
- ④SiH<sub>4</sub>の沸点は、161Kであり、LOXの沸点(90K)より高く、LH<sub>2</sub>に比較し貯蔵が容易である。
- ⑤SiH<sub>4</sub>は、人体への毒性<sup>[注:156]</sup>が強い。エンジン開発は、製造基盤が整備されたESで実施せざるを得ないが、数百回の地上開発試験を行うと、開発に伴う爆発事故も予想さ

れ、また未燃焼の有毒ガスの外部への排出も避けられない。このため、例えば、 $LF_2$  (Liquid Fluorine)/ $LH_2$ の組み合わせ<sup>42)</sup>が、 $LOX/LH_2$ より高比推力ではあるが、 $F_2$ の毒性のため、現在まで実用化に至っていないことと同様の状況になる可能性が高い。

⑥ $SiH_4$ の毒性も災いして、燃焼特性は燃焼試験等で現時点確認されていない。

⑦ノズルから放出される燃焼ガス成分には、 $SiO_2$ 等の酸化珪素が含まれるが、これが凝固して微小なガラス状固形物になり、デブリ(debris)化して宇宙空間を汚染する可能性がある。

#### 5.4.1.2 $LOX/LH_2$ (60[wt%])-Al (40[wt%])の特徴<sup>14)</sup>

①性能的には、最適理論比推力は、約470秒台(@混合比:2.5)に達し、 $LOX/LH_2$ に近い値を示す。ただし、実効比推力は、約400秒台にしか達しないと文献[14]では推定している。

②推進薬の中で、地球製水素が占める割合は、17[wt%](@混合比:2.5)となり、 $LOX/LH_2$ の場合の水素割合(11[wt%]@混合比:8)より高くなっている。この割合を低下させるためには、混合比を高めるか、あるいは $LH_2$ のAlに対する比率を低くする必要があるが、この方法は比推力の低下を招く。例えば、混合比を5とすると、水素割合は10[wt%]になるが、理論比推力は約445秒台となり、実効比推力もかなり低下すると予想され、実質的なメリットはない。

③本方式の燃焼特性は、未確認であるため、燃焼試験などで今後確認する必要がある。更に、ゲル状の燃料による燃焼室の冷却特性あるいは燃料の燃焼室への噴射方法の課題も研究対象となる。

④燃焼ガス成分には、 $Al_2O_3$ 等の酸化アルミニウムが含まれるが、上記の $SiO_2$ と同様に、デブリ化する可能性がある。

#### 5.4.1.3 $LOX$ /月製固体燃料の特徴<sup>14) 15)</sup>

①性能的には、理論比推力は200~320秒台と低いが、すべての推進薬を月資源から取得でき、地球依存度が少ないというメリットがある。

②燃焼特性などはほとんど確認されていない。特に、着火は、上記の水素混入の燃料より困難と予想される。

③燃焼ガス成分には、 $Al_2O_3$ や $SiO_2$ 等が含まれ、デブリ化する可能性がある。特に、燃料内に水素を一切含有していないため、宇宙空間の汚染度は上記のものより更に高くなる可能性がある。

④燃焼室に $LOX$ と固体燃料を供給する方式としては、いわゆる「ハイブリッド型(hybrid type)」<sup>79)</sup>(図5-19参照)や「モノプロペラント(monopropellant)方式」<sup>73)</sup>が提案されて

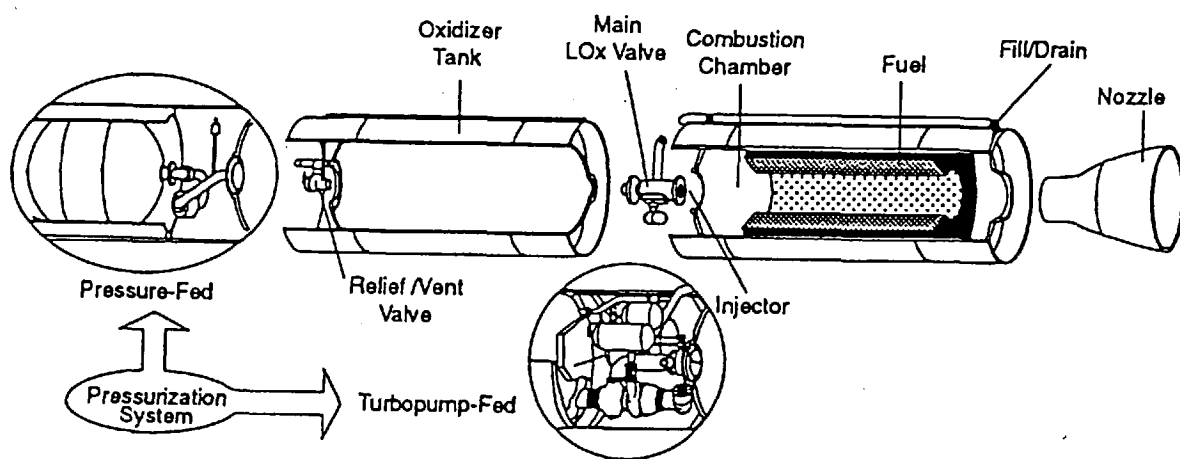


図5-19 典型的なハイブリット・ロケット概要図<sup>79</sup>

いる。ハイブリッド型は、固体燃料を内蔵した燃焼室内に、ガス圧送方式(gas pressure feed system)[あるいはポンプ圧送方式(turbopump feed system)]によりLOXタンクから供給された酸素を噴射し、燃焼ガスを生成する方式であるが、液体ロケットと比較して、スラグや未燃の燃料が残存しやすいため構造効率の点で不利である。一方、モノプロペラント方式は、LOX中に可燃性の燃料粉末(AlあるいはSi等)を予め混合し、ゲル状にして供給する方式であるが、ゲル状の燃料供給の課題以外に、安全性の観点からリスクが高いと予想され、実用化には懸念が残る。

#### 5.4.2 新たな方式の提案

従来の3つの方式の比較を試みた結果、LOX/LSiH<sub>4</sub>は毒性の点で開発に難があり、LOX/LH<sub>2</sub>-Alは地球依存度と燃料供給方法の面で難点があり、また地球依存度が低いLOX/月製固体燃料は低性能である等、各方式は一長一短である。また、どの方式も燃焼特性が未確認な状態であり、燃焼ガスのデブリ化の課題も抱えている。それ故、従来の方式のデメリットを補う新たな方式の考案が必要となる。

##### 5.4.2.1 新たな方式が考慮すべき課題

新たな方式が考慮すべき課題を整理すると、次のようになる。

###### (1) LH<sub>2</sub>使用量の低減効果

地球製LH<sub>2</sub>の使用量を軽減することが第一義的な目的であるため、可能な限りこの効果があることが必須である。

###### (2) 排出燃焼ガスのデブリ化

従来の月製燃料を用いた推進系の研究では、デブリ化の問題を特に考慮せずに、一つの候補で全ての領域を作動させることを前提としていた。しかし、環境保全の観点からは、この推進薬の利用は、固形物がLS上に落下できるか、あるいは地球・月圏外に離脱可能な範囲に限定するべきである。そのため、デブリを生じる領域には通常のLOX/LH<sub>2</sub>を使用する必要がある。

###### (3) ロケットの基本的な特性

推進薬密度が同一の場合は、高比推力の推進薬ほど、ロケットは小型化・軽量化されるのは自明であるが、ロケットの基本的な特性<sup>42)</sup>から、相対的に低比推力であるが高密度推進薬を用いる場合は、ロケットの推進薬が多量に存在する離陸(lift off)時近傍でこの高密度推進薬を使用し、ロケット質量が減少する後段階になるほど低密度であっても高比推力のものを使用することが得策となる。これは、推進薬タンク容量を小さくできること、即ち構造効率の向上に寄与するためである。例えば、多段式ロケットの場合は、構造効率を決定づける大容量の下段目は、低比推力であるが高密度の推進薬(LOX/炭化水素など)を用い、小容量の上段目は、低密度であっても高比推力の推進薬(LOX/LH<sub>2</sub>など)を使用するの



が通常採用される方法である。また、SST0の構想の一つとして、LOX/炭化水素/LH<sub>2</sub>の三種 (Tripropellant) 推進薬を使用する方式が提案されており、離陸時は、LOX/炭化水素の組み合わせで着火し、徐々に、低密度のLH<sub>2</sub>を混合し、最終的にはLOX/LH<sub>2</sub>の組み合わせにすることも同様の理由である。

#### (4)安全/安定な燃焼

次のような燃焼状態が得られることが必要である。

- ①ESで、安全な燃焼試験が実施できること。また、爆発事故が発生しても、毒性のあるガスが発生しないこと。
- ②燃焼室への安定した推進薬供給が行われること。

#### 5.4.2.2 新たな方式に共通的に要求する特性

上記の課題を考慮すると、新たな方式に共通的に要求する特性として、次の2点が挙げられる。ただし、これらの事項は、推進系が複合化システムになることを意味するため、月資源を利用することは、基本的にシステムの複雑化につながるといえる。

- ①ロケットの基本的な特性に基づき、離陸時は、低性能であるが高密度推進薬であるLOX/月製固体燃料(Si-Al:5.4.4項参照)のハイブリッド型推進系で上昇(ascent)し、その後の上昇の中/後段では燃料(Si-Al)にLH<sub>2</sub>を混合させることによる比推力の向上も必要に応じて適用しながら、最後は高性能のLOX/LH<sub>2</sub>に切り替える。この方法を採用することにより、LOX/Si状態にLH<sub>2</sub>を混合したものが、LOX/LSiH<sub>4</sub>の組み合わせと燃焼ガス成分としては同一にできるため、毒性問題は回避されることを意味する。また、LOX/Al状態にLH<sub>2</sub>を混合したものは、LOX/LH<sub>2</sub>-Alの組み合わせと同じものとなるため、ゲル状燃料の供給問題も避けることができることを示唆する。
- ②後述(5.4.3項参照)するように、上昇時は、排出ガスはデブリ化し難いが、降下時(帰還時:decent)はデブリに成り易い。それ故、上昇時のある時点でLOX/LH<sub>2</sub>に切り替える必要があるが、これは、上記①の性能面からの切り替えとも一致する結論となる。この切り替え時期は、デブリ化に達しない領域内で、コストを最小にする時点を最適値とする。なお、上昇の中/後段で燃料(Si-Al)へのLH<sub>2</sub>の混入方法には、デブリの発生を抑制する効果もある。  
一方、LLOからの降下時は、LOX/LH<sub>2</sub>を用いることを原則とする。これは、上昇時より降下時の方が、ペイロード搭載量が通常少ないため、LH<sub>2</sub>の使用も少量となることもあり、性能面/デブリ化の両面から妥当な方法といえる。

#### 5.4.2.3 4種類の新たな方式

上記の共通的な特性を有する方式として、次の4種類のものが提示できる。

- ①方式Ⅰ・・・2系統の推進系をもつ1段式ロケット
- ②方式Ⅱ・・・燃焼室を共通化した1段式ロケット
- ③方式Ⅲ・・・三種(Tripropellant)推進薬による1段式ロケット
- ④方式Ⅳ・・・別系統推進系による2段式ロケット

#### (1)方式Ⅰ・・・2系統の推進系をもつ1段式ロケット

図5-20に示すように、この方式のロケットは、ハードウェアとしては、燃焼室/燃料供給系は2系統設置しているが、LOX供給系は共通化されている再使用型1段式ロケットである。LSから出発するときは、LOX/Si-Alのハイブリッド型推進系で離陸・上昇し、途中から、別系統のLOX/LH<sub>2</sub>推進系に切り替える。帰還時は、そのままLOX/LH<sub>2</sub>推進系で下降する。この方式には、LOX/Si-AlへのLH<sub>2</sub>混入という方法は採らない。この方式は、2系統の推進系を用いるため、タンク類/配管類/バルブ類/燃焼室が追加となり、構造効率の点からは不利となるが、燃料切り替えが容易である。

#### (2)方式Ⅱ・・・燃焼室を共通化した1段式ロケット

この方式は、方式Ⅰのバリエーションでもあり、図5-21のように燃焼室を共通化して、固体燃料を使い切った段階で、LH<sub>2</sub>を混入する方式である。ただし、この方式にも、LOX/Si-Alの燃焼状態へのLH<sub>2</sub>混入という方法は採らない。燃焼室の共通化により、構造効率の増加が図られる。また、ハイブリッド型は、スラグや未燃の固体燃料が燃焼室に残存し易いという欠点を有しているが、この方式では、LH<sub>2</sub>の混入/燃焼により、残存する固体燃料も燃焼し切るという効果も生じ、構造効率の向上に寄与する。ただし、燃焼室の構造(LH<sub>2</sub>インジェクタの追加等)としては複雑となり、技術開発が必要となる。

#### (3)方式Ⅲ・・・三種(Tripropellant)推進薬による1段式ロケット

この方式のロケットは、系統図としては、方式Ⅱ(図5-21参照)と類似しており、燃焼方法にバリエーションをもたせている。LSから出発するときは、LOX/Si-Alのハイブリッド型で離陸し、上昇するに伴い、LOX/Si-Alの燃焼にLH<sub>2</sub>を混入し、徐々にH<sub>2</sub>混入比率を増して比推力を高め、最後は固体燃料は使いきりLOX/LH<sub>2</sub>のみとなる。この方式による燃焼方法は、基本的には従来のLOX/SiH<sub>4</sub>やLOX/LH<sub>2</sub>-Alの方法も取り入れたものとなっており、ロケットの作動に応じた最適な性能を連続的に実現することが可能となる。ただし、方式Ⅱと同様に、燃焼室の構造としては複雑となり、混合比の連続的変化に対して、安定した燃焼状態を得るための技術開発が必要となる。

#### (4)方式Ⅳ・・・別系統推進系による2段式ロケット

このロケットは、1段目は、LOX/Si-Alのハイブリッド型とし、2段目は、LOX/LH<sub>2</sub>の推進薬を用いる再使用型2段式ロケットである。各段は、各々別個にLSに帰還する。また、1-2段分離時期は、デブリ化が発生しない領域内で最適化を図る。多段式は、ロケットの基本的な特性<sup>42)</sup>から、提案する方式のなかで最も高性能化するが、運用の複雑化やそれに伴うコスト増加を招く。なお、このバリエーションとして、方式ⅡやⅢなどを、方式Ⅳの1/2段

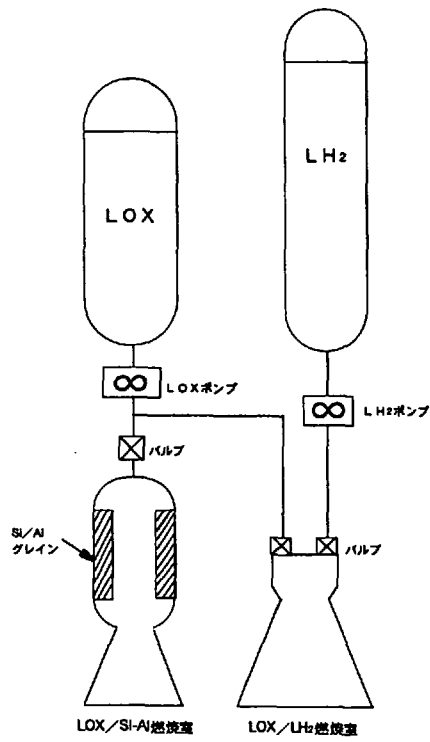


図5-20 方式 I の系統図

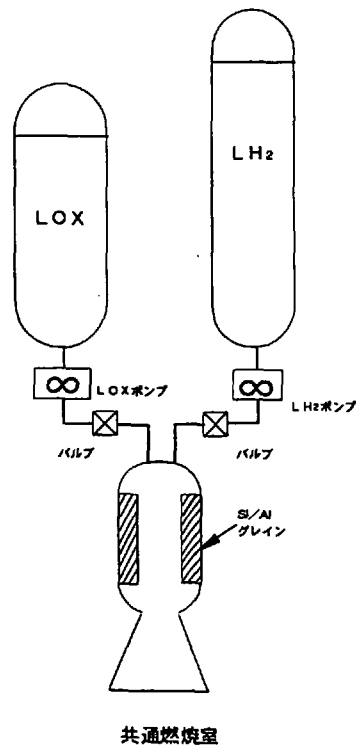


図5-21 方式 II の系統図

目ロケットに利用するという方法も、性能向上の候補に挙げられる。

#### 5.4.2.4 研究対象

上記の各方式の何れかを選択し、使用に踏み切るかの決定は、LS上での輸送基盤の構築状態等に大きく依存するため、現段階では、その選択・決定のための基礎データを準備することが第一義的なものとなる。この目的のために、本研究では、以下の3点を研究対象として設定する。

##### (1) LH<sub>2</sub>の軽減によるコスト効果

LSという特殊環境下において、従来のLOX/LH<sub>2</sub>と別系統の推進系とを併用することは運用上複雑となり、コスト増加も招くなど不利な点が多い。また、LSでの月製燃料生産も負担を増大する原因になる。このため、4つの方式の選択の決定以前に、LH<sub>2</sub>の軽減によるコスト効果が、少なくとも別系統の推進系の併用に伴うマイナス面を上回るかを最初に確認しておくことが重要である。このために、「方式Ⅱ」をベースとした簡易モデルを対象として、後述の6章<sup>[注:157]</sup>でその効果を定量的に検討する。ベースとして方式Ⅱを選定したのは、次の理由による。

- ①この方式が、方式Ⅲや方式Ⅳと比較して、簡易ではあるが性能的に低い方法であるため、この方式でコスト効果があることを確認しておけば、最低限別系統の推進系を併用する方法は意味があり、更に高性能化の方式も将来性があることになる。
- ②この方式は、方式Ⅰと比較して、燃焼室の共通化のための技術開発<sup>[注:158]</sup>は必要とするが、ハイブリッド燃焼室の開発自体が大きな課題であるため、両者の開発努力には差が少ないと想定される。それ故、構造効率の向上を優先した。

##### (2) 排出ガスのデブリ化の状況

現在の宇宙開発にとり、地球近傍軌道(含:静止軌道)におけるデブリの増加は深刻な課題の一つとなっている。この課題を、月面産業を実施することにより、月近傍軌道まで拡大させることは避けなくてはならないため、汚染状況を把握することが必要である。本研究では、LOX/Si-Alにより生成される排出ガスのデブリ化の状態<sup>[注:159]</sup>を5.4.3項で検討する。

##### (3) ハイブリッド・ロケットの燃焼特性の予備的実験

LOX/Si-Alによるハイブリッド型は、各方式の基本となるため、燃焼特性(特に着火特性/燃焼持続性)や燃焼性能(比推力)の把握が重要であるが、実験データはなく、ほとんど未確認の状態である。

このため、前述(1.4項参照)に示すフィージビリティの可否基準に基づき、燃焼特性(特に着火特性/燃焼持続性)については予備的な燃焼実験(5.4.4項参照)を実施することが必要であると判断される。なお、LOX/Si-AlにLH<sub>2</sub>を混入したときの燃焼特性は、LOX/Si-AlとLOX/LH<sub>2</sub>の中間的なものとなると予想されるため、LOX/Si-Alの特性、特に懸念される着火

特性を把握することに焦点を絞る。

ただし、燃焼性能(比推力)については、予備的燃焼試験でも議論するが、6章での事例研究に使用できるレベルのものを取得するためには、燃焼器の大型化/最適化を含む本格的燃焼試験の実施が必要となるので、本研究ではパラメトリック・スタディを行い、その限界を見定めることに留める。(5.4.4.9項参照)

### 5.4.3 デブリによる軌道汚染の検討

デブリによりLS近傍の軌道が汚染される状況を正確に把握するためには、排出ガスから生成される凝固物の特性(粒子の大きさや方向、速度の分布等)及びロケットの飛行軌道(含:運用)のデータが必要となる。これらのデータを現在取得/確定することは困難であるため、安全側の仮定により、デブリ状態の概略を把握するに留める。

#### 5.4.3.1 ロケットの基準軌道

再使用型1段式ロケットが、LS~LL0(100[km])を上昇(ascent)あるいは降下(decent)するときの基準となる軌道飛行経路と軌道速度プロファイル、推力加速度プロファイルを図5-22と図5-23、図5-24のように仮定する。なお、図中の座標系としては、動力降下開始点での動径ベクトルをy軸とし、これに直交する速度方向をx軸とする慣性系を定義する。この軌道は、次のことを前提としたものである。

- ①LL0からLSへの降下軌道は、直接動力降下とし、制約条件は、着陸時にロケットのロール軸がLSに鉛直上向きになる軌道を選定することとした。  
これは、上昇と降下の両軌道の飛行経路プロファイル<sup>[註:160]</sup>を同一(反転)とし、検討を簡略化するために行われた。このため、推進薬消費の点からは最適軌道とはいえない。
- ②LL0からLSへの降下時の軌道計算は、高度:100[km]の点と、高度:0[km]の点(速度:0[m/s])を結ぶ2点境界値問題であり、誘導方式としては、終端状態量および終端時刻が全て拘束され、可変推力により終端条件を満足する方式(Proportional Navigation Guidance)とし、誘導則は次の(5-23)式<sup>80)</sup>で表せられるものを設定した。

$$a_F(t) = \frac{6}{(t_D - t)^2} \Delta r(t) + \frac{4}{(t_D - t)} \Delta v(t) - g(r(t)) \quad (5-23)$$

ただし、 $a_F$  : 要求推力加速度ベクトル

$t$  : 動力降下開始からの経過時間

$t_D$  : 要求動力降下終了時間

$\Delta r(t)$  :  $r(t) - r_D - v_D(t_D - t)$

$\Delta v(t)$  :  $v(t) - v_D$

$r_D$  : 動力降下終了時の位置(LS)ベクトル;ベクトル方向としては、降下開始位置から終了位置を月中心から測った遷移角8度に対応する方向。  
この角度:8度は、通常実行されている月面降下の軌道計算から設定。

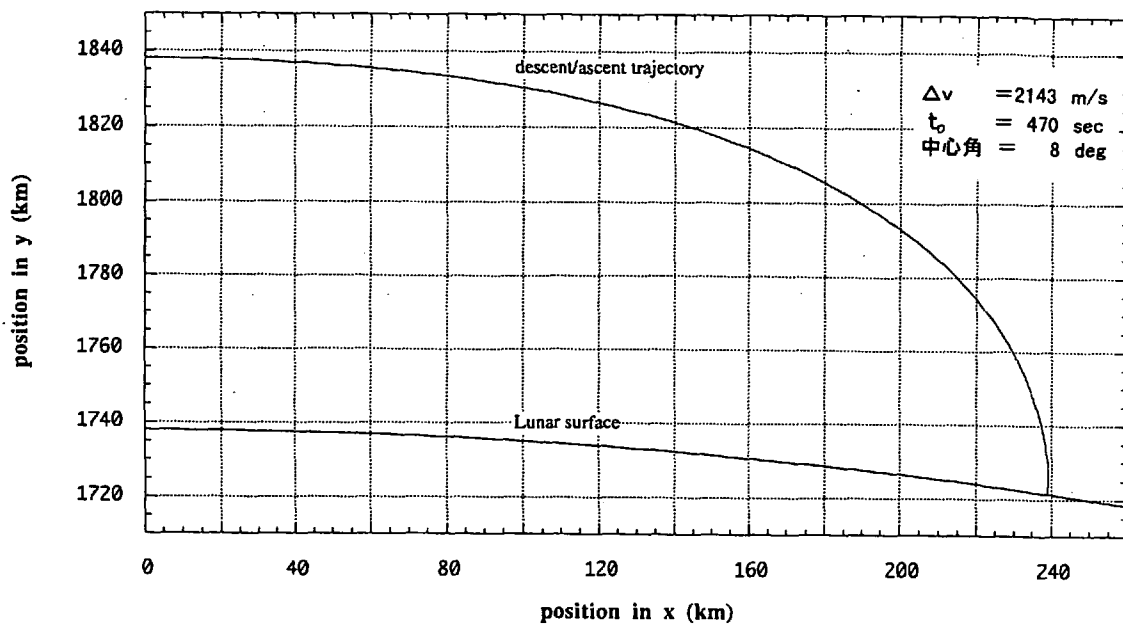


図5-22 基準軌道飛行経路

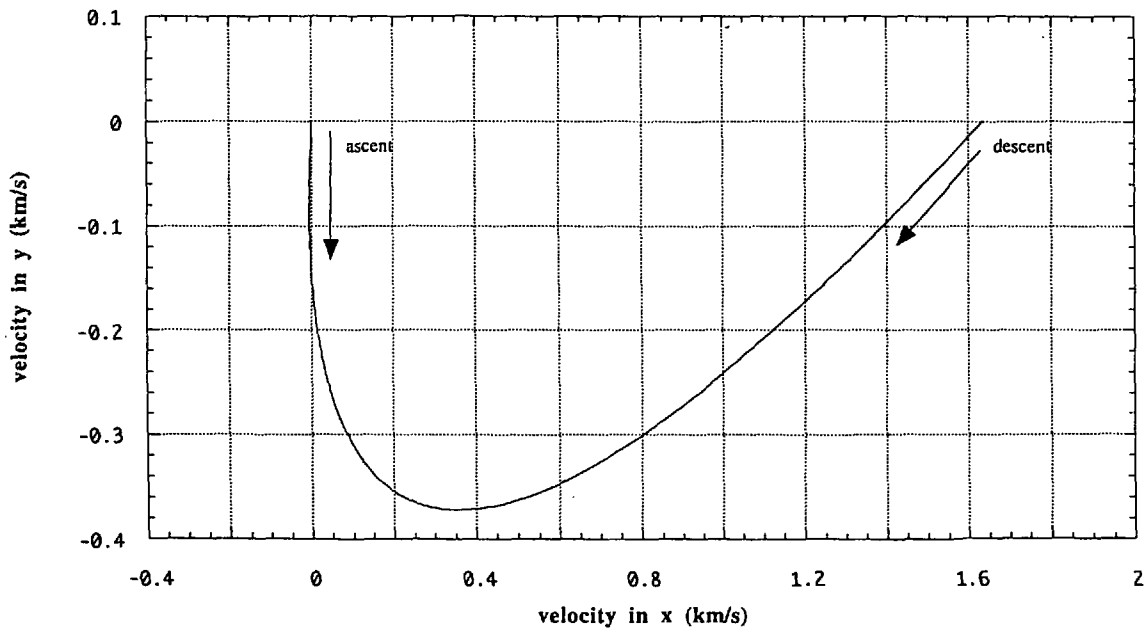


図5-23 基準軌道速度プロフィール

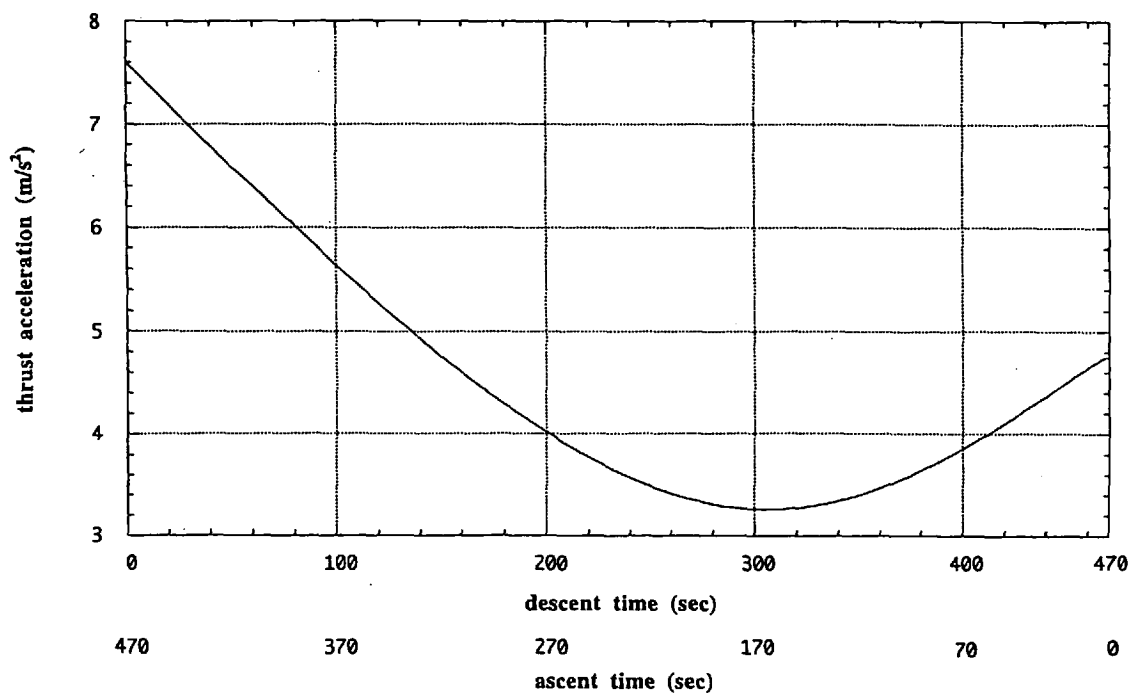


図5-24 推力加速度

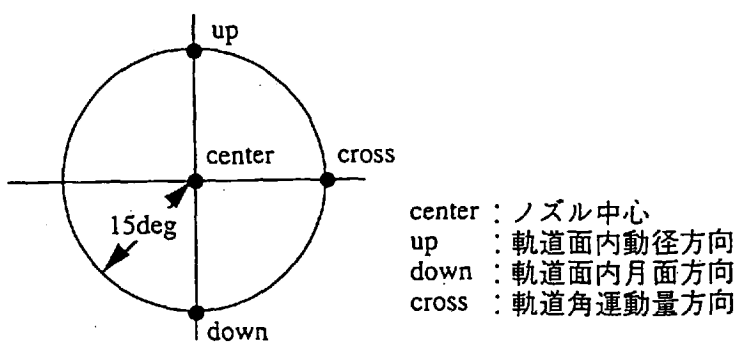


図5-25 擬縮固形物の分散ケース

- $v_D$  : 動力降下終了時の速度ベクトル;0と仮定  
 $g$  : 重力加速度

$t_D$ をパラメータとし、終端機軸方向が鉛直上向きとなる $t_D$ を探索した結果、 $t_D=470$ [sec]のとき、鉛直上向き軌道となるので、これを基準軌道とした。ただし、必要速度増分: $\Delta V$ は、2,143[m/s]となった。LS~LL0間の $\Delta V$ としては、前述(3.4.2項の表3-1参照)において、1,990[m/s]を仮定したが、この値より約7.7%増加した結果となった。これは、本軌道が上記の前提に基づき概略試算されたものであり、推進薬消費の点からは最適でないためである。

#### 5.4.3.2 燃焼ガスの放出状態

基準軌道に沿って、燃焼ガスがノズルから放出されるが、ノズルの開口角度(中心線に対する半頂角)を15度と設定する。そして、ノズル内で生成された凝固物は、15度方向全体(図5-25<sup>[注:161]</sup>参照)に均一に発散し、その速度は、約2,500[m/s]であると仮定する。これらの仮定は、次の理由による。

- ①ロケットの比推力は230秒とする。これは、ノズル出口での燃焼ガスの平均排出速度:約2,300[m/s]に相当する。この比推力は、後述(5.4.4.9項参照)するように、低性能のLOX/Si-Alのハイブリッド・ロケットの目標比推力として想定したものである。
- ②凝縮固形物の排出速度は、燃焼ガス速度より低下すると予想される。しかし、後述(5.4.3.3項/5.4.3.4項参照)するように、デブリ速度は遅いほどLSに落下し易くなるので、十分安全側に観て、燃焼ガス速度に200[m/s]を追加した2,500[m/s](8.7%増速)とした。なお、この凝固物速度が、ガス排出速度より低くなる通常の場合も考慮し、約1,500[m/s](35%減速)のケースも参考に検討する。
- ③ノズル開口角度<sup>42)</sup>:15度は、ノズル設計の基礎となる値であり、通常のベル型(Bell-Shaped)ノズルでは、これ以下を設定するため、デブリ発散の最大限度角となる。金属:Alが混入されている通常の固体ロケットの場合、ノズルは、金属粒子の衝突による損傷を避けるため、ベル型でなく、ほとんど円錐型(Cone-Shaped)に近い形状をしている。それ故、実用化された本ハイブリッド・ロケットも開口角度:15度の円錐型に近いものとなる。

#### 5.4.3.3 上昇時の状態

上昇時は、デブリ排出速度とロケット速度が逆方向になるため、LSに対するデブリの相対速度は減少する。このため、デブリは、周回軌道あるいは双曲線軌道に投入し難く、LS上に衝突し易くなると予想される。

図5-26に、ロケットに対するデブリの粒子速度が2,500[m/s]のとき、時間経過(高度)に対する粒子軌道の離心率(Eccentricity)と近月点高度(Perilune Altitude)の変化を示す。この計算では、基準軌道上の各点に対して、ロケット速度とデブリ粒子速度のベクトル差がLSに対する粒子速度ベクトルとなる。



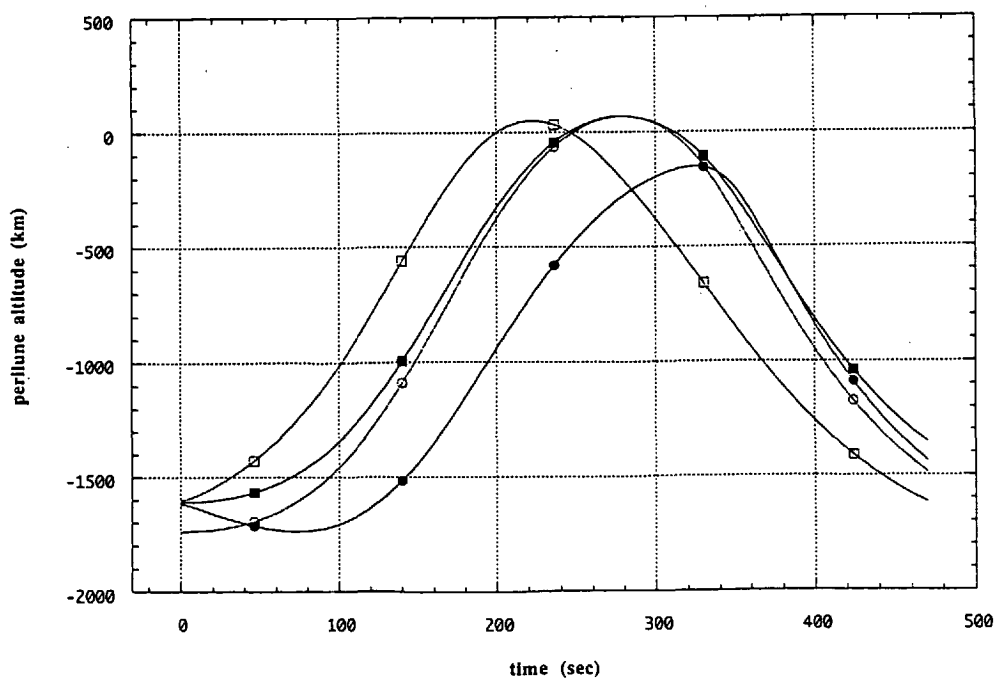
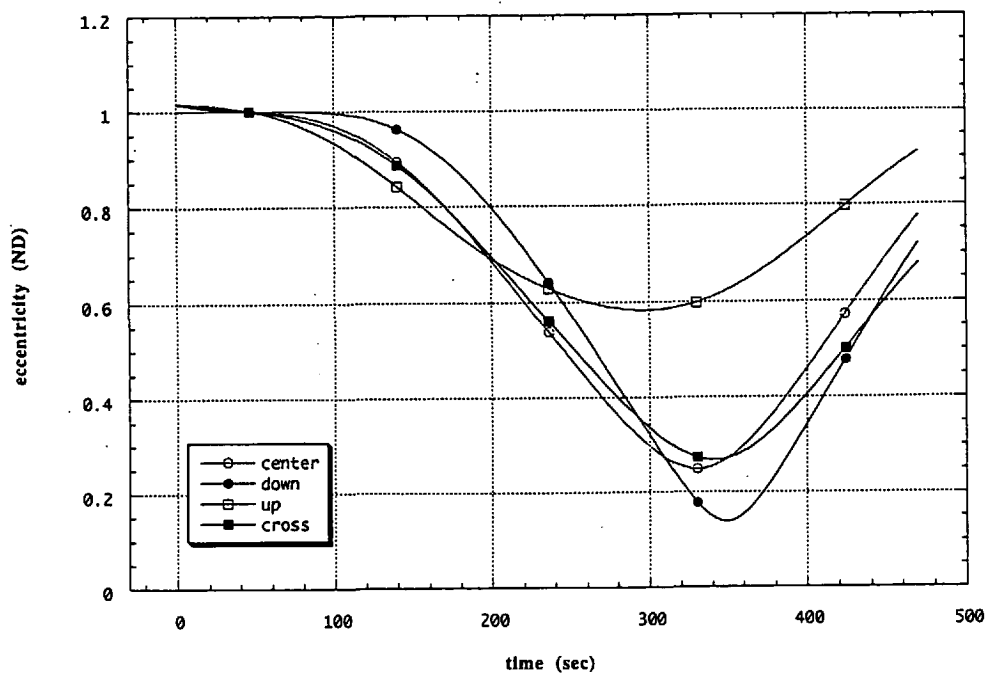


図5-26 上昇時排気物離心率及び近月点高度  
(デブリ粒子速度: 2,500[m/s])

軌道の離心率は、ほぼ全域に渡り1以下(楕円:ellipse)であり、近月点高度は、時間帯:約200~約300秒(高度:約43~約75[km])では0[km]以上となるため、月周回軌道を描き、デブリ化する。一方、それ以外の領域では、マイナス高度となり、LSに衝突し、デブリとはならない。

また、図5-27に、デブリの粒子速度が1,500[m/s]のときの状態を示す。このときは、軌道離心率は全て1以下となり、周回軌道となるが、近月点高度は全領域で0[km]以下となり、月面に直接落下する。

#### 5.4.3.4 降下時の状態

降下時は、デブリ速度に軌道速度が加算されるため、LSに対するデブリの相対速度は増加し、周回しやすくなる。

図5-28に、粒子速度が2,500[m/s]のときの、時間経過(高度)に対する軌道離心率と近月点高度の変化を示すが、離心率は、ほぼ全域に渡り1以上(双曲線:hyperbola/放物線:parabola)となる。近月点高度は、時間帯:0~約250秒(高度:100~約50[km])では0[km]以上となるため、月から離脱する軌道を描く。一方、それ以降の領域では、マイナス高度となり、LSに衝突する。

また、速度が1,500[m/s]のときは、図5-29に示す様に、時間帯:0~約120秒(高度:100~約80[km])では、離心率は、1以上(放物線/双曲線)となるが、それ以降は、1以下(放物線/楕円)となる。一方、近月点高度は、速度:2,500[m/s]のときと近い状態になり、時間帯:0~約210秒(高度:100~約60[km])では0[km]以上となり、それ以降の領域では、マイナス高度となる。

なお、放物線/双曲線を描く粒子は、月から離脱するが、月が地球に対して約1[km/s]で白道面を移動しているため、この速度が影響し、粒子の中には地球の重力圏から脱出できず、一部が地球近傍を周回する可能性がある。それ故、放物線/双曲線を描く粒子も、安全側にみて、デブリ化すると想定すべきである。

#### 5.4.3.5 計算結果の評価

##### (1)上昇時

粒子速度を十分安全側にみた場合(速度:2,500[m/s])は、上昇途中でデブリ化する領域も存在してしまうが、速度を減少させれば、この領域は消滅してしまうことから、上昇時のデブリ化の懸念は少ないと考えられる。それ故、本研究では、後述(6章参照)する事例研究のなかの上昇時における燃料切り替え時期(Si-Al→LH<sub>2</sub>)は、経済性を優先して決定する。

##### (2)降下時

粒子速度を変化させても、降下時の初期にデブリ化が発生し易いことから、少なくとも初期段階ではハイブリッド型は使用すべきではないと判断される。今回の研究(6章参照)では、安全側にみて、降下時全領域に渡り、LOX/LH<sub>2</sub>を使用することとする。

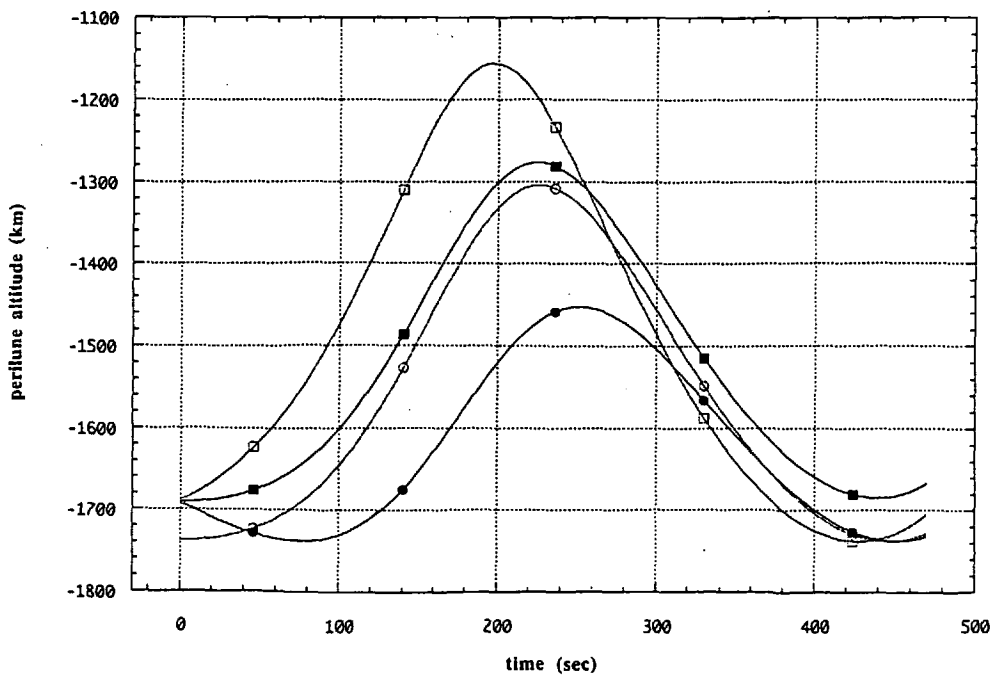
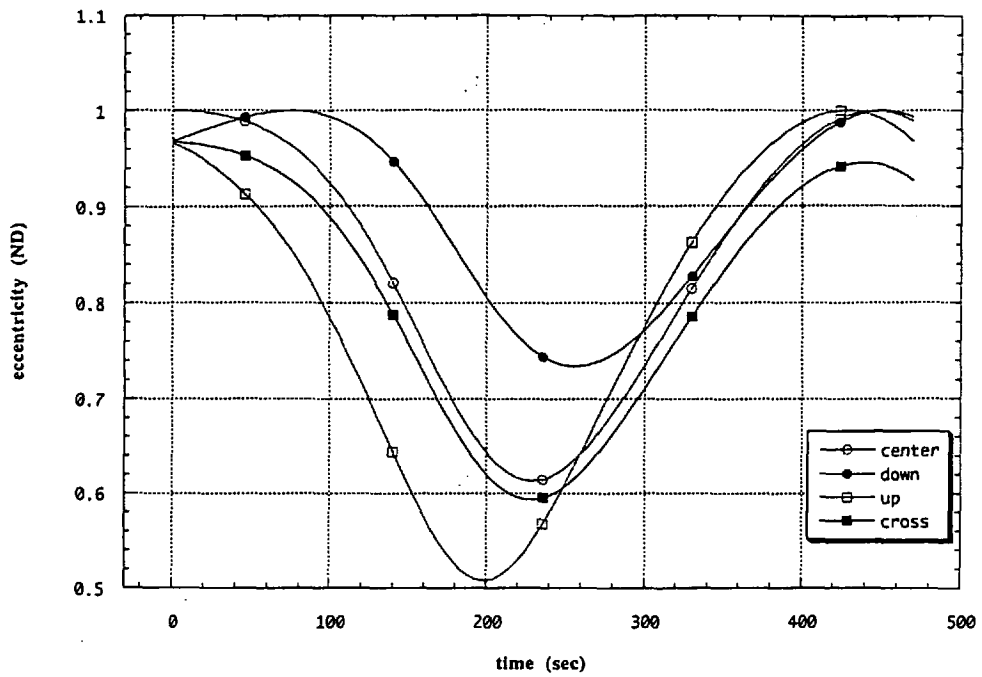


図5-27 上昇時排気物離心率及び近月点高度  
(デブリ粒子速度: 1,500[m/s])

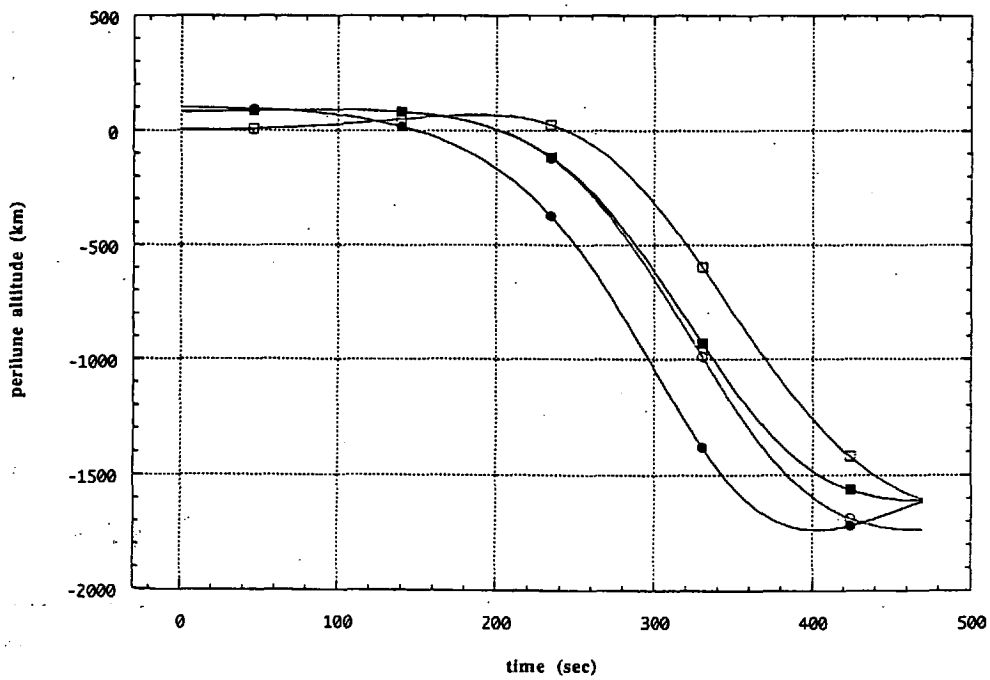
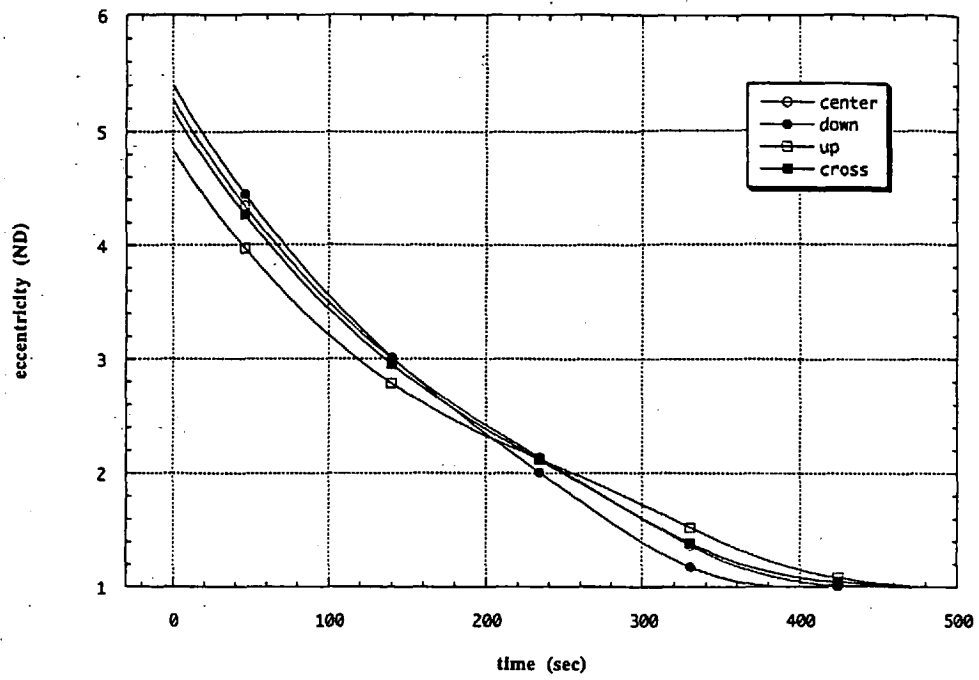


図5-28 降下時排気物離心率及び近月点高度  
(デブリ粒子速度: 2,500[m/s])

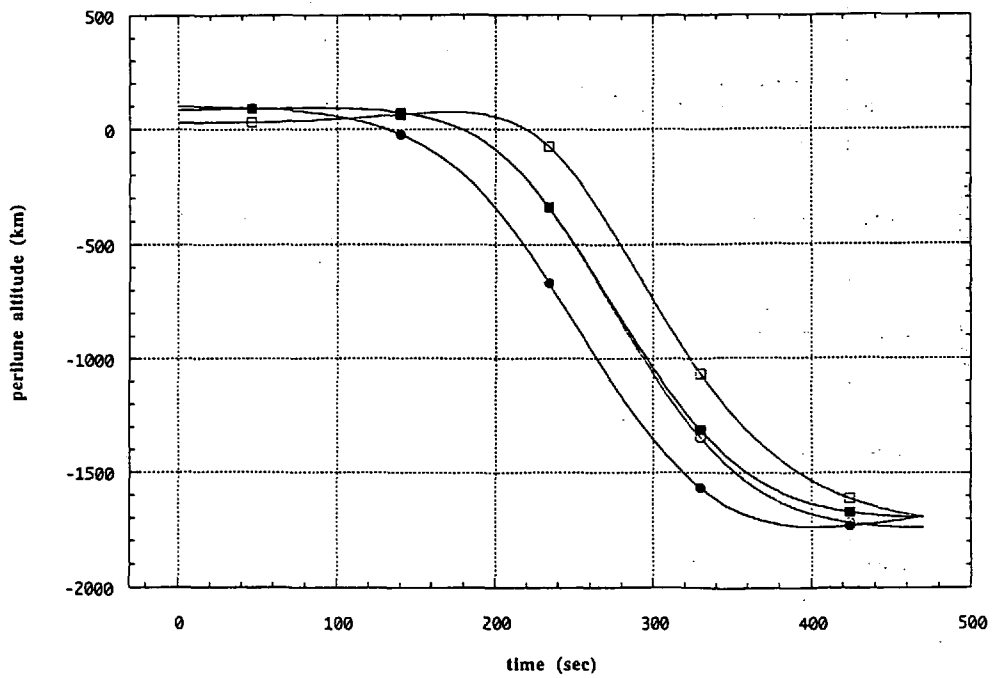
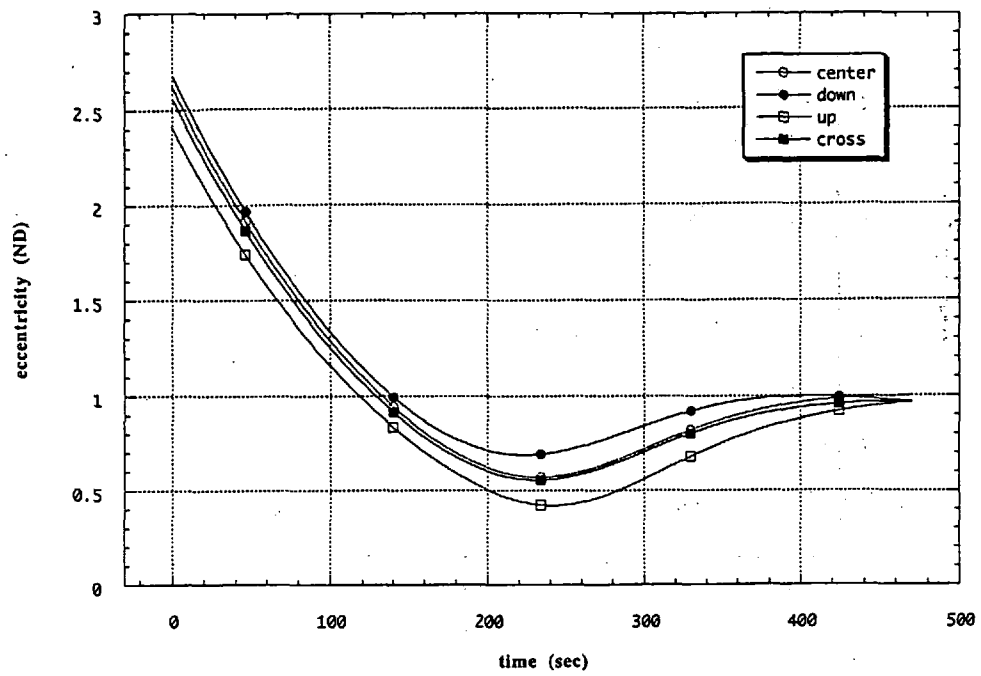


図5-29 降下時排気物離心率及び近月点高度  
(デブリ粒子速度: 1, 500[m/s])

#### 5.4.3.6 デブリ回避の運用方法例

ノズルからの凝固物が、LSや地球を周回し、デブリ化することを回避するための運用方法例として次のことが考えられる。

- ①デブリ化し易い区間、特に降下の初期は、デブリ化の懸念がない別系統の推進薬 (LOX/LH<sub>2</sub>等) を使用する。
- ②降下方法として、全ての軌道を動力降下するのではなく、ホーマン軌道を採用することにより、少なくとも非動力降下間のデブリ発生は回避できる。
- ③高度が低い周回軌道(約100[km])の場合、月重力ポテンシャルの歪みにより、離心率が徐々に増加し、近月点高度が0[km]以下なり、最終的にはLSに衝突するケース<sup>38)</sup>が計算されている。ただし、高精度な月重力ポテンシャル・モデルが現在確立していないため、今後の検討課題である。

#### 5.4.4 ハイブリッド・ロケットの燃焼特性の予備的実験

##### 5.4.4.1 燃料の選択

###### (1) 候補対象となるレゴリス成分

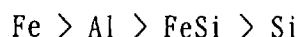
レゴリス(総採掘量:398,850[ton/機(SPS)])成分のなかで、燃料候補として対象になるものは、次の理由により、SiとAl、Feの3種類、あるいはこれらの混合物である。[5.1.4.4項(2)参照]

- ①LOX製造による副産物として、最も多量に存在するのがSiであり、レゴリス中に約18.5 [wt%] (73,790[ton/機(SPS)])含有する。
- ②Alは、3種類のなかで、酸化物(Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>)からの還元が最も困難であり、還元のために「炭素還元法」に別工程を追加する必要がある。ただし、レゴリスの中でAl<sub>2</sub>O<sub>3</sub>の含有量(約18[wt%])は、SiO<sub>2</sub>(47[wt%])に次いで多く、レゴリスから約9[wt%] (35,900[ton/機(SPS)])のAlが分離可能となるため、月面産業を発展させるための鍵の一つになる。
- ③レゴリスに約8[wt%] (31,910[ton/機(SPS)])含有するFeは、候補のなかで最も還元が容易であり、副産物としてSiに次いで生産される。また、これも月面産業を発展させるための鍵の一つである。
- ④SiとAl、Feの各生産量は、SPS構成部材の質量(15,450[ton/機(SPS)])を越えており、後述(6章参照)するように、ベースラインⅡにおける方式Ⅱの総月資源(Si-Al)燃料量は、約11,600[ton/機(SPS)]であるため、上記の生産量で十分賄うことが可能である。なお、上記以外の成分は、少量であるか、あるいは還元が困難なものである。

###### (2) 酸化特性

燃焼試験を実施する前に、静的な状態での酸化特性を確認する試験を実施し、燃料選択

の見通しを得ることを試みた。試料:SiとAl, Fe, FeSi (Si:72[wt%]/Fe:28[wt%]の合金)の酸化特性を熱重量分析装置(TG:thermogravimetry)を用い試験した結果を図5-30に示す。この試験では、試料(3~8[mg])を酸素雰囲気(0.1[MPa])中で加熱(昇温速度:10[K/min.])し、酸化により質量が増加する割合を測定したが、酸素との反応性は、次の順序となった。特に、Siは1,300K以下ではほとんど酸化現象が見られなかった。



試料のいずれの物質も酸化皮膜により粒子表面が覆われるため、酸化が鈍化するが、特にSiの表面は、緻密な非晶質(ガラス状)のSiO<sub>2</sub>に覆われたと予想されるため、反応がほとんど進行せず、燃料として使用した場合には着火特性/燃焼持続性が懸念される結果となった。また、合金:FeSiを試験したのは、Siの反応を、反応性の高いFeとの合金化により向上させることを意図したものであったが、若干の向上は認められるが、その効果は低いものであった。

### (3) 比推力特性

図5-31に、SiとAl, Feの混合比(MR:O/F)に対する理論比推力(酸化剤:O<sub>2</sub>)の関係を示す。比推力値は、Al>Si>Feの順となり、SiとAlは、MR=1以上では230秒以上となる。一方、Feは性能が低く最大でも180秒程度(@MR=2)である。この計算では、次の条件を仮定した。

- ①一次元凍結流(One Dimentional Frozen Flow)
- ②燃焼圧力(Pc:Combusion Chamber Pressure):1[MPa]
- ③ノズル膨張比( $\epsilon$ :Nozzle Expansion Ratio):100

理論計算においては、酸化剤と燃料は完全に混合・燃焼することを前提にしているが、ハイブリッド型の実際の燃焼ガス流は、固形物を含有する流れであるため、平衡流(Shifting Flow)<sup>41)</sup>と仮定するより、比性能が低めに算定される凍結流をベースとする方が妥当であると判断した。また、現在研究されているES近傍での使用を対象としたハイブリッド・ロケット(例えば、AMROCのH-1800<sup>74) 75)</sup>のPcは、400[psia](約2.8[MPa])であり、比推力は燃焼圧の増加とともに若干高くなるが<sup>15)</sup>、次の理由により低燃焼圧に設定した。

- ①低重力のLS近傍で作動させるロケットは、ES近傍のものより、推力密度を約1/6に低下させることが可能であるため、ハードウェアに負荷をかけない低燃焼圧化が望ましい。
- ②推進薬(LOX)供給方式は、今後の課題の一つであるが、システムが簡易なガス圧送方式を選択した場合、Pcを高くすることは、推進系の質量増加(構造効率の低下)を招く。
- ③基礎燃焼試験は未知の試験であるため、安全性を図る上で、低燃焼圧(約1[MPa])で試験を実施することとした。

なお、 $\epsilon$ は、真空作動であり、ノズル形状制限が地球から離陸するロケットより緩和さ

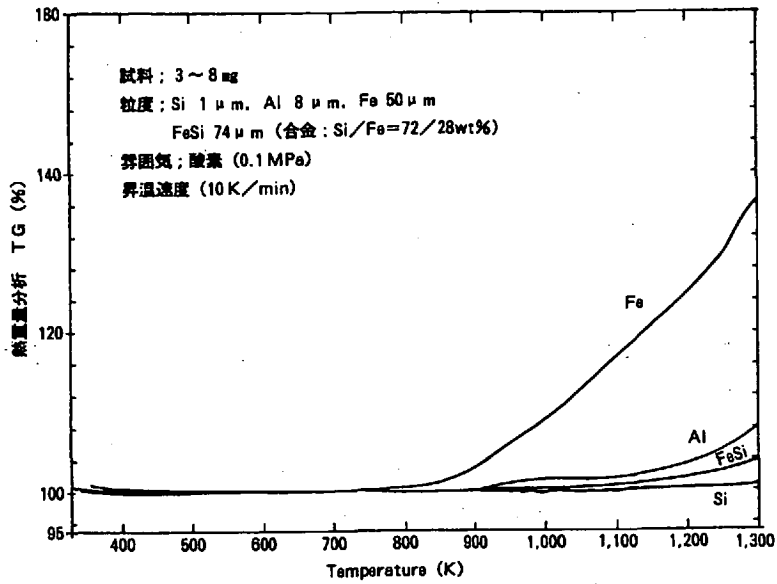


図5-30 SiとAl,Fe,FeSiの熱重量分析

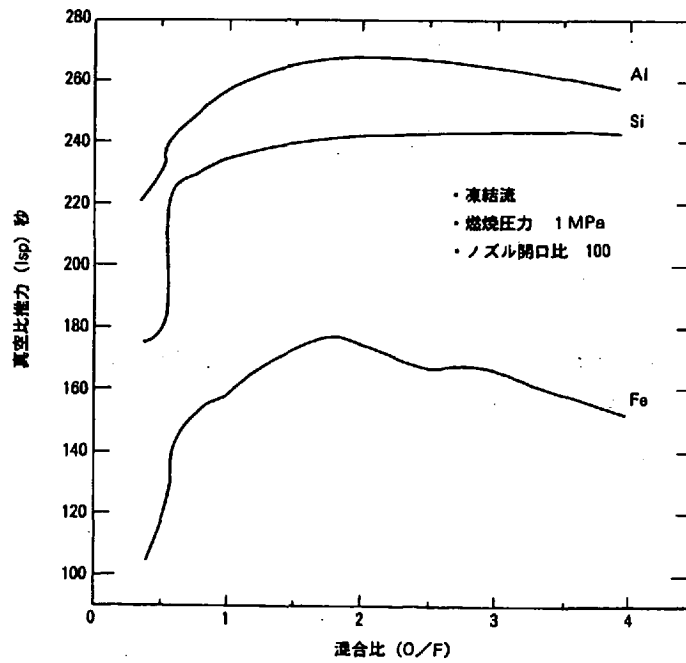


図5-31 候補燃料の理論真空比推力



れるため、液体ロケット・エンジンの場合は150～300程度にすることが可能であるが、ハイブリッド型のノズル特性が明確でないため、低めの100を仮定した。

#### (4) 検討結果

上記の検討に基づき、燃料成分としては、Siをベースとし、これにAlを混入したものを選択した。その理由は次の通りである。

- ①Siは、LOX製造の副産物として大量に製造され、比推力もAlに次いで高い。
- ②Alの混入により、Siの着火性／燃焼持続性の改善の可能性があること。また、比推力の向上も図られる。
- ③Al混入により、燃料グレインの形状保持のための成分粒子間の結合機能(5.4.4.4項参照)が強化できる。
- ④Feの混入については、着火性／燃焼持続性の改善効果が低いこと、また比推力も低いこと、更に成分粒子間の結合機能も期待できないため、候補から除外した。
- ⑤Siを高圧(約10MPa)の窒素雰囲気中で燃焼合成(Combustion Synthesis)により $\text{Si}_3\text{N}_4$ を生成する方法<sup>7)6)</sup>があるが、これと同様に、高燃焼圧力化して $\text{O}_2$ の酸化膜通過を容易にする方法も一案として想定できる。しかし、ハイブリッド推進系の燃焼圧力は通常1～3[MPa]レベルであり、この方法の採用は困難である。

#### 5.4.4.2 燃焼方法の選択

##### (1) 推進薬供給方式

前述(5.4.1.3項参照)したように、燃焼室にLOXと燃料(金属粉末類)を供給する方式として、いわゆる「ハイブリッド型」と「モノプロペラント方式」があるが、安全運用の観点から、「ハイブリッド型」を選定する。

##### (2) 燃料の成形法

ハイブリッド型の燃料成形法として、燃料となる金属棒を機械加工して成形する「機械加工成形法<sup>7)7)</sup>」と固体モータの成形に通常使用される「粉末圧縮成形法」が考えられるが、次の理由により、粉末圧縮成形法を選択する。

- ①SiとAlの混合物を機械加工するためには、混合物を合金化する必要があるが、これらは2相分離する性質を有する。
- ②機械加工品では、着火が困難である。[5.4.4.6項(2)参照]

##### (3) 燃焼形態

燃焼形態として、通常の固体モータの様に、大別して「内面燃焼型」と「端面燃焼型(ハニカム型／多孔質板型)」の2つがあるが、次の理由により、内面燃焼型を採用した。

- ①内面燃焼型は、比較的簡単な形状をしているため、粉末圧縮成形法に適しており、大型化も容易である。
- ②従来からES近傍での使用を目的としたハイブリッド・ロケットは、HTPB燃料<sup>[注:162]</sup>の内面燃焼型<sup>74) 75)</sup>を採用し、燃焼試験が実施されてきたため、本研究の予備試験レベルの第一歩としては、これを踏襲することが妥当である。

#### 5.4.4.3 燃焼特性の確認のための実験項目

燃料の仕様を決定するため、また燃焼方法の選択の妥当性を確認するために最低限必要な実験項目としては、次の2点が考えられる。

- ①燃料グレインの強度
- ②基礎燃焼試験

#### 5.4.4.4 燃料グレインの強度試験

燃料グレインの強度確認のために、ペレット(φ18×18[mm])による圧壊強度評価試験を実施した。Si/Fe/Alの質量比率を変化させ圧縮成形(88[MPa])し熱処理(800K×2[hours]:Ar雰囲気)したものの圧壊結果を表5-5に示す。燃料組成中にはFeも混入しているが、この試験から次のことが推定できる。

- ①Al粉末は、加圧により自己あるいは他粉体との結合機能を有する。今回の試験では、Alの質量含有率が約33%(Si/Fe/Al=2/1/1.5)以下になると形状保持が困難になった。これは、SiやFeに比較して、Alは延性に富み融点(930K)が低いため、圧縮過程で粒子の間隙に入り込み摩擦熱により一部が熔融し結合が生じたためと推定される。地球製の結合剤(有機系結合剤のViton等)を使用しないとすると、Alの混入は必須となる。
- ②加熱により圧壊強度が1.3~2.5倍に増加する。これは、セラミックス成形において、一般に粉体温度が融点の1/2以上に上昇すると拡散が進行し焼結が容易になることと同様な原因と推定できる。
- ③参考とした同一径のロケット点火器用ボロン硝石系ペレットと比較して、全てのケースにおいて、圧壊強度は十分大きくなり、実用上使用に耐えることが確認された。

#### 5.4.4.5 小型燃焼器による基礎燃焼試験方法

燃焼試験に使用した供試モータの概要を図5-32に示す。このモータは、次のような構造となっている。

##### (1) 供試モータの設置方法

本供試モータは、既存のハイブリッド・ロケット(推進薬の組み合わせ:LOX/HTPB)研究用モータを本研究用に流用したものであり、水平設置方式である。このため、残滓成分がモータ内部に残存し易い構造となっている。

表5-5 ペレットの圧壊強度評価試験

| Si/Fe/Al<br>質量比                             | 密度(非熱処理)<br>kg/m <sup>3</sup> | 圧壊強度 × 10 <sup>3</sup> N |      |
|---|-------------------------------|--------------------------|------|
|   |                               | 非熱処理                     | 熱処理後 |
| 0/0/1                                       | 2,610                         | 21.9                     | 28.7 |
| 2/1/6                                       | 2,390                         | 18.6                     | 46.3 |
| 2/1/3                                       | 2,340                         | 14.8                     | 27.2 |
| 2/1/1.5                                     | 2,280                         | 7.4                      | 12.9 |
| 2/1/1<br>(+Viton1%)                         | 2,190                         | 1.4                      | —    |
| 2/1/0<br>(+Viton1%)                         | 2,230                         | 0.9                      | —    |
| ボロン硝石系<br>ペレット(参考)<br>(φ18× <sup>t</sup> 2) | —                             | 0.2~0.3                  | —    |

注)・ペレット形状 φ 18 × <sup>t</sup>18mm

・粒子; Si; 44 μ m, Fe; 約60 μ m, Al; 300 μ m

・圧縮力; 88Mpa

・成形できないものは、有機系結合剤のViton1%を添加  
Si/Fe/Alが2/1/1.5がペレット成形性のAl含有量下限組成  
に近い。

・熱処理条件; 800k × 2hours, Ar雰囲気

・圧壊強度試験方向; 円筒状ペレットの長手方向

ただし、参考のボロン硝石系ペレットは、  
横方向

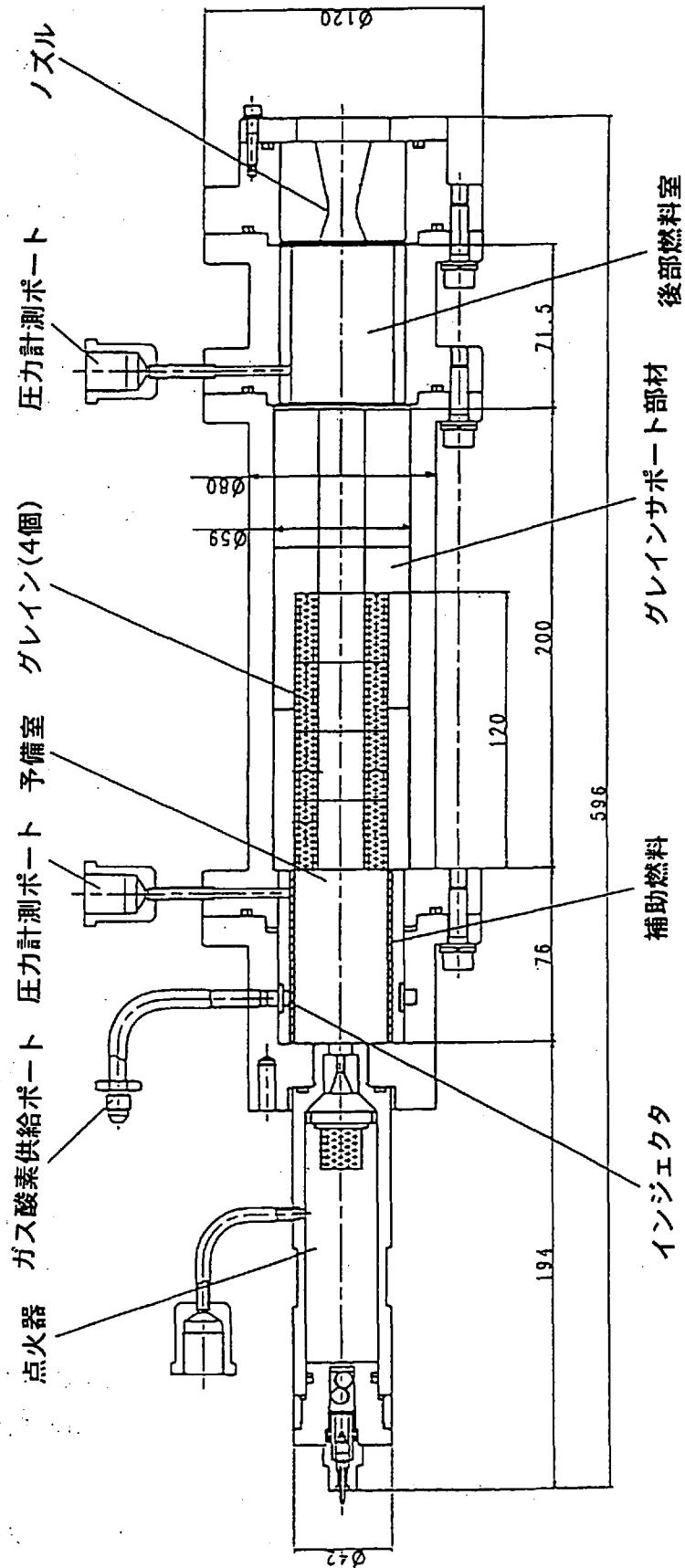


図5-32 供試モータ概要

## (2) 燃焼室への酸素噴射

実用化される再使用型燃焼室は、LOXによる再生冷却燃焼室とすることを想定した場合、燃焼室に噴射される酸素は気体状態になるため、この供試モータの酸化剤はガス酸素(常温)とし、燃料グレイン前方の予備室内に円周から噴射される。

## (3) 予備室

予備室内には、着火用補助燃料としてイソプレインゴムが装着できる構造とした。

## (4) 点火器

点火方式は、固体推進薬により行う方式とし、通常の固体モータで使用されているコンポジット固体推進薬を用いる。なお、実用化段階における点火方式としては、別途搭載するLOX/LH<sub>2</sub>の一部を電気火花式により点火し、それを火種とする方式が一案として考えられる。

## (5) 燃料の種類

燃料としては、表5-6に示す6種類の組成/形状のものが準備されたが、これらは、断熱材を兼用するグラファイトサポート内面に配置(グレインの場合は最大4個装着可能)される。なお、これらの燃料は、試験当初から全て整えられたものではなく、次の5.4.4.6項で示すように、試行錯誤の結果として、検出されたものである。

## (6) 後部燃焼室

グレイン・サポート後部に、燃焼効率の向上を図るため、後部燃焼室を設け、特性長:L\*の増加を図っている。

## (7) ノズル

ノズルは、グラファイト製の挿入形式とし、スロート径の変更を容易にした。このときのノズル膨張比:  $\epsilon$  は大気圧燃焼のため約4程度としている。

## (8) パラメータの変更方法

燃焼特性を支配するパラメータである燃焼圧力:  $P_c$  と混合比:  $MR$  の変更は、スロート径とグレイン個数を変更することにより行う方式とした。

## (9) 燃焼圧力の測定

圧力計測ポートが、前部と後部との2ヶ所に設けている。これは、冗長度を持たせるとともに、両者に圧力差があるかにより、燃焼の度合いが判明する。

### 5.4.4.6 試験経緯とその結果

今回の試験条件(15回分)を表5-7<sup>[注: 163]</sup>に、またLOX/Si-Alの組み合わせの燃焼試験の状況(@燃焼時間:5秒間)の一例を図5-33に示す。以下に整理された試験経緯とその結果を示す。

#### (1) 基準試験(試験:NO. 1)及び点火器特性試験(試験:NO. 2)

通常のハイブリッド・ロケット用燃料であるHTPB燃料を用いて、試験手法の確認を目的

表5-6 燃料組成と形状等

| 燃料<br>番号 | 燃料組成         | 組 成   | 形 状          |              |              | 質 量<br>(g/本) | 成形法  |
|----------|--------------|---|--------------|--------------|--------------|--------------|------|
|          |              |   | 内径<br>(φ mm) | 外径<br>(φ mm) | 長さ<br>(mm/本) |              |      |
| 1        | HTPB燃料       | HTPB燃料  | 13           | 58           | 200          | 996          | 直填   |
| 2        | Alインゴット      | Al  | 13           | 30           | 90           | 148          | 機械加工 |
| 3        | Siグレイン       | (質量分率)<br>Si:100<br>Viton:3(外割)                         | 13           | 30           | 148          | 31           | 圧縮成形 |
| 4        | RS型Si/Alグレイン | (質量分率)<br>Si:50(粒度48μm)<br>Al:50(粒度74μm)<br>Viton:3(外割) | 13           | 30           | 30           | 36           | 圧縮成形 |
| 5        | RB型Si/Alグレイン | (質量分率)<br>Si:50(粒度48μm)<br>Al:50(粒度74μm)<br>Viton:3(外割) | 20           | 40           | 30           | 60           | 圧縮成形 |
| 6        | DB型Si/Alグレイン | (質量分率)<br>Si:50(粒度48μm)<br>Al:50(粒度74μm)<br>Viton:3(外割) | 20           | 40           | 30           | 59           | 圧縮成形 |

注) R型: Al粒子が粗(Rough), D型: Al粒子が密(Dense)  
 S型: 内径が小(Small), B型: 内径が大(Big)  
 ペレットの圧縮力: 200Mpa

表5-7 試験条件

| 試験No. | 試験種別                  | 燃料番号 | 燃料種別         | 燃料数 | 設定燃料圧力 (Mpa) | スロート径 (mmφ) | 酸素供給時間(S) | 点火薬質量(g) | 補助燃料質量(g) |
|-------|-----------------------|------|--------------|-----|--------------|-------------|-----------|----------|-----------|
| 1     | 基礎試験                  | 1    | HTPB燃料       |     |              | 6           | 5         | 9.3      | 27.9      |
| 2     | 点火特性試験                | -    | -            | -   | -            | 12.0        | 7         | "        | 27.9      |
| 3     | Alインゴット試験             | 2    | Alインゴット      |     |              | 12.0        | 8         | "        | 27.9      |
| 4     | Si単体試験                | 3    | Siグレイン       |     |              | 12.0        | 10        | "        | 27.9      |
| 5     | Si/Al混合試験             | 4    | RS型Si/Alグレイン |     |              | 12.0        | "         | "        | 27.9      |
| 6     | 点火器特性試験<br>(以下補助燃料なし) | -    | -            | -   | -            | 12.0        | "         | 9.9      | -         |
| 7     | 補助燃料効果確認試験            | 5    | RB型Si/Alグレイン | 1   | 1.0          | 8.5         | "         | 9.9      | -         |
| 8     | 点火薬増加試験               | "    | "            | "   | "            | 8.5         | "         | 19.8     | -         |
| 9     | Al粒度変更試験              | 6    | DB型Si/Alグレイン | "   | "            | 11.5        | "         | 9.9      | -         |
| 10    | パラメータ変更試験             | "    | "            | "   | "            | 11.7        | "         | "        | -         |
| 11    | "                     | "    | "            | "   | "            | 11.5        | "         | "        | -         |
| 12    | "                     | "    | "            | "   | 1.5          | 10.2        | "         | "        | -         |
| 13    | "                     | "    | "            | "   | 2.0          | 8.4         | "         | "        | -         |
| 14    | "                     | "    | "            | 2   | 1.0          | 9.6         | "         | "        | -         |
| 15    | "                     | "    | "            | 3   | "            | 10.0        | "         | "        | -         |

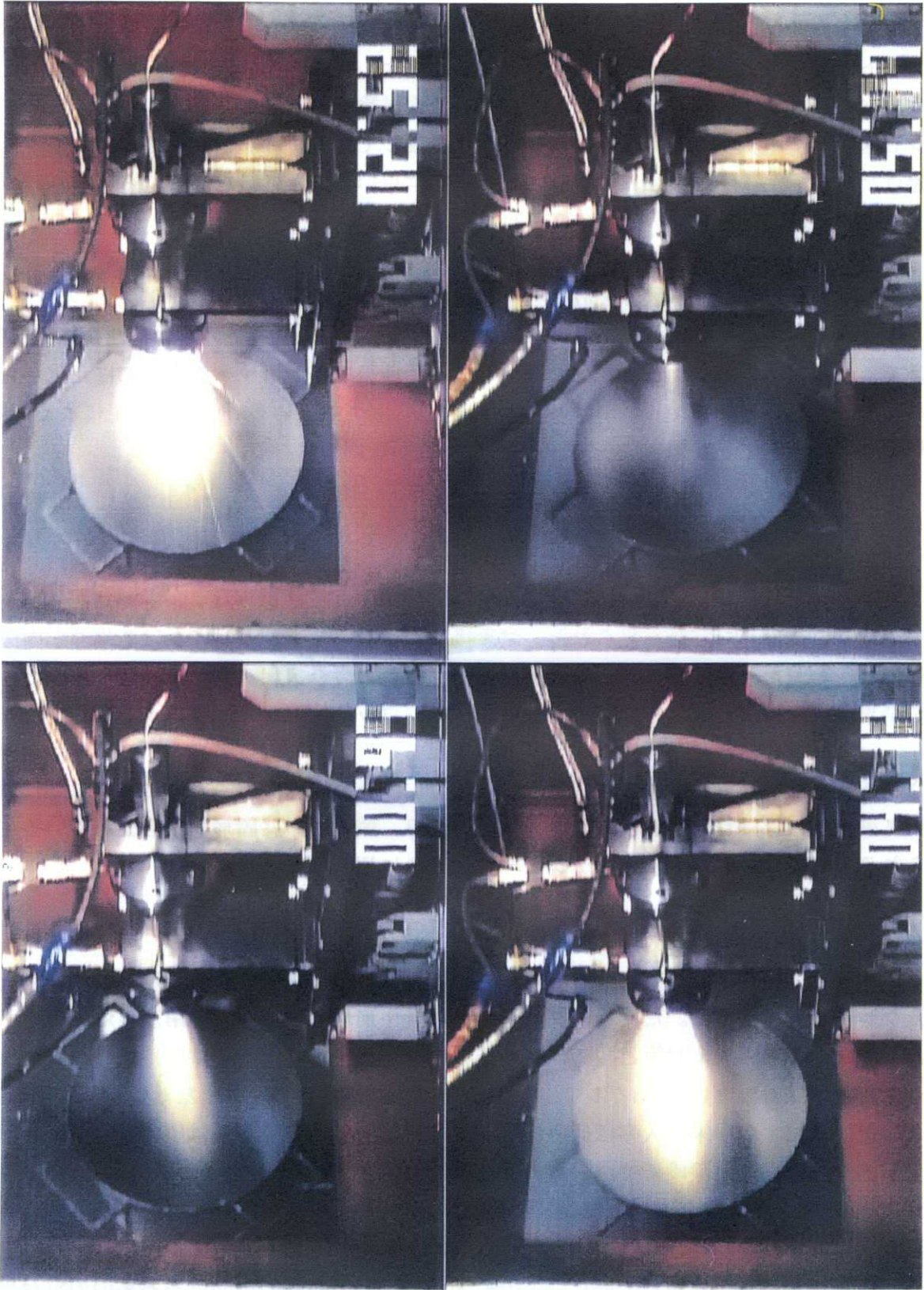


図5-33 燃焼状況記録



とした「基準試験」を実施した。Pcパターンを図5-34に示すが、着火ピークを除いて平坦であり、前部と後部との圧力差もなく燃焼がスムーズに行われていることを表している。テレビ・カメラにおける観察でも燃焼が順調に行われていることを示し、いわゆる固体ロケット・エンジンの燃焼状態と類似している。また、比較のために、燃料を使用しなく点火器(含：補助燃料)のみを着火する「点火器特性試験」を実施した。このときのPcパターンを図5-35に示すが、退歩(Regression)形状を表している。なお、補助燃料の使用は本来避けたいが、定常燃焼の達成が確認されるまでは用いることにした。これらの2つのPcパターンの差分が、HTPB自体の燃焼により得られた部分となる。

### (2) Alインゴット試験(試験:NO. 3)

本試験は、Siより酸化特性が良好なAlのみのインゴット<sup>[注:164]</sup>の着火特性を確認する試験であったが、予測に反して、全く着火せず燃焼前後でインゴットの内面には変化が見られなかった。この結果から、Brower<sup>77)</sup>等により提案されているAlの機械加工による端面燃焼型(図5-36<sup>[注:165]</sup>参照)は、着火性の点で実現が疑問視される。

### (3) Si単体試験(試験:NO. 4)

Si粉末のみの圧縮結合(11.4.4項参照)は困難であるため、Vitonを3%混合(外割)したSiグレイン(粒度:48[ $\mu\text{m}$ ])を試験した結果、図5-37に示すように退歩パターンではあるが、若干の定常燃焼部(平坦部)も見られた。試験後検査においても、グレインは前端部と内面に燃焼が行われた形跡が見られ、後部燃焼室には白色のガラス状スラグが残留していた。この結果から、Alより酸化特性が劣るSiでも、インゴット状でなく、グレイン(粉末圧縮)状にし、酸素との接触面積を増加させる方策を採ることにより燃焼が行われる可能性が実証された。なお、図5-33の例にも明示されるように、この試験:NO. 4や後述のLOX/Si-Alの燃焼ガスの排気には、HTPBの燃焼状態<sup>[注:166]</sup>と異なり、気体の中に固形物が含まれていると見られる高輝度かつ針状の状態がテレビ・カメラ上に観察される。

### (4) Si/Al混合試験(試験:NO. 5)

着火性/燃焼持続性を向上する一方策として、Al粉末(粒度径:74[ $\mu\text{m}$ ])を50[wt%]混入したグレインを試験した。ただし、グレインが燃焼中崩壊しスロートが閉塞し爆発等を引き起こさないための安全対策として、Alの結合機能の効果(5.4.4.4項参照)は確認済みではあったが、本試験以降のSi/Alグレインには、Vitonを3%混合(外割)したものを使用することとした。なお、Al粉末混入率は低いほど、月面産業という観点からは望ましいが、今回の予備的な基礎燃焼試験段階では、着火性/燃焼持続性の改善を行うことを第一義としたため、50[wt%]混入を第一歩とした。試験結果を図5-38に示すが、Pcパターンは平坦となり、全てのグレインが燃焼した。また、後部燃焼室(含:グレインサポート内部)とノズル内には白色のガラス状スラグが残留していた。この結果から、補助燃料の援助はあるもののSi/Alのハイブリット型燃焼が可能であることが判明した。

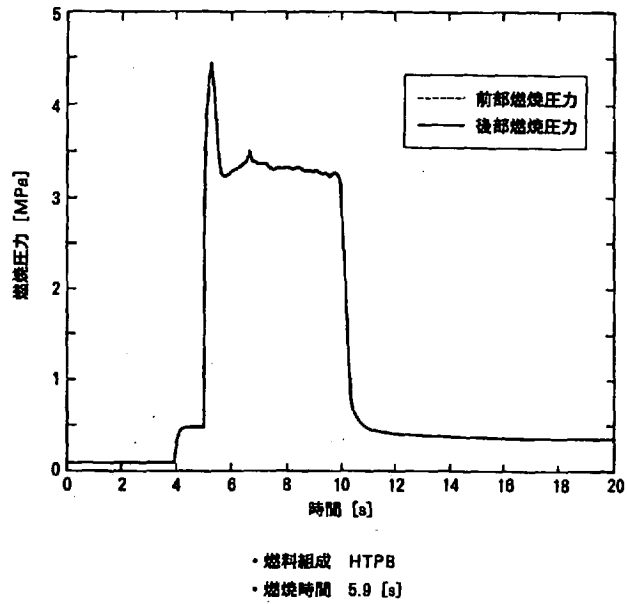


図5-34 試験No.1 基準試験燃焼圧力パターン

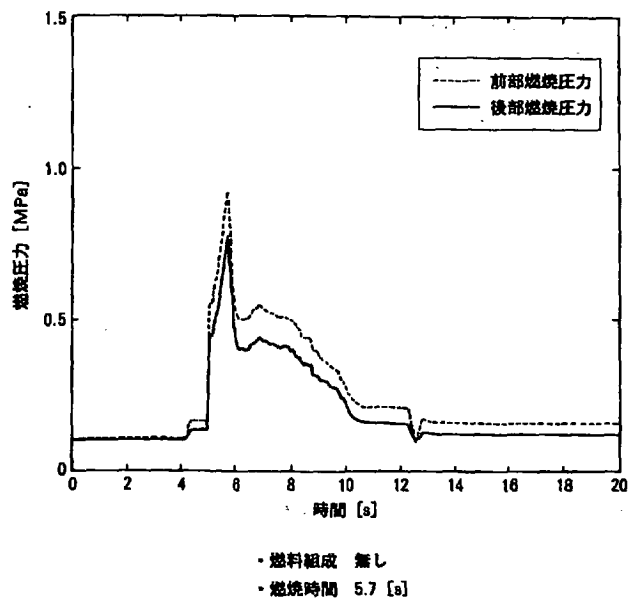


図5-35 試験No.2 点火器特性試験燃焼圧力パターン

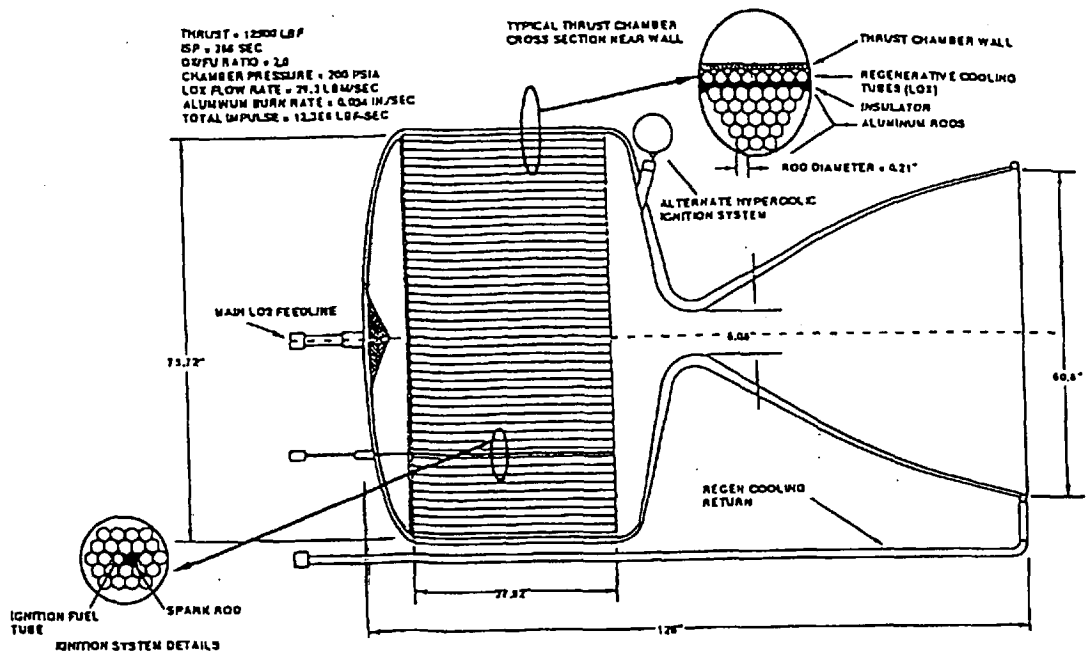
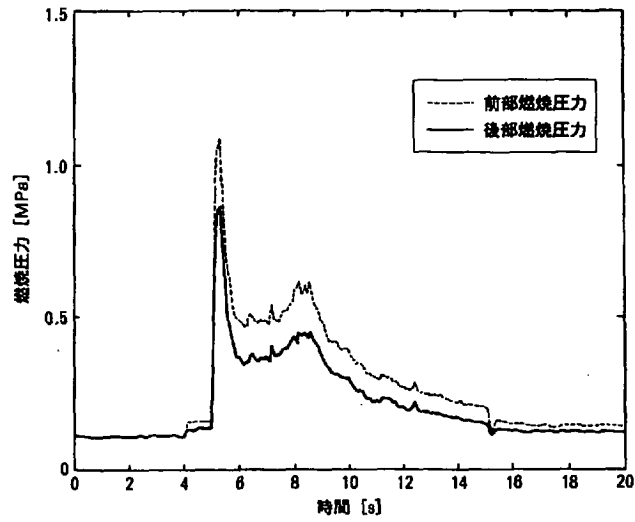
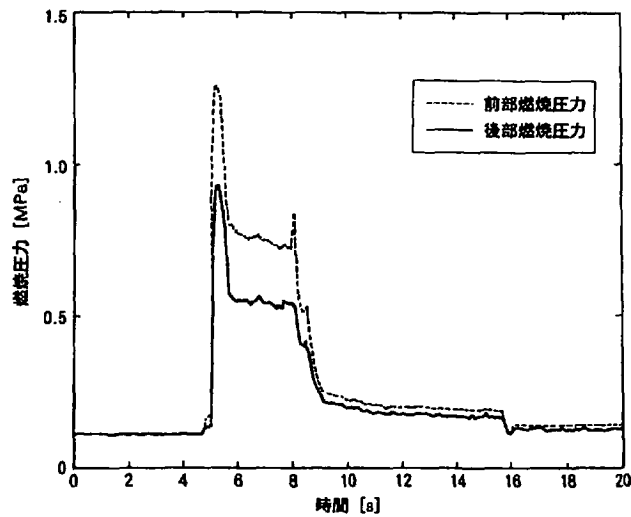


図5-36 アルミ・ロッド燃焼室<sup>11-11)</sup>  
 (Aluminum Rod Matrix engine)



- 燃料組成 Si/Viton = 100/3 [Wt%]
- 燃焼時間 10.2 [s]

図5-37 試験No.4 Si単体試験燃焼圧力パターン



- 燃料組成 Si/Al/Viton = 50/50/3 [Wt%]
- 燃焼時間 4.2 [s]

図5-38 試験No.5 Si/Al混合試験燃焼圧力パターン

#### (5) 点火器特性試験(試験:NO. 6)と補助燃料効果確認試験(試験:NO. 7)

補助燃料なしでSi/Alの燃焼を達成するために、点火器自体の特性(試験:NO. 6;図5-39参照)を確認した後、試験:NO. 7を実施したが、着火しなかった。

なお、この試験NO. 7では、燃料グレインの内径を試験:NO. 5以前より13→20[mm]に拡大し、ガス通路面積を2.36倍に増加させたものを使用した。これは、燃焼室内のガス速度を1/2以下にし反応時間の延長を図るために行った工夫であったが、補助燃料の除去を補填するまでの効果はなかった。

#### (6) 点火薬増加試験(試験:NO. 8)

点火薬量を2倍(9.9→19.8g)に増加したが、この効果もなく着火しなかった。

#### (7) Al粒度変更試験(試験:NO. 9)とそれ以降のパラメータ変更試験

燃焼合成過程<sup>7,8)</sup>においては、固体反応系の粒度径を微細化し反応性を高める方法が採られているため、この方法の類推から、Alの粒度径を約35%(74→48[ $\mu$ m])減少したものに変更した。この変更は顕著な効果があり、平坦なPcパターンを得ることができ、全てのグレインが燃焼した。また、後部燃焼室等には試験:NO. 5と同質の白色スラグが残留していた。微粒化の効果が確認されたため、これ以降、試験:NO. 10～NO. 15までを「パラメータ変更試験」と称し、燃焼特性を支配する主要パラメータであるPcと混合比:MRを変化させ性能データを取得した。なお、典型的な例として、試験:NO. 10のPcと推力パターンを図5-40に示す。

### 5.4.4.7 性能解析/考察

#### (1) 性能解析用データの特徴

試験:NO. 9～NO. 15で取得された7つの性能データの中のPcとMR(O/F)の分散の程度を図5-41に示す。危険を犯さないことに留意したこととハイブリット型のパラメータ設定の技術が確立していないために、当初の設定計画とは異なったデータとなり、結果的には、MR(O/F)は、2～12まで変更可能であったが、Pcは0.5～1.2[MPa]の範囲に留まった。しかし、実用の標準燃焼圧力は約1[MPa]レベルになると予想されるため、燃焼特性の傾向を把握する意味では問題ないと判断した。なお、性能に関する回帰モデルを作成するレベルではないため、Pcデータを次の2つの群に便宜上分類し性能への寄与を検証した。

- ① ○印:高燃焼圧力データ群(合計3個);1.1～1.2[MPa]レベル
- ② □印:低燃焼圧力データ群(合計4個);0.6～0.8[MPa]レベル

また、後部燃焼室(含:グレインサポート内部)とノズル内に残留した白色スラグは、ロケットの構造効率の低下の要因になるため、有効推進薬量から除外し、残留推進薬の一種と見なした。なお、スラグは、後述[5.4.4.7項(3)参照]するように成分は複雑であるが、性能計算上、Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>とSiO<sub>2</sub>から全て成っていると仮定した。

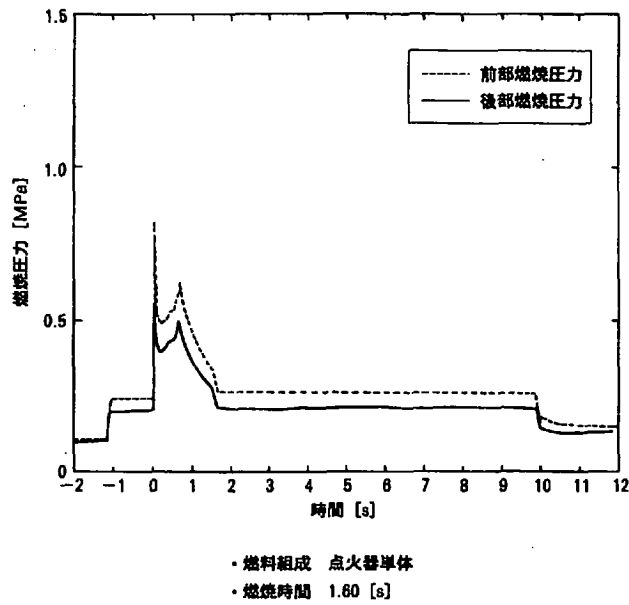


図5-39 試験No.6 点火器特性試験燃焼圧力パターン

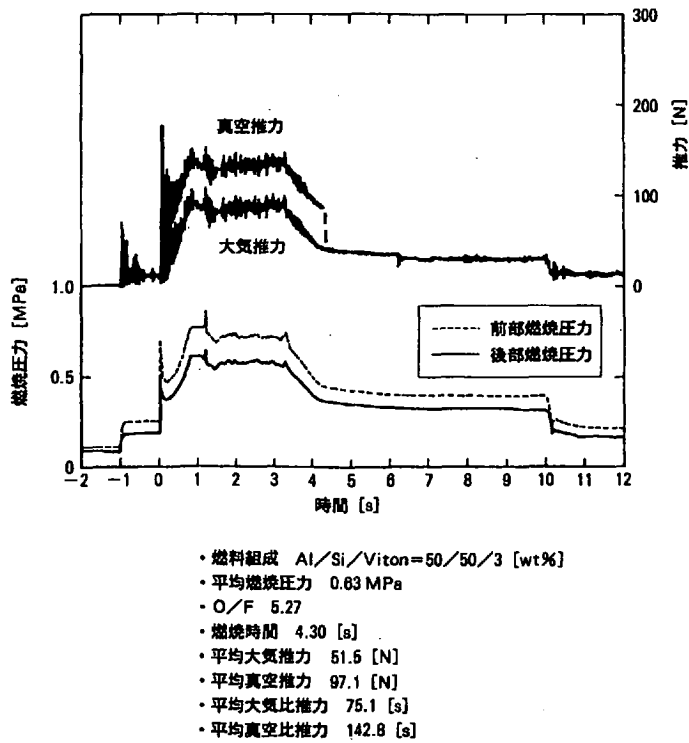


図5-40 試験No.10 パラメータ変更試験燃焼圧力/推力パターン

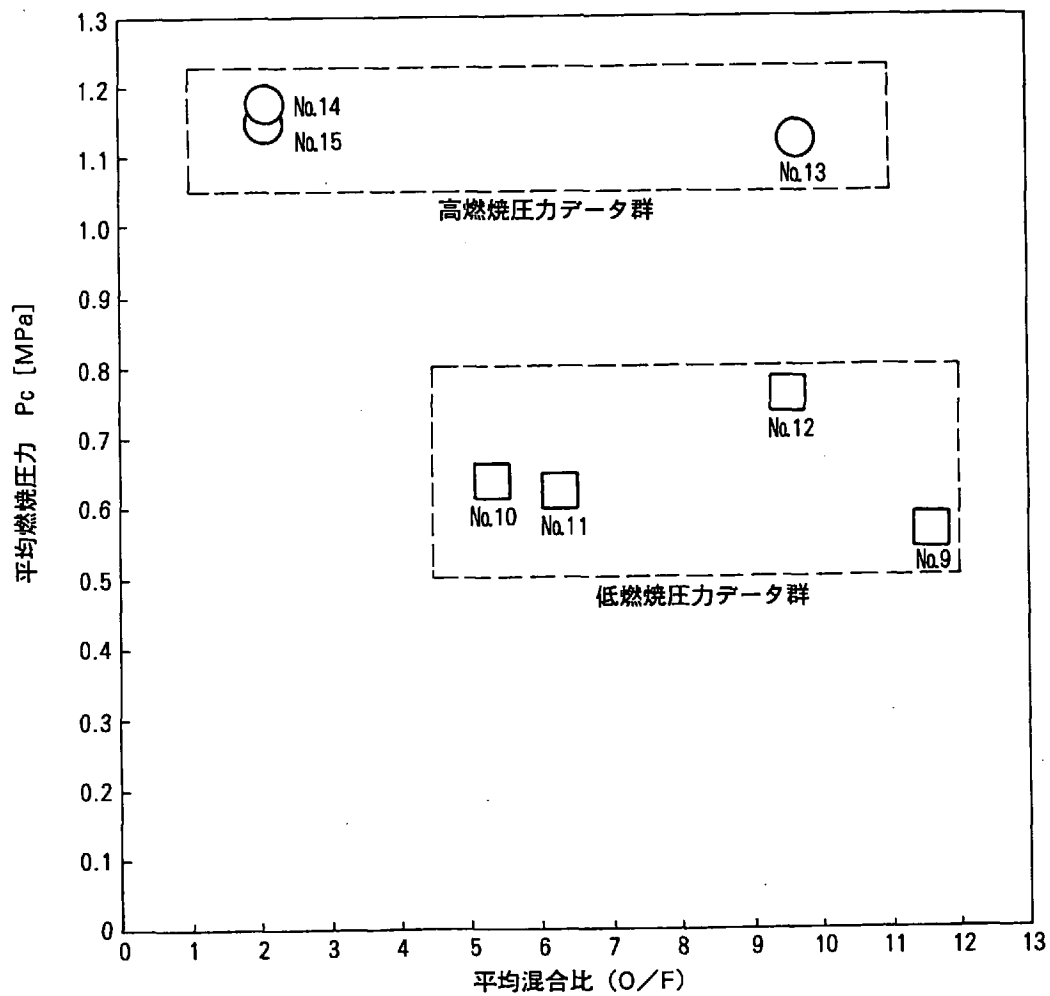


図5-41 燃焼試験(試験No.9~15)の $P_c$ とMR(O/F)の分散

## (2) 基準試験(試験:No. 1)との比較

HTPB燃料を使用した基準試験(試験:No. 1;図5-34参照)データと今回の一連の試験:No. 9~No. 15のものとを比較すると、特徴的な現象は次の3点である。

- ①図5-33の例にも明示されるように、LOX/Si-Alの燃焼ガスの排気には、気体の中に固形物が含まれていると見られる高輝度かつ針状の状態がTVカメラに撮影されている。
- ②例えば、試験:No. 10(図5-40参照)のPcパターンには、前部と後部との燃焼圧力差が生じている。
- ③試験:No. 9~No. 15の試験後検査において、後部燃焼室(含:グレインサポート内部)とノズル内に白色スラグが残存している。試験:No. 10のスラグの状態を図5-42に示すが、他の試験のものもほぼ同様な状態であった。

これらは、通常のHTPB燃料の燃焼より、月資源燃料(Si/Al)の方が、今回の小型供試モータでは燃焼困難なことを示す証拠といえ、今後、燃焼室の最適化を図るにしても、デブリ化は避けられないと考えられる。

## (3) 白色スラグ(White Slag)

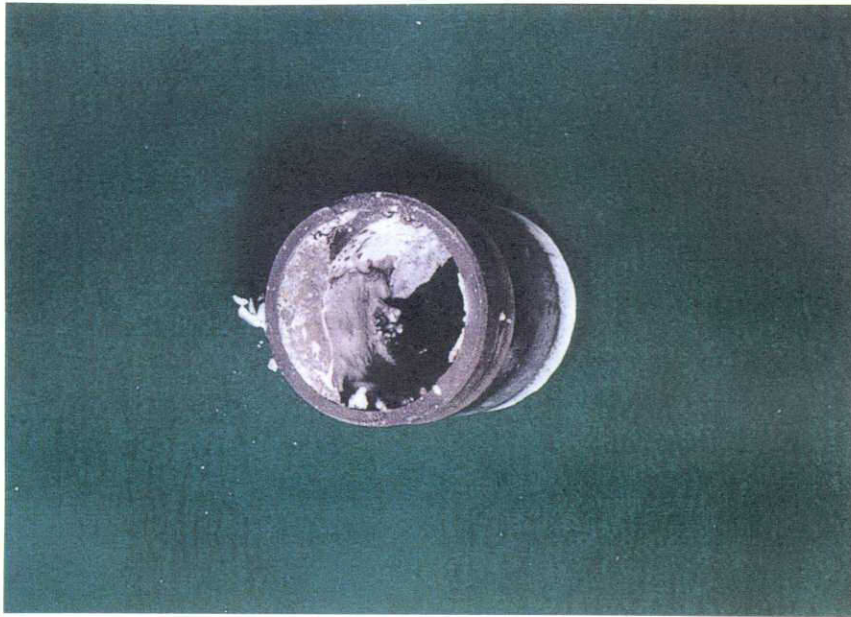
スラグ成分の分析結果では、 $Al_6Si_2O_{13}$ (約60[wt%])と $SiO_2$ 等の非晶質(約20[wt%])、 $Al_2O_3$ (約10[wt%])、AlやSi等の未燃物(約10[wt%])であった。この生成量は、全推進薬量の10[wt%]以下(図5-43参照)であり、MR(O/F)やPcとの有意な関係は特に見出し得なかった。なお、水平設置の供試モータは、スラグが残留しやすい状態であるが、飛行中の実用モータでは、ノズル出口方向に加速度がかかり、スラグは放出され易くなるため、有効推進薬として処理できるようになる。

## (4) 特性排気速度: $C^*$

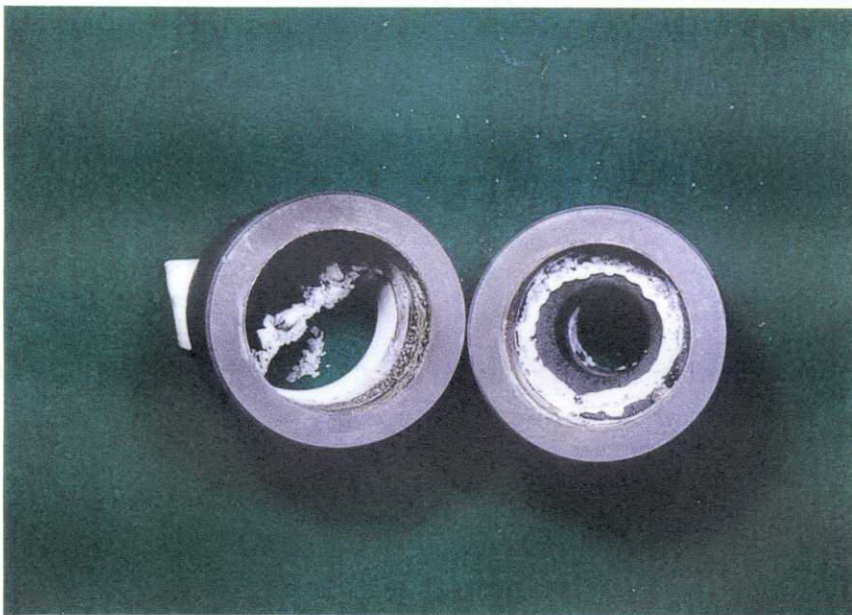
特性排気速度(Characteristic Exhaust Velocity): $C^{*41) 42)}$ は、燃焼効率の指標であるが、その値は、図5-44のようになり、次のことが明らかになった。

- ① $C^*$ の実験値(○, □)は、MR(O/F)が高くなるとともに低下傾向にある。これは、理論特性排気速度の傾向と同じであるが、その低下率は理論値のものより小さい。
- ②特性排気速度効率( $C^*$  Correction Factor): $\eta C^*$ (●, ■)は、MR(O/F)が高くなるとともに増加傾向にある。 $C^*$ の低下率が理論値のものより小さいのは、この増加傾向を反映しているためである。これは、理論値が気体流を基礎としているのに対し、実験値では固体燃焼過程が含まれるため、高混合比になるほど、未燃の酸素ガスが増加し理論値に接近していくためである。即ち、高混合比での燃焼は、酸素ガスが、Si-Alと酸素で生成される熱エネルギー源で加熱され排出される一種のガス直接加熱型スラスタと同様な状態にあるともいえる。





後部燃焼室



グレインサポート内部

図5-42 試験No.10 白色スラグ残渣

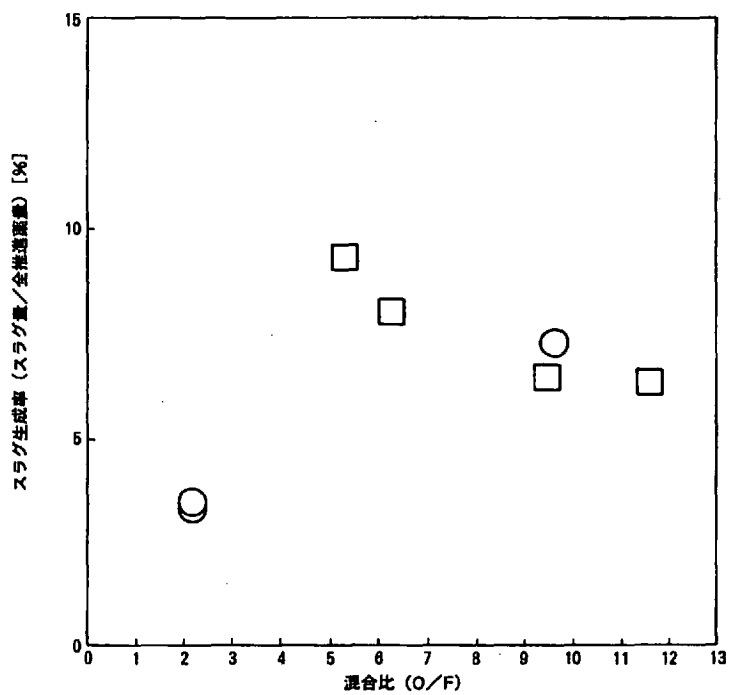


図5-43 白色スラグ生成率

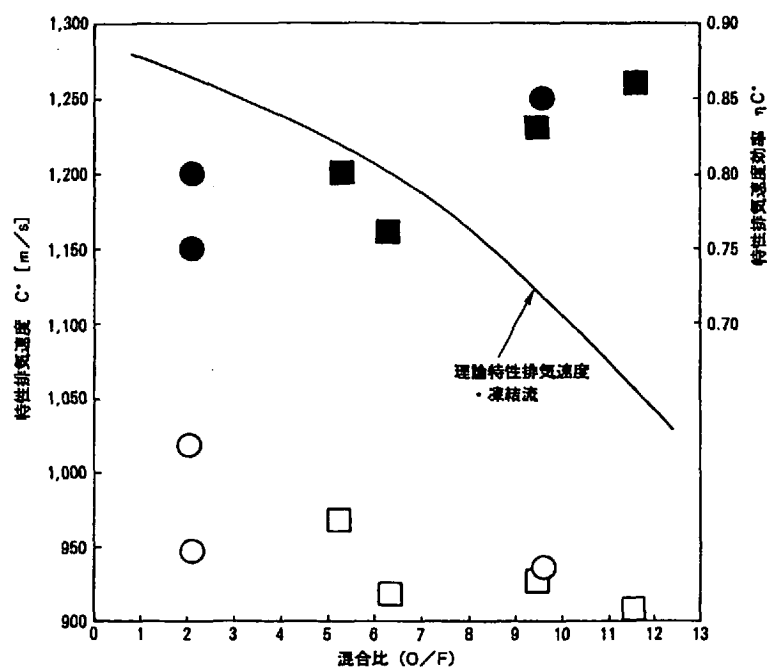


図5-44 特性排気速度とその効率

③ $P_c$ の影響による有意差は、実験値も理論値にも特に見あたらない。これは、高圧と低圧との差が0.3~0.6[MPa]レベルと小さいためと考えられる。

④ $\eta C^*$ は、通常の液体エンジンでは0.87~1.03<sup>4.2)</sup>であるが、小型供試モータであることや最適化を図っていない等のため、0.75~0.85と低い値に留まっている。

#### (5) 真空推力係数: $C_{FV}$

真空推力係数(Vacuum Thrust Coefficient): $C_{FV}$ <sup>4.1) 4.2)</sup>は、真空中におけるノズル性能の指標であるが、ノズル膨張比: $\varepsilon \approx 4$ のときの値は、図5-45のようになり、次のことが明らかになった。

① $C_{FV}$ の実験値(○, □)は、高混合比になるほど若干増加して理論値に近づき、推力係数効率( $C_{FV}$  Correction Factor): $\eta C_{FV}$ (●, ■)も増加する。これは、ノズル内で生成される凝縮物質の比率が低混合比ほど大であるためと推定される。この傾向は、ノズル膨張比が大になるほど顕著になると考えられる。

② $P_c$ の変動幅が小さいため、この影響は、実験も理論値にも特に表れていない。

③ $\eta C_{FV}$ は、通常の液体エンジンでは0.92~1.00<sup>4.2)</sup>であるが、今回は、0.85~1.00であった。

#### (6) 真空比推力: $I_{SPV}$

真空比推力(Vacuum Specific Impulse): $I_{SPV}$ <sup>4.1) 4.2)</sup>は、真空中で作動するエンジン全体の燃焼性能を示す最も重要な指標であり、 $I_{SPV}=C^* \times C_{FV}/g$ の関係がある。この値は、図5-46のようになり、次のことが明らかとなった。

① $I_{SPV}$ の実験値(○, □)には、混合比との相関が消滅した。これは、 $C^*$ と $C_{FV}$ とが相互に逆傾向を示し相殺したためである。

②真空比推力効率( $I_{SPV}$  Correction Factor): $\eta I_{SPV}(=\eta C^* \times \eta C_{FV}; \bullet, \blacksquare)$ は、高混合比になるほど増加する。これは、理論比推力が高混合比になるほど低下する傾向のためである。

③ $\eta I_{SPV}$ は、通常の液体エンジンでは0.85~0.98<sup>4.2)</sup>であるが、小型供試モータであることや最適化を図っていない等のため、0.70~0.85と低い値に留まっている。その結果として、今回、 $I_{SPV}$ は、140~155秒(@ $\varepsilon \approx 4$ )程度であった。

④ $P_c$ の影響は、 $C^*$ と $C_{FV}$ のときと同様に、実験値と理論値には特に現れていない。

#### 5.4.4.8 実用化段階への方策

燃料グレインの強度試験と基礎燃焼試験により、月資源を燃料とするハイブリッド型の基礎データが取得でき、燃焼器として成立する技術的な見通しが得られたが、これを実用化段階まで熟成させるためには、次のような方策の研究を今後行うことが必要である。なお、実用レベルのハイブリッド・ロケット・システムのイメージの一例を付録:Eに示す。

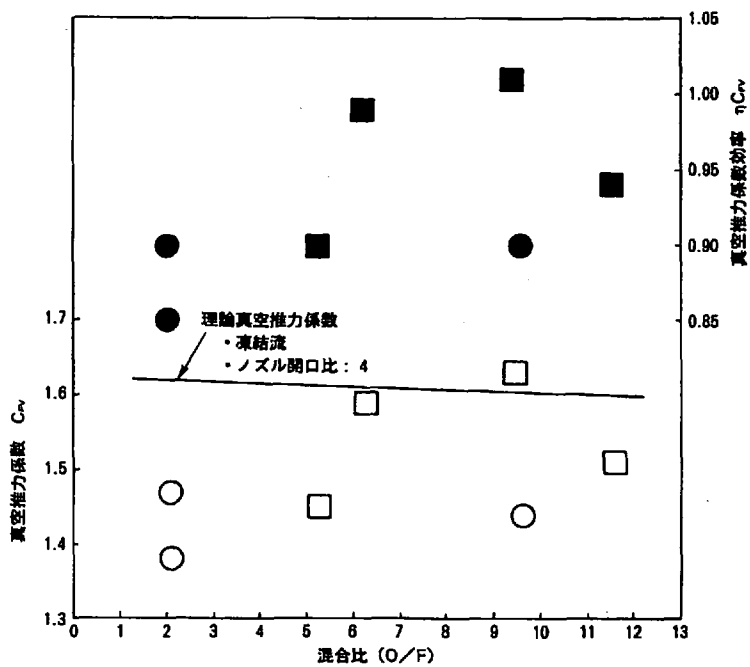


図5-45 真空推力係数とその効率

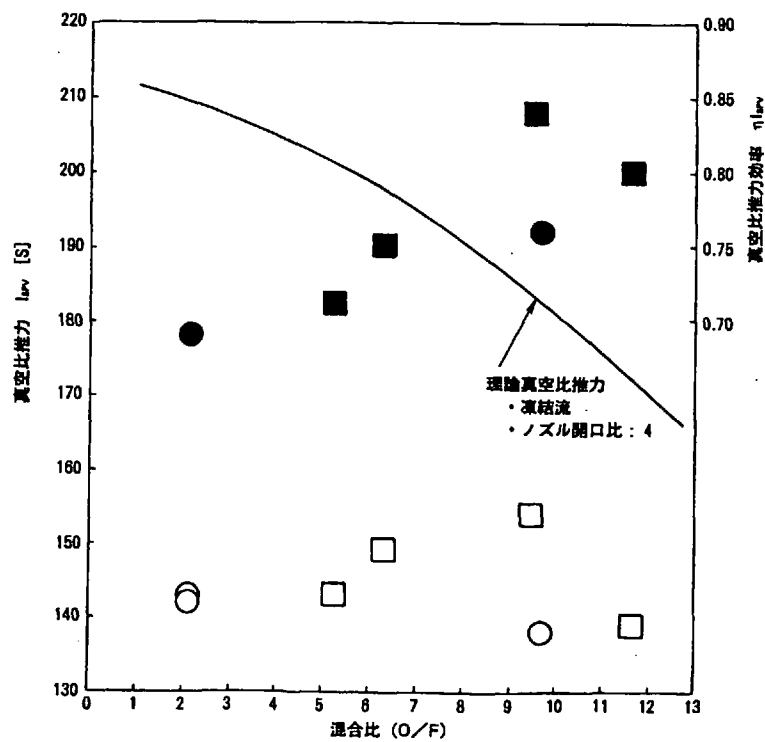


図5-46 真空推力とその効率

- ①微粒化したAl粉末を燃料へ混入することは、着火性/燃焼持続性(含:粉末結合)の点から必須条件ではあるが、Al製造はSiより工程が多いため、産業効率の観点から、混入率の低減を図る必要がある。なお、Al粒子は結合機能を有するが、Al混入率の減少により、この機能が低下した場合には、地球製結合剤であるViton<sup>[注:167]</sup>で補うことも一案である。
- ②縦型テスト・スタンドを用いた燃焼試験を実施し、残留スラグ量の減少の度合を確認する。
- ③燃焼途中にLH<sub>2</sub>を混入して、燃焼状態の変化を把握するとともに、スラグが排出される状況を確認する。
- ④大型化・最適化・高膨張ノズル化などを通じて、I<sub>SPV</sub>の向上を行う。
- ⑤ノズルからの凝固物の特性(速度/粒径分布)を定量的に把握し、デブリ化対策の基礎データを取得する。
- ⑥運用性・整備性・信頼性を考慮した再使用工程の簡素化(含:自動化)を図る必要がある。特に、燃焼ガスと接触する燃焼室・ノズルの再使用化<sup>[注:168]</sup>は重要な技術課題となる。

#### 5.4.4.9 事例研究における燃焼性能(比推力/混合比)に関する仮定条件

前述[5.4.2.4項(1)参照]したように、後述(6章)の事例研究では、「方式Ⅱ」を研究対象として、月製固体燃料を用いる効果を検討するが、LOX/Si-Alの燃焼性能、特に比推力については、燃焼器の大型化/最適化を含む本格的燃焼試験の実施が必要となるので、今回の研究では、下記の理由に基づき、少なくともI<sub>SPV</sub>=210秒は達成できると予想し、I<sub>SPV</sub>=230秒を開発目標値に仮定し、この間の影響をセンシビリティ・アナリシスにより検討し、システムの成立条件を明確にする。また、混合比は、比推力とは無関係に、3と仮定する。

- ① $\eta_{I_{SPV}}$ は、少なくとも0.85(I<sub>SPV</sub>換算:約210秒<sup>[注:169]</sup>)は達成可能と考えられる。この値は、通常の液体エンジンでの最低値<sup>42)</sup>と一致しており、今回の試験において達成した最高値(図5-46参照)とも一致している。
- ②目標としては、 $\eta_{I_{SPV}}=0.92$ (I<sub>SPV</sub>換算:約230秒<sup>[注:169]</sup>)となると仮定する。これは、通常の液体エンジンの $\eta_{I_{SPV}}$ が、0.85~0.98<sup>42)</sup>の範囲にあり、この中間値である0.92を目標値に設定したためである。
- ③高混合比になるほど、必要LOX量が増加し、負担増となる。副産物(Si/Al)が豊富であるため、可能な限り、低混合比が望ましい。今回の実験(図5-46参照)において、混合比と比推力との相関が見出し得なかったこともあり、混合比は2程度(理論比推力値最大)を選択するのも一案であるが、安全側に3を選ぶ。<sup>[注:170]</sup>

## 5.5 配管類・タンク類の製造

月面産業の構築(含:SPS構成機材)においては、多数のFe製あるいはAl製配管類・容器(含:貯蔵タンク)類が最も基本的な構成要素の一つとなる。これらは、大量の需要が見込まれるが、形状・質量の点からESからの運搬が困難なものが多いため、LS上での製作の可否が重要な鍵となる。本項では、炭素還元法の副産物であるFeあるいはAlを原料とし、「高真空( $10^{-10}$ Torr以下)」を月資源の一つとして特に位置付けることにより、大気圧下の地球ではコスト高になる製法(真空鑄造法/真空蒸着法)が簡易なものになることを示す。

特に、真空蒸着法については、簡易な装置で実施可能であり、大型容器(タンク類)や寸法の長い配管類(含:SPS構成機材の一部の製造)の大量生産向きの方法といえ、内壁コーティングや補強用、構造物間の結合にも利用できる応用範囲の広いものである。

この製法は、月製SPS構成機材の製造量の増加にも寄与し、地球依存度の低減化が図れる。なお、従来の月面基地の構築などの研究においては、これらの物資は地球依存をほとんど前提としている。

### 5.5.1 Fe/Alの供給量

FeとAlの各予測供給量は、以下のようになり、SPS構成機材量(約15,450[ton/機(SPS)])を越える十分な供給があるといえる。

#### 5.5.1.1 Fe予測供給量

前述[5.4.4.1項(1)参照]したように、Feは、レゴリスに約8[wt%](31,910[ton/機(SPS)])含有するが、これは、約8.7[ton/日](生成率:100%と仮定)に相当する。例えば、これをφ1m、肉厚10[mm]の配管の製造に全て当てたとすると、約35[m/日]<sup>[注:171]</sup>に達する量となる。

#### 5.5.1.2 Al予測供給量

同様に、Alはレゴリスに約9[wt%](35,900[ton/機(SPS)])含有され、これは、約9.8[ton/日](生成率:100%と仮定)に相当し、例えば、φ1m、肉厚10[mm]の配管の製造に全て当てたとすると、約115[m/日]<sup>[注:172]</sup>に達する量となる。

## 5.5.2 高真空を利用した真空鑄造法

### 5.5.2.1 真空鑄造法の特徴

配管・容器類の製造方法として、鑄造(Casting)と塑性加工(鍛造・圧延等)の2種類<sup>16)</sup>が従来から用いられている。これらの方法の内、LSという特殊環境下では、強度的には劣るが、鑄型に溶湯(溶融金属)を鑄込む鑄造法が、次の特徴により適していると考えられる。

①塑性加工は、大量生産向きではあるが複雑な工程と大型設備を必要とする。一方、鑄造法は、町工場的な設備と工程で実施可能である。特に、炭素還元法の還元反応炉には、Feが溶湯として既に準備されている。

②真空鑄造法(Vacuum Casting)は、一般には清浄度の高い溶湯を得るために、残存する

不純物(ガス・非金属介在物)を放出することに利用される方法であり、巣の少ない高品質の製造を可能にし、従来は、主として鋼の鑄造あるいは造塊に使用されており、真空脱ガス法(Vacuum Degassing Process)とも称される。しかし、真空を利用することから、大気圧下のESでは、コスト高になる製法であり、高級鑄造品に限られているが、LSでは、高真空( $10^{-10}$ Torr以下)により、レゴリスを鑄型に用いた真空鑄造法が容易に成立する。この特徴については、レゴリス・スラグ真空鑄造工法(5.6.4項参照)と類似している。なお、この方法の課題としては、次の2点が挙げられる。

- a) LSにおける1/6Gの真空鑄造への影響(5.5.2.2項参照)
- b) レゴリスの鑄型砂としての特性(5.5.2.3項参照)

③特殊鑄造法<sup>46)</sup>の一つとして、給水用(約 $\phi 1.5$ m以下)やガス用配管の製造法として知られている「遠心鑄造法」も、月面使用の低圧配管(使用圧力:1[MPa]レベルのガス管など)には適用可能である。これは、高速度で回転する鑄型内に溶湯を注入することにより、遠心力によって材質を緻密化するとともに、溶湯に混入される比重の軽いスラグなどの不純物を内側に寄せ、強度を高める働きをする。

#### 5.5.2.2 1/6Gの真空鑄造への影響

1/6Gの重力の影響で、溶湯流の流動性が低下し鑄型に速やかに流れ込まず、いわゆる「巣」などが発生する可能性が特に大型化に際して懸念される。

##### (1) 流速を支配する物理法則

鑄型内の溶湯流は緩やかな層流であると仮定すると、流動性の主要パラメータである流速を支配する物理法則(代表値で表現)は、重力( $F_g = \rho g L^3$ )と粘性力( $F_v = \mu g L v$ )の2つである。この比は、(5-24)式のように示される。

$$F_g/F_v = \rho g L^3 / (\mu L v) = \rho g L^2 / (\mu v) \quad (5-24)$$

それ故、LS(\*)とESとの相似則は、(5-25)式のようになる。

$$\rho g L^2 / (\mu v) = \rho^* g^* L^{*2} / (\mu^* v^*) \quad (5-25)$$

LSでの溶湯流(\*)とESでの溶湯流との流速比( $v^*/v$ )を考えると、(5-26)式のように整理される。

$$v^*/v = \rho^*/\rho \cdot g^*/g \cdot (L^*/L)^2 \cdot 1/(\mu^*/\mu) \quad (5-26)$$

ただし、 $\rho^*/\rho$ :密度比。両者は、同一と仮定し、1。

$g^*/g$ :重力加速度比:1/6(=1.62[m/s<sup>2</sup>]/9.8[m/s<sup>2</sup>])

$L^*/L$ :寸法比。両者は、同一形状を流れると仮定し1。

$\mu^*/\mu$ :粘性係数比。同一温度の場合は、1。

以上から、流速比: $v^*/v$ は、約1/6になる。このため、溶融温度を増加し、粘性比を約

1/6に低下させない限り、流速比からのみ見ると、流動性(fluidity)は6倍悪化するといえる。

しかし、鑄造工程における流動性<sup>46)</sup>とは、溶湯が凝固するまでに自由に流動し鑄型内を充填する能力のことを示す。流動性の評価は、溶湯が鑄型内の溝へ流れた長さ(流動長)で評価される。流動が停止するのは、溶湯が固相線温度や共晶温度に達したからではなく、固相がある程度晶出した凝固温度範囲で起こる。即ち、溶湯が流動できる距離は、部分的な凝固によって見掛けの粘性が上昇し、溝が閉塞する前までの有効時間によって決定される。従い、流動性は、溶湯の過熱や比熱、凝固潜熱、鑄型の伝熱特性などの熱的因子によって最も大きく支配される。また、その他に、溶湯の粘性や表面張力、組成などの因子にも影響される。

## (2) レゴリス鑄型の伝熱特性

流動性の熱的因子の内、溶湯の過熱や比熱、凝固潜熱は、ESやLSで同一であるので、鑄型の伝熱特性について、比較検討を試みる。レゴリス鑄型の熱現象を支配する相似則は、フーリエ数(Fourier Number): $F_0$ と仮定すれば、[伝導熱量: $Q_k$ /蓄積熱量: $Q_c$ ]を代表値で表現すると、(5-27)式のように表現される。

$$F_0=Q_k/Q_c=kL(\Delta\theta)t/[C_p\rho L^3(\Delta\theta)]=kt/(C_p\rho L^2) \quad (5-27)$$

これによる相似則は、(5-28)式のようになる。

$$t^*/t=1/(k^*/k)\cdot C_p^*/C_p\cdot\rho^*/\rho\cdot(L^*/L)^2 \quad (5-28)$$

ただし

$t^*/t$ : 真空中のレゴリス鑄型(\*)とES上(大気中)での鑄型での溶湯流の時間比

$k^*/k$ : 両者の熱伝導率比: 約3/100

$k^*$ は約 $2\times 10^{-2}$  [W/m-K] [付録:C; (C-3)式参照]

$k$ は約0.6 [W/m-K]<sup>46)</sup>

$C_p^*/C_p$ と $\rho^*/\rho$ 、 $L^*/L$ : 比熱比と密度比、寸法比であり、両者はほぼ同じであり1と仮定。

$\Delta\theta$ : 温度変化

以上から $t^*/t\approx 30$ となり、レゴリス鑄型を用いた真空鑄造法は、ES上のものより、保温効果が極めて高く、溶湯注入時間が約30倍の余裕をもつことになり、1/6Gの影響を十分相殺し得る。

### 5.5.2.3 レゴリスの鑄型砂としての特性

鑄型砂は、次の特性<sup>46)</sup>をもつことが要求される。

- ①保温効果があること
- ②通気性があること



- ③耐熱性があること
- ④粘結性があり成形が容易であること等

この要求に対して、真空下におけるレゴリスは、次の特性を有しており、鑄型砂として適している。

- ①上記[5.5.2.2項(2)]に示したように保温効果が高い。
- ②通気性も真空中では向上する。
- ③耐熱性も地球の玄武岩質の砂と大差ない。
- ④粘結性の目安になる滑りのときのせん断応力は、地球の乾燥砂の約10倍[付録:C-2参照]である。

また、レゴリスの粒子構成は、砂質シルトに近く不透水性<sup>84)</sup>を示し、LSでの溶湯流(\*)とESでの溶湯流との流速比( $v^*/v$ )は(5-35)式から約1/6であるため、溶湯はほとんどレゴリス層に拡散しない。それ故、レゴリス製の鑄型は、溶湯の形状保持にも優れている。

#### 5.5.2.4 適用の対象

本製法は、ESにおいて、十分熟成している技術であるが、レゴリス鑄型を用いる工法は、手工業的であり、マン・パワーを必要とし、自動化し難いため、LSという特殊環境下では、厚肉の小型製品向きの製法といえる。即ち、この製法は、大型容器(タンク類)や寸法の長い配管類(含:構造材)の製造には必ずしも適していない。なお、金型を使用するダイカスト法(die casting)<sup>46)</sup>は、高精度で鑄肌の優れたAl合金などの鑄物を短時間に大量生産する鑄造方式として知られているが、この方法もLS上で実行可能であるが、更に小型製品向きの製法となる。

#### 5.5.3 高真空利用の真空蒸着法の可能性

真空鑄造法が、厚肉の小型製品の製造に限られるため、これに替わる一案として、LS上の超真空を利用した真空蒸着法(PVD:Physical Vapour Deposition)<sup>81) 83)</sup>により、任意の配管・タンク類を製作する方法が考えられる。PVDは、表面処理技術の一つとして1[ $\mu\text{m}$ ]オーダの薄膜生成に現在用いられており、技術的には確立されているが、これをバルク的なものの製作へ応用することは、ES上においては必要性が乏しいこと、またコスト的にも引き合わないために実施されていない。この方法を大型容器や寸法の長い薄肉の配管類等の製作へ応用できる可能性を示すために、次の事項を検討する。

- ①薄膜生成方法のなかでのPVDの選択理由
- ②配管・容器(タンク類)の製作手順の一例
- ③蒸着速度の制御
- ④蒸着生成物の強度の推定
- ⑤LSにおけるPVDの発展の可能性

### 5.5.3.1 薄膜生成方法のなかでのPVDの選択理由

薄膜生成技術<sup>81) 83)</sup>は、半導体の製造などのために近年急激に発展し、例えば、次のような方法が実用化されている。

- ①真空蒸着法(PVD)
- ②分子線エピタキシ法(MBE:Molecular Beam Epitaxy)
- ③スパッタリング・プラズマ法
- ④CVD(Chemical Vapour Deposition)法
- ⑤有機金属気相法(MOCVD:Metalorganic Chemical Vapour Deposition)
- ⑥イオン注入法
- ⑦めっき・ほうろう法

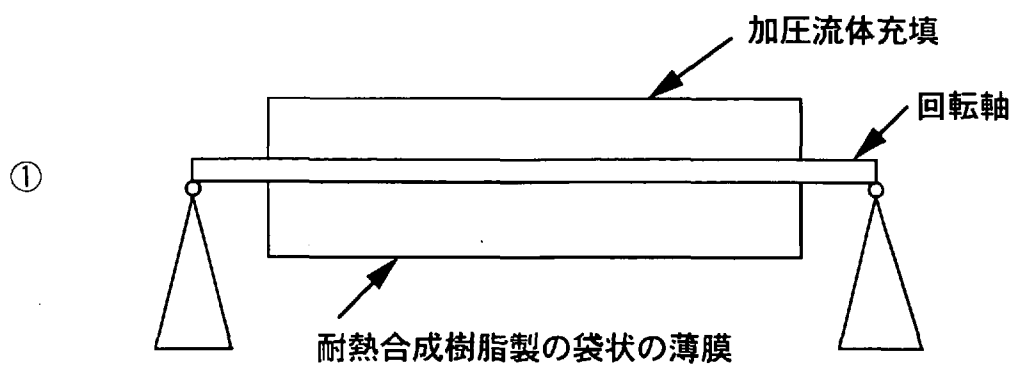
これらの製法のうち、次の条件を満たすものとしては、PVDが最適である。

- ①対象材料:Fe/Alを使用し、簡易な装置で生成が可能なこと。PVDは、熱エネルギーによって固体が気化する現象を基本過程としており、材料を加熱する蒸発源が装置となる。
- ②化学物質などの地球製消耗品が不要であること。PVDは、消耗品は使用しない。ただし、次項(5.5.3.2項参照)で述べるように、形状を保持する中子は、地球製を使用することを基本とする。
- ③高真空という特殊環境下が容易に利用できる状態にあるため、この資源の活用を最大限図るべきである。
- ④マン・パワーに制限があるため、自動化が容易で、操作が簡易であること。

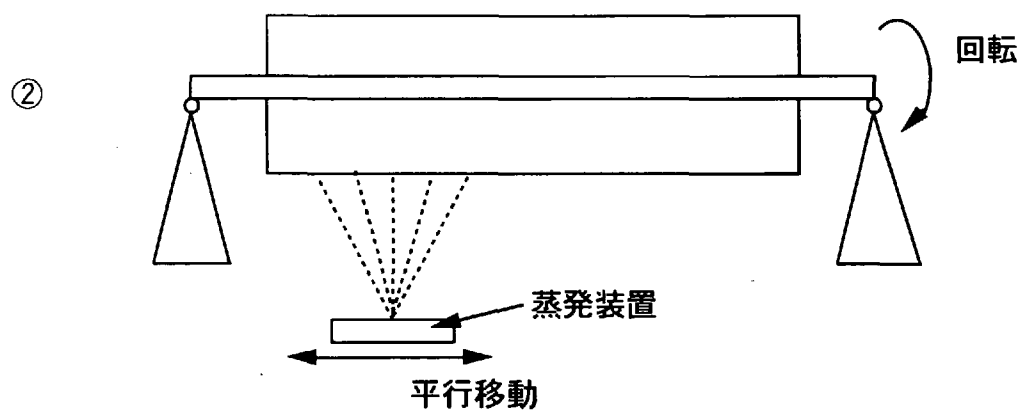
### 5.5.3.2 製作手順の一例

配管・タンク類を簡便に製作する手順の一例(図5-47参照)を以下に示す。なお、これらの工程は、基本的には、自動化することを前提とする。

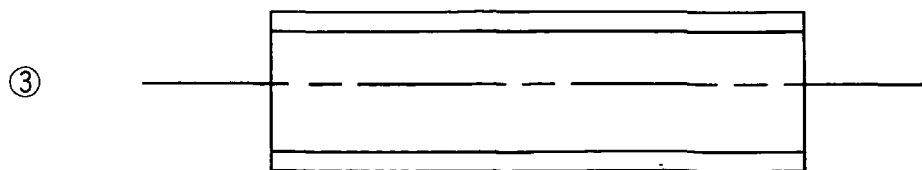
- ①配管やタンク類の形状に対応した耐熱合成樹脂製<sup>[注:173]</sup>の袋状の薄膜をESから運搬する。この薄膜は、簡易型中子の役割を果たすために、密閉性が要求され、形状保持のための加圧流体(ガス/液体)が充填される。また、この中子には、中心に回転軸が装着され、回転可能な機構を持っている。
- ②蒸発装置で、Fe(あるいはAl)のインゴットを熔融する。このインゴットは、炭素還元法の副産物として、作られたものである。なお、蒸発装置の主要な加熱法<sup>81) 84)</sup>としては、抵抗加熱法/電子ビーム加熱法/レーザ・ビーム加熱法がある。
- ③蒸発装置は中子の下部に配置され、蒸発したFe(あるいはAl)分子は上部(中子)に直進していく。このとき、中子を回転<sup>[注:174]</sup>させながら、均一な設定厚さに到るまで分子



簡易型中子の製作



蒸着過程



中子の取り出し (必要に応じ機械加工/熱処理)

図5-47 大口径配管の製作手順の一例

を照射させる。中子温度及び蒸発源と中子との相対的位置および回転速度は製品の品質を左右する重要な因子となるため、予め実験データを集積しておく。なお、小型中子の場合、同時に複数個を並べ蒸着させることも可能である。

- ④この中子は、使い捨てであり、蒸着終了後製品を取り出す。以上の工程で、ESからの消耗品は運搬の容易な薄膜のみとなる。
- ⑤強度要求が高いものに対しては、焼入焼戻し等の熱処理を行い、蒸着により生じた内部応力<sup>83)</sup>を除去する。また必要に応じて機械加工を追加する。

### 5.5.3.3 蒸着速度の制御

#### (1) 蒸発量の関係

高真空下(1[Torr]以下)におかれた熔融金属(凝縮相)からの蒸発量<sup>81) 82) 83)</sup>は、(5-29)式で表される。また、蒸気圧と温度との間には(5-30)式<sup>46)</sup>の関係が成立する。

$$F=5.84 \times 10^{-2} P (M/T)^{1/2} \quad (5-29)$$

$$\log P=A-B/T \quad (5-30)$$

ただし、F : 表面積1[cm<sup>2</sup>]当たり、1秒間に蒸発する量[g・cm<sup>-2</sup>・s<sup>-1</sup>]

P : 温度Tにおける蒸気圧[Torr]

M : 分子量

T : 温度[K]

A, B: 金属特有の常数

これらの関係から、Tの僅かな変化でPは大きく変化し、これに従いFも大きく変化する。従って、電力量の調整により熔融温度を設定し、蒸着速度を制御することが可能となる。

#### (2) Feの蒸着速度

FeのPが10<sup>-1</sup>[Torr](13.3[Pa]@1,859K)のときは、約0.0875[kg/cm<sup>2</sup>-日](1.012×10<sup>-3</sup>[g/cm<sup>2</sup>-s])が蒸着する。この割合で、例えば、約8.7[ton/日](5.5.1.1項参照)で生産されるFeの全てを蒸発させるための蒸発面積は、約1.0×10<sup>5</sup>[cm<sup>2</sup>](316[cm平方])と試算される。

この温度を約200K上昇すると、蒸気圧は1[Torr](133[Pa])となり、蒸発速度は約10倍の0.831[kg/cm<sup>2</sup>-日]に増加する。このときは、蒸発面積は、約1.05×10<sup>4</sup>[cm<sup>2</sup>](103[cm平方]@13.3[ton/日])に減少する。ただし、Pが1[Torr]より大きくなると、蒸発分子同士の衝突も生じ、中子に直進しなくなり効率が低下する傾向<sup>81)</sup>が生じることが懸念される。

#### (3) Alの蒸着速度

Alの場合は、Pが10<sup>-1</sup>[Torr](@1,566K)のときは、約0.0662[kg/cm<sup>2</sup>-日]が蒸着し、また1[Torr](@1,745K)に増加させたときは、約0.627[kg/cm<sup>2</sup>-日]が蒸着する。例えば、P=1[Torr]

のとき、約9.8[ton/日](5.5.1.2項参照)で生産されるAlの全てを蒸発させるための蒸発面積は、約 $1.57 \times 10^4$  [cm<sup>2</sup>] (125[cm平方])と試算される。

#### (4) 蒸着速度からみた技術的可能性

Feの温度を2,000K、またAlを1,700K前後に制御して蒸着させる工程において、装置の蒸発面積も産業機器としては実現の可能性のある規模のものであり、温度レベルやこの制御も特に技術的に課題となるものはないと考えられる。

#### 5.5.3.4 蒸着生成物の強度の推定

PVDによる薄膜生成時の機械的性質(強度等)に関しては、多くの研究<sup>83)</sup>が行われており、引張強度は、薄膜の生成過程に由来する膜構造、欠陥に大きく依存する。膜厚さは薄くほど、強度が高くなり、一般に冷間加工したバルクの値の数倍といわれる。一方、バルク状になった蒸着生成物の強度は、薄膜状での強度より低下する傾向にある。この課題は、最終的には実験により確認する必要があるが、粉末冶金の強度から以下のような推論が可能であり、LSでの使用の配管/タンク類は高压用が少ないため、実用には十分耐えると考えられる。

##### (1) 粉末冶金法

粉末冶金法<sup>46)</sup>の特徴は、粉末成形体を溶解させずに、溶融点以下で加熱(焼結)して固めることである。粉末を圧縮成形する場合、いかなる加圧を行っても密度比を100%近傍にすることは不可能であり、焼結体内部に空孔が残存することは避けられず、強度低下の原因となる。これに対して、PVDによる蒸着物は、エピタキシャル(Epitaxial)成長<sup>81) 83)</sup>をすることが多く、空孔が分子レベルであるため、焼結体よりも密となり、この強度は少なくとも焼結体と同等以上を有すると推定される。

##### (2) 焼結鋼の強度

焼結体の一例として、焼結鋼(S-1:密度6,900[kg/m<sup>3</sup>])<sup>46)</sup>を対象とすると、焼結状態のままでの引張強度は、約412[MPa]であり、一般鋼材(SNCM-5:密度7,800[kg/m<sup>3</sup>])の引張強度(1,177[MPa])の約1/3となる。しかし、これは代表的な鑄鉄である「ねずみ鑄鉄」(100~400[MPa])よりも高い値を示している。

##### (3) 熱処理による強度増加

熱処理(焼入焼戻し)により、S-1の引張強度は約640[MPa]に増加し、SNCM-5の約1/2に向上する。このことから、蒸着生成物も熱処理工程を付加することにより、更に強度が上昇し、圧力負荷の高いものにも応用可能になると予想される。

#### 5.5.3.5 PVDの発展の可能性

PVDは、単に大型タンク/配管類の製法に使用されるのではなく、多様な発展の可能性を有している。以下に、特徴を踏まえて、これらをまとめて示す。

- ①任意の大きさのものを製作できる製法である。特に、薄肉の大型/長寸法製品に適している。ただし、単純な形状に適しており、例えば突起等がある複雑なものは、機械加工が必要となる。
- ②蒸発装置を並行移動させることにより、任意の広さの平板を製作することも可能となり、後述(5.6.2/5.6.3項参照)するように、プレート組立工法や直接真空蒸着工法における構造物の部材に利用できる。
- ③強度等の特性を改善するために、2種以上の元素<sup>8,2)</sup>を同時に溶融・蒸着させることにより、任意の合金から成る製品を製作することもできる。
- ④蒸着する元素を時系列的に変化させることにより、様々な機能を有する任意の大きさの傾斜機能材料を作り出すことも可能である。これは、LOX製造を核とする月面産業に、素材事業の柱を追加できる可能性を示唆しており、SPS構成機材のみでなく、LEOやラグランジュ点における大型宇宙ステーションなどへの素材供給に発展する可能性を含んでいる。特に、後述(6.4.2.2項参照)するように、LSでSPSなどの機材を製作することにより、地球依存度(SST0の輸送量)は大幅に低減し、顕著なコスト低減化が可能となる。
- ⑤後述(5.6項参照)する基本構造物の構築工法のなかの、レゴリス・スラグ真空鋳造工法とテルミット反応工法の中で、内壁コーティングと補強用、構造物の結合にも使用される。

## 5.6 基本構造物の構築

従来提案され研究されてきたLSでの建築工法(特に、基本構造物の構築)も月資源を利用することを基本としているが、他の基盤システムとのリンクを特に重視せず考案された工法であり、多くの課題を含んでいる。著者は、この課題を解決するために、次の4種類の新工法を提示した。これらは、炭素還元法の副産物等を利用したものであり、地球依存度の低減に寄与する工法である。なお、本研究で複数の工法を示すのは、各工法の特徴を活かした役割分担があり、実際の建設にはこれらを組み合わせる必要があるとともに、現在はアイデアを可能なかぎり提供する段階であると考えられるためである。

- ①新工法Ⅰ・・・プレート組立工法
- ②新工法Ⅱ・・・直接真空蒸着工法
- ③新工法Ⅲ・・・レゴリス・スラグ真空鑄造工法
- ④新工法Ⅳ・・・テルミット反応工法

これらの新工法の役割を大別すると、①は建築物の上部構造(superstructure)用に、②は現地打設可能な上部構造用、③は建築基礎(substructure/foundation)用への適用が想定されるが、各工法も状況に応じて上部構造にも建築基礎にも適応可能である。また④は現地打設可能な大型構造物(建設物)用への活用が主に想定される。

これらの工法に使用される主要な建設材料は、酸素と副産物(Fe, Si, スラグ)で賄われるため、その供給量[5.4.4.1項(1)参照]としては十分なものが準備され、LOX製造とリンクを組んだ状態で構造物の規模発展が可能となる。特に、熔融スラグ(215, 370[ton/機(SPS)])とSi(73, 790[ton/機(SPS)])については多量に産出されるが、従来これらの利活用の方法がほとんど議論されていないため、上記③と④の工法により活用が図られることは月面産業として大きな意義がある。また、従来の研究では、①と②の工法のようにFeを使用することは研究対象外となっていたが、月製Feの利用が前提可能となれば、最も最初に検討する工法に位置付けられる。

### 5.6.1 従来提案された建設工法

地球依存度の軽減化を目指した建設工法として、以下のような工法<sup>[註:108]</sup>が従来提案されている。

#### 5.6.1.1 コンクリート工法

レゴリス、特に高地にはセメントの主要成分( $\text{SiO}_2$ ,  $\text{Al}_2\text{O}_3$ ,  $\text{CaO}$ など)が多く含まれていることから、コンクリートを構造部材として利用する工法が数多く提案されている。<sup>85) 86) 87) 88)</sup> この工法の課題として次のようなことが指摘できる。

- ①コンクリート1[m<sup>3</sup>]の製造に約0.2[m<sup>3</sup>]の水を必要とし、諸設備の洗浄にも水を使用する。水の20[wt%]を占める水素は、地球からの運搬に基本的に依存することになる。

- ②コンクリートの施工において、真空下における水の蒸発のため現地での打設は困難である。このため、室内与圧設備下でプレキャスト製品を生産し、現地で組み立てる方法となる。なお、組立の際に気密性の保持のための結合方法に新たな工夫を要する。
- ③真空下に暴露されたコンクリート構造物は、材齢とともに水の蒸発に起因した収縮・ひび割れを起し劣化し易くなる。なお、コンクリートは、気密性に関して信頼度が一般に低いという難点があり、安全性の観点から内壁などに漏洩防止用コーティングを別途施さざるをえない。

#### 5.6.1.2 セラミックス工法

レゴリスを1,000~1,200K程度に焼結(Sintering)したものを構造部材として活用する工法<sup>60) 89) 90) 91)</sup>である。この工法には、次のような課題がある。

- ①通常適用されているセラミックス製造方法のように、レゴリスを微小に粉碎し、圧縮成形したものを焼結(特に加圧焼結)する方法により、高い強度や硬度を持つ製品を得ることが可能である。しかし、大きな寸法のものを製造することは工程上困難であるため、構造部材としてよりは、様々な道具の素材としての利用価値が高い。
- ②レゴリスを現場で加熱焼結(一部はガラス化)して、壁面・床を構成する方法も提案されている。加熱方法としては、ヒータによる接触加熱やマイクロ波・太陽光による非接触加熱などが研究されている。この方式の欠点は、製品の緻密化が困難なために、構造部材に気密性がなく強度も低いことである。

#### 5.6.1.3 サンド・バック工法

レゴリスを袋状のものに充填し、いわゆる「土嚢」を積み上げる工法<sup>92)</sup>である。この工法は、土嚢および土嚢間の結合部の気密性が問題であるため、昼夜の温度差の熱制御用や放射線対策用に主に使用され、補助的な工法として位置づけられる。

#### 5.6.1.4 レゴリス鑄造工法

レゴリスを約1,600Kで溶融し、鑄型に流し込み、徐々に結晶化させながら冷却したものを構造部材として使用する工法<sup>60) 61) 62)</sup>である。この工法は、「玄武岩鑄造技術(Cast Basalt)」としてES上で既に実用化されているものである。特に月の海のレゴリスは、主として玄武岩の岩床が砕かれて形成されたものであり、ESの玄武岩の組成と類似しているため、この技術がLSでも応用可能であることを示唆する。この特徴として、加熱過程(加熱速度・時間など)は通常重要ではなく、最終加熱温度が最も重要なパラメータとなる簡単な工法である。また、鑄造された製品<sup>61)</sup>も、気密性が高く、圧縮強度は160~200[MPa]、引張強度は10~14[MPa]であり、コンクリートの強度(各々7~35[MPa], 0.8~5[MPa])より大である。しかし、次のような課題がある。

- ①レゴリスを溶融するためには多量の熱エネルギーを必要とする。例えば、1[ton]を溶融



するために、約 $1.3 \times 10^9$ Jを要する。この熱源として、「太陽反射炉」方式が数多く提案され小規模な実験も行われているが、大量のレゴリスを溶融するには、巨大な反射炉の設置が必要となる。

②溶融状態からの急冷は、製品内部に熱応力歪によるクラックを生じさせるため、冷却速度制御が重要である。通常は、24時間かけて約1,100Kから常温に戻す必要がある<sup>93)</sup>といわれる。太陽反射炉などによる直接加熱は冷却制御が困難となり、寸法制限が生じる。

③鑄造の工程上、鑄型の寸法制限からも製品の大きさは制限を受ける。

なお、この工法やセラミックス工法に共通した課題として、構造部材間の結合がある。結合方法としては、レーザ・ビームや電子ビーム、アーク、マイクロ波による溶接法あるいは結合部に溶融した玄武岩を流し込む方法などが提案<sup>63) 94)</sup>されているが、これらの方法には局所的な熱衝撃が伴うため、クラックの発生を回避する手法を開発することが重要となる。

#### 5.6.2 新工法Ⅰ(プレート組立工法)

真空蒸着法(5.5.3項参照)によりプレート(特に、副産物として多量に取得されるFeの平板)を製造し、これを組立/溶接して任意の構造物とする工法である。プレートを単に組立/溶接することは、通常実施されていることであり、未確認な技術的な課題のない工法であるが、従来の月面建設工法の研究のなかで殆ど議論されなかったのは、LOX製造と建設工法とのリンクを考慮していないためである。この工法は、次のような特徴を有する。

①強度・密閉性に優れている。

②プレート1枚当たりの製作面積には制約があるため、大型構造物の建設には多数の溶接工程を必要とする。この手順としては、工場内で、予めユニット/モジュール化を行い、現場で組立・結合(溶接)することとなるが、自動化には制限があり、マン・パワーを要する。

③複雑な形状のものが要求された場合、マン・パワーを要するが、プレートの切断/溶接により、製作可能である。

④LSは、昼夜の温度差が激しく、また宇宙放射線の影響もあるため、上部構造物には高断熱性のレゴリスを被覆する必要がある。これは、他の工法にも共通的に言えることである。

#### 5.6.3 新工法Ⅱ(直接真空蒸着工法)

本工法は、ESから運搬した薄い軽量のプレート<sup>[註:175]</sup>とフレームにより建物の形状を簡易に組立し、その表面に直接FeあるいはAlを原料としたPVD(真空蒸着)を行い、構造物を簡便に構築する工法である。この工法は、次のような特徴を有する。

- ①強度・密閉性に優れている。
- ②現地打設的な工法であり、建築物の上部構造用への適用が主なものとなる。特に、溶接工程が不要である点が優れている。
- ③下地となるプレートとフレームは、地球に依存する必要がある、形状の大きさにも制限があり、また複雑な形状には適さない。この工法を、大型建造物の建設に適用する場合、形状を構成する足場の設置などマン・パワーが必要となる。

#### 5.6.4 新工法Ⅲ(レゴリス・スラグ真空鑄造工法)

建設基礎用として、従来の建設工法を見た場合、「レゴリス鑄造工法」が最も簡単で技術も確立しており、製造される部材も強度/緻密性の点で優れている工法である。一方、LOX製造法である「メタンによる炭素還元法」において、副産物として多量の熔融スラグ(主要成分:Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>とCaO, MgO, SiO<sub>2</sub>)が産出される。このことは、LOX製造と鑄造工法をリンクすることにより、大型設備を設置せずに、熔融スラグを原料とした鑄造が可能となり、構造部材の大量生産手段が提供されることを意味する。なお、従来のレゴリス鑄造工法は、建築基礎のみでなく上部構造用としても適用が想定されているが、本鑄造工法では、肉厚/重量もある部材を複雑な上部構造用物として組み立てるよりは、建築基礎として用いることが適当であると考えられる。本工法のLSでの適用課題としては、次のものがある。

- ①従来の「レゴリス鑄造工法」では、冷却制御の課題から、大型鑄造物の製作は困難であったが、大量のスラグを有効利用するためにも、鑄造物自体の大型化の技術開発が重要な鍵となる。
- ②スラグは、レゴリス主要成分であるSiO<sub>2</sub>の含有率が相対的に減少し、Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub><sup>[注:176]</sup>とCaO, MgO割合が増加するため、スラグ物性を検討する必要がある。
- ③鑄造物を結合する従来の方法(溶接法等)は、局所的な熱衝撃が伴うため、クラックの発生を回避する手法を開発する必要がある。
- ④鑄造物に発生するクラックの補修や強度の補強手段も考慮する必要がある。

##### 5.6.4.1 鑄造物の大型化の可能性

大型化の方法として、前述(5.5.2項参照)したレゴリスを鑄型とする「真空鑄造法」の応用が考えられる。この鑄造法が熔融金属(Fe等)を用いた場合には有効であることは既に論じられたが、熔融スラグへの適用にあたっては、この流動性と冷却過程、蒸発速度の3項目について検討する必要がある。ただし、スラグの物性(熱伝導率/比熱/密度/粘性係数)は、レゴリス(付録:C参照)のものとほぼ同一と仮定して議論を進める。これは、本検討が予備的なレベルのものであるため、妥当な仮定と考えられる。

### (1) 溶融スラグの流動性

1/6Gによる溶湯流の流速への影響については、前述(5.5.2.2項参照)において、真空下のレゴリス鑄型を用いることにより、十分相殺できることを示したが、これ以外に、大型化に伴う流動性の課題の一環として、注入される溶融スラグ流とFe溶湯流との保温性の比較を試みる。基本的には(5-28)式と同一の考え方で、熱現象を支配する相似則:フーリエ数(Fourier Number): $F_0$ を仮定して、[伝導熱量: $Q_k$ /蓄積熱量: $Q_c$ ]から、次の(5-31)式のように整理される。

$$t^*/t = 1/(k^*/k) \cdot C_p^*/C_p \cdot \rho^*/\rho \cdot (L^*/L)^2 \quad (5-31)$$

ただし

$t^*/t$  : 溶融スラグ流(\*)とFe溶湯流との時間比

$k^*/k$  : 両者の熱伝導率比

$k^*$ は約2[W/m-K@1,900K] [付録:C;(C-4)式参照]

スラグ温度:1,900Kは、還元反応炉(内部温度:約2,000K)から排出され、約100K下降したと仮定したときの温度である。

$k$ は約40[W/m-K@1,700~1800K]<sup>97)</sup>

$C_p^*/C_p$ : 比熱比

$C_p^*$ は、1,586[J/kg-K@1,900K] [付録:C;(C-2)式参照]

$C_p$ は、700[J/kg-K@1,900K]<sup>97)</sup>

以上から $t^*/t \approx 20$ となり、溶融スラグ流は、Fe流より約20倍保温性が良好で冷却し難い、即ち凝固し難いことがわかる。上記には、凝固潜熱の影響を無視しているが、Fe流(低合金鑄鋼)の潜熱は、251~268[kJ/kg]<sup>97)</sup>であるが、溶融スラグ流は、約400[kJ/kg] [付録:C-5参照]であり、約1.5倍潜熱量が大きいため、更に凝固し難いことになる。また、溶融スラグの凝固点は、1,290~1,573K [付録:C-4参照]であり、Fe流は1,700~1,800Kである。この点からも、溶融スラグは、凝固し難いため、大型化に適したものといえる。

なお、Fe流に比較し、溶融スラグ流の粘性が、約250倍大きくなることが、流速に与える影響を検討する。粘性等の相違による溶融スラグ流(\*)とFe溶湯流との流速比( $v^*/v$ )を考えると、基本的には(5-26)式と同一の次の(5-32)式のように整理される。

$$v^*/v = \rho^*/\rho \cdot g^*/g \cdot (L^*/L)^2 \cdot 1/(\mu^*/\mu) \quad (5-32)$$

ただし、

$\rho^*/\rho$  : 溶湯状態での密度比。

$\rho^*$  : 3,000[kg/m<sup>3</sup>] [付録:C-1参照]

$\rho$  : 6,800[kg/m<sup>3</sup>]<sup>97)</sup>

$g^*/g$  : 重力加速度比 : 同一箇所と仮定し1。

$L^*/L$  : 寸法比。両者は、同一形状を流れると仮定し1。

$\mu^*/\mu$  : 粘性係数比。250と仮定。

$$\mu^* : 1.5 [\text{N}\cdot\text{sec}/\text{m}^2 @ 1,900\text{K}] [\text{付録:C-7参照}]$$

$$\mu : 6 \times 10^{-3} [\text{N}\cdot\text{sec}/\text{m}^2 @ 1,900\text{K}]^{97)}$$

(5-32)式から、 $\nu^*/\nu \approx 2 \times 10^{-3}$ となり、注入する熔融スラグの速度はFe溶湯流に比べ極端に遅くなるため、溶湯が回り込むのに時間がかかるようになる。

流動性<sup>46)</sup>の主要因子である熱的因子については、熔融スラグ流は優れているが、流速が遅いことが流動性にマイナスに作用することも懸念される。しかし、この問題については、次のように考えることができる。

- ①前述(5.6.1.4項参照)したように、ES上で既に実用化されている「玄武岩鑄造技術(Cast Basalt)」は、本工法と基本的に同一のレゴリス鑄造工法であるが、この熔融温度は1,600K程度のため、粘性係数も11[N·sec/m<sup>2</sup>@1,600K]に増加しており、上記の熔融スラグの粘性の約7倍となっている。それ故、1/6Gの影響を勘案しても、両者はほぼ同等の流速となる。
- ②構造部材としての性質から、鑄造形状は平板や円柱等の単純なものであるため、溶湯が回り込み易い構造である。
- ③複数の溶湯注入口を設けることにより、低速度を補うことが可能である。

## (2) 熔融スラグの冷却過程の解析

熔融スラグ(熔融レゴリス)は、熔融金属、例えば、熔融したFeと比較し、熱伝導率が、約1/20倍[上記(1)参照]と低いため、冷却時に熱応力歪が発生し易い。高真空下において、レゴリス鑄型のなかに注入された熔融スラグの冷却過程を簡単なモデルにより解析する。初期温度:1,900K[上記(1)参照]の円柱形の熔融スラグが、真空中の粉体状レゴリス(初期温度:253K)内で冷却される過程の計算結果を図5-48(円柱半径:1mモデル)と図5-49(円柱半径:10mモデル)に示す。

### a) 計算の前提条件

- ①半径方向の一次元解析とし、解析コードとしてSINDA(Systems Improved Numerical Differencing Analyzer)プログラムを使用した。また、レゴリスの半径方向の厚さは、無限大とする。
- ②粉体状レゴリスの初期温度:253Kは、レゴリス表面下数cm以上の温度<sup>95)</sup>が、昼夜を通してほぼ253Kと一定であるため、これと同一なものとした。

### b) 考察

簡易なモデルではあるが、以下の考察により、熱応力歪は極めて小さくできると推定される。

- ①半径:1mモデルの冷却過程は、当初は中心と外周との温度差が大である。例えば、10日

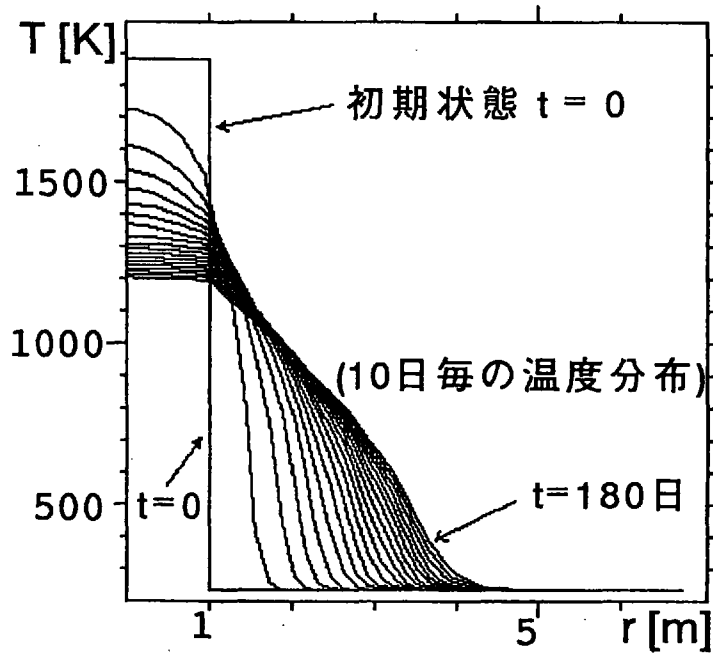


図5-48 円柱形(半径1m)の溶解スラグの冷却過程

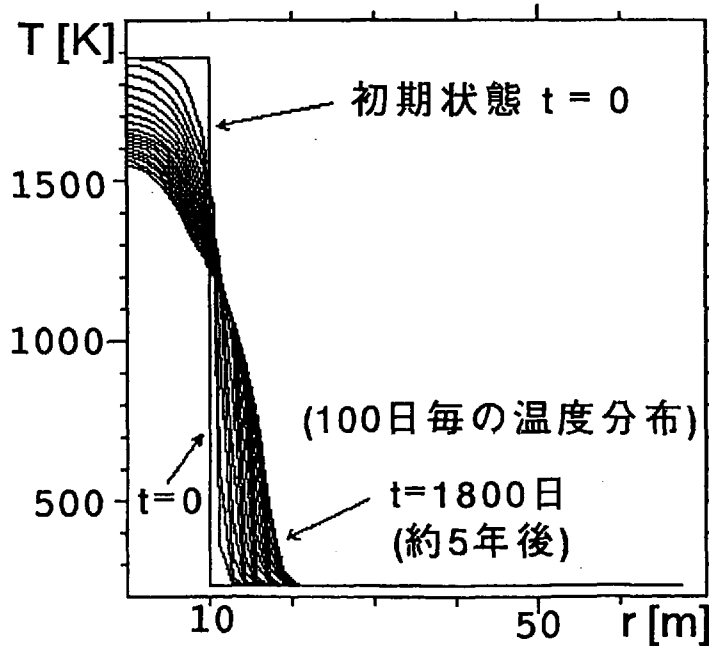


図5-49 円柱形(半径10m)の溶解スラグの冷却過程

間後には、中心が約1,750Kに冷却することに対し、外周は約1,500Kとなり、温度勾配は250[K/m]である。これは、熔融状態にあるスラグの熱伝導率が外周を覆う粉体状レゴリスと大差ないためである。

しかし、スラグ(即ち熔融/岩石状レゴリス)は、冷却するに伴い、熱伝導率は増加する傾向をもつが、逆に粉体状レゴリスの熱伝導率は低温になるほど低下する特性を有するため、スラグの中心と外周との温度差は徐々に縮小し、約1,300K(固化開始温度)以下になると有意な差はなくなる。熱応力歪は、固化状態になってから問題化する現象であるため、この計算結果からは歪みは殆ど生じないといえる。なお、冷却過程は緩慢なため、180日(半年)後でも1,200K程度である。

②半径:10mモデルの場合は、冷却は極めて緩慢であり、100日後でも中心温度は約1,900Kと変化せず、外周は約1,550Kとなり温度勾配は35[K/m]程度である。

③実際の作業においては、冷却時間の短縮が必要となるため、一例として、次のような対策を採ることで制御可能となる。

a)スラグの外周部を取り囲む鋳型のレゴリス厚さを調整し、外部への熱流失を増加させる。

b)鋳造作業を密閉した工場内で行うならば、この内部に、ガス(例えば、 $N_2$ )を注入し、レゴリスの熱断熱性を低下させる。この方法は、レゴリスにガスを熱伝導媒体として封入し、エネルギー蓄熱とする方式<sup>64) 65)</sup>と同類のものである。[5.3.2.1項(2)a) a-2)/a-3)参照]

c)スラグが熔融状態にあるときは、内部に温度差が発生しても、熱応力歪とはならないため、1,900Kから約1,300K(固化開始温度)までは、急激に上記の方法等で冷却し、それ以降は、有意な温度差が生じないように緩慢な冷却制御に切り替える時系列的な方法も一案である。なお、スラグの熱伝導率が、冷却するに伴い増加する傾向を有することは、固化開始から常温までの冷却時間の短縮上有利に作用する。

### (3) 熔融スラグの蒸発速度

真空中では熔融スラグの蒸発現象も起きる。この量が多いとスラグの損失だけでなく、気化のためにスラグの急激な冷却が行われる。スラグを構成する酸化物の種類により蒸気圧は異なるが、主要成分である $Al_2O_3$ と $CaO$ 等の酸化物の蒸気圧<sup>101)</sup>は、約 $10^{-4} \sim 10^{-3}$  [Torr] ( $1.33 \times 10^{-2} \sim 1.33 \times 10^{-1}$  [Pa]) (@1,900K)と低く、その蒸発量は、 $10^{-7} \sim 10^{-6}$  [g/cm<sup>2</sup>-s]のオーダーである。(5.5.3.3項参照)

例えば、同様に真空鋳造されるFeの蒸気圧が $10^{-1}$  [Torr] (13.3 [Pa]) (@1,859K)のとき、その蒸発量は、 $1.012 \times 10^{-3}$  [g/cm<sup>2</sup>-s]であるが、これと比較しても熔融スラグの蒸発は十分少量であり、更に実際はレゴリス鋳型により蒸発が妨げられるため、無視できる値となる。

#### 5.6.4.2 スラグの物性

スラグの物性は、レゴリスのものと同等と仮定して検討を進めたが、実際は、両者の成分比率<sup>2,4)</sup>には、次のような典型的な差がある。

|                                | レゴリス (wt%) | スラグ* (wt%) |
|--------------------------------|------------|------------|
| SiO <sub>2</sub>               | 47.4       | 14.2       |
| Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub> | 17.8       | 32.6       |
| CaO                            | 11.4       | 20.9       |
| FeO                            | 10.5       | 0          |
| MgO                            | 9.6        | 17.6       |
| TiO <sub>2</sub>               | 1.6        | 2.9        |
| その他                            | 1.7        | 11.8       |
| 計                              | 100        | 100        |

\* : SiとFeは、スラグに含めない。

一般ガラスの物性に対して、成分である酸化物との間に加法定則<sup>9,6)</sup>が成立することが知られている。レゴリスあるいはスラグは、成分比率についてはガラスと異なるが、成分の種類は類似している。それ故、スラグの物性に対して、加法定則を仮定すると、定性的にはレゴリスと次のような比較ができる。

##### (1) 密度

密度を増大させる順序は、SiO<sub>2</sub> < CaO < MgO < Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>であるため、スラグ密度は増加する傾向を示す。

##### (2) 熱膨張係数

膨張の増大順序は、(SiO<sub>2</sub>, MgO) < (CaO, Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>)であり膨張しやすくなるため、熱応力の点で厳しくなる方向といえる。

##### (3) 比熱

比熱の増大順序は、CaO < SiO<sub>2</sub> < Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> < MgOであり、比熱と密度は増加する傾向を示すため、熱容量は増し、蓄熱材としては適するようになる。

##### (4) 強度

引張強さの増大順序は、MgO < Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> < SiO<sub>2</sub> < CaOであるため、引張強度は低下する傾向を示す。一方、圧縮強さの増大順序は、CaO < (Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>, MgO) < SiO<sub>2</sub>であるため、圧縮強度も低下傾向を示す。

上記から、スラグは、熱膨張係数と強度の点から、レゴリスよりは構造部材として劣ることが定性的にはいえるが、改善が必要であるならば、次のような対策を図ることも可能である。

- ①溶融スラグに、溶融レゴリスを混入させることにより、 $\text{SiO}_2$ 等の含有量を調整したスラグを目的に応じて提供できる。
- ②物性に寄与する $\text{Al}_2\text{O}_3$ は、Al生産用にスラグから分離されるために、分離後のスラグを使用することも可能となる。

#### 5.6.4.3 構造部材間の結合

本工法や従来のレゴリス鑄造工法やセラミックス工法に共通した課題として、構造部材間の結合があるが、従来の提案されている方法<sup>63) 94)</sup>は、部材に局所的な熱衝撃が伴い、クラックが発生し易いものであった。これを解決する一案として、図5-50に示すように、通常の溶接と同様に、被接着物間に斬り欠きを設け、副産物として多量に供給されるFeをPVD(真空蒸着法)により切り欠き部にバルク状に肉盛りし結合する方法が考えられる。このPVD装置は簡易であるため、ブロック化した部材を組立現場に運搬し、その場で結合作業を行う現地打設が可能な有効な方法である。本方法のフィージビリティについては、次のように推定できる。

- ①Fe蒸着原子が運搬してくるエネルギーや蒸発源からの熱放射のため、照射される切り欠き部近傍は温度上昇が発生する。しかし、蒸着速度は制御可能であり、従来のレーザー・ビームや電子ビーム、アーク、マイクロ波による溶接法あるいは結合部に溶融した玄武岩を流し込む方法などと比較して、十分熱衝撃を低下させることが可能である。
- ②従来から、PVDの研究の一環として、酸化物( $\text{SiO}_2/\text{Al}_2\text{O}_3$ 等)の基板と金属薄膜との付着力についての実験<sup>83)</sup>が行われている。特に、最も多くのデータが集積されているガラス基板(主成分は $\text{SiO}_2$ )への金属の付着力の測定では、Feは測定できないほど強い付着力を有している。この実験の結果から、複数の酸化物から成るレゴリスやスラグ基板に、Feを強固に付着させることは可能であると推定される。
- ③間接的な実験ではあるが、後述[5.6.5.7項(2)参照]において、テルミット反応生成物(主な成分: $\text{Fe}_2\text{SiO}_4/\text{SiO}_2$ )と鉄粉との溶融・接着が行われたことから、複数の酸化物へのFeの蒸着は可能と考えられる。

#### 5.6.4.4 クラックの補修や強度の補強

レゴリスやスラグを原料とした鑄造物は、ESの玄武岩あるいはコンクリートと同様に、硬度は高いが弾性に乏しく脆い性質を有するため、適用箇所によっては、LSの厳しい昼夜の温度差による熱サイクルなどを受け、クラックが発生し易い状態に陥る。特に、本工法を人的活動が行われる箇所に適用する場合は、補修/補強を行い、部材による事故を未然に



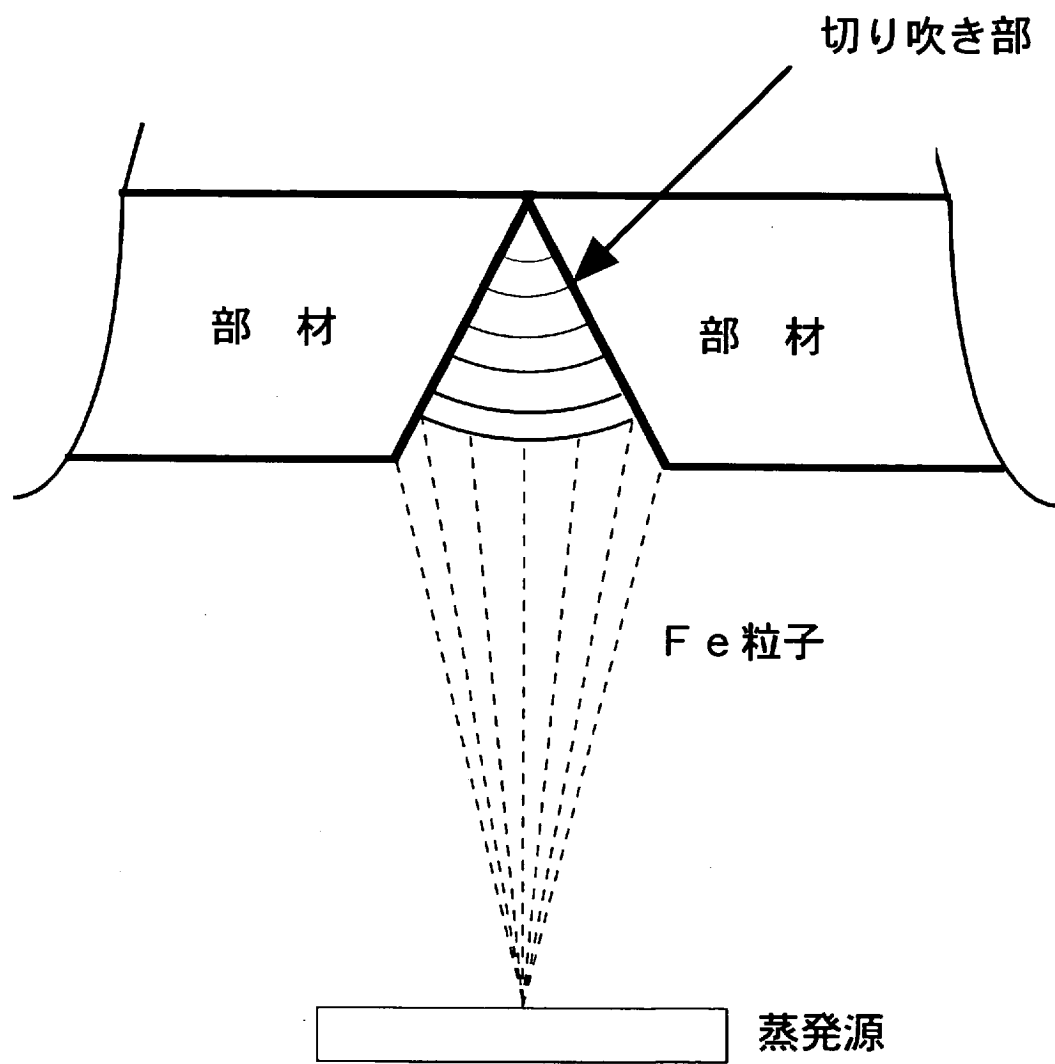


図5-50 真空蒸着法による構造部材間の結合

防止することは必須と考える。従来の建築工法の研究では、何れの工法であれ、この点への配慮が殆ど無視されている。この補修や強度の補強の手段として、次の方法が提案できる。

①PVDは、上記の部材間の結合におけると同様の理由で、表面のクラックの補修とコーティングによる補強に適用可能となる。

②鉄筋コンクリートは、圧縮強度は高いが弾性に乏しく脆いコンクリートの特性を改善するために、弾性力があり引張強度が高い鉄筋を内部に混入したものであるが、これと同様な考え方で、鑄型の中に予め鉄筋を挿入し、それにスラグを鑄込むことにより、鉄筋スラグを製造できる。ただし、Fe(低合金鑄鋼)の融点は、1,700~1,800Kであるため、溶融スラグの注入温度は、これ以下の約1,600K<sup>[註:177]</sup>にする必要がある。

#### 5.6.5 新工法Ⅳ(テルミット反応工法)

プレート組立工法やレゴリス・スラグ真空鑄造工法あるいは従来の工法は、基本的には工場内で建設部材を製造し、現場へ運搬し結合/組立する工法である。しかし、大型構造物の建設の場合、真空/厳しい温度差などの環境下における少人数とロボットによる結合/組立は非常に困難な作業である。例えば、H-IIロケット射場並の面積(約50m×500m=25,000[m<sup>2</sup>])のものをLSに構築することを想定した場合、この基礎の構築に対して、次のように前述の工法を採用することは実用的ではないため、ESにおけるコンクリート工法に類した大規模現場工事を可能とする、地球依存度が少ない新たな現地打設的な工法が要求される。

①新工法Ⅲ(レゴリス・スラグ真空鑄造工法)を用いて製造した容量:1m<sup>3</sup>(1m立方,密度:3,300~3,400[kg/m<sup>3</sup>];付録:C-1参照)のスラグ・ブロックで覆うと仮定すると、重量が1/6になるとしても、約550[kg重/個]のブロック:約25,000個を運搬/組立/結合しなければならない。

②新工法Ⅰ(プレート組立工法)で行う場合、面積:1m<sup>2</sup>のもので覆うと仮定すれば、上記と同様に約25,000枚のプレートを運搬/組立/結合する必要がある。このとき、プレートの肉厚により重量は異なるが、Fe密度は7,860[kg/m<sup>3</sup>]とスラグの約2.3倍となるため、運搬の負担も考慮しなければならない。

③新工法Ⅱ(直接真空蒸着工法)は、現地打設的な工法ではあるが、下地となるプレートとフレームをESから運搬し、上記②と同様の要領で組立/結合しなければならない。

様々な材料合成法の中で、テルミット反応法(Thermit Reaction)を含む燃焼合成法(Combustion Synthesis)<sup>78)</sup>は、高融点無機化合物や金属間化合物を構成する元素間の化学反応が通常強い発熱反応を伴うことを積極的に利用した材料合成法であり、元素混合粉末圧粉体の一端を強熱すると激しい発熱を伴って固相発熱反応が励起し、燃焼波として圧粉体中に自己伝播するとともに、余剰の反応熱により焼結作用が働くことを利用した製法である。

この合成法に注目し、LOX製造を核とする月面産業に関わる物質を検討すると、生産物で

ある $O_2$ と多量の副産物(Si, Fe)を利用して、Siと三酸化鉄( $Fe_2O_3$ )を反応系(原料系)としたテルミット反応を起こさせることが可能と予想される。「テルミット反応工法」とは、この組み合わせの反応生成物を構造部材として利用する現地打設的な工法として考えられたものである。なお、テルミット反応を励起させる組み合わせは多数あり、古くから金属酸化物(例えば、 $CuO$ や $Fe_2O_3$ )とAl<sup>[注:178]</sup>の組み合わせのものが知られており、このケースでは酸化物( $Al_2O_3$ )と金属(CuやFe)が生成される。

#### 5.6.5.1 工法の成立性のための検討項目

本工法が、建設工法として成立するために、次の項目を検討する必要がある。特に、下記の(6)以外の項目は、前述(1.4.1項参照)のフィージビリティの可否基準の要件に合致するため、予備的な実験により確認することとした。

##### (1) 反応系の組み合わせ

$O_2$ と副産物(Si, Fe)を反応剤の素材として対象にした場合、SiとFeは大量に製造されるため供給量に問題はないが、酸化物として、いかなる酸化鉄の形態とするかは重要な課題である。

##### (2) 生成物の分離現象の有無

一般に、テルミット反応生成物<sup>78)</sup>のなかの金属と酸化物は濡れ性が悪いものが多い。例えば、Al/ $CuO$ の組み合わせによるテルミット反応の場合、生成物としてCuと $Al_2O_3$ が生成されるが、比重が軽い $Al_2O_3$ が重力で分離しスラグとして浮遊する現象が生じる。このような現象が発生すると、分離面は強度的に弱い箇所となり、構造部材としては不適なものとなる。なお、従来、テルミット反応は、電線間の結合やレール結合などに実用化<sup>100)</sup>されており、この応用に対しては、生成物の分離は高純度化の意味でプラスに作用している。

今回対象とするSi/ $Fe_2O_3$ の組み合わせについては、テルミット反応が起きることは従来多くの資料<sup>78) e.t.c.</sup>に記されているが、実用目的に使用された例はなく、実験室レベルでの実験が行われた可能性はあるものの、生成物の分離の有無については明らかにされていないため、成分分析を行う必要がある。

##### (3) 反応性(含:着火性)

Si/ $Fe_2O_3$ による反応性(含:着火性)<sup>78) 100) e.t.c.</sup>は、従来から知られているAl/ $Fe_2O_3$ などの組み合わせのものより劣ると言われているが、その特性は明らかにされていない。特に、文献100)では、Si/ $Fe_2O_3$ の組み合わせは、燃焼伝播困難と明記している。このため、反応温度/発熱量/燃焼面伝播速度/燃焼開始温度などの特性を確認する必要がある。また、真空下での着火性の確認も行うべきである。なお、後述(5.8項参照)するが、テルミット反応熱を利用した発電システムの検討のためにも、これらのデータは必要となる。

##### (4) 生成物の緻密性/強度(含:反応系の物理的特性)

テルミット反応を含む燃焼合成<sup>78)</sup>は、2,000K以上の高温になる場合が多く、反応系(原

料系)が中間生成物を経て最終生成物になる過程で、熔融相を伴っているとみなされる。しかし、高温による原子拡散の促進と液相の出現にもかかわらず、生成物は、全体的<sup>[注:179]</sup>には多孔体か粉末状になることが多い。緻密質とならない原因は、ガス発生や濡れ性の問題もあるが、本質的には反応時間が短いこと、即ち急冷されること、及び例えば反応系の空隙率が0%であったとしても反応前後で系の体積が大きく変化するためといわれる。そのため、緻密度を向上する方策として、現在、燃焼合成と加圧手段を組み合わせることにより、合成同時焼結する様々な方法が開発<sup>99)</sup>されている。緻密度は、密閉性や強度に強く関係するため、重要なパラメータとなるが、LSという特殊環境下で大規模な構造物を現地打設的に構築する場合は、加圧という手段は講じることは困難である。このため、緻密度を向上させる方法を模索する必要がある。また、運搬や積み重ねが行われる反応系(原料系)には、圧壊強度が要求されるため、この確認も必要となる。

#### (5) 部材間の結合(含:補強)

レゴリス・スラグ真空鑄造工法において、PVDによる部材間の結合(5.6.4.3項参照)を示したが、この方法の本工法に対する有効性の確認とともに、他の方法の可能性も検討する必要がある。なお、補修や補強、内壁のコーティングについても考慮する必要がある。

#### (6) 建設手順

本工法による建設方法の一例により、現地打設的に形状の大小を問わず要求のもの(基礎や建屋など)を短時間に野外に構築することを検討する必要がある。

#### 5.6.5.2 反応系の組み合わせ

$O_2$ と副産物(Si, Fe)を反応剤の素材として対象にした場合、Siは大量に製造され、還元反応炉から単独で抽出できるため問題はないが、酸化物として、三酸化鉄( $Fe_2O_3$ )を選択したのは次の理由による。

- ①基本素材であるFeは、Ilmenite等から炭素還元法により $O_2$ と同時に副産物として製造されるため、Feと $O_2$ の反応から $Fe_2O_3$ を造ることは容易である。
- ②酸化鉄の種類としては、 $Fe_2O_3$ の他に四酸化鉄( $Fe_3O_4$ )の形もあるが、Feを酸化させれば最終的に安定した $Fe_2O_3$ になり、 $Fe_3O_4$ を主に生成することは制御の点で困難であるため、候補からは除外した。ただし、 $Fe_2O_3$ の製造過程で、 $Fe_3O_4$ の一部が混入する可能性はある。
- ③ $FeTiO_3$ を主に含むIlmeniteから直接的にFeOを取り出すことは困難であるため、Ilmeniteそのものを酸化鉄の代替とする簡易な方法も一案として考えられた。しかし、次項(5.6.5.3項参照)のIlmeniteの燃焼性確認試験の結果、多量の不純物の含有に起因して着火不可であったため除外した。

なお、Siとしては、FeSiの形に合金化したものが市販されており、今回の試験にはこれを

使用した。これは、月面において、高純度のSiを大量に得ることは困難であり、還元反応炉の中で不純物としてFeも含有されると予想したためである。

### 5.6.5.3 Ilmeniteの燃焼性確認試験

#### (1) 試験方法

FeSi(平均粒径:14.5[ $\mu\text{m}$ ])<sup>[注:180]</sup>とIlmenite<sup>[注:181]</sup>を混合し、ペレットの成型性と燃焼確認を行った。

#### (2) 試験結果

①FeSi/Ilmenite(106[ $\mu\text{m}$ ])=20/80(wt;%)の混合組み合わせのものは、面圧:50~100[MPa]で成型できなかった。成型不能なため、粉状品10gの上に着火剤<sup>[注:182]</sup>2gを上乗せし着火したが、燃焼不可であった。

②FeSi/Ilmenite(5.3[ $\mu\text{m}$ ])=30/70(wt;%)のものは、面圧:50[MPa]でペレット成型<sup>[注:183]</sup>が可能となり、粒径を微細にした効果がみられた。しかし、成型品上部から着火剤により着火したが、Si比率を増加し還元力を強化したにも関わらず、燃焼不可であった。

### 5.6.5.4 テルミット反応基礎試験

テルミット反応<sup>78)</sup>においては、燃焼過程と新たな化合物が自発的に生成される過程(合成過程)の2つの過程が同時に進行する。この燃焼過程は、予混合された可燃性混合体の中を伝播する「予混合火炎」の範疇に入り、この燃焼にとって最も基本的な特性パラメータとして、燃焼面伝播速度(Burning Velocity)がある。また、反応時に放出される熱量が系外に放散されず、すべて生成物の温度上昇に消費され、かつ生成物も解離しないと仮定したときに到達し得る最高温度を断熱燃焼温度(Adiabatic Temperature; $T_{ad}$ )と称し、燃焼と合成の過程を支配する重要なパラメータとなる。

#### (1) 断熱燃焼温度: $T_{ad}$ の測定

従来、Siと $\text{Fe}_2\text{O}_3$ の組み合わせ<sup>78)</sup>は、(5-33)式の反応を示し、断熱燃焼温度: $T_{ad}$ は約2,800Kに達すると考えられていた。



#### a) 実験方法

$T_{ad}$ の実験による確認方法<sup>78)</sup>としては、図5-51に示すように、円柱形のペレット<sup>[注:184]</sup>の中心部まで小穴を開け、試料内部の燃焼温度を2色温度計で測定した時の最高到達温度が $T_{ad}$ にほぼ一致することを利用して行われた。なお、参考にR熱電対も設置された。ペレットのテルミット反応状況を図5-52に示す。

#### b) 実験結果

##### b-1) Si含有率の影響

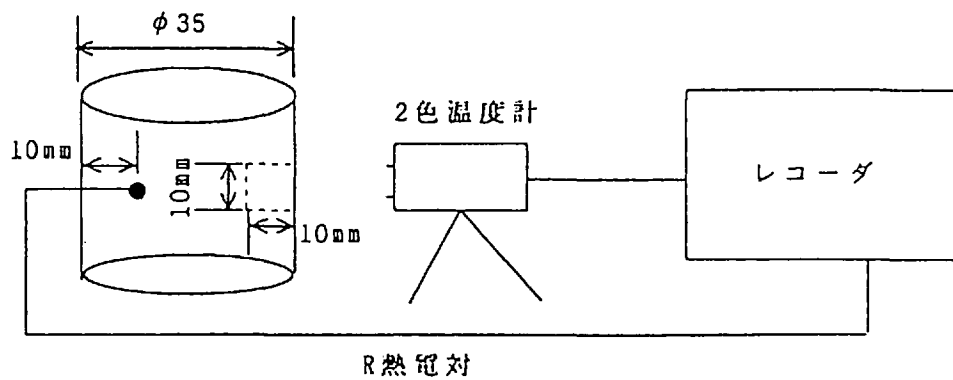


図 5-51 燃烧温度測定試験の概要



着火直後のペレット



燃焼中のペレット

図 5-52 テルミット反応の状況

図5-53に、配合比:FeSi/Fe<sub>2</sub>O<sub>3</sub>=20:80 [wt%]<sup>[注:185]</sup>と設定し、FeSiのSi含有率を4水準<sup>[注:186]</sup>変化させたときの最高到達温度の傾向を示す。このデータから、次のことがいえる。

- ①Si含有率:99.2 [wt%]のときのR熱電対において、1点異常値と思われる値が見られ、また測定値のバラツキもあるが、2色温度計とR熱電対の測定温度には有意な差は無いといえる。一般に燃焼合成での試験においては、応答性が劣るR熱電対は2色温度計より低い数値を示すことが報告<sup>78)</sup>されているが、今回有意差が無かったことは、Si/Fe<sub>2</sub>O<sub>3</sub>反応が他の組み合わせのものより緩慢であることを示唆している。このことは、後述[5.6.5.4項(4)参照]する燃焼面伝播速度実験においても検証された。
- ②Si含有率を増加させると最高到達温度も上昇することは予測どおりであったが、化学量論比に近いSi含有率:99 [wt%]以上のときでも1,700~1,800Kにしか達せず、予測T<sub>ad</sub>(約2,800K)とは約1,000Kの温度差が生じた。

#### b-2) FeSi平均粒径の影響

図5-54に、FeSi平均粒径を3段階<sup>[注:187]</sup>に変化させたときの最高到達温度の傾向を示す。このデータから次のことが判明する。

- ①小粒径になるほど、粒子間の接触が増加し反応が容易になるため、高温に達する傾向を示す。例えば、平均粒径:2.6 [μm]のときは、1,900Kに近い数値に達する。この傾向は、燃焼合成における一般的な予想<sup>78)</sup>と一致する。
- ②予測T<sub>ad</sub>との温度差が約1,000K生じることは上記と同様であり、この原因は、単なる外的な条件の差ではなく、反応自体に起因すると予想される。

#### (2) 定性分析

温度差の原因調査のために、ペレット<sup>[注:188]</sup>をAr雰囲気中<sup>[注:189]</sup>で反応させ、その生成物をX線粉末回析法<sup>[注:190]</sup>により定性分析を行った。その結果、同定物質として、次の4種類のものが含まれていることが判明した。

- ①Fe<sub>2</sub>SiO<sub>4</sub> (2FeO · SiO<sub>2</sub>:Fayalite:鉄カンラン石)
- ②α-Fe
- ③SiO<sub>2</sub> (Quartz)
- ④Si (未反応)

このことは、SiとFe<sub>2</sub>O<sub>3</sub>の反応過程は、(5-33)式の様な単純なものではなく、SiによるFe<sub>2</sub>O<sub>3</sub>の還元は不完全でFeOの状態までしか還元されないものが多く、このFeOがSiO<sub>2</sub>と融合し、Fayalite(2FeO · SiO<sub>2</sub>)が生成されたことを意味する。このため、Oが不足し、SiO<sub>2</sub>が十分生成されないため、最高到達温度も低い状態に抑えられたと推定される。



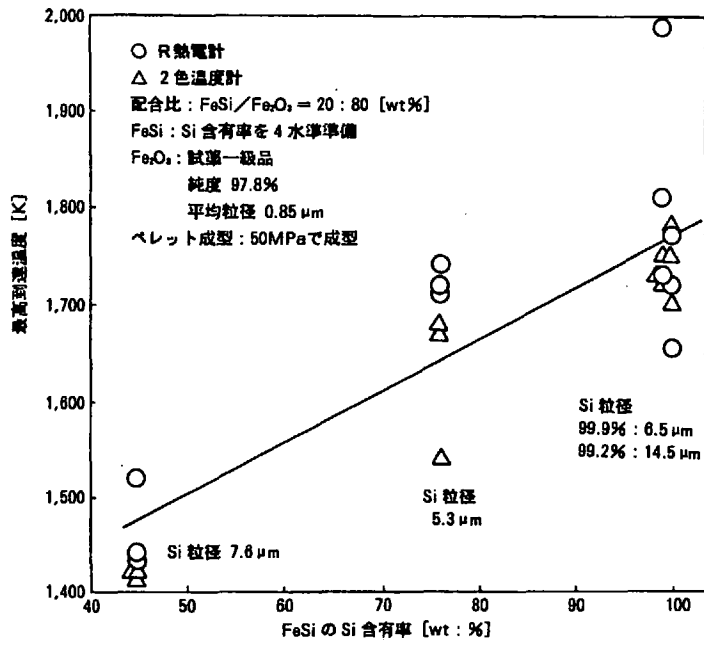


図5-53 Si含有率に対する最高到達温度

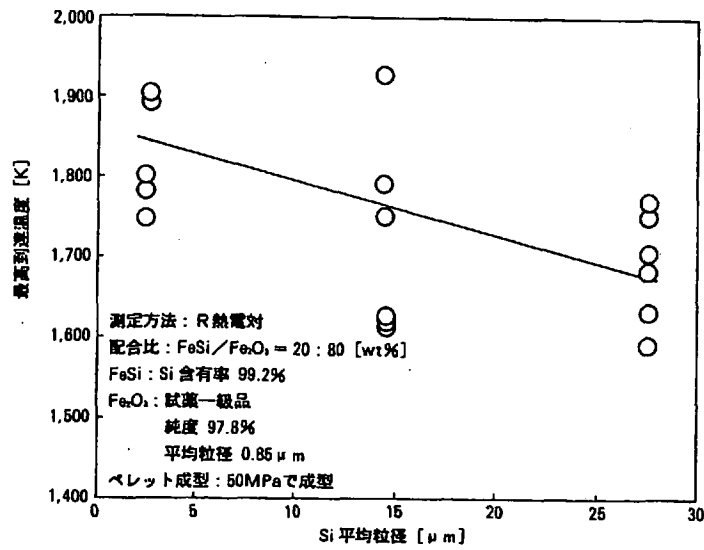


図5-54 平均粒径に対する最高到達温度

### (3) Si/Fe<sub>2</sub>O<sub>3</sub>配合比による発熱量変化

SiによるFe<sub>2</sub>O<sub>3</sub>の還元力を確認するために、SiのFe<sub>2</sub>O<sub>3</sub>に対する配合比による発熱量の変化を測定した。なお、この試験から発熱量測定<sup>[註: 19<sup>11</sup>]</sup>に切り替えたが、これは、最高到達温度のような特定の瞬時的な1点を測定する場合より、データ分散が少なくなるためである。配合比の異なるペレットを4種類<sup>[註: 19<sup>21</sup>]</sup>試作し、Ar雰囲気中で燃焼させたときの熱量測定の結果を図5-55に示す。これらのデータから、次のことがいえる。

- ① FeSi/Fe<sub>2</sub>O<sub>3</sub>=20/80 [wt%]は、(5-33)式における化学量論比に近い配合比であり、その発熱量は約 $1.68 \times 10^6$  [J/kg]であるが、Siの配合比を高くするにつれて、発熱量も増加する。これは、Siの還元力は従来予測していたものより弱いため、Si量が更に必要になるためと考えられる。
- ② 配合比が、30/70 [wt%]のとき発熱量は最大の約 $1.85 \times 10^6$  [J/kg]となる。一方、生成物が、全てFayaliteで構成されていると仮定したとき、液相:1,800Kから凝固点(融点):1,490Kを経て300K(常温)まで冷却させるに伴い、放出される熱量<sup>9<sup>8)</sup></sup>は、約 $1.88 \times 10^6$  [J/kg]と試算される。両者は、ほぼ一致することから、Siの配合比を高くするにつれて、還元力の増加はあるものの、基本的にはFeOの状態までしか還元されないのものが多く、生成物はFayalite(黒褐色)の状態のものが主流を占めていると推定される。
- ③ 配合比が、35/65 [wt%]になると、発熱量は低下する傾向を示してくるが、これは、還元に寄与しない未反応のSiが増加するためと推定される。
- ④ テルミット反応では、生成物の金属と酸化物は濡れ性が悪いものが一般に多く、成分分離が起きやすいが、本生成物はFayaliteの状態のものが主流となるため、構造部材としての活用を想定する場合はプラスに作用すると推定できる。

また、FeSiの平均粒径が発熱量に与える影響の測定結果を図5-56に示す。粒径が大になるほど発熱量が低下するが、これは、 $T_{0d}$ (図5-54参照)がFeSi粒径の増加とともに下降すると同様に、粒子間の接触が減少し反応が困難になるためと推定<sup>7<sup>8)</sup></sup>される。

### (4) 燃焼面伝播速度

#### a) 実験方法

燃焼面伝播速度の測定方法としては、図5-57に示すように、成型した円柱形のペレット内に、R熱電対(2本)を中心位置まで挿入し、上面着火により、2点間(20 [mm])のR熱電対温度ピークの時間差を測定し、このデータから反応速度の計算を行った。

#### b) 実験結果

燃焼面伝播速度とSi含有率との関係を図5-58に、またFeSi平均粒径との関係を図5-59に示す。これらのデータから、次のことがいえる。

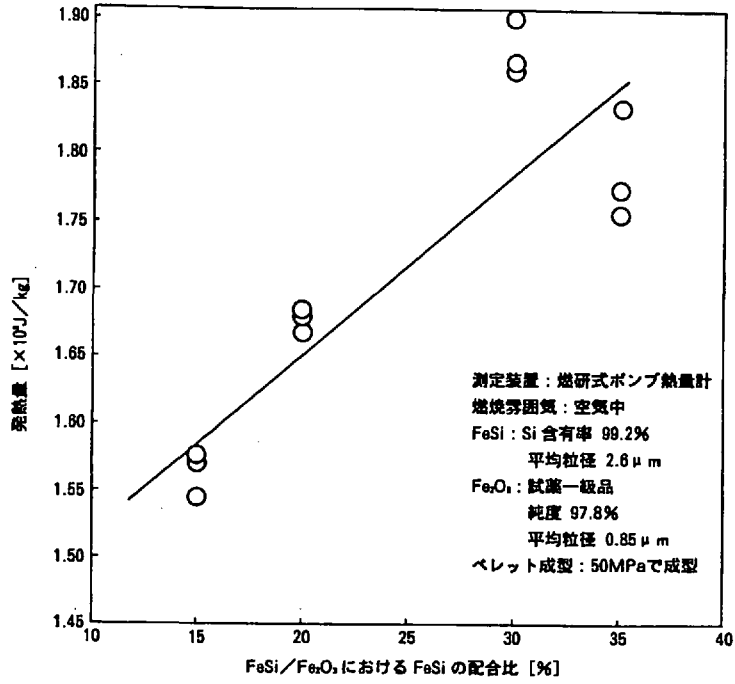


図5-55 FeSiの配合比に対する発熱量

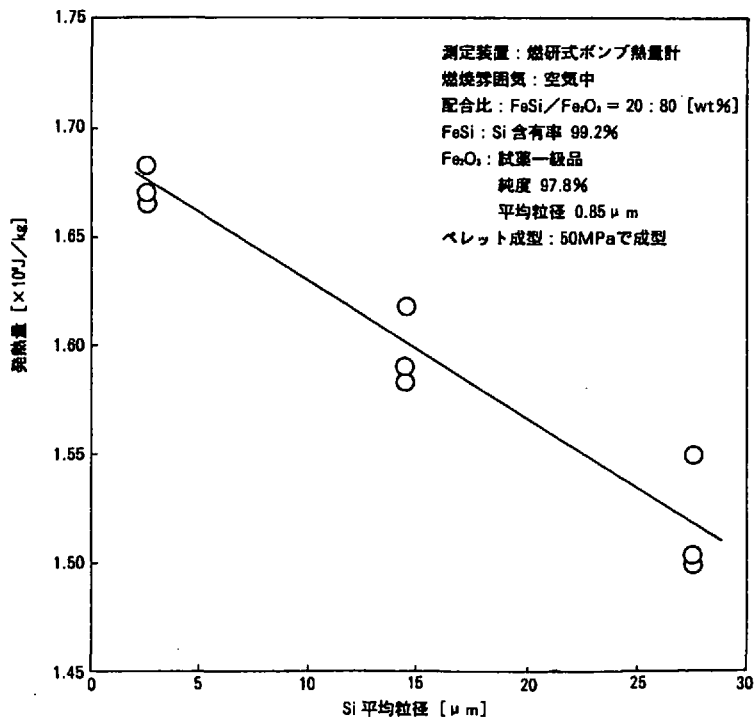


図5-56 Si平均粒径に対する発熱量

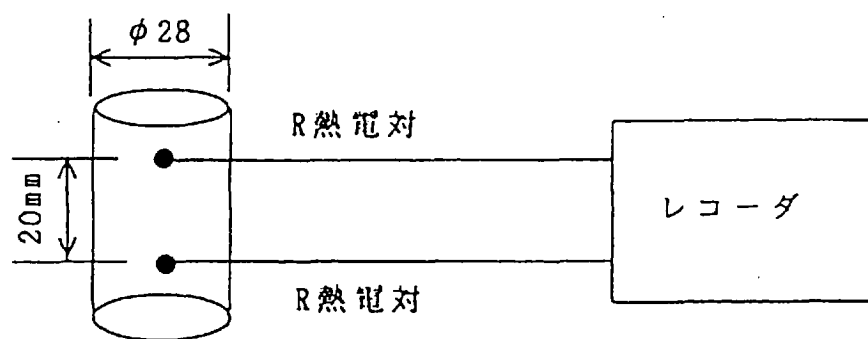


図 5-57 燃焼面伝播速度の測定方法の概要

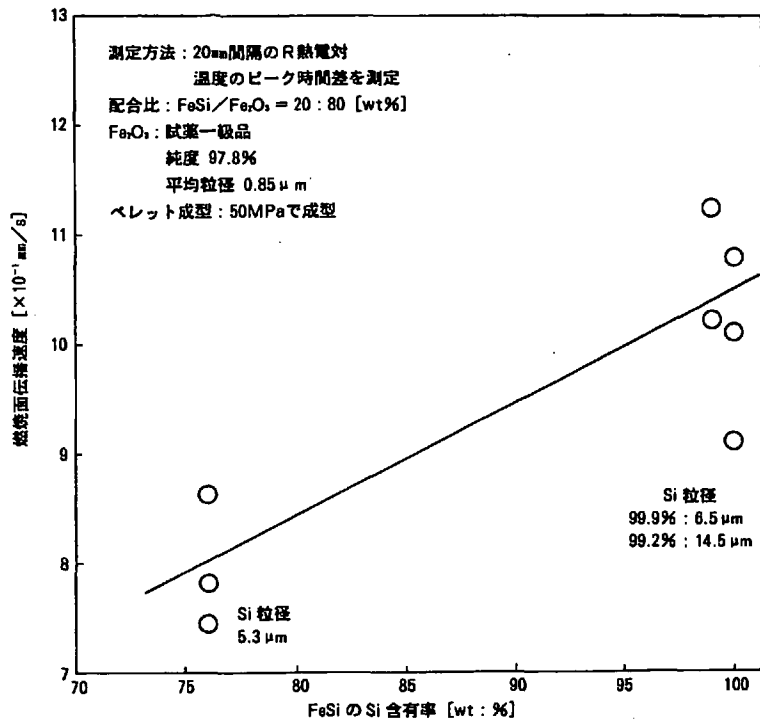


図5-58 Si含有率に対する燃焼面伝播速度

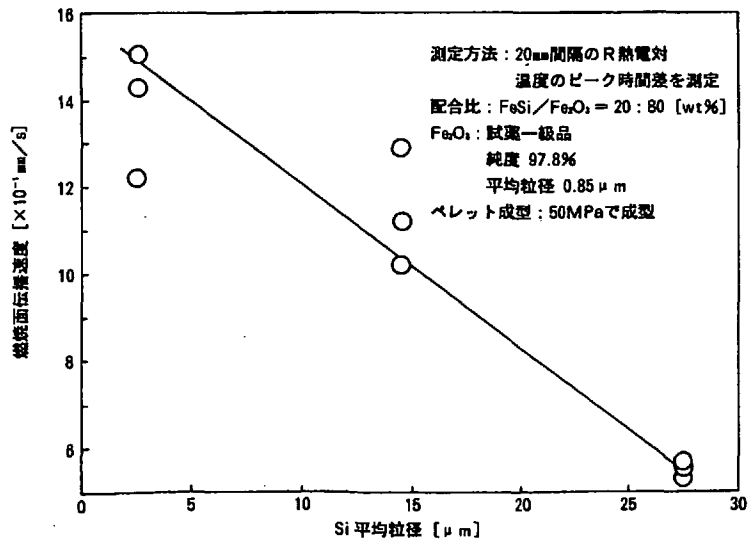


図5-59 Si平均粒径に対する燃焼面伝播速度

- ①実用化されている高発熱量のテルミット加熱剤<sup>100)</sup>の伝播速度は、反応系の組み合わせにより幅があるが、5~40[mm/s]という値を示している。一方、Si/Fe<sub>2</sub>O<sub>3</sub>の組み合わせのものは、上記の一連の試験により燃焼伝播は可能であるが、伝播速度は、約1~1.5[mm/s]と遅く、この面からも、反応性が低いことがいえる。
- ②FeSiのSi含有率が増加するほど、また平均粒径が小さいほど反応は進行し伝播速度は増す傾向を示す。これは、燃焼合成の通常の傾向<sup>78)</sup>とも一致する結果であった。
- ③例えば、約100mを伝播する場合、18.5~28[時間]を要する。しかし、後述(5.6.5.9項参照)するように、本工法では、テルミット反応を高断熱性の粉体状レゴリス内で起こさせるため、例えば28時間後でもほとんど熱がレゴリスへ流出せず、燃焼面の伝播により生じる時間遅れは無視可能である。なお、短時間に反応させたいときは、複数箇所から同時着火を行えばよい。

## (5) 燃焼開始温度

### a) 実験方法

電気火花や火薬による着火開始温度を確認するために、示差熱分析法(DTA:Differential Thermal Analysis)により、燃焼開始温度を測定した。条件としては、FeSiのSi含有率:4水準<sup>[注:193]</sup>の試料を粉状品のまま使用し、N<sub>2</sub>雰囲気下で、昇温速度:10[K/min.]とし、発熱ピーク発生時の粉体温度を測定した。

### b) 実験結果

測定温度は、FeSiのSi含有率に関係なく、1,360~1,380Kの範囲であり、有意な差は見いだし得なかった。燃焼開始温度<sup>78)</sup>は、反応系の物質の中で融点のいずれかが低い値と一致するといわれている。これは、融点の低い物質が液相に変化することにより、拡散が急激に進み、一方の固相との反応が起き燃焼波の伝播が持続されるためであり、この温度が低いほど、着火性および燃焼伝播性も良好といえる。Fe<sub>2</sub>O<sub>3</sub>は、融点がなく1,735Kで分解するため、Si(融点:1,685K)が、着火開始温度を決定することになるが、今回のようにFeSiの形で合金化したものを使用した場合、融点が最低1,500Kまで低下するため、この値が開始温度となると予想された。しかし、今回Si含有率に関係なく、1,500Kから更に100K以上低い温度で着火が開始されたのは、反応系に含有する揮発性あるいは融点の低い不純物が拡散に寄与しているためと推定される。テルミット反応は、反応系の原料が高純度のものより、不純物が若干含有されていた方が反応性が良好となると一般にいわれているが、今回の結果もこれを裏付ける結果となった。また、これは、LSという高純度の製品を製造することが困難な特殊環境にとり、プラスに作用する特性となっている。

なお、今回の一連の実験では、着火剤 [Fe<sub>2</sub>O<sub>3</sub>/B=80/20(wt%)]を円柱形のペレットの上面に塗布し、これを電気火花により点火する方式を採っているが、着火特性に問題がないことから、実用化においては、直接的な電気火花方式でも可能となる。

## (6) 真空下での着火性/燃焼状態

テルミット反応は、基本的に固相発熱反応であるといわれているが、反応系が中間生成物を経て最終生成物になる過程で、熔融相を伴っており、真空蒸発などによる着火/燃焼持続性への影響を検討する必要がある。最高到達温度:約1,800KにおけるFeとSiの蒸気圧<sup>[101]</sup>は、約 $10^{-1}$  [Torr] (13.3 [Pa]) レベルであり、 $\text{Fe}_2\text{SiO}_4$ や $\text{SiO}_2$ 等の酸化物の蒸気圧は、約 $10^{-4}$  ~  $10^{-3}$  [Torr] ( $1.33 \times 10^{-2}$  ~  $1.33 \times 10^{-1}$  [Pa]) レベルであるため、定性的には真空環境が大きな影響を与えるとは考えられないが、反応系に含有する揮発性あるいは融点の低い不純物が真空という条件により着火/燃焼持続性に変化を与える可能性も否定できない。

これを確認するために、図5-60に示すような簡易な装置を準備し、油回転真空ポンプにより、真空度:1 [Torr] 以下に容器内を減圧し、ペレット<sup>[註:188]</sup>の目視による燃焼確認を行った。試験の結果、着火は正常に行われ、燃焼中断も起こらず、燃焼持続性が確認された。また、外観上も従来のもものと有意な差は見られなかった。

なお、本工法の実際の運用においては、後述(5.6.5.9項参照)するように、高断熱性の粉体状レゴリスをペレットに被覆するため、これにより、蒸発等に対する真空の影響は妨げられる方向である。

### 5.6.5.5 ペレットの物理的特性

反応系(原料系)であるペレットは、実用化に際しては運搬や積み重ねが行われるため、物理的特性の内、特に圧壊強度が要求される。試料であるペレット<sup>[註:194]</sup>を3水準の圧搾圧力<sup>[註:195]</sup>により成型し、そのバルク密度と圧壊強度を試験した結果を図5-61に示す。圧壊強度の測定は、圧縮試験器により行われ、ペレットの円柱方向に対する1軸圧縮強度とした。試験により、次のことが明らかにされた。

- ①バルク密度も圧壊強度も、圧搾圧力の増加とともに増す傾向を示すが、これは、通常  
の予想と一致している。
- ②小さなペレット形状のものデータではあるが、圧壊強度が1.5~2.5 [MPa]にも達する。  
実際の建設においては、少なくともレンガ程度の大きさブロック形状のものにペレットを成型する必要があるが、運搬や1/6Gにおける積み重ねには支障がないと予想される。
- ③バルク密度は、約2,200 [kg/m<sup>3</sup>]であるが、空隙率:0%としたときの密度:約4,200 [kg/m<sup>3</sup>]  
(5.6.5.6項参照)と比較すると、空隙率は約50%となる。

### 5.6.5.6 反応生成物の物理的特性

#### (1) 常温冷却での物理的特性

空気(含:Ar雰囲気)中で燃焼させ常温冷却で生成したものは、生成粒子が局所的に融着あるいは焼結する箇所も見られるが、多くは多孔体(巣)か粉末状であり、一部は腕力ですら崩壊してしまう状態であった。このような状態での物理特性は、参考データとしてのみ意

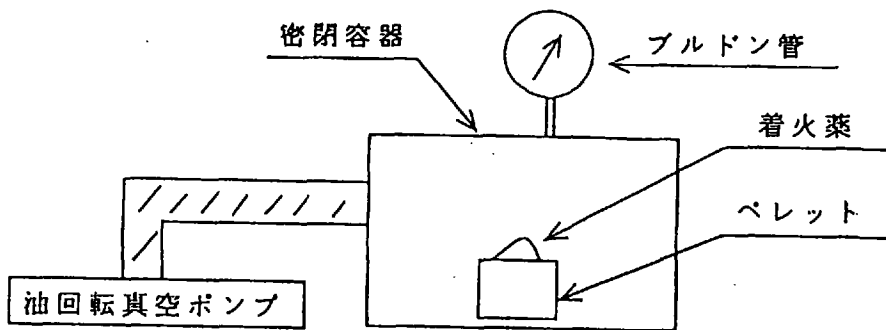


図5-60 真空着火試験の概要図

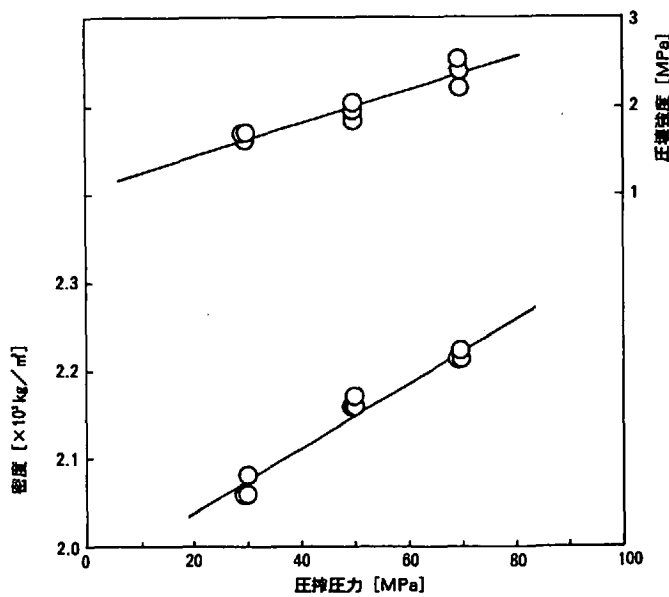


図5-61 ペレットの密度と圧壊強度



味をもたないが、密度と圧縮強度の測定を以下のように実施した。

#### a) 密度測定

生成物には、多数の巣があり、そのバラツキも大きいため、密度： $\rho$ は、空中重量： $W_{air}$ と水中重量： $W_{water}$ から、(5-34)式により計算を試みた。

$$\rho = W_{air} / (W_{air} - W_{water}) \quad (5-34)$$

測定結果は、各配合比で1,700~2,100[kg/m<sup>3</sup>]とバラツキが大きかった。これは、生成物内部の巣の発生状況のバラツキが大きく影響していると考えられる。

#### b) 圧縮強度測定

多数の巣の発生があるため、受圧面積の精度に問題があり、2~7[MPa]の範囲でばらついたデータとなった。これは、コンクリートの圧縮強度(7~35[MPa])<sup>61)</sup>と比較しても、低い数値を示した。

### (2) 緻密化の方法

最高到達温度が、1,700~1,800Kであるので、Fe(融点:1,810K)やSiO<sub>2</sub>(融点:1,858K)の成分のものは溶融しない部分が存在するが、主要成分であるFe<sub>2</sub>SiO<sub>4</sub>(融点:1,490K)や未反応のSi(融点:1,685K)は溶融しているにも関わらず、緻密質には成りえなかった。この原因としては、前述[5.6.5.1項(4)参照]したように、反応時間が短いこと、即ち急冷されること、及び例えば反応系の空隙率が0%であったとしても反応前後で系の体積が大きく変化するため等と言われている。最初に、反応前後での系の体積の比較を試みる。反応系の平均密度： $\rho$ (空隙率:0%の場合)<sup>78)</sup>は、(5-35)式で表現され、約4,200[kg/m<sup>3</sup>]となる。

$$\rho = \frac{(1+MR_{S/F}) \rho_{Si} \cdot \rho_{Fe_2O_3}}{\rho_{Si} + \rho_{Fe_2O_3} \cdot MR_{S/F}} \quad (5-35)$$

ただし、 $MR_{S/F}$  : 混合比; FeSi/Fe<sub>2</sub>O<sub>3</sub>=20/80[wt%]

$\rho_{Si}$  : Si密度; 2,340[kg/m<sup>3</sup>]<sup>36)</sup>

$\rho_{Fe_2O_3}$  : Fe<sub>2</sub>O<sub>3</sub>密度; 5,240[kg/m<sup>3</sup>]<sup>36)</sup>

一方、最終生成物は、全て鉱物:Fe<sub>2</sub>SiO<sub>4</sub>のみで構成されていると仮定すると、密度は、約4,100[kg/m<sup>3</sup>]<sup>36)</sup>となる。反応前後での系の体積の変化は、僅か約2.4%<sup>[註:196]</sup>と試算されたため、緻密質に成りえなかった主要原因は、常温燃焼・室温冷却のため、短時間に熱放射により急冷が生じたことによると推定された。この対策として、加圧過程を追加することは困難であるため、徐冷過程の挿入が有効となる。具体的方法としては、高断熱材の粉体状レゴリスの中で反応を行うことが考えられる。この方法は、反応系が途中過程で溶融相を伴うことによる形状保持の必要性から、レゴリス・スラグ真空鑄造工法と同様に、レゴリスに一種の鑄型としての機能を果たせることにもなる。

### (3) レゴリスに被覆された生成物の冷却過程解析

最初に、粉体状レゴリスに被覆された生成物の冷却過程を簡易なモデルにより、解析することを試みる。一例として、初期温度:1,750K<sup>[註:197]</sup>の円柱形のテルミット生成物が、レゴリス(初期温度:253K<sup>[註:198]</sup>)内で冷却される状態を計算した結果を図5-62(円柱半径:1mモデル)と図5-63(円柱半径:10mモデル)に示す。

#### a) 計算方法

計算方法は、前述の5.6.4.1項(2)と同様に、SINDAによる半径方向の一次元解析とした。生成物は、 $\text{Fe}_2\text{SiO}_4$ で全て構成されているとし、この熱的物性値は、文献98)の熱力学データベース(MALT2)プログラムのものを使用した。熱伝導率については0.85[W/m-K](一定:温度依存性を無視<sup>[註:199]</sup>)を仮定した。また、被覆材となるレゴリスの物性については、付録:Cに依る。ただし、生成物の伝導率値:0.85[W/m-K]は、常温燃焼・室内冷却した巢の多い生成物を温度傾斜法(常温)<sup>[註:200]</sup>により測定して得られたものであり、緻密化したものは以下の試算に示すように1.9~2.3[W/m-K]と予想される。今回、低い数値を使用するのは、ワースト・ケースの計算として、低伝導率であるほどモデルに温度差が生じ熱応力歪は大きくなること、及び温度依存性を考慮外とするためである。

セラミックス(焼結体)には、気孔が含まれているのが普通であり、気孔率が増加すると熱伝導率は減少する。粒界その他の影響を無視して、連続媒体中に気孔が分散した状態を想定し、気孔の熱伝導率を0と近似すると、次の(5-36)式のMaxwell-Euckenの補正式<sup>103)</sup>が成り立つ。

$$\kappa = \kappa_0(1-P)/(1+0.5P) \quad (5-36)$$

ただし、 $\kappa$  :気孔率:Pのときの熱伝導率

$\kappa_0$ :気孔率:0%のときの熱伝導率

この関係が今回にも適応可能と仮定すると、次の(5-37)式が成り立ち、緻密化された生成物の熱伝導率: $\kappa_1$ は、2.2~2.7倍の1.9~2.3[W/m-K]と試算される。この数値は、生成物と同様な酸化物系( $\text{SiO}_2/\text{FeO}$ )を主要成分として含むレゴリス(岩石状態)の熱伝導率:2[W/m-K@1,900K]~2.5[W/m-K@300K][付録:C;(C-4)式参照]とほぼ一致したものとなり、試算方法の妥当性が間接的に示唆される。

$$\frac{\kappa_1}{\kappa_2} = \frac{1-P_1}{1-P_2} \cdot \frac{1+0.5P_2}{1+0.5P_1} \quad (5-37)$$

ただし、

$\kappa_1$ :緻密化された状態での熱伝導率

$\kappa_2$ :常温燃焼・室内冷却での熱伝導率:0.85[W/m-K]

$P_1$ :緻密状態での気孔率。0.08と仮定。[5.6.5.6(5)参照]

$P_2$ :常温燃焼・室内冷却での気孔率。0.5~0.6と仮定。[5.6.5.6(5)参照]

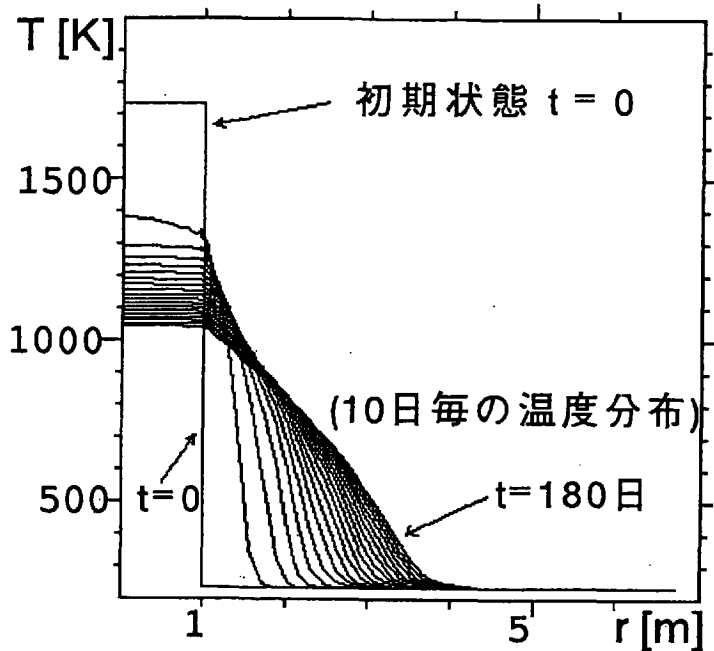


図 5-62 円柱形(半径1m)の生成物の冷却過程

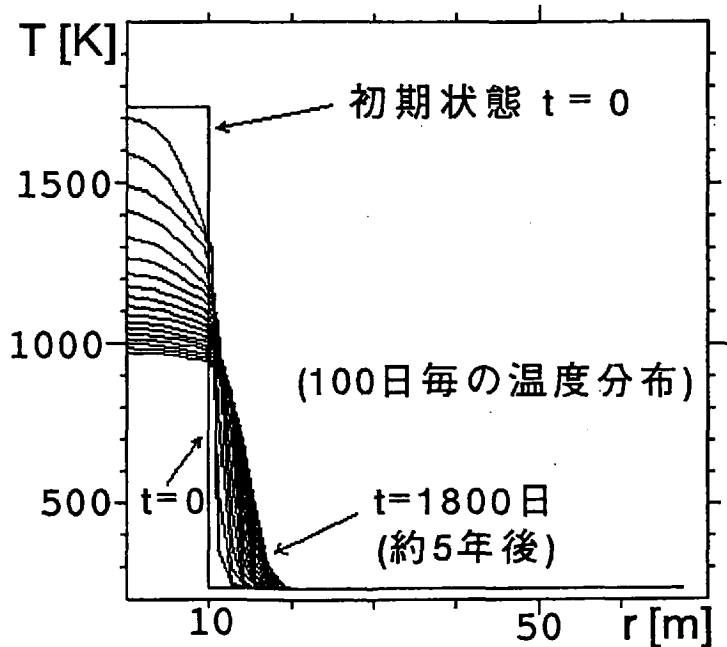


図 5-63 円柱形(半径10m)の生成物の冷却過程

## b) 計算結果/考察

- ①半径:1mモデルのときは、10日後の円柱中心温度は、 $\text{Fe}_2\text{SiO}_4$ の融点:1,490K以下になり、凝固を開始しているが、1,400Kを保持しており、その時の外周との温度勾配は50[K/m]程度である。更に、温度が低下すると、中心と外周との温度差はほとんどなくなり、緩慢に冷却していく。
- ②半径:10mモデルのときは、100日後の円柱中心温度はほとんど変化なく、中心温度が、 $\text{Fe}_2\text{SiO}_4$ の融点:1,490Kになるとき外周(約1,300K)との温度勾配は19[K/m]程度となり、全体に極めて緩慢に冷却が行われる。
- ③レゴリス・スラグ真空鑄造工法と同様に、生成物により任意の大きさの構造物を建設しても熱応力歪は極めて小さくできると予想される。また、1/6Gの影響を考慮しても、緻密化の時間は十分確保可能といえる。
- ④生成物の初期温度が高いため、生成物と接触し、1,350K(レゴリス溶融開始温度)以上に達するレゴリスは溶融・冷却し岩石状態になって壁面を覆う。この状態になるレゴリスの厚さは、半径1mの円柱モデルの場合、約5[cm](5%)となり、構造物の密閉性や補強に寄与する。
- ⑤実際の作業においては、冷却時間の短縮が必要となるため、5.6.4.1項(2)と同様に、例えば、円柱形の生成物を形成する場合、この外周部を取り囲むレゴリス厚さを調整し、外部への熱流失を増加させること、あるいは生成物( $\text{Fe}_2\text{SiO}_4$ )の融点:1,490Kまでは急冷する方法などで制御可能となる。

## (4) 強度/緻密化向上試験

本工法により十分な徐冷が可能となることが解析されたため、次の段階として、この過程を模擬した緻密化向上の実験を試みた。

### a) 試験方法

電気炉内を、1,623K(1,350℃)<sup>[注:201]</sup>まで予め昇温しておき、その中に試料<sup>[注:202]</sup>を入れ燃焼させた。燃焼終了後、1,623Kの状態を3時間保持し、その後、約60[K/h]の割合で1,273Kまで約6時間かけて降温させ、約17時間で常温まで冷却<sup>[注:203]</sup>させた。上記(3)の徐冷パターンは、もっと緩慢であったが、実験設備等の制約もあり、この実験のパターンはワースト・ケースの一例という意味で設定された。

### b) 試験結果

冷却後の目視検査の結果からは、次のことがいえる。

- ①2重重ねた内側の坩堝は割れ、外側の坩堝に生成物が流出しており、坩堝<sup>[注:204]</sup>と生成物が融着した状態になっていた。生成物の上部表面には巣が存在し、若干軽い生成

物が浮遊した形で見られるものの、全体的には緻密な生成物が堆積した状態となっていた。

- ② 燃焼後の保持温度を1,623Kと設定したため、主要成分の $\text{Fe}_2\text{SiO}_4$ が熔融した状態で外側の坩堝に流れ出たとき、密度が低く融点の高いSiと $\text{SiO}_2$ は凝固し、これらを多く含有したものが浮遊した状態になったと推定される。なお、Feも凝固したが、密度が高いため、内部に融合されたと考えられる。<sup>[注: 205]</sup>
- ③ テルミット反応では、生成物の金属と酸化物は濡れ性が悪いものが一般に多く、成分分離が起きやすいが、少なくとも主要成分である $\text{Fe}_2\text{SiO}_4$ とFeとの分離が発生している状態は見られない。なお、後述[5.6.5.7項(2)参照]において、テルミット反応中のペレットに鉄粉が熔融・接着したことは、間接的ではあるが、分離が発生しないことを証明している。
- ④ 実際の工法に際しては、上部表面にSiや $\text{SiO}_2$ の含有量が多い生成物が浮遊した場合は、表面研磨により除去可能である。
- ⑤ 本実験は1G下で行われたが、LSの1/6G下では、熱的条件が同一であれば緻密化の速度が約1/6に遅延すると推定されるため、実際の工法では、冷却速度を遅くする場合もあるが、高断熱性のレゴリスの被覆を調整することにより解決可能である。[上記(3)参照]

#### (5) 密度測定

上記(4)の徐冷過程を模擬した試験から得られた2個のサンプルを、(5-34)式と同様な方法により測定した結果、両サンプルとも $3,770[\text{kg}/\text{m}^3]$ と一致した数値を示した。この結果から、次のことがいえる。

- ① 常温冷却でのバルク密度: $1,700\sim 2,100[\text{kg}/\text{m}^3]$  [5.6.5.6項(1)参照]と比較し、1.8～2.2倍の飛躍的な密度増加は、緻密化が行われた証拠となる。
- ② 両サンプルの数値が一致を示したことから、生成物内部の巣の状態は一致しているといえる。この状態の気孔(空孔)率は、約8%<sup>[注: 206]</sup>と想定できる。このため、真空状態における気密性は十分具わっていると考えられる。なお、参考に、常温燃焼・室内冷却の状態の気孔率は、50～60%<sup>[注: 207]</sup>と試算できる。
- ③ ペレット(バルク密度:約 $2,200[\text{kg}/\text{m}^3]$ )は、反応により密度が約1.7倍増加(体積:42%縮小)することになる。それ故、構造物を構築するときには、縮小率を考慮して、設計する必要がある。

#### (6) 圧縮強度測定

上記(3)の強度/緻密化向上試験より得られた緻密な生成物から切り出された小片サンプル<sup>[注: 208]</sup>を試料とし、圧縮試験により、 $1[\text{mm}/\text{min.}]$ の割合で1軸圧縮を行った結果、圧縮

強度は88.2[MPa]を示した。この結果等から、次のような評価を行うことが可能である。

- ①常温冷却での圧縮強度:2~7[MPa][5.6.5.6項(1)参照]と比較し、13~44倍と飛躍的に強度が増したことは、密度と同様に、緻密化が良好に行われた証拠となる。
- ②コンクリートの圧縮強度(7~35[MPa])<sup>6)1)</sup>より、高い数値を示したが、レゴリス鋳造品の圧縮強度(160~200[MPa])<sup>6)1)</sup>より低い値となった。
- ③今回の強度/緻密化向上試験は、予備的な試験レベルのものであり、サンプルも小片であり、徐冷過程も一例でしかない。しかし、少なくとも、徐冷過程を経れば緻密化は達成可能であること、また、強度も通常使用されているコンクリート<sup>[註:209]</sup>に近いものにする見通しが得られた。
- ④Fayaliteという鉱物(酸化物)を主成分とする本生成物は、酸化物から成るレゴリスやスラグあるいはセラミックス<sup>7)8)</sup>やガラス<sup>7)1)</sup>と類似した特性を有していると推定されるため、構造部材として成立すると一般にもいえる。
- ⑤本工法においては、冷却過程を十分緩慢にすることが可能であるため、更に緻密化、即ち強度向上化の可能性がある。また、このことは、前述[5.6.4.1項(2)]したように、熱応力歪によるクラックの発生を防止する役割にもつながる。

#### 5.6.5.7 テルミット反応による部材間の結合

レゴリス・スラグ部材間の結合方法として、前述の5.6.4.3項において、PVDによる方法を提案した。この方法は、熱衝撃のない簡便な方法であり、レゴリスやスラグと同様に酸化物から成るテルミット生成部材間の蒸着結合も可能であると考えられる。本項では、現地打設に対して、多様な方法を準備することは意味があるため、PVD法以外の直接的な結合法を検討する。そのために、ペレット<sup>[註:194]</sup>を使用して、次の3種類の結合試験(図5-64参照)を実施した。

##### (1)ペレット間結合試験

ペレットを2個積み重ね、上部のペレットに着火し常温燃焼・室温冷却した結果、燃焼は下部のペレットに伝播し、両者は溶融・接着した。

##### (2)ペレット/生成物結合試験

テルミット生成物(ペレット形状)の上部に新たなペレットを置き、常温燃焼・室温冷却したが、両者は接着しなかった。次に、両者の間に、鉄粉を挿入し同様な試験を行った結果、鉄の溶融は認められたが、接着には到らなかった。しかし、生成物を保温(約1,100K/1[hour])し取り出した後、速やかにペレットを乗せ燃焼させたところ、融着を生じた。これは、生成物を予め加熱しておくことにより、この表面上の主に $Fe_2SiO_4$ が、ペレットの反応熱を受け、融点(1,490K)以上に上昇し溶融(溶接)したためと推定される。

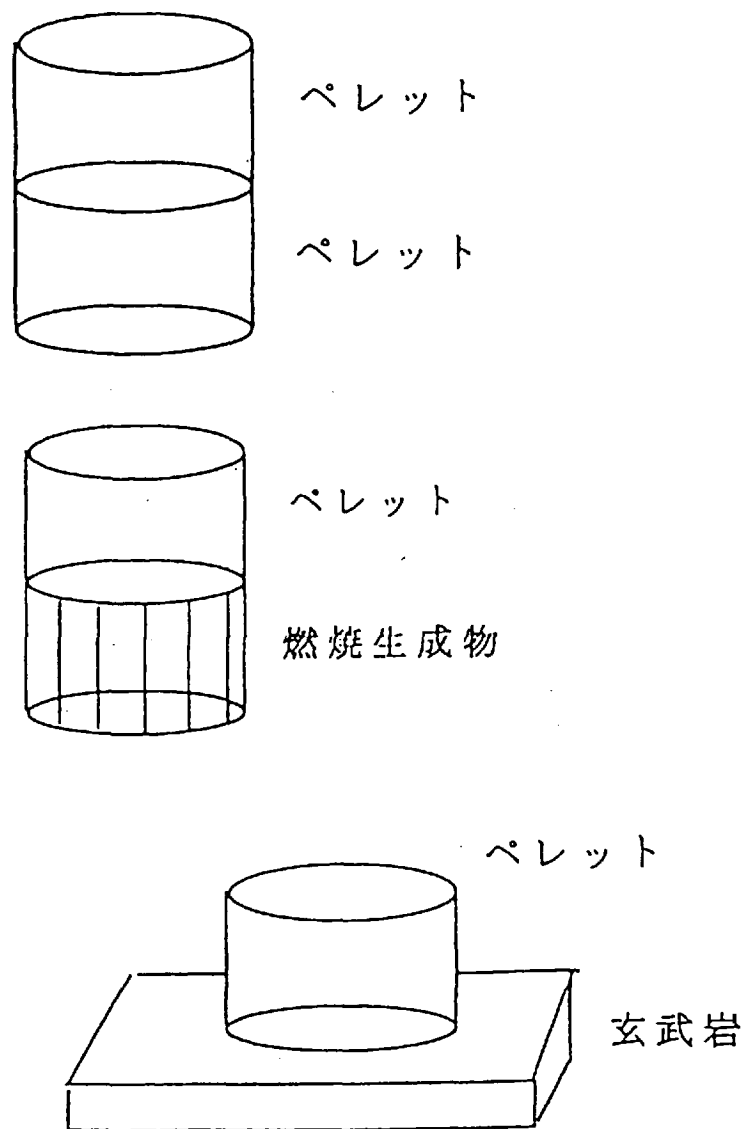


図 5-64 テルミット反応による結合特性試験の概要図

### (3)ペレット/玄武岩結合試験

玄武岩(プレート形状)の上にペレットを乗せ、上記(2)と同様な一連の試験を行った結果、プレートを保温(約1,100K/1[hour])した場合のみ接着したが、結合強度は手により分離できるほど弱いものであった。これは、玄武岩の融点(完全な溶融は1,650K程度)が $\text{Fe}_2\text{SiO}_4$ のものより高いこと等が影響していると考えられ、プレート温度を更に高くすれば、完全に溶融・接着するものと推定される。

### (4)考察

①単に積み重ね接触している状態のペレット間でも燃焼が伝播し溶融・接着できることから、多数の小型ペレットを積み重ね、一つの大きな生成物(構造物)を構築することも可能となる。特に、今回の試験のように、常温燃焼・室温冷却でも接着したことから、実際の工法のように高断熱性の粉末状レゴリスに被覆された状態では、完全な伝播・接着が達成されるといえる。

②レゴリスに被覆された状態で、テルミット反応を行うと、前述の5.6.5.6項(3)で示したように、生成物の表面には、岩石(玄武岩質)状態のレゴリスが覆うことになるが、この状態の生成物表面に、別のテルミット反応剤を反応させる場合、次の2点の条件が整えば、元の生成物(玄武岩)の接触部分温度は融点以上に上昇し、新たな生成物と溶融・接着できると推定される。

a) 反応部分の周囲を高断熱性のレゴリスで被覆し、熱の流失を防ぐ。

b) 元の生成物(玄武岩)表面を溶融するのに必要な反応熱量があること。

③今回の試験では、反応熱による熱衝撃により、母材にクラックが発生することは見られなかったため、少なくとも、本方法は、結合方法の候補の一つとして位置付けできる。

### 5.6.5.8 補強/内壁コーティング

生成物の主成分である酸化物: $\text{Fe}_2\text{SiO}_4$ は、硬さ:6.5~7であり、硬いが弾性に乏しく脆い性質を有しており、前述の5.6.4.4項で示したように、レゴリスやスラグの鑄造物、あるいはESの玄武岩やコンクリートと同様に、適用箇所によっては、LSの厳しい昼夜の温度差による熱サイクルなどを受け、クラックが発生し易い状態に陥る。この補修や強度の補強の手段として、前述と同様に、PVDによる表面のクラックの補修とコーティングによる補強が可能と考えられる。

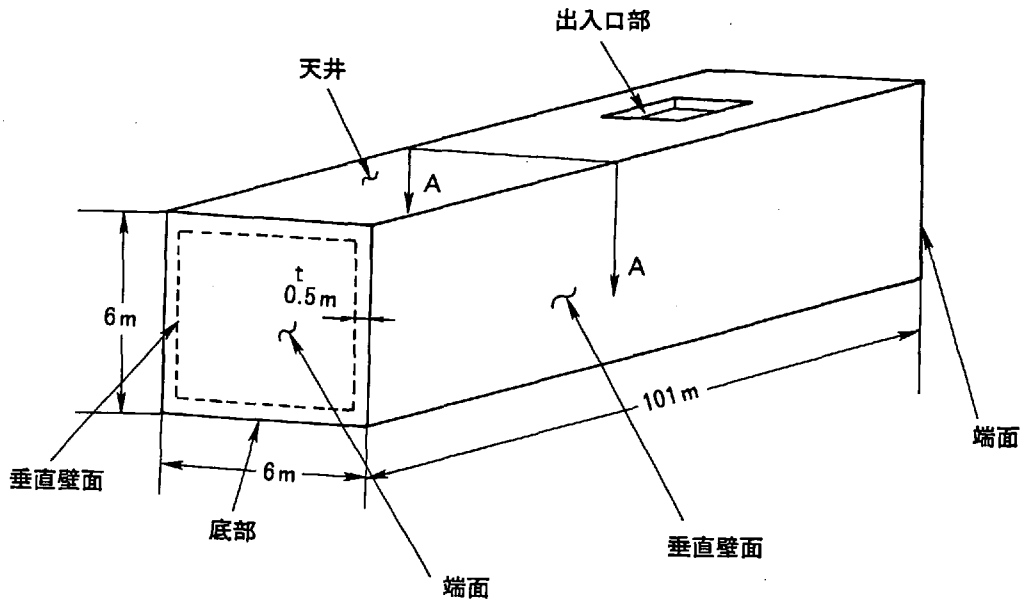
なお、5.6.4.4項では、鉄筋コンクリートと同様な考え方で、鉄筋スラグのアイデアを提案したが、Fe(低合金鑄鋼)の融点:1,700~1,800Kとテルミット反応の最高到達温度がほぼ一致するため、この方法を本工法に用いた場合、Feが融解し内部に拡散・沈殿してしまう可能性があり、効果が疑問視される。



#### 5.6.5.9 建設手順の一例

前述したH-IIロケット並の射場面積(約 $50\text{m} \times 500\text{m} = 25,000 [\text{m}^2]$ )の平板をテルミット反応工法により現地打設的に建設する手順を事例として示すことは簡易過ぎるため、より複雑な事例として、レゴリス内に大規模な直方体形の密閉構造物(壁面厚さ:約 $0.5\text{m}$ , 内部容積:約 $5\text{m} \times 5\text{m} \times 100\text{m} = 2,500 [\text{m}^3]$ :図5-65参照)を建設することを想定する。その基本的な手順は、次の通りである。

- (1)  $\text{Fe}_2\text{O}_3$ とSiの混合粉末を圧縮し平板形状(ブロック形状)のペレットを多数自動成形する。全壁面体積は、約 $1,136 [\text{m}^3]$ であるため、ペレットの形状を $10 [\text{cm}^3]$ と仮定すると、成形数は約 $1.958 \times 10^6$ 個 $[= 1.136 \times 10^6 / (1 - 0.42)]$ <sup>[注: 2.10]</sup>となる。
- (2) 2箇所の垂直壁面と2箇所の端面に対応して、レゴリス内に、(深さ $12\text{m} \times$ 幅 $0.5\text{m} \times$ 長さ $100\text{m}$ )と(深さ $12\text{m} \times$ 幅 $6\text{m} \times$ 厚さ $0.5\text{m}$ )の矩形状の溝をロボットなどにより掘削する。なお、レゴリスは、斜面の安定性(付録:C-3参照)に優れているが、垂直に $10\text{m}$ 近く掘削することは困難であるため、掘削面に補強を施す必要がある。
- (3) レゴリスの掘削溝に、ロボット等を利用して自動的にペレットを敷きつめる。
- (4) 外部空間に露出されたペレットの上部面には、断熱のため、レゴリスを覆う。
- (5) ペレットの一端を電気火花あるいは少量の火薬により着火すると、テルミット反応が進行し、ペレット全体が発熱して、生成物が形成される。なお、生成物は溶融し体積の収縮を起こすために、上部面は約 $1/2$ [42%(5m)縮小:5.6.5.6項(5)③参照]近く埋没する。
- (6) 高断熱性のレゴリスに保護され、生成物は熱応力歪をほとんど生じることなく緩慢に冷却される。
- (7) 生成物の上部面下約 $0.5\text{m}$ まで、垂直壁面と端面で囲まれた内部のレゴリスを除去し、そこに天井に対応する(厚さ $1\text{m} \times$ 幅 $5\text{m} \times$ 長さ $100\text{m}$ )のペレットを敷く。なお、天井には出入口部を設け、その部分はレゴリスを除去しない。上記と同様に着火して、天井を形成する。また同時に、天井と壁面とは、反応熱により結合する。
- (8) 内部のレゴリスを、底部に達するまで、天井の出入口より外部に排出する。
- (9) 前と同様に底部にペレットを敷き、その上部をレゴリスで覆い、着火して生成物を形成する。なお、レゴリスの地耐力(付録:C-2参照)は大きいため、いわゆる杭による基礎工事などは不要である。
- (10) 完成した直方体の内壁面を研磨した後、強度・密閉性の要求に応じて、内部を整備する。例えば、PVDにより、壁面のコーティング補強を行う。なお、この補強工程は、必要に応じて、例えば、上記(8)のレゴリスを外部に排出する工程と同時に行うこともありえる。



レゴリス中の密閉構造物の完成図

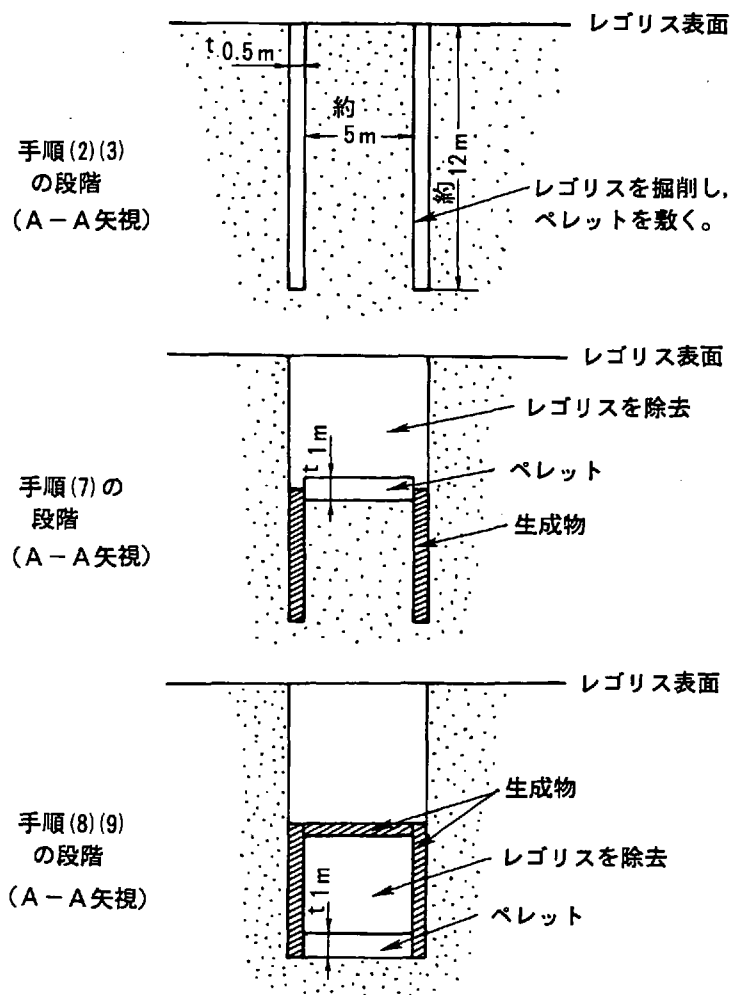


図 5-65 テルミット反応工法の建設手順の一例

なお、完成品の天井が地下約5mに位置することを避けたい場合には、LS上にペレットを生成物の収縮に相当する量だけ積み上げ、それをレゴリスで覆い、断熱と形状保持の機能をもたせる方法が適している。

また、本工法の建設手順の中では、大量のレゴリスを掘削し深い溝を造ることが重要な課題となる。一案として、古くから知られている炭素を燃料とする「液体酸素爆薬」<sup>102)</sup>のように、FeやAlの粉末を燃料としたLOX爆薬により簡便に掘削する方法も考えられる。

## 5.7 電気推進OTVを利活用した推進薬貯蔵ステーションの構築

前述(3.6.5項参照)したように推進薬貯蔵ステーション(PSS)を、LEOとLL0とに、冗長度を考慮して、少なくとも各々2[機](合計:4[機])以上は設置するが、更に電気推進OTVの燃料をLOXとしたことにより、GEO上にも2[機]以上、合計6[機]以上は設ける必要がある。このPSS 1[機]当たりの貯蔵規模は、電気推進OTVが1回に運搬するLOX量を最低限貯蔵可能にする必要があるため、OTVの機体1[機]規模と同等であると、ワーストケースにみると想定できる。従来の研究では、PSSの設置について殆ど言及されていないが、地球に全面的に依存することを暗黙に前提としていると考えられ、コスト試算(3.6.5項参照)によると負担の大きなものとなる。

著者は、地球依存度を低減するために、耐用年数が経過した電気推進OTVを利活用すること、また一部不足分はLS上で製作したタンク類/パイプ類を追加することにより、PSSを構築する方法を提案する。この方法の特徴は、時間経過とともに不用になるOTV機数は増加の一途を辿るため、PSS規模は簡易に拡大できることである。この技術的根拠は、次のとおりである。

- ①OTV構成部品のなかで特に劣化が問題となるのは太陽電池パネルと推進系と想定されるが、これらは貯蔵ステーションへの転用においては二次的なものとなり、転用上重要なタンク類は劣化し難い部品の一つである。
- ②極低温推進薬(LOX, LH<sub>2</sub>)を貯蔵するためには、気化分の液化電力を賄うことが必要であるが、数十[MW]級のOTV駆動用太陽電池能力は劣化分を差し引いても十分残存していると考えられる。
- ③OTVのタンク類はデブリ(debris)の衝突により損傷を受ける可能性があり、その確率は時間の経過とともに増加するが、元来10年間の使用に耐えるデブリ対策は施す必要があるため、これ以上の使用に対してもメンテナンスできる構造とすることは可能である。なお、修復不可能なケースのときは、他のOTVと冗長系を組むことでリスクを回避することが可能となる。
- ④一連のSPS構築における初期段階では、OTVが耐用年数を超過しないため、この段階では地球依存せざるを得ないが、長期使用を行うことにより、比率[初期投資額/年数]は低下する。

また逆に、不用なOTVを軌道上で分解して、利用可能なタンク類/パイプ類をLSへ運搬し、基盤整備に活用する方法も一案であり、これも、有機的結合メカニズムの一環として位置付けることができる。

## 5.8 有機的冗長メカニズムの導入

各基盤が相互協力的にネットワークを組みながら成長を遂げる「有機的結合メカニズム」は、地球依存度が低くなるメリットはあるが、この欠点として、ある基盤にアクシデントが発生した場合、その影響は、ネットワーク関係にある全ての基盤に波及することである。このマイナスの波及効果は、成長するほど大きくなるため、これに同調して、リスク・マネジメントも成長を遂げる必要がある。特に、人的なものへの被害は最小限に留める工夫が必要となる。このためには、各基盤に、信頼性を高めるフェール・セーフ設計<sup>45)</sup>を施す必要があり、その方法として、並列システムにして「冗長度(redundancy)」を組み込むことが考えられる。なお、これは基盤のメンテナンスのためにも重要である。

しかし、多くの場合、冗長度の増加は、コストの増加を招き、その負担は、基盤が成長するに伴い、増大する傾向を有する。それ故、各基盤にどの程度の冗長度を配分するかは今後の大きな課題であるが、可能な限り、地球依存度の低いものとするのが得策である。

この点で注目すべきことは、LS上においては、太陽エネルギーとレゴリスは無尽蔵に存在すること、またLOX生産量に対して副産物量(Si/Fe/Al/スラグ)の割合が高いため、有機的結合メカニズムに必要な副産物量を差し引いても十分なものが残存すること、あるいは耐用年数を超えたOTVも増加の一途を辿ることである。これらは、前述してきたように「有機的結合メカニズム」を形成するが、別の側面として、下記の提案のように、製品であるLOXとも結合して、次の事例のような「有機的冗長メカニズム」と称する地球依存度の低い冗長システムも形成することができる。ここで、強調すべき点は、太陽エネルギーとレゴリス、副産物等に十分な余裕があることが、両メカニズムを相互に密接に関係付け、本システム全体の成立性を確実なものにすることである。なお、事例の内、①の副産物:Si/Fe<sub>2</sub>O<sub>3</sub>を利用したテルミット反応熱による熱発電方式については、新たな内容であるため具体的に5.8.1項以降で検討する。

- ①LS上に設置される基盤のなかで、電気エネルギーについては、各基盤の駆動にとり共同的に必要なものであり、最も基本的な基盤であるため、安全管理の点から冗長度を持たせることは必須である。この方策の一環として、生産量の増加の一途を辿るSiとFeを利用したテルミット反応系(Si/Fe<sub>2</sub>O<sub>3</sub>)を、基本構造物の構築だけでなく、固形状態で保存/移動可能な簡便な熱エネルギー源にして、熱電素子などで電気エネルギーに変換させる発電システムを緊急用に使用する「成長する逐次並列システム」<sup>[注:211]</sup>として組み合わせることが可能となる。
- ②熔融レゴリスによる蓄熱池と予備炉は、無尽蔵に近く拡大可能であり、太陽エネルギーからの電力の取得も余裕をもつため、余剰エネルギーは蓄熱池と予備炉に蓄積され続けることになる。これも①とともに拡大する冗長システムを實際上構成することになる。  
[5.3.4項参照]
- ③多量に蓄積され続けるハイブリッド・ロケットの燃料(Si-Al)は、排出燃焼ガスのデブ

リ化の問題が伴うにしても、LSからES等への人的な緊急避難用にも使用可能となり、「逐次並列システム」を組むことができる。少なくとも緊急時にLL0上のステーションへ避難を行うだけでも、人的安全性は高いものとなる。[5.4項参照]

- ④多量に生産されるSiやFe、スラグを用いて、建設物や配管/タンク類に対して、多重な安全設計を図ることが可能となる。[5.5/5.6項参照]
- ⑤耐用年数を越えた電気推進OTVの劣化した太陽電池系やLOX貯蔵タンク類は、LEOやGEO、LL0における推進薬貯蔵ステーションの構築のみに利活用するだけでなく、分解してLSに運搬し、緊急時のエネルギー供給やLOX貯蔵に利用可能である。[5.7項参照]

### 5.8.1 テルミット反応の発熱量

テルミット反応熱量はおおよそ次のようになる。[5.6.5.4項(3):図5-55参照]

| 配合比:Si/Fe <sub>2</sub> O <sub>3</sub> [wt%] | 発熱量 [J/kg]           | 発熱量 [J/kg(Fe <sub>2</sub> O <sub>3</sub> )] |
|---|----------------------|---|
| 15/85                                       | 1.55×10 <sup>6</sup> | 1.82×10 <sup>6</sup>                        |
| 20/80                                       | 1.68×10 <sup>6</sup> | 2.10×10 <sup>6</sup>                        |
| 30/70                                       | 1.85×10 <sup>6</sup> | 2.64×10 <sup>6</sup>                        |
| 35/65                                       | 1.80×10 <sup>6</sup> | 2.77×10 <sup>6</sup>                        |

SiとFe<sub>2</sub>O<sub>3</sub>を供給面から比較すると、Siは微粒化工程のみとなるが、Fe<sub>2</sub>O<sub>3</sub>はFeの酸化工程が微粒化工程に追加される。特に、LOX製造を目的にする工程に、酸化工程を入れ、酸素を多量に消費することは本来避けるべきである。それ故、発熱量をFe<sub>2</sub>O<sub>3</sub>の消費で再整理すると、配合比:35/65のとき、発熱量は上記の範囲内では最大になるため、この配合比を以下の議論では使用する。

### 5.8.2 発電量の設定

事例研究として、100[kWe]×15[日間] (36,000[kWe]; 1.296×10<sup>11</sup>J)の能力を有するものを一単位とした非常用システムを対象とする。これは、基地内に在住する約100名[5.1.7.1項(1)参照]の内、約5名(20[kWe/人]:5.3.1項参照)が基地運営(含:ロケット打ち上げ作業/基盤整備等)のために夜間に活動できる発電量であり、緊急時における基地での最低限の人的活動のための一単位であると仮定した。

### 5.8.3 システムの概要

#### 5.8.3.1 システムの構成

非常用システムの概要を図5-66に示すが、極めて簡易なシステムであり、熱源としてのテルミット反応剤を高断熱性の粉体状レゴリスで被覆し、この熱源から発生する熱エネルギー

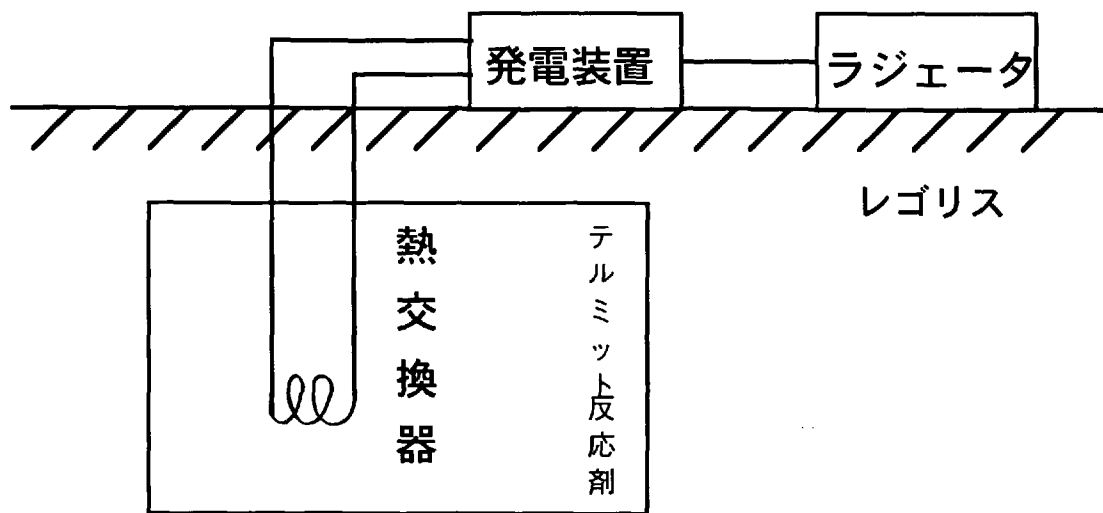


図5-66 テルミット反応による  
熱発電方式の概要図

ギを熱交換器を経由して発電部に導き電力に変換し、廃熱はラジエータにより外部に放出するメカニズムとなっている。

熱源使用温度範囲は、1,750~300K(5.6.5.4項参照)であり、外部温度は約250K<sup>69)</sup>であり、この温度差を利用して発電が行われる。

レゴリスに被覆されたテルミット反応生成物は、極めて緩慢に冷却<sup>[注:212]</sup>されるため、15日間にレゴリスを経由して外部に失われる熱量は僅かであると予想される。

発電方式としては、可動部のない簡便な熱電(熱電子)発電が緊急用としては適していると考えられる。著者等<sup>104) 105) 106)</sup>は、LSにおける夜間の通常発電システムとして100[kWe]×15[日間]規模のレゴリスを蓄熱材とした熱電発電システム「ガラスの海」の概念設計を実施し、その成立性を明らかにした。また、発電効率を向上(約40%目標)するために、広い使用温度範囲の適応を考慮したFGM(Functionally Graded Material)素子の応用<sup>107)</sup>も考えられる。

また、熱源と発電部、ラジエータを連結する熱伝達媒体としては、「ガラスの海」の概念設計と同様に、HeやN<sub>2</sub>ガスを用い、循環流速により熱量を制御する方式とする。

なお、発熱している生成物の熱伝達率は、前述[5.6.5.7項(1)参照]したように、1.9~2.3[W/m-K]と試算され、レゴリス(岩石状態)の熱伝導率:約2[W/m-K@1,900K]~2.5[W/m-K@300K][付録:C:(C-4)式参照]と類似している。これは、ESにおいて現在使用されている顕熱蓄熱材<sup>58)</sup>の一種であるレンガ類と同等であり、これからも本システムの成立性は保証される。

### 5.8.3.2 システムの規模

熱損失を約10%とし、Fe-Si系熱電素子の変換効率は作動温度に依存するが平均約5%<sup>105)</sup>と仮定すると、1,600[ton](727[m<sup>3</sup>])<sup>[注:213]</sup>の規模になり、仮に深さを3mとすると、15.5[m平方]の広さとなる。

二次電池(5.3.2.1項参照)のなかで、安全性に問題があるといわれているが、100[Whe/kg]程度のリチウムイオン電池も最近出現しているので、これにより上記のエネルギーを賄うとすると、360[ton](@放電深度:100%)と試算される。

これと比較すると、テルミット反応剤は約4.4倍多く必要とはなるが、地球に依存しない副産物の利用という点で優れている。

なお、上記の規模は、熱電素子の変換効率に大きく依存するが、Fe-Si系熱電素子を対象としたのは将来LSで生産することも念頭においたためであり、地球製の高效率のものを使用すれば規模も縮小可能となる。

### 5.8.3.3 テルミット反応系の必要量

配合比:Si/Fe<sub>2</sub>O<sub>3</sub>=35/65[wt%](Si:Fe:O<sub>2</sub>=35:45.5:19.5[wt%])から、一単位当たりのシステムを構築するためには、Si:Fe:O<sub>2</sub>=280:364:156[ton]を必要とするが、副産物であるSi/Feの産出量[5.4.4.1項(1)参照]は、緊急用としては十分な量であり、上記のシステムを必要に応じた単位数準備することが可能となる。



## 6章 有機的結合メカニズムをベースにした月製LOX利用の効果

4/5章において、各基盤要素間の「有機的結合メカニズム」が、月面産業の成立にとり重要であることを述べたが、次の段階として、「有機的SPS構築方法」の有効性を明らかにするために、この成長過程と成立性を定量的に検討する必要がある。

しかし、この過程を試算するためには、4.4項でも記述したように、例えばWorld Dynamics Modelの手法等<sup>9) 10) 11) 12)</sup>による解析を行う必要があり、時間の関数形<sup>[注: 214]</sup>で示されたデータが不可欠となるが、月面計画には、不確定な要素が多く、現段階でこれらのデータを準備することは多くの仮定を必要とし、この計算結果には信憑性がないものとなる。

そのため、本章では、3章の計算と同様な手法—連続的にSPSが構築される定常構築状態を想定し、1[GW]級SPSが1機完成するまでの時間経過的な要素を含まない総合的かつ平均的<sup>[注: 215]</sup>な物資移動の収支バランス計算手法—により物資移動量を計算し、これに基づきコスト計算を試みる。今回、このような収支バランス手法を採っても最終的な結論は大差ないものになると予想される。これは、太陽エネルギーとレゴリスは無尽蔵に近く存在し、そのレゴリスから約20[wit%]の酸素を生産した残りの副産物(約80[wit%])も十二分な量があるので、地球依存物資さえタイムリーに運搬できれば、ある物資の不足により成長過程が途中で阻害される可能性は少ないと考えられるためである。

なお、月面産業の成立のためには、「有機的結合メカニズム」の有効性と伴に「有機的冗長メカニズム」の効果も定量的に検討しなくてはならないが、今回の研究レベルでは、前者の定量的な議論に留め、後者については5.8項で記述したレベルまでとする。これは、前者でさえ成長過程を無視した試算に留めざるを得ない状況であり、後者は更に不確定な仮定を必要とするためである。

### 6.1 新しい輸送形態(含:LOX製造形態)における物資移動量とコストの計算法

#### 6.1.1 提案する輸送形態

既に4.3項(図4-2)で、「有機的結合メカニズム」に基づいた新しい輸送形態図を示したが、計算上必要な輸送形態の概要を以下に示す。

##### 6.1.1.1 ES⇄LEOのSSTOの輸送形態

SSTOにより、次の7種類のペイロードがES→LEOへ輸送され、LEO→ESへは、LSから運搬された月製LOX(帰還用酸化剤)が搭載される。

- ①ESで製造されたSPS構成機材(地球製SPS構成機材)
- ②地球製SPS構築用電気推進OTV機体(含:交換部品)
- ③月製LOX運搬用電気推進OTV機体(含:交換部品)
- ④電気推進OTVのホローカソード用燃料(Ar)
- ⑤月製LOX運搬用化学推進ロケット機体(含:交換部品)
- ⑥化学推進ロケットの燃料(LH<sub>2</sub>)
- ⑦LSでのLOX製造に必要な地球依存物資(含:月面基地の構築/運用物資)

#### 6.1.1.2 LEO⇄GEOのSPS構築用電気推進OTVの輸送形態

この電気推進OTVは、月製LOXを燃料とする再使用型ホール・スラスタ(5.2項参照)である。この運用としては、次のことを想定する。

- ①LEO上で、地球製SPS構成機材をペイロードとして搭載し、LEO→GEOへ輸送する。なお、LEO→GEO用燃料(LOX)は、LEO上で充填される。
- ②逆行程(GEO→LEO)は、空の状態での帰還する。なお、GEO→LEO用燃料(LOX)は、GEO上で充填する。地球製Arを燃料としたイオン・エンジンの場合と異なり、燃料充填をGEO上でも行えるのは、月製LOXをLS→LEOに輸送する途中、GEOを経由し、この軌道上で荷を降ろすことができるためであり、この方法により、ペイロード能力向上を図ることが可能となる。
- ③ホローカソード用燃料(Ar)は、LEO上で往復(LL0⇄LEO)分を充填する。
- ④OTV駆動用の太陽電池パネルとしては、5.3.5項で述べたように、Lunar-SPSの1[MWe]モデルの太陽電池系をベースとした軽量化タイプのもをクラスタ化して使用する。

#### 6.1.1.3 LL0⇄LEOの月製LOX運搬用電気推進OTVの輸送形態

この電気推進OTVも月製LOXを燃料とするホール・スラスタであり、運用性の観点から、上記のSPS構築用電気推進OTVで使用したスラスタ系/電源系と同一のものを組み合わせる方式を採る。このため、両者同一の比推力(含:スラスタ効率/電源効率)で作動させる。また、両者のパネル等を含む比質量特性も同じとする。なお、1往復当たりの時間も、両者同一とし、LEO上で両者が極力干渉せず全体作業の平滑化[付録:A-1.2.3.3項(図A-1)参照]が図られるようにする。このOTVは、月製LOX以外の物資運搬にも併用され、具体的には次の運用が行われる。

- ①LL0上で、次の4種類のアイテムをペイロードとして搭載する。また、このOTVの燃料となるLOXは、往復(LL0⇄LEO)分を充填する。
  - a) LSで製造されたSPS構成機材(月製SPS構成機材)
  - b) 地球製SPS構築用電気推進OTVのGEO→LEO用燃料(LOX)
  - c) 地球製SPS構築用電気推進OTVのLEO→GEO用燃料(LOX)
  - d) SSTOの帰還用酸化剤(LOX)
- ②GEO上に、次の2つのアイテムを降ろす。
  - a) 月製SPS構成機材
  - b) 地球製SPS構築用電気推進OTVのGEO→LEO用燃料(LOX)
- ③LEO上で、残りの次の2つのアイテムを降ろす。
  - a) 地球製SPS構築用電気推進OTVのLEO→GEO用燃料(LOX)
  - b) SSTOの帰還用酸化剤(LOX)

④引き続き、LEO上で、次の3つのアイテムをペイロードとして搭載し、LEO→LL0へ帰還する。また、同時にホローカソード用燃料(Ar)を往復(LL0⇄LEO)分を充填する。

- a) 月製LOX運搬用化学推進ロケット機体(含:交換部品)
- b) 化学推進ロケットの燃料(LH<sub>2</sub>)
- c) LSでのLOX製造に必要な地球依存物資(含:月面基地の構築/運用用物資)

#### 6.1.1.4 LS⇄LL0の月製LOX運搬用化学推進ロケットの輸送形態

このロケットは、再使用型1段式のハイブリッド・ロケットである方式Ⅱとする。[5.4.2.3項(図5-21)参照]この方式は、LOX/Si-AlとLOX/LH<sub>2</sub>の2種類の推進薬の組み合わせが使用でき、燃料供給系統は2系統であるが、燃焼室/LOX供給系統は共通であり、次の運用を行う。

①LS上で、次の4つのアイテムをペイロードとして搭載し、LS→LL0へ運搬する。また、このロケットは、最初LOX/Si-Alで離陸(lift off)し、上昇行程の途中から、LOX/LH<sub>2</sub>に切り替えられる。なお、推進薬の充填方法として、月製のLOX(往復分)とSi-Alは、LSで充填し、LH<sub>2</sub>(往復分)は、LL0上の推進薬貯蔵ステーションで充填する。

- a) 月製SPS構成機材
- b) 地球製SPS構築用電気推進OTVの燃料(LOX)
- c) 月製LOX運搬用電気推進OTVの燃料(LOX)
- d) SST0の帰還用酸化剤(LOX)

②LL0上で、次のアイテムをペイロードとして搭載し、LL0→LSへ運搬する。この帰還行程は、LOX/LH<sub>2</sub>の組み合わせで作動する。

- a) LSでのLOX製造に必要な地球依存物資(含:月面基地の構築/運用物資)

#### 6.1.1.5 推進薬貯蔵ステーション(PSS)の形態

物資輸送の中継点にもなるLEOとGEO、LL0上に設置するPSSは、有効寿命を超過した電気推進OTVのタンク類や太陽電池パネル類を利活用して構築することを前提[5.7項参照]とするため、PSSに関係するものは計算式に表面上顕れない。なお、一部の機材は、LSで製造したものを利用することも有り得るが、未確定な部分であるため、今回計算外とする。また、補修機材なども無視する。

#### 6.1.2 提案するLOX製造形態

既に4.3項(図4-3参照)で、有機的結合メカニズムに基づいたLS上における新しいLOX製造形態図を示したが、計算上必要な製造形態の概要を以下に示す。

①総LOX生産量は、次の4アイテムから決められる。

- a) 地球製SPS構築用電気推進OTVの燃料(LOX)
- b) 月製LOX運搬用電気推進OTVの燃料(LOX)
- c) SST0の帰還用酸化剤(LOX)
- d) 月製LOX運搬用化学推進ロケットの酸化剤(LOX)

- ②LOX製造プラントは、前述(5.6項参照)したように製造部とLOX貯蔵タンクから構成されるが、地球依存度の軽減のために、パイプ類とタンク類、基本構造物の一部は、LSでLOX製造の副産物から極力製作する。ただし、本章では、安全側のみで、地球製にすることを計算のベースラインⅡ(初期値)<sup>[注:216]</sup>とする。
- ③SPS構成機材の一部(パイプ類とタンク類)も同じく副産物から製作し、SPSの地球依存度の軽減化も図る。
- ④LOX製造等に必要な電力供給は、抵抗加熱型電気熔融窯方式(5.3.4項参照)とするが、地球に依存する太陽電池系は、Lunar-SPSの75[kWe]モデルに使用された太陽電池系のデータに基づく一軸追尾集光型とする。
- ⑤消耗品(食料/飲料水/一般消費物/CH<sub>4</sub>)は、地球から輸送する必要があるが、CH<sub>4</sub>の一部は、人的廃棄物を利用して補填する。(5.1.6項参照)
- ⑥上記以外のLOX製造に必要な地球依存物資(含:月面基地の構築/運用物資)は、単純化して一括で纏めて考える。なお、様々な基本構造物(5.6項参照)は月資源を用いて構築することを前提とする。

### 6.1.3 物資移動量/コストの計算法

新たな輸送形態(含:LOX製造形態)における物資移動量とコストの計算に必要なパラメータを表6-1に纏めて示す。また、この詳細な計算法(含:仮定条件)は、付録:F-1(物資移動量計算)と付録:F-2(コスト計算)に示す。以下に本計算法の前提/特徴を羅列する。

- ①3章では、物資移動の収支バランス計算の中には、LSで構築するLOX製造関連設備(含:消耗品)類は含めず、別途論じたが、本章では「有機的結合メカニズム」の関係に基づき、これらも収支バランスに最初から含めて総合的に論じる。
- ②表6-1は、既成概念的SPS構築方法において仮定したパラメータ[表3-1/3.5.3項:表3-3/3.6項(LOX製造関連コスト)参照]を新たな輸送形態(含:LOX製造形態)により変更したものであるが、パラメータを、その特性(質)に基づき次のように3種類に分類する。なお、3章でも、各パラメータは、最適化/改善を図るために、その特性(質)が論じられたが、本章では、計算結果に信憑性をもたせ、安全側の結論を得ることを目的に分類を行う。
- a)コストの最適化が図れるパラメータ群
  - b)センシビリティ・アナリシスの対象となるパラメータ群
  - c)固定値として取り扱うパラメータ群

上記の内、コスト最適化/センシビリティ・アナリシスの対象となるパラメータは、合計13個となり、具体的な内容については、6.2項で後述する。

また、次のようなパラメータが、今回の研究では固定値として取り扱われる。

- a) 文献等から推定可能なもので、その不確実性が全体コストに与える影響が少ないもの、あるいは他のパラメータが代表して不確実性を吸収できるもの
- b) 既存データがなく、文献からも明確でなくても、安全側(最悪値)に設定可能なもの

③後述(6.3.1項:表6-3/表6-4)の計算結果を予め参考にすると、質量/コストの見積もりの精度について、全般的に次のことがいえる。

- a) 総コストの内訳をみると、SSTO輸送関連コストが約90%を占めるため、電気推進OTV(約2%)と化学推進ロケット(約8%)、LS関連(約1%)の各コスト算出方法の精度の影響は少ない。
- b) SSTO輸送関連コストを構成する打上/機体製作コストは、打上回数に比例するため、各種のコスト算出係数の精度に不確実性が内在していても、これに影響を受けることなく、コスト比は打上回数比と一致する。今回、従来の古典的SPS構築方法とのコスト比(削減効果)が明確になれば、目的は達成できると考えられる。
- c) SSTO輸送関連コストを直接支配するSSTO総輸送量の内訳をみると、2種類の電気推進OTV機体質量(含:交換部品)は合計10[wt%]、また化学推進ロケットが約1[wt%]と低いと、関係する質量算出係数の精度の影響は大きくない。  
一方、LS関連は約20[wt%]に達するため、安全側に見積もることが必要となる。

④ベースラインⅡとは、最適化を施したものであり、本章のベースとなる。(6.2項参照)

⑤SPS関連コストの取り扱いについては、3.5.3.1項(2)と同様に考える。即ち、ESにおけるSPSコンポーネントの製作コストは除外する。また、LEO⇄GEOのSPS運搬用電気推進OTVについては、機体と再整備用ハードウェアをES→LEOへ運搬するに必要なコストのみをSSTO輸送コストに含めて計上し、それ以外のコスト(機体製作コスト/再整備用ハードウェア製作コスト/運用コスト)は除外する。これは、除外したコストが、古典的方法のものとはほぼ共通的なものであり、本研究が、SSTO輸送コストに焦点を当てているためである。

⑥R&D(研究開発)コストについては、前述[3.5.3.1項(4)/3.6項参照]と同様に、SPSの連続的な構築を前提にし、SSTO輸送コストが大半を占めることから無視可能であると仮定する。

⑦電気推進OTVの往復時間: $T_{HT}$ (含:軌道上における再整備作業時間)は、2[輻/サイクル](SPS構築期間:10[輻/機(SPS)]相当)をベースとする。

前述[3.5.1.1項(2)参照]したように、古典的SPS構築方法では、電気推進OTVの往復時間: $T_{IE}$ を1[輻/サイクル]と仮定しているが、飛行時間を延長することは、太陽エネルギーの供給時間の増加を図ることになるため、機体質量(太陽電池パドル質量)の低下に寄与





する。SPS構築期間を変化させた場合に、第1号機の完成までの準備期間(過渡期間)には差が生じるが、定常構築状態に達すると、全体的に観るとSPS構成部材の生産・運搬負担は同一になるため、準備期間差は有意なものとはならない。ただし、期間が10[輻/機(SPS)]の場合には、5[輻/機(SPS)]と比較して、作動寿命(再使用寿命)の制限から、電気推進OTV機数が2倍必要になり、機体製作コスト(含:機体運搬コスト)の増加を招くことになる。

今回、スラスタ効率が、従来のイオンエンジンより大幅に低下する可能性があるため、時間延長は重要な補償方策の一つとなる。

- ⑧LS⇔LL0の月製LOX運搬用の化学推進(LOX/LH<sub>2</sub>)ロケットの機体製作コストと運用コスト(含:再整備用ハード・ウェア製作コスト/燃料生産コスト等)は、SST0に準じると仮定[3.5.3.1項(3)参照]したが、ハイブリッド化したロケットの場合も同様に基本的にSST0に準じると仮定する。ハイブリッド・ロケットにおける燃料(Si-Al)の生産と、これが収納される燃焼室の再整備作業は、LOX/LH<sub>2</sub>ロケットのケースと比較して、コスト増加につながるものであるが、燃料生産をLOX製造の一環として実施し、整備の自動化を進めることにより、SST0のものと同程度にできると仮定する。
- ⑨プラント(製造部/LOX貯蔵タンク)のESにおける製作コストは、3.6.2.1項で述べたように、同質量の電気推進OTVの機体製作コスト:0.35[M\$/ton]と同一であると安全側に仮定したが、この仮定は、プラントの一部(タンク類/パイプ類)をLSにおいて製作するときにも当てはめる。これは、原料をLOX製造の一環として生産し、その作業は自動化された単純工程(主に真空蒸着法)とすること、また、仮定したコストには余裕が元来あることによる。
- ⑩SPS構成機材をESで製作するのみでなく、LSでも製作(特に、タンク類/パイプ類)することを試みるが、両者での製作コストは、同一と仮定する。これも、上記の⑨と同様な理由による。
- ⑪消耗品であるCH<sub>4</sub>や生活消費物資の生産コストは、生産場所がESかLSかに関わらず、無視する。これは、ESでの生産の場合、3.6.2.1項で述べたように、LOX生産コストの比較から、無視できる値となること、また、LSでの人的廃棄物からのCH<sub>4</sub>生産は、LOX製造の一環として実施されることによる。
- ⑫エネルギー供給システム、主に太陽電池系の生産コストも、プラントの製作コストと同様に、同質量の電気推進OTVの機体製作コスト:0.35[M\$/ton]と同一であると仮定する。これは、OTVの太陽電池パネルの生産コストと同程度と見なすことが可能なためである。
- ⑬人的コスト(含:運転コスト/メンテナンス・コスト)及び、この関連施設コスト(含:食料調達)を推定することは現在困難であるが、3.6.4項で述べたように、自動化を進めることにより、輸送コストを除けば、全体コストのなかで無視可能なレベルにする



ことができるため、食料(含:一般消費物)の輸送コストのみ計上する。

⑭6.1.1.5項でも述べたように、推進薬貯蔵ステーション(PSS)の建設コスト(含:運用/維持費)は、電気推進OTV等を利活用することにより、無視可能なレベルにすることができると仮定する。

⑮上記以外の様々な有形無形の必要コストについては、一括して取り扱うが、その便法として、これらは、上記で定義した一括化した諸処の地球依存物資(含:月面基地の構築/運用物資): $M_{e-LS}$ [kg]のなかに包含されると仮定し、コストとしては、ES→LSまでの輸送コストのみを考慮する。これは、輸送コスト、特にSSTOコストが主流を占めるためである。

## 6.2 検討の手順

表6-1に記載するパラメータの内、コスト最適化/センシビリティ・アナリシスの対象となる13個のパラメータのみを表6-2に示す。これらを変数として取り扱い、有機的結合メカニズムの有効性評価のために、パラメトリック・スタディを順次行う。これらは、具体的には、次のように分類される。

### 6.2.1 コストの最適化が図れるパラメータ群

以下の4個のパラメータは、特に技術的な問題を伴わないで、ある条件下で任意の値をとることが可能なため、コストの最適化が行えるパラメータ群であり、最適化を施したものを「ベースラインII」と称す。ただし、下記の③と④の関係は連動しており、両者を互いに独立に選定することはできないため、自由度の点からは3個のパラメータであるといえる。

- ①  $I_{SP(HT)}$  : ホール・スラストの比推力
- ②  $\eta_{HYB}$  : LS→LL0の速度増分の内、LOX/Si-Alの組み合わせで取得する速度増分率
- ③  $MR_{LH}$  : LOX/LH<sub>2</sub>の組み合わせにおける混合比
- ④  $I_{SP(LE)}$  : LOX/LH<sub>2</sub>の組み合わせで得られる比推力

また、ベースラインIIに対するこれらのパラメータの個別の影響については、①が電気推進OTVに、②と③、④が化学推進ロケットに関連するため、この2つに分類して検討を行う。

### 6.2.2 センシビリティ・アナリシスの対象となるパラメータ群

#### 6.2.2.1 パラメトリック・スタディの範囲に留めるパラメータ群

##### (1) 電気推進OTV関連のパラメータ

電気推進OTVのパラメータの内、ホール・スラストのスラスト効率: $\eta_{HT}$ は、技術的に未確認な事項であり、既存のデータ等からも推定が困難で、その特性の把握には本格的かつ長期的な実験を行う必要があるため、パラメトリック・スタディに今回は留め、システムが成立するための条件範囲を明らかにすることに焦点を当てることにする。(1.4項/5.2.3.3項参照)また、以下の電気推進OTVの2個のパラメータも、スラスト効率と連動して議論する。

表6-2 変数として取り扱う13個のパラメータ

| 大分類                          | 中分類 | 小分類              | パラメータ               | ベースラインII                           | パラメータの記号説明/備考                             |
|------------------------------|-----|------------------|---------------------|------------------------------------|---|
| コストの最適化が<br>図れるパラメータ群        | —   | —                | $I_{SP(HT)}$        | 3,000 [秒] (最適値)                    | ホール・スラスタの比推力                              |
|                              |     |                  | $\eta_{HYB}$        | 70 [%] (最適値)                       | LS→LL0の速度増分の内、LOX/Si-Alの<br>組み合わせによる速度増分率 |
| センテ化・ハイ・アノジスの<br>対象となるパラメータ群 | —   | —                | $MR_{LH}$           | 8 (最適値)                            | LOX/LH <sub>2</sub> の組み合わせ時の混合比           |
|                              |     |                  | $I_{SP(LB)}$        | 445 [秒] (最適値)                      | LOX/LH <sub>2</sub> の組み合わせ時の比推力           |
|                              |     |                  | $\eta_{HT}$         | 30 [%] (初期値)                       | ホール・スラスタのスラスタ効率                           |
|                              |     |                  | $T_{HT}$            | 2 [年間] (初期値)                       | 電気推進OTVの在軌時間/スラスタ効率と運動して議論                |
|                              |     |                  | $K_{HT}$            | $1.33 \times 10^{-2}$ [kg/W] (初期値) | 必要電力1W当たりの電気推進システム質量/スラスタ効率と運動して議論        |
|                              |     |                  | $I_{SP(HYB)}$       | 230 [秒] (初期値)                      | LOX/Si-Al組み合わせ時の比推力                       |
|                              |     |                  | $\eta_{LOX-LS(ES)}$ | 1 (初期値)                            | LOX製造プラントの地球依存率                           |
|                              |     |                  | $M_{0-LS}$          | 0 [ton] (初期値)                      | LOX製造に関する諸処のES依存物資                        |
|                              |     |                  | $\eta_{SPS(ES)}$    | 1 (初期値)                            | SPS構成機材のESでの製造率                           |
|                              |     |                  | $\beta$             | 1 (初期値)                            | SST0帰還用酸化剤質量と元来の<br>パイロド能力(10[ton])との比率   |
|                              |     | 産業化の意味を決定するパラメータ | $M_{SPS}$           | 15,450 [ton] (初期値)                 | SPS構成機材                                   |

- ① $T_{HT}$  : 電気推進OTVの往復時間(含:軌道上での再整備作業時間等)
- ② $K_{HT}$  : 必要電力1W当たりの電気推進システム質量

上記の①の $T_{HT}$ は任意に設定でき、②の $K_{HT}$ は既存のデータ等からの推定が可能であるため、技術的に未確認な事項の範疇には入らず、電気推進OTVの性能を左右する重要パラメータであるため、後述の6.2.2.2項のカテゴリーに含めることも一案であるが、付録:Fの(F-6)式と(F-7)式、(F-8)式から導かれるように、3個のパラメータは、OTV機体質量: $M_{HT}$ の算出にのみ関与し、(6-1)式に示す単純な比例関係から成るため、同時に論ずることとする。例えば、 $\eta_{HT}$ のセンシビリティ・アナリシスの結果から、他の $T_{HT}$ と $K_{HT}$ の変動効果は、一義的に推定可能となる。

$$M_{HT} \propto \frac{K_{HT}}{\eta_{HT} \cdot (T_{HT} - T_{REF/HT})} \quad (6-1)$$

ただし、 $T_{REF/HT}$ は軌道上における再整備作業時間等：今回は2[ヶ月間]を仮定(表6-1/付録:F-1.1参照)

## (2) 化学推進ロケット関連のパラメータ

化学推進ロケット関連パラメータの内、LOX/Si-Al組み合わせ時の比推力: $I_{SP(HYB)}$ も、前述(5.4.4.9項参照)したようにパラメトリック・スタディに今回は留め、システムが成立するための条件範囲を明らかにすることに焦点を当てることにする。

### 6.2.2.2 全体性能に関係し、変動効果から新しい知見が得られるパラメータ群

本パラメータ群は、数値の変動効果により、新しい知見が得られる可能性を有しており、更に次の4種類に分類される。

#### (1) コスト低下(増加)の効果がある諸パラメータ

以下の2個のパラメータは、増加あるいは減少により、コスト・メリット(デメリット)への効果が期待できるものである。今回の研究では、以下の各パラメータの変化が「ベースラインII」に与える変動を検討する。

- ①  $\eta_{LOX-LS(ES)}$  : LOX製造プラントの地球依存率
- ②  $M_{a-LS}$  : LOX製造に関する諸々の地球依存物資(含:月面基地の構築/運用物資)

#### (2) エネルギー構想とLOX製造を結合するパラメータ: $\eta_{SPS(ES)}$

SPS構成機材のESでの製造率を表すパラメータ: $\eta_{SPS(ES)}$ はベースラインIIでは1を仮定したが、この値が低下するほど、即ち月製SPS構成機材の比率が増加するほど、コスト・メリットが期待できるため、上記(1)の範疇に含めることもできる。しかし、重要な側面として、このパラメータは、まえがき(1.2項参照)にも述べたように、月利用シナリオの中のエネルギー構想の一つ(SPS機材を始めとする宇宙構造物の内、工程が簡易な一般機材のLSでの製

造)と月面LOX製造とを結合する役割をもつため、この比率が「ベースラインⅡ」に与える影響を項を改めて検討する。

### (3) SST0設計に依存するパラメータ： $\beta$

SST0の帰還用酸化剤質量と元来のペイロード能力(10tonと固定)との比率を表すパラメータ： $\beta$ は、SST0の設計に依存し、選択の自由度が少ない値であり、ベースラインⅡでは $\beta=1$ を初期値としているが、この数値の推定は、SST0の重要な研究テーマの一つであり、このパラメータ変化の影響を検討することは、SST0が開発目標とすべき形態についての考察を深めることにつながる。

### (4) 産業化の意味を決定するパラメータ： $M_{SPS}$

今回の研究では、SPS(15,450[ton/機(SPS)])の構築を一事例として月製LOXの産業化を検討しているが、当然のことながら産業化の意味は需要規模に依存する。この限界を確認するために、パラメータ： $M_{SPS}$ (SPS構成機材)をESから宇宙(GEO)へ運搬する大量物資全般と定義することにより、産業としての月製LOX利用というコンセプトを一般化し、需要(運搬規模)と産業化との関係を検討する。

## 6.3 コスト最適化の結果(ベースラインⅡ)

### 6.3.1 最適コストと古典的SPS構築方法との比較

表6-2に示す初期値のもとに最適化を行った結果、最適化が図れるパラメータ群は次の値となった。これにより設定されたベースラインⅡの概要を表6-3に示す。なお、詳細な計算結果については付録:F-3(表F-1)に示す。

- ①  $I_{SP(HT)}$  : 3,000 [秒]
- ②  $\eta_{HYB}$  : 70 [%]
- ③  $MR_{LH}$  : 8
- ④  $I_{SP(LE)}$  : 445 [秒]

この最適値における総コスト： $C_{TOTAL}$ は、41,060[M\$]となり、従来の古典的SPS構築方法における総コスト(SST0合計コスト)：54,770[M\$](3.3項参照)に比較し、約25%(13,710[M\$])の減少、即ち従来の約1/4のコスト削減になるという試算結果が得られた。この試算を構成する仮定条件が満たされたならば、この削減効果は、SPS構築を始めとする宇宙活動を恒常的に行うことにより累積され、巨大な利得を生むことにつながるため、本システムが高い価値を有している可能性が示唆される。

また、 $C_{TOTAL}$ の中で、SST0の合計コスト： $C_{SST0}$ (36,635[M\$])が予想通り大半(約90%)を占めるが、これと直結するESからのSST0総輸送量： $M_{TPL}$ の内訳を既成概念的SPS構築方法と比較して表6-4に示す。既成概念的方法の内訳には、LS上でのLOX製造に関連する地球依存物資を含まず、電気推進OTVの往復時間： $T_{IE}$ も2[年]とした場合(表3-5参照)を記載しているが、これと比較しても、 $M_{TPL}$ は、25,930[ton]→23,870[ton]と2,060[ton](約8[wt%])減少して

表6-3 有機的SPS構築方法による計算結果(ベースラインII)

| 項目  | 単位  | 数値  | 備考   |
|---|---|---|--|
| SPS/SSTO関連等<br>・ SPS構成機材<br>・ SPS構築期間<br>・ SPS機材ES製造率: $\eta_{SPS(ES)}$<br>・ $\beta$<br>・ 総SSTOペイロード量<br>・ 総SSTO打上回数              | ton<br>年間<br>-<br>-<br>ton<br>サイクル                                | 15,450<br>10<br>1<br>1<br>23,870<br>1,193   | ・1 [GW] 級SPS<br><br>・SSTO帰還用酸化剤量/<br>元来のペイロード量                                     |
| SPS構築用電気推進OTV<br>・ 往復時間: $T_{IE}$<br>・ 比推力<br>・ 燃料(LOX)<br>・ 機体質量<br>・ 太陽電池出力<br>・ 推力   | 年間/サイクル/機<br>SEC<br>ton/サイクル/機<br>ton/機<br>MW<br>N                | 2<br>3,000<br>308<br>113<br>8.5<br>156      | ・スラスト効率: 30 [%]  |
| 月製LOX運搬用電気推進OTV<br>・ 往復時間: $T_{IE}$<br>・ 比推力<br>・ 燃料(LOX)<br>・ 機体質量<br>・ 太陽電池出力<br>・ 推力   | 年間/サイクル/機<br>SEC<br>ton/サイクル/機<br>ton/機<br>MW<br>N                | 2<br>3,000<br>1,304<br>480<br>36.1<br>663   |  |
| LOX運搬用化学推進ロケット<br>・ 燃料切り替え比率<br>・ LOX/LH <sub>2</sub> 比推力<br>・ LOX/LH <sub>2</sub> 混合比<br>・ サイクル数<br>・ 推進薬量<br>・ 燃料<br>・ 酸化剤(LOX) | %<br>SEC<br>-<br>サイクル/機<br>ton/サイクル/機<br>ton/サイクル/機<br>ton/サイクル/機 | 70<br>445<br>8<br>44.6<br>691<br>149<br>542 | ・Si-Alによる速度増分<br>/上昇時の全速度増分<br><br>・LH <sub>2</sub> :19, Si-Al:130                 |
| LSにおけるLOX製造関連<br>・ LOX総生産量<br>・ LOX製造プラント<br><br>・ エネルギー供給システム<br>・ ESからの生活消費物資   | ton<br>ton<br><br>ton<br>ton                                      | 93,330<br>550<br><br>490<br>3,150           | ・25.6 [ton/日]<br>・製造部:410 [ton]<br>貯蔵タンク:140 [ton]<br><br>・含:消耗品(CH <sub>4</sub> ) |
| 総コスト: $C_{TOTAL}$<br>・ SSTO関連: $C_{SSTO}$<br>・ 月製LOX運搬用電気推進OTV<br>・ LOX運搬用化学推進ロケット<br>・ LS関連                                      | M\$<br>M\$<br>M\$<br>M\$<br>M\$                                   | 41,060<br>36,635<br>605<br>3,455<br>365     | ・90 [%]<br>・ 2 [%]<br>・ 8 [%]<br>・ 1 [%]   |

表6-4 SSTO総輸送量:  $M_{TPL}$  の内訳比較

| 品目                     | 既成概念的SPS構築方法<br>( $T_{IE}=2$ [年]) |          | 有機的SPS構築方法<br>( $T_{HT}=2$ [年]) |          |
|------------------------|-----------------------------------|----------|---------------------------------|----------|
|                        | 数値 (ton)                          | 比率 (wt%) | 数値 (ton)                        | 比率 (wt%) |
| ・ SPS構成機材              | 15,450                            | 59.6     | 15,450                          | 64.7     |
| ・ SPS構築用電気推進OTV        |                                   |          |                                 |          |
| ・ 機体(含:交換部品)           | 660                               | 2.5      | 455                             | 1.9      |
| ・ 燃料(Ar)               | 1,100                             | 4.2      | -                               | -        |
| ・ 月製LOX運搬用電気推進OTV      |                                   |          |                                 |          |
| ・ 機体(含:交換部品)           | 2,430                             | 9.4      | 1,920                           | 8.0      |
| ・ 燃料(Ar)               | 4,010                             | 15.5     | -                               | -        |
| ・ LOX運搬用化学推進ロケット       |                                   |          |                                 |          |
| ・ 機体(含:交換部品)           | 50                                | 0.2      | 155                             | 0.6      |
| ・ 燃料(LH <sub>2</sub> ) | 2,230                             | 8.6      | 1,695                           | 7.1      |
| ・ LSで必要な地球依存物資         | 計上せず                              | -        | 4,195                           | 17.6     |
| SSTO総輸送量               | 25,930                            | 100      | 23,870                          | 100      |

いる。これから観ても、有機的方法が地球依存度を軽減することに顕著な効果を発揮していることがわかる。このことは、LSでの地球依存物資が全体の約18[w1%]を占めているにも関わらず、SPS構成機材の比率が、59.6[w1%]→64.7[w1%]に上昇していることからいえる。

### 6.3.2 最適化を図ったパラメータの影響

#### 6.3.2.1 $I_{SP(HT)}$ の影響

ベースラインⅡに対して、ホール・スラスタの比推力: $I_{SP(HT)}$ のみを変化させたときの主要パラメータに与える影響は次の通りとなる。

- ①  $I_{SP(HT)}$  が3つのコスト・パラメータ (SST0の合計コスト: $C_{SST0}$ と総輸送関連コスト: $C_{T-VEH}$ , 総コスト: $C_{TOTAL}$ )へ及ぼす影響を図6-1に示す。従来の $A_T$ によるイオン・エンジンから、スラスタ効率が低下するLOXを燃料としたホール・スラスタへ変換した影響が懸念されたが、 $I_{SP(HT)}$  の最適値(3,000[秒])近傍ではLOXの代替燃料化によるコスト低減対策に十分寄与しているといえる。
- ② 前述[5.2.3項参照]した様に、Xeを燃料とした既存のホール・スラスタは、その特性から、1,000~3,000秒の範囲で効率的な運用ができるように設計されているが、今回の最適値が、この範囲の近傍に存在することは、燃料代替化の実現の可能性が増加するともいえる。
- ③  $I_{SP(HT)}$  に対するコスト比率( $C_{SST0}/C_{TOTAL}$ ,  $C_{T-VEH}/C_{TOTAL}$ )を図6-2に示すが、 $C_{SST0}/C_{TOTAL}$ が $I_{SP(HT)}$ :約3,000秒近傍から、約90%となることから、LSにおけるLOX製造関連コストを含めてもSST0輸送コストがほぼ大半を占め、前述(3章参照)の結論と同様となる。また、 $C_{T-VEH}/C_{TOTAL}$ が約99%を示すことから、輸送コストを除く直接的なLOX製造関連コストはほとんど無視できるといえる。即ち、地球依存に伴うSST0輸送コストの低減が鍵であることが定量的にも明らかにされた。なお、電気推進OTVと化学推進ロケットの合計コストを合わせたもの( $C_{OTV}+C_{HYB}$ )<sup>[注:217]</sup>は、総コストのなかで、約10%を占めるのみである。
- ④ 電気推進OTVと化学推進ロケットのコストに注目すると、図6-3に、 $I_{SP(HT)}$  に対する $C_{OTV}$ と $C_{HYB}$ の傾向を、また、図6-4に、コスト比率( $C_{OTV}/C_{T-VEH}$ ,  $C_{HYB}/C_{T-VEH}$ )を示すが、 $C_{HYB}$ の方が、コスト比率として高く、 $I_{SP(HT)}$  から受ける影響も強いことがわかる。これは、図6-5に示すように、電気推進OTV、特に月製LOX運搬用OTVの主要燃料(LOX)量が $I_{SP(HT)}$  の低下とともに急激に増加するため、このLOXをLS→LL0に運搬するための $C_{HYB}$ が増加するためである。一方、 $C_{OTV}$ は、主にOTV機体質量に依存し、 $I_{SP(HT)}$  のほとんどの領域で、 $I_{SP(HT)}$  の増加とともに機体質量は漸増するため、同傾向となる。なお、電気推進OTVのうち、一定のペイロードを運搬するSPS運搬用OTVは $I_{SP(HT)}$  の影響を受けがたいが、ペイロード自体も下記に述べるように $I_{SP(HT)}$  の影響を受ける月製LOX運搬用OTVは $I_{SP(HT)}$  の影響が大きいといえる。

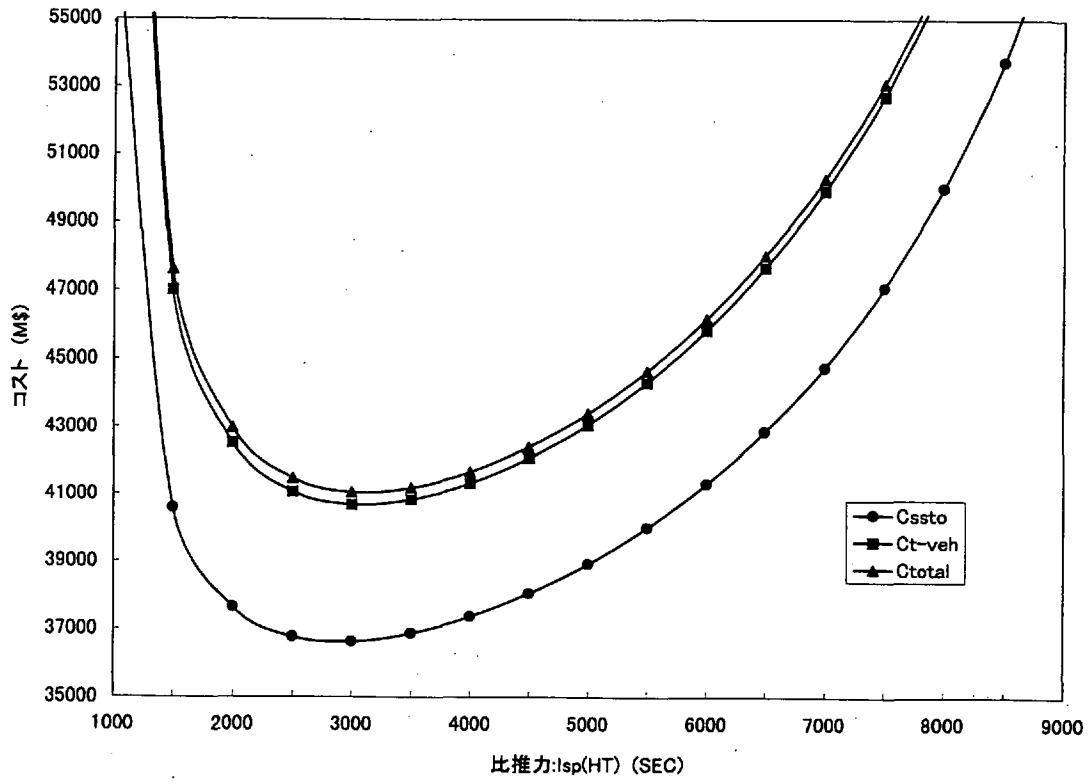


図6-1 電気推進OTVの比推力とコストとの関係

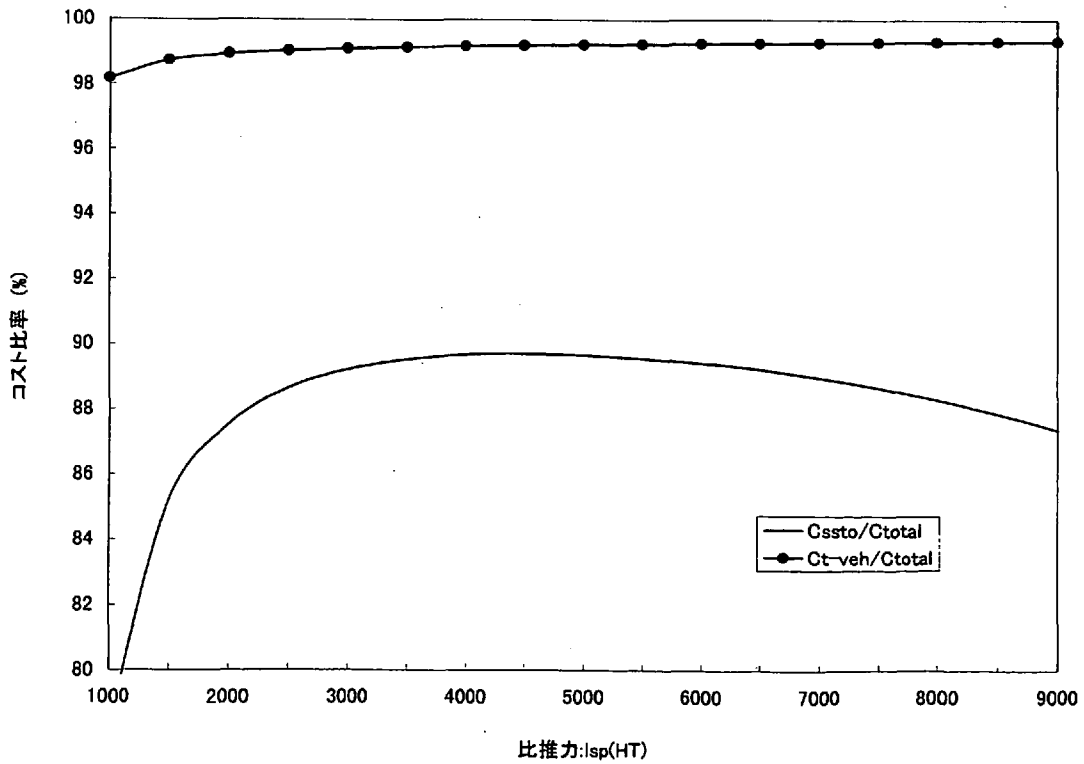


図6-2 電気推進OTVの比推力とコスト比率との関係



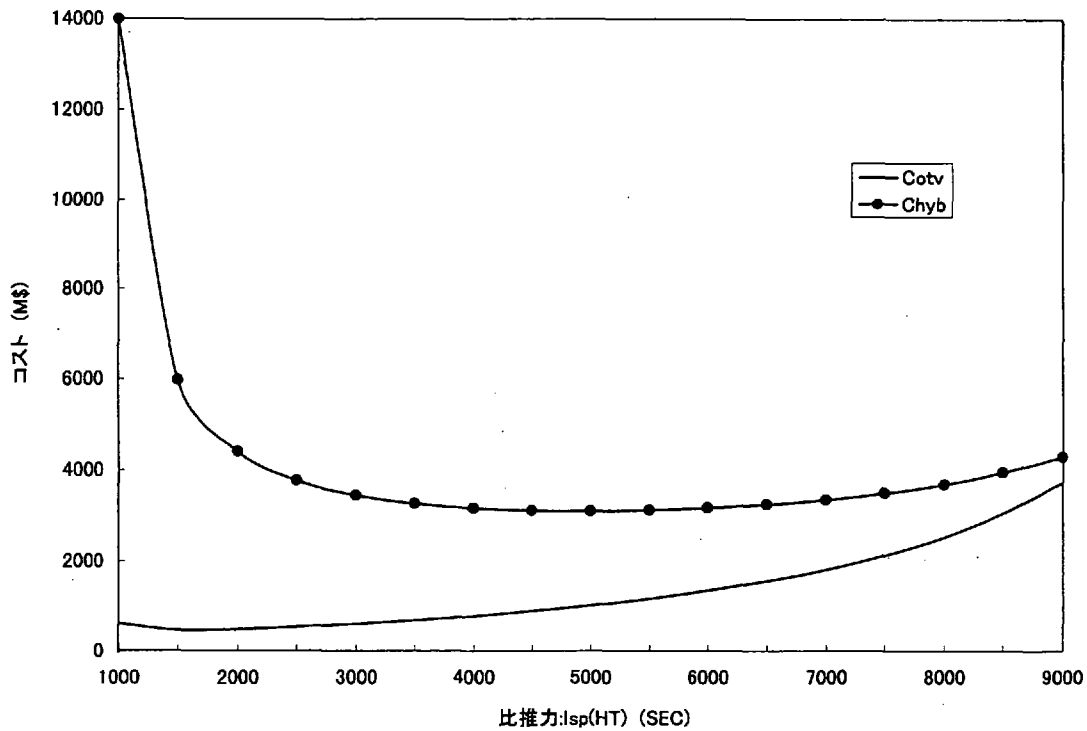


図6-3 電気推進OTVの比推力と月製LOX運搬用の電気推進OTV関連合計コスト、化学推進ロケット関連合計コストとの関係

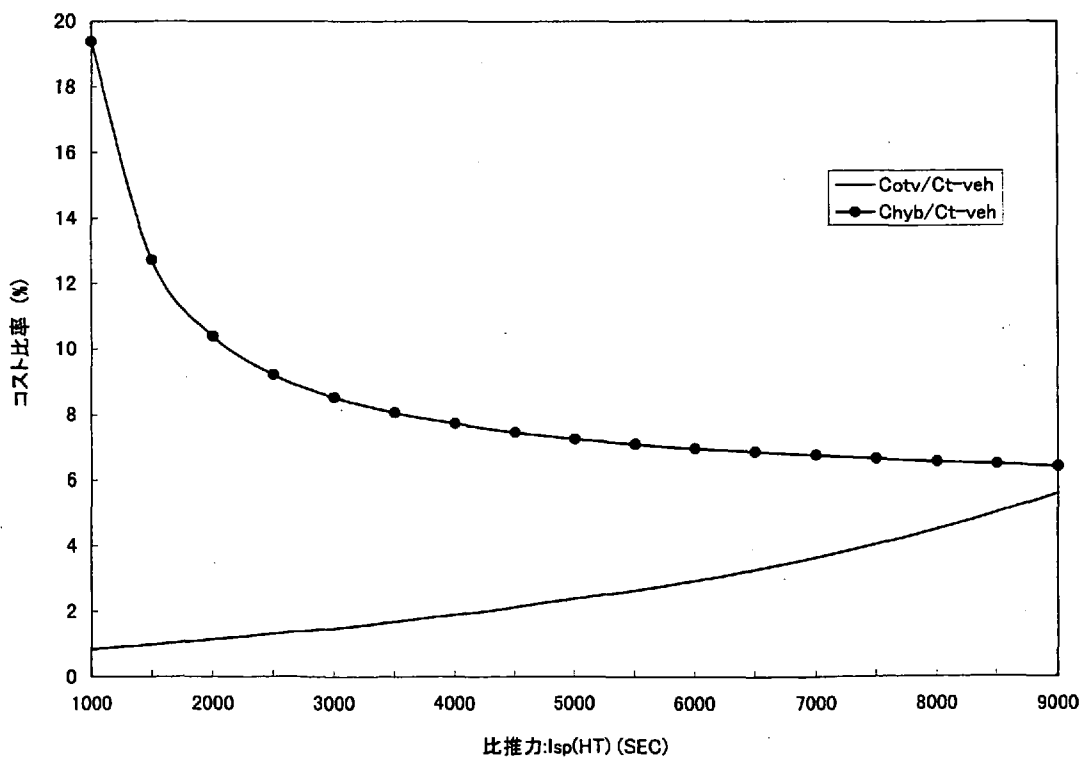


図6-4 電気推進OTVの比推力と総輸送関連コストに対する月製LOX運搬用の電気推進OTV、化学推進ロケット関連コストの比率との関係

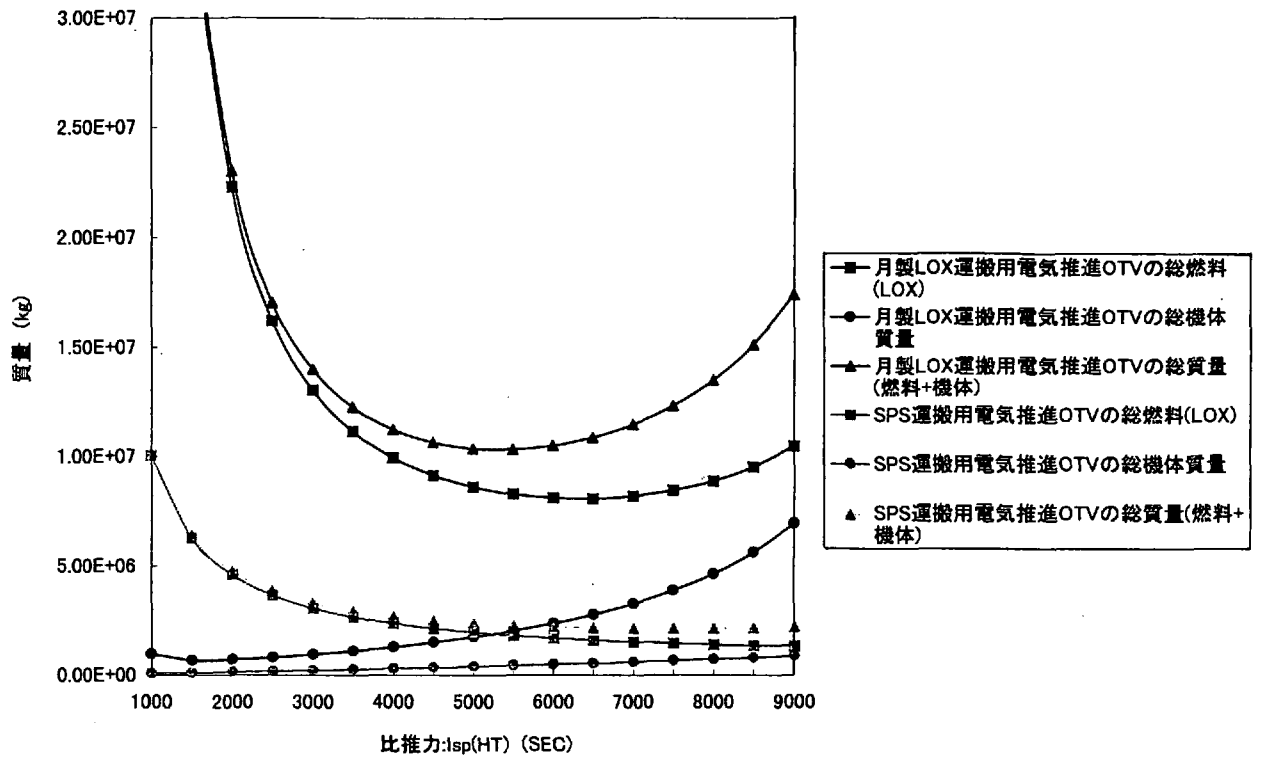


図6-5 電気推進OTVの比推力と燃料、機体質量との関係

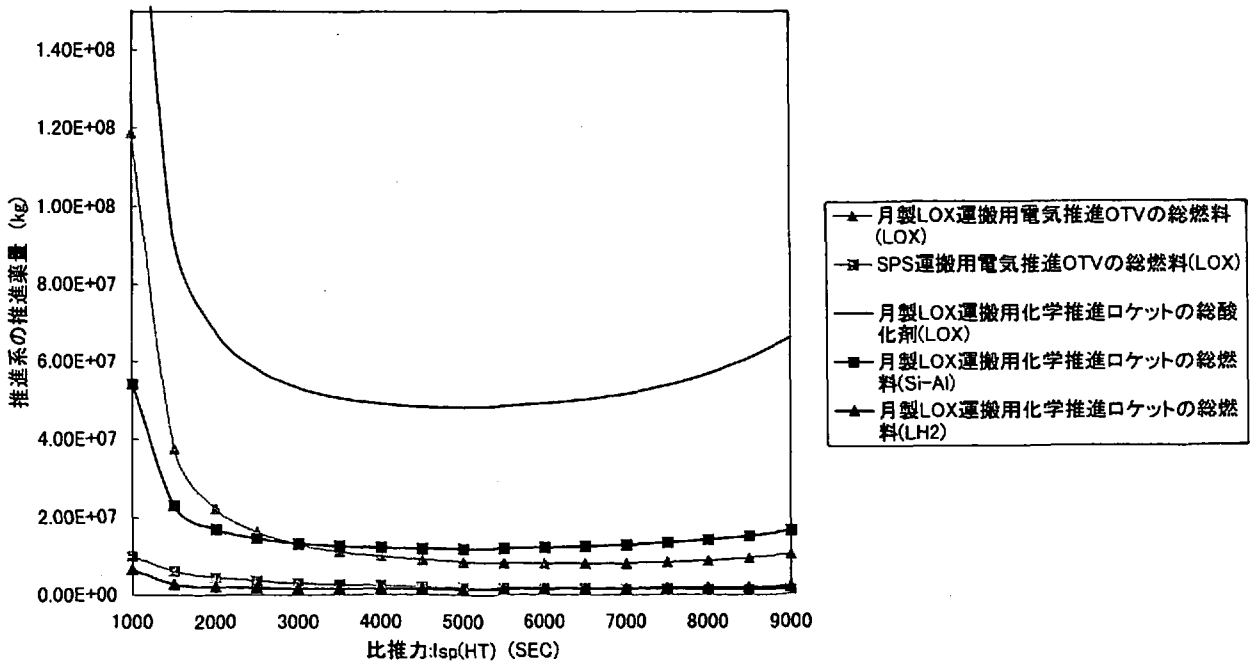


図6-6 電気推進OTVの比推力と3種類の推進系の推進質量との関係

- ⑤電気推進OTVの主要燃料(LOX)が月製であるにも関わらず、図6-1に示したように、 $C_{SSTO}$ が $I_{SP(HT)}$ の影響を強く受けるのは、化学推進ロケットの燃料の一部である $LH_2$ (図6-6参照)やLOX製造に伴う製造設備等の質量(図6-12参照)が $I_{SP(HT)}$ の低下とともに増加し、SSTOの負担となるためである。
- ⑥図6-7に、 $I_{SP(HT)}$ に対するSSTOのペイロードとなるES→LE0への総輸送質量: $M_{TPL}$ とLS上で生産する必要がある総LOX生産量: $M_{TLOX}$ への影響を、また図6-8に比率: $M_{TPL}/M_{TLOX}$ を示すが、SSTOの帰還用酸化剤と同量( $\beta=1$ )となる $M_{TPL}$ に比較し、 $M_{TLOX}$ は $I_{SP(HT)}$ の影響が強い。また、比率が最適 $I_{SP(HT)}$ で約25%であり、残りの約75%は電気推進OTVと化学推進ロケットの推進薬に使用される。即ち、LSで製造したLOXの約3/4はLE0に到達する前に消費されることになる。
- ⑦LE0に到達する前に消費される推進薬(LOX)の内訳を総LOX生産量: $M_{TLOX}$ との比率の形で図6-9に示すが、化学推進ロケットの酸化剤比率は $I_{SP(HT)}$ とほぼ無関係に一定の約60%となる。これは、ロケットのペイロード(= $M_{TLOX}$ -総酸化剤)と酸化剤の変動は一致するためである。一方、電気推進OTVの方は、最適 $I_{SP(HT)}$ において約15%程度に留まる。即ち、LSで製造したLOXの約1/2はLL0までに消費されることになる。
- ⑧電気推進OTVの特性のうち、主要パラメータである $I_{SP(HT)}$ と太陽電池パドル出力: $P$ 、推力: $F$ との関係を図6-10と図6-11に示すが、 $P$ は機体質量と比例関係にあるため、図6-5の機体の傾向と一致する。また、 $F$ は軌道間の往復時間: $T_{HT}$ を一定としたため、 $I_{SP(HT)} \times [\text{必要燃料}]$ に比例した傾向を示す。このため、図6-5に示すように必要燃料は $I_{SP(HT)}$ の増加とともに減少するが、比推力の乗ずる影響により、SPS運搬用OTVの推力: $F_{SPS(HT)}$ はほぼ一定(約200N)となり、月製LOX運搬用OTV推力: $F_{LOX(HT)}$ は極小値を有することとなる。
- ⑨SSTOの輸送コスト: $C_{SSTO}$ に直接的に反映するLS上でLOX製造に必要な地球依存物資との関係を図6-12に示すが、4種類の物資のうち、LOX製造プラントのLOX貯蔵タンク質量: $M_{TANK(LS)}$ はロケットが1回の打ち上げに使用する合計LOX量(ペイロードと自らの酸化剤)の2[サカ]分を貯蔵可能な容量に比例(付録:F-1.2.5.2項参照)するため、 $I_{SP(HT)}$ と無関係に一定となる。一方、他の3種類の物資[LOX製造プラントの製造部: $M_{PRO(LS)}$ とエネルギー供給システム: $M_{E-LS}$ 、生活消費物資(含:プラント消耗品: $CH_4$ ): $M_{CON-LS}$ ]は、基本的に総LOX生産量: $M_{TLOX}$ に比例<sup>[注:218]</sup>するため、 $I_{SP(HT)}$ と $M_{TLOX}$ との関係に類似したものとなる。なお、 $M_{CON-LS}$ は、 $I_{SP(HT)}$ の最適値において、他の物資の合計の約3倍に達するため、この低減は効果が高いことが示唆される。

### 6.3.2.2 $\eta_{HYB}/MR_{LH}/I_{SP(LE)}$ の影響

ベースラインIIに対して、LOX/Si-Alの組み合わせによる速度増分率: $\eta_{HYB}$ とLOX/ $LH_2$ の燃焼部分の相互に関連する2つのパラメータ(比推力: $I_{SP(LE)}$ 、混合比: $MR_{LH}$ )のみを変化させた

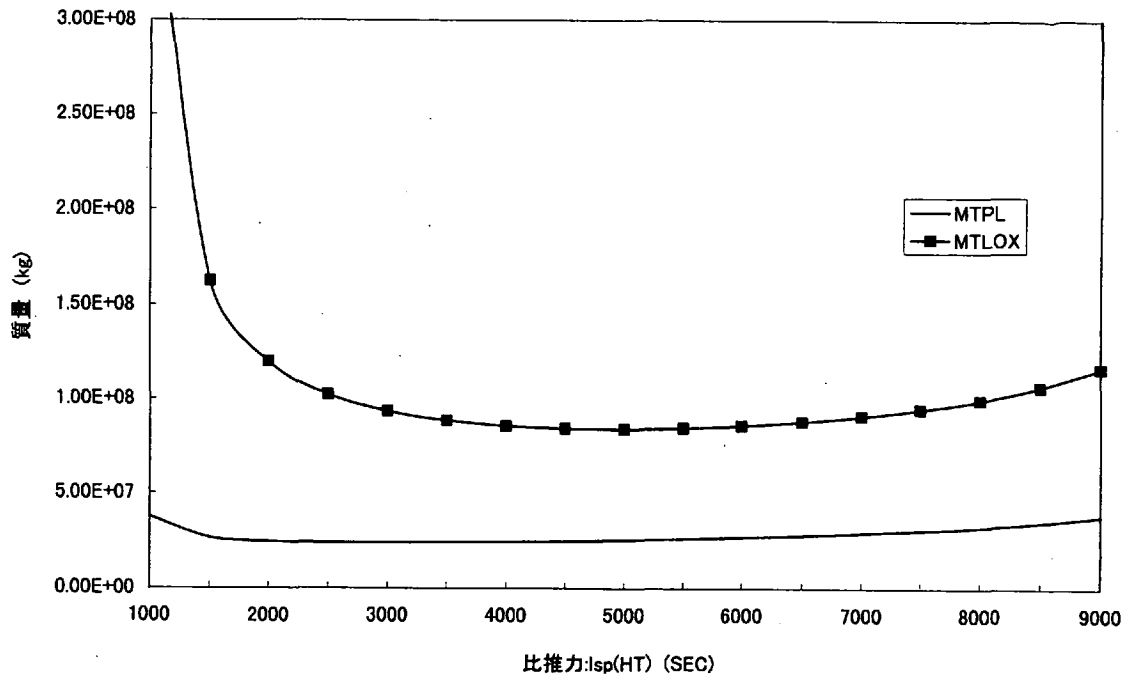


図6-7 電気推進OTVの比推力と総SSTO輸送量、総LOX生産量との関係

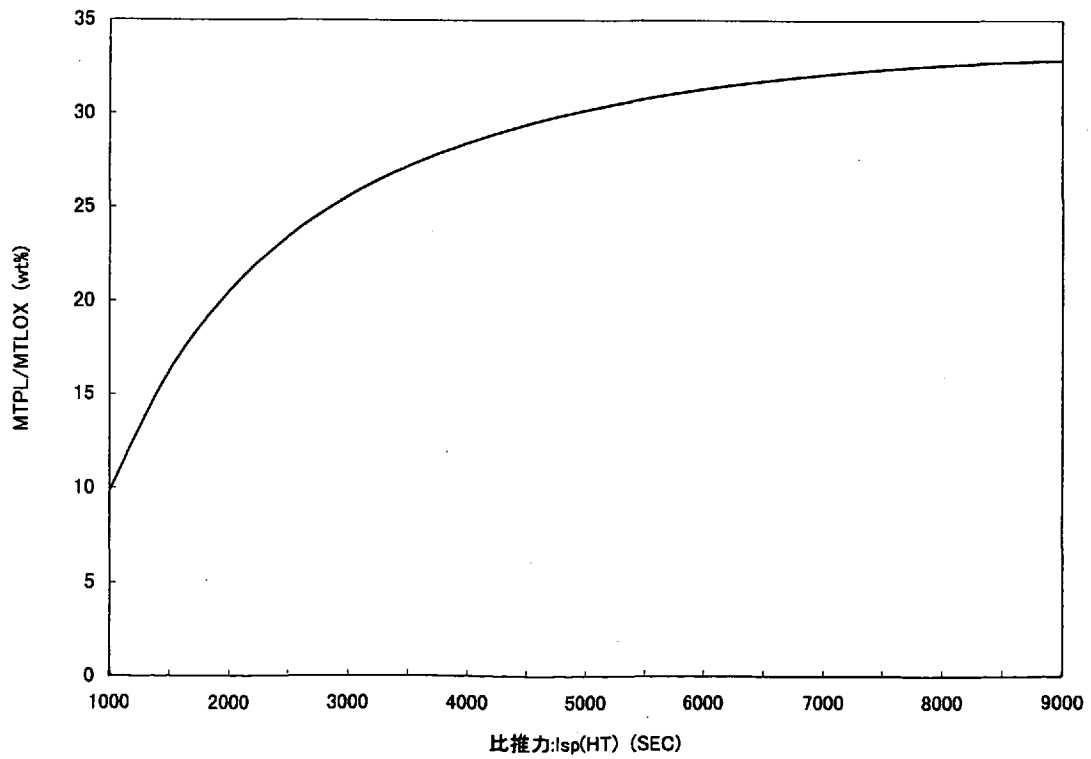


図6-8 電気推進OTVの比推力と総SSTO輸送量/総LOX生産量との関係

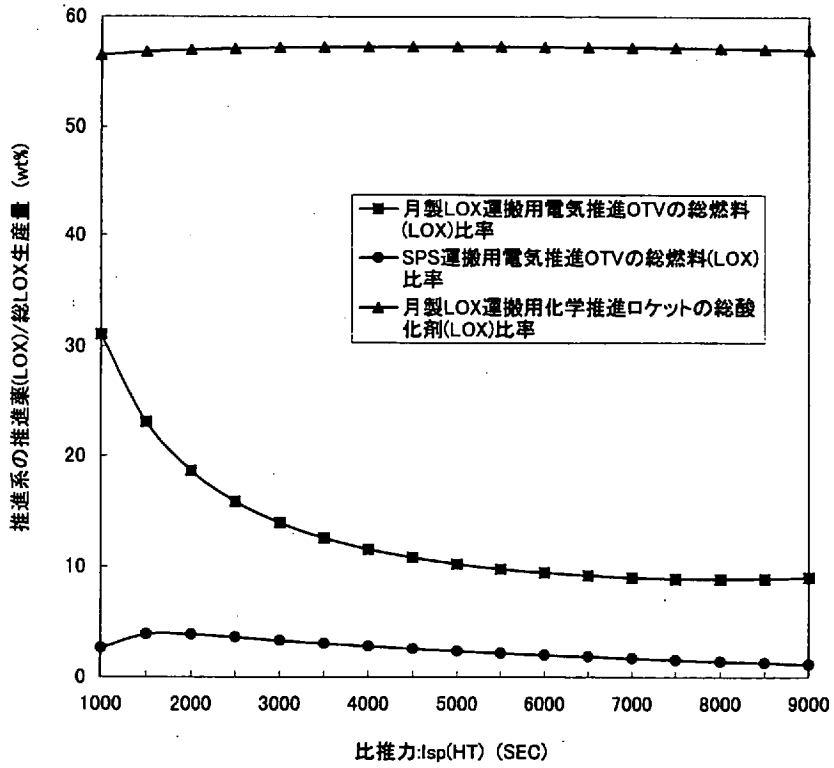


図6-9 電気推進OTVの比推力と総LOX生産量に対する推進薬(LOX)の比率との関係

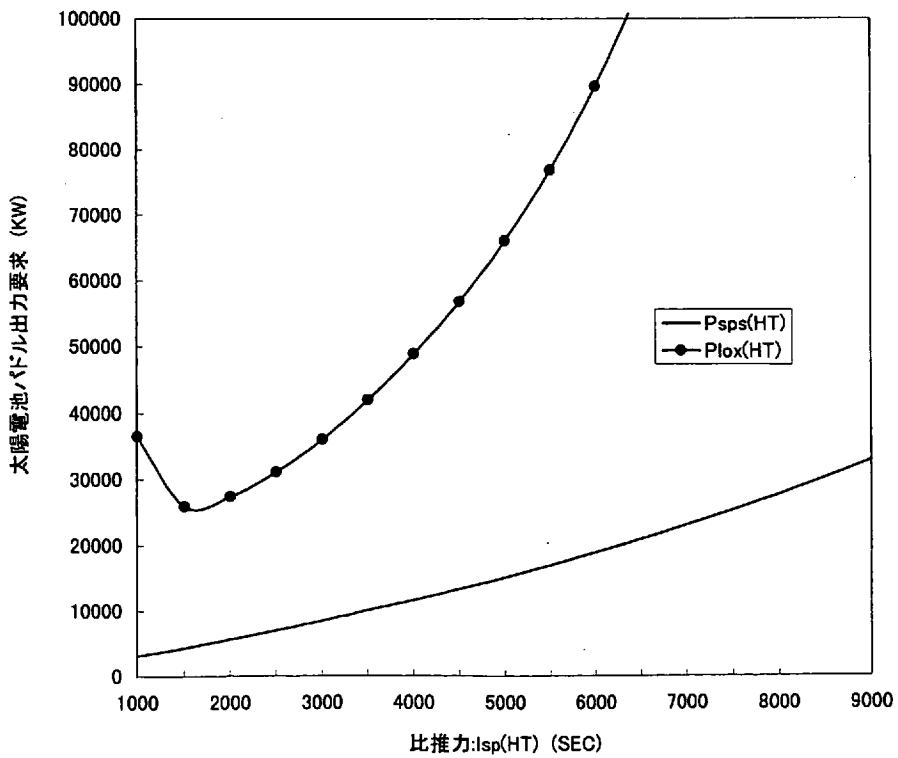


図6-10 電気推進OTVの比推力と太陽電池パドル出力要求との関係

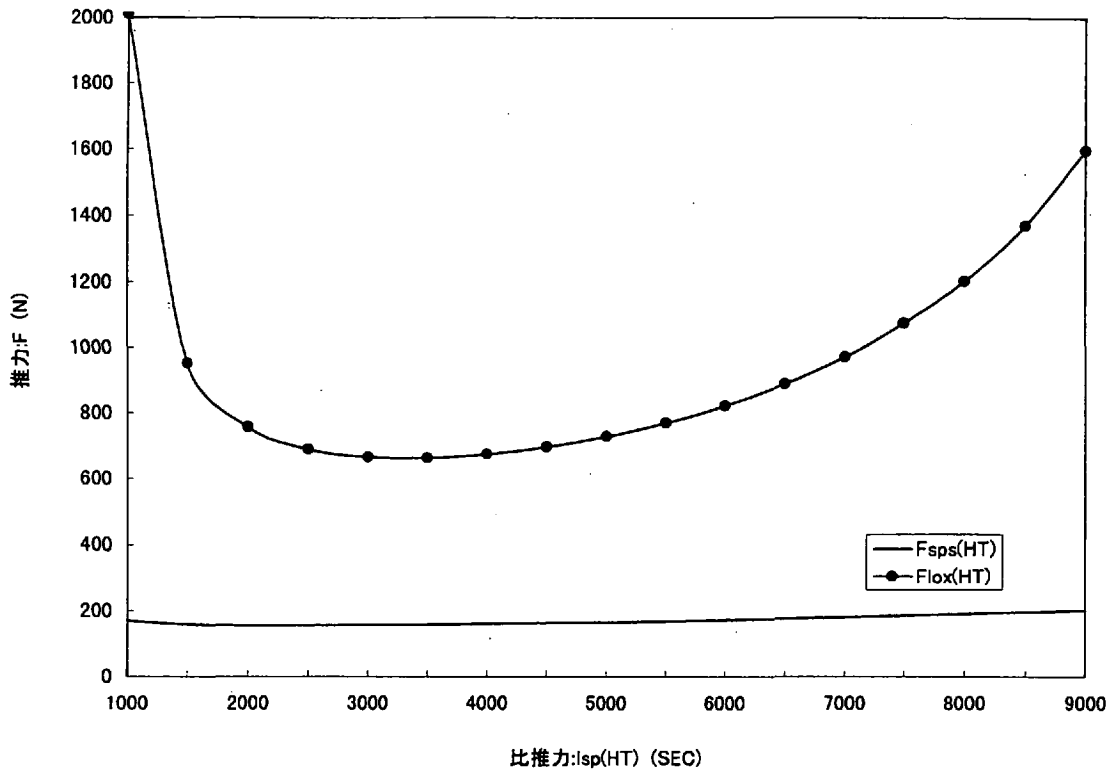


図6-11 電気推進OTVの比推力と推力との関係

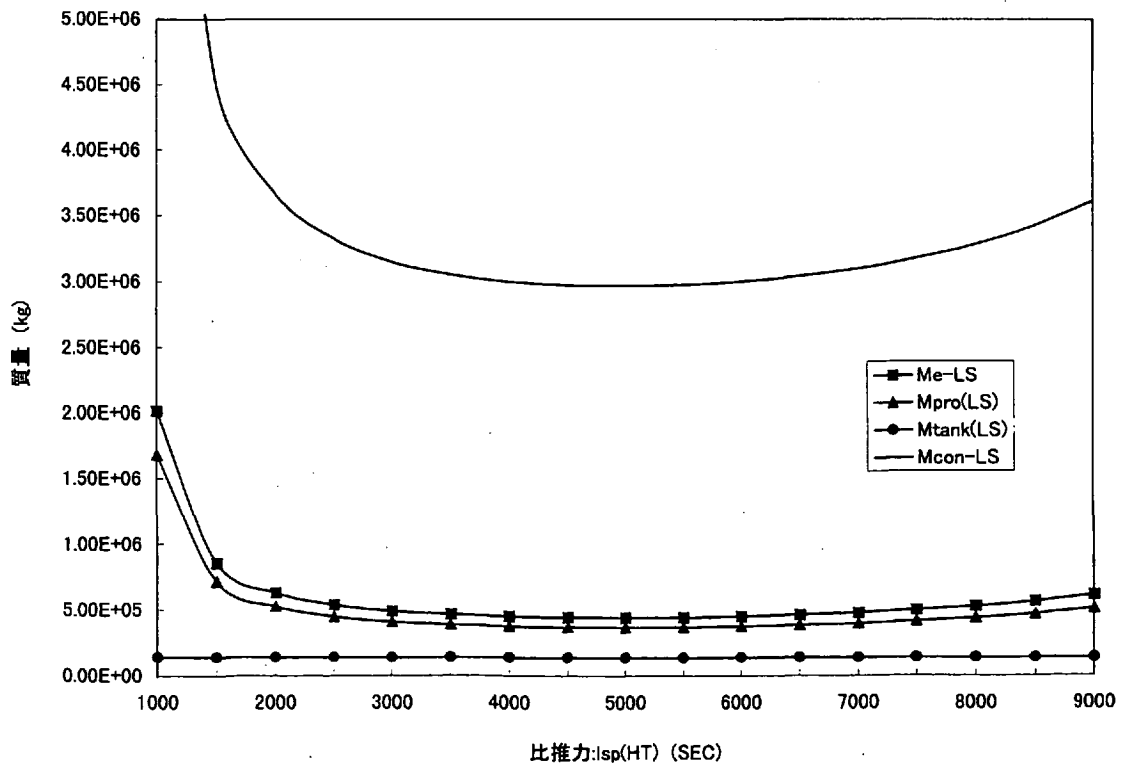


図6-12 電気推進OTVの比推力とLS上でのLOX製造に必要な地球依存物資との関係

ときの主要パラメータに与える影響は次の通りとなる。

- ① 図6-13と図6-14に、 $\eta_{\text{HYB}}$ と $\text{MR}_{\text{LH}}$ が総コスト： $C_{\text{TOTAL}}$ へ及ぼす影響を示すが、 $\text{MR}_{\text{LH}}=8$ 、 $\eta_{\text{HYB}}=70\%$ のとき $C_{\text{TOTAL}}$ は最小となり、LOX/Si-Alを使用しない従来のLOX/LH<sub>2</sub>のみの組み合わせの場合( $\eta_{\text{HYB}}=0\%$ 、 $\text{MR}_{\text{LH}}=8$ )と比較して、約2,180[M\$](=43,240[M\$]-41,060[M\$])とのコスト低減化となる。このメリットは、SPSの構築を連続して恒常的に行うことにより累積するため、月製燃料(Si-Al)を使用することは効果がある方法といえる。なお、この効果の更なる議論は、後述の6.4.1.2項(2)で行う。
- ② 混合比： $\text{MR}_{\text{LH}}$ が8のとき最適になることは、前述[3.5.3.2項(1)参照]に示した $A_T$ による電気推進OTVとLOX/LH<sub>2</sub>のみのロケットの場合と同一の結果となる。これは、比推力を犠牲にしても地球製LH<sub>2</sub>の使用量の削減を図ることが効果があるためである。ただし、この混合比効果は、LOX/Si-Alを使用することにより低減する傾向を示す。例えば、 $\eta_{\text{HYB}}=0\%$ のとき、 $\text{MR}_{\text{LH}}$ が6→8にすることにより、2,570[M\$](=45,810[M\$]-43,240[M\$])の利得が生まれるが、 $\eta_{\text{HYB}}=70\%$ の場合は、770[M\$](=41,830[M\$]-41,060[M\$])となる。これは、相対的にLOX/Si-Alを使用することにより、地球製LH<sub>2</sub>の使用量が減少するためである。
- ③ 図6-15に、 $\eta_{\text{HYB}}$ が3つのコスト・パラメータ(SSTOの合計コスト： $C_{\text{SSTO}}$ と総輸送関連コスト： $C_{\text{T-VEH}}$ 、総コスト： $C_{\text{TOTAL}}$ )へ及ぼす影響を、また、図6-16に $\eta_{\text{HYB}}$ に対するコスト比率( $C_{\text{SSTO}}/C_{\text{TOTAL}}$ 、 $C_{\text{T-VEH}}/C_{\text{TOTAL}}$ )を示す。 $C_{\text{TOTAL}}$ は、 $\eta_{\text{HYB}}=0.7$ のときに最適となるが、この近傍では感度が鈍化しているため、LOX生産量を減少(図6-19参照)させるために、実行上は $\eta_{\text{HYB}}$ を低下することも一案となる。 $C_{\text{SSTO}}$ は、 $\eta_{\text{HYB}}$ の増加とともに減少するのは、地球に依存するLH<sub>2</sub>量が減少するためである。しかし、 $C_{\text{T-VEH}}$ が同期して減少しないのは、低性能のLOX/Si-Al使用に伴い、化学推進ロケットの往復回数： $N_{\text{D}}(\text{HYB})$ が増加し、図6-17のように合計コスト： $C_{\text{HYB}}$ が増すためである。一方、図6-18に $\text{MR}_{\text{LH}}$ が上記の3つのコスト・パラメータに及ぼす影響を示しているが、 $\eta_{\text{HYB}}$ が一定であるため、3つのパラメータは同期している。
- ④ 図6-19に、 $\eta_{\text{HYB}}$ に対する化学推進ロケットの3種類の推進薬量を示すが、 $\eta_{\text{HYB}}$ の増加とともに燃料(LH<sub>2</sub>)が減少し、酸化剤(LOX)と燃料(Si-Al)が燃料(LH<sub>2</sub>)の減少以上に増加することがわかる。一方、また図6-20に、 $\text{MR}_{\text{LH}}$ がこれらの3つのパラメータに及ぼす影響を示すが、 $\text{MR}_{\text{LH}}$ の変動により、酸化剤(LOX)は、燃料(LH<sub>2</sub>)と燃料(Si-Al)に比較し大きく変化することが判明する。

## 6.4 センシティブリティ・アナリシス

### 6.4.1 パラメトリック・スタディの範囲に留めるパラメータ群

#### 6.4.1.1 電気推進OTV関連のパラメータ

##### (1) ホール・スラストのスラスト効率： $\eta_{\text{HT}}$ の影響

ベースラインⅡに対して、ホール・スラストのスラスト効率： $\eta_{\text{HT}}$ を変化させたときの主

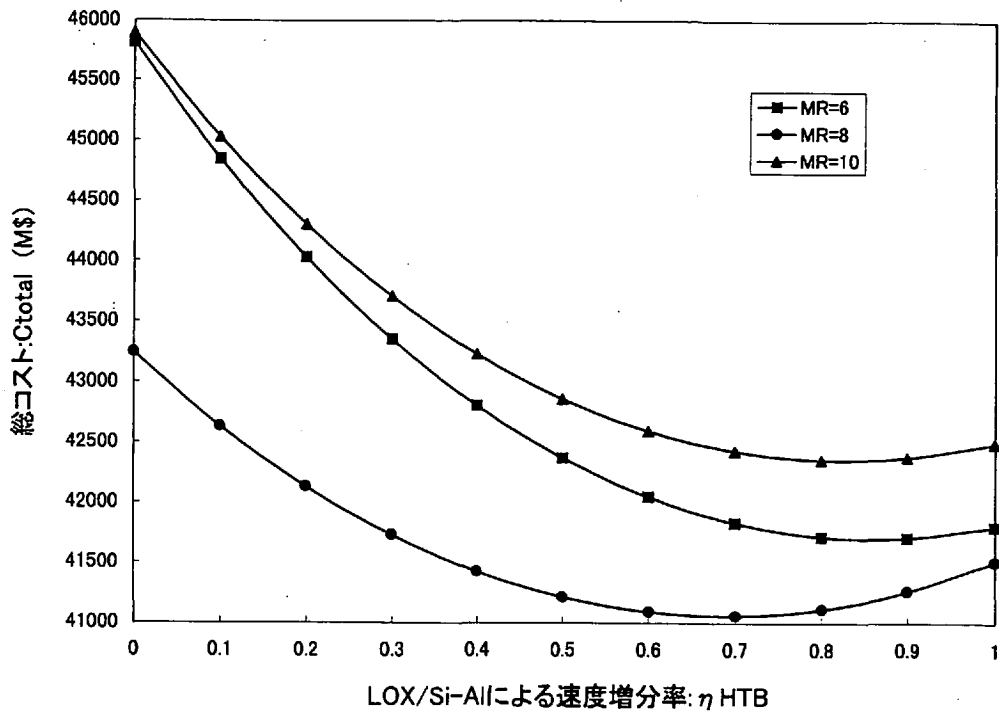


図6-13 LOX/Si-Alによる速度増分率とLOX/LH2の混合比、総コストとの関係

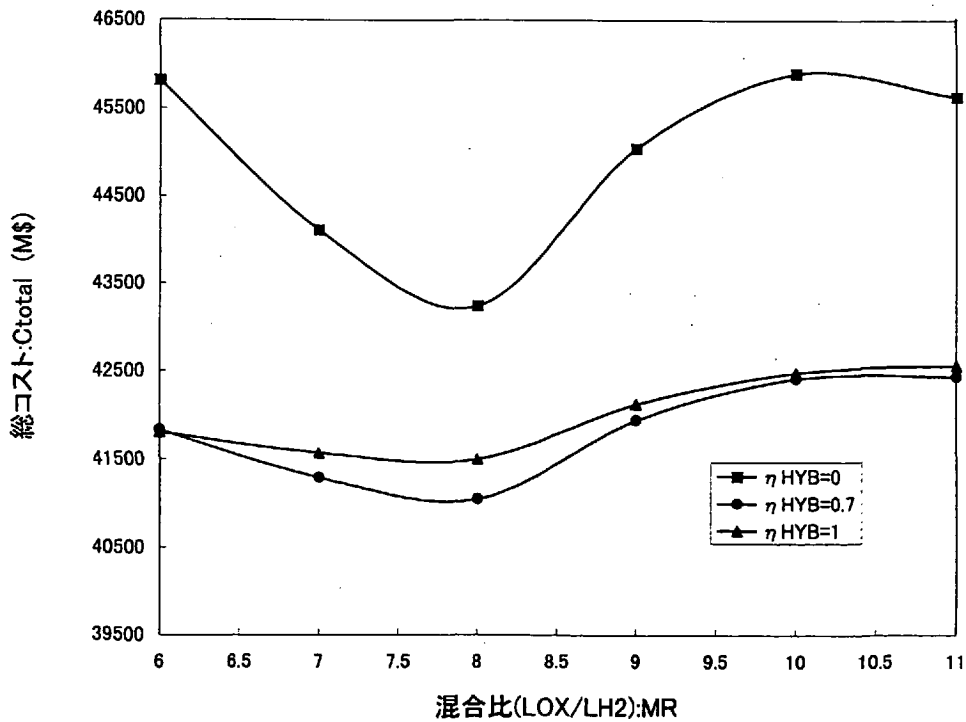


図6-14 混合比(LOX/LH2)とLOX/Si-Alによる速度増分率、総コストとの関係



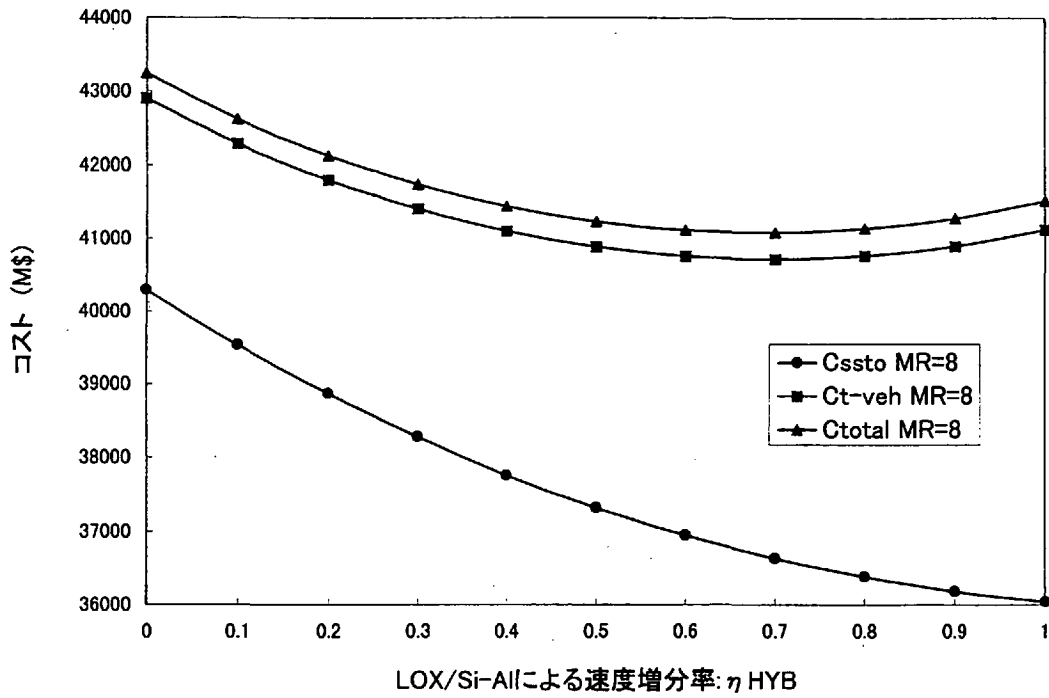


図6-15 LOX/Si-Alによる速度増分率とコストとの関係

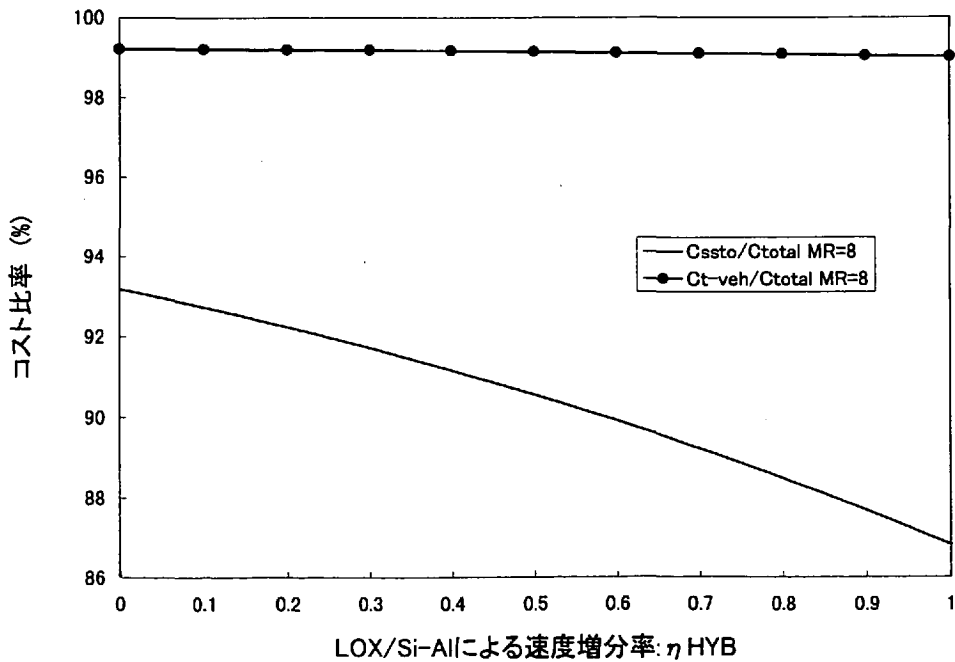


図6-16 LOX/Si-Alによる速度増分率とコスト比率との関係

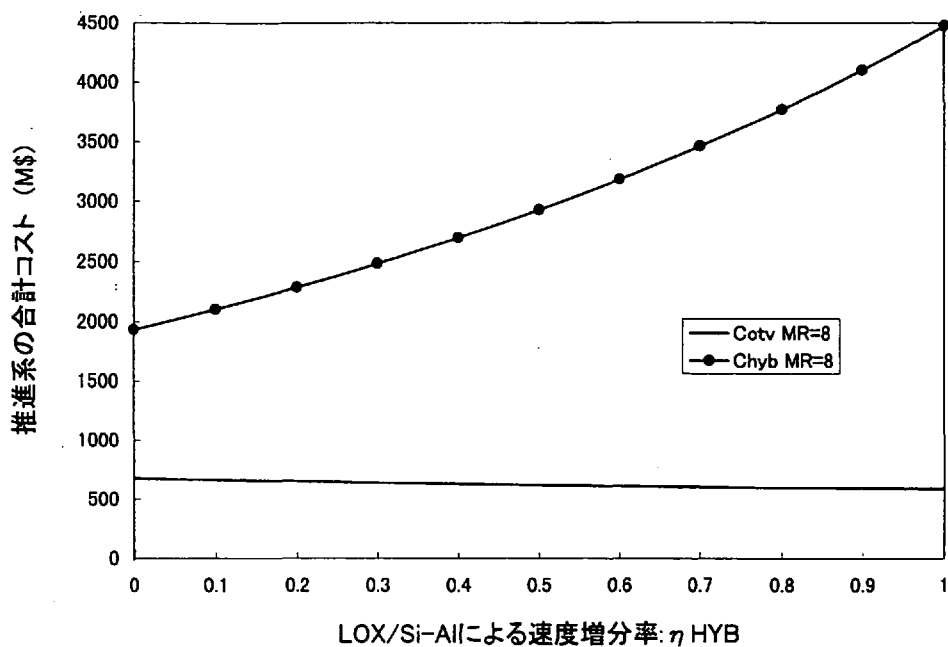


図6-17 LOX/Si-Alによる速度増分率と電気推進OTVの合計コスト、化学推進ロケットの合計コストとの関係

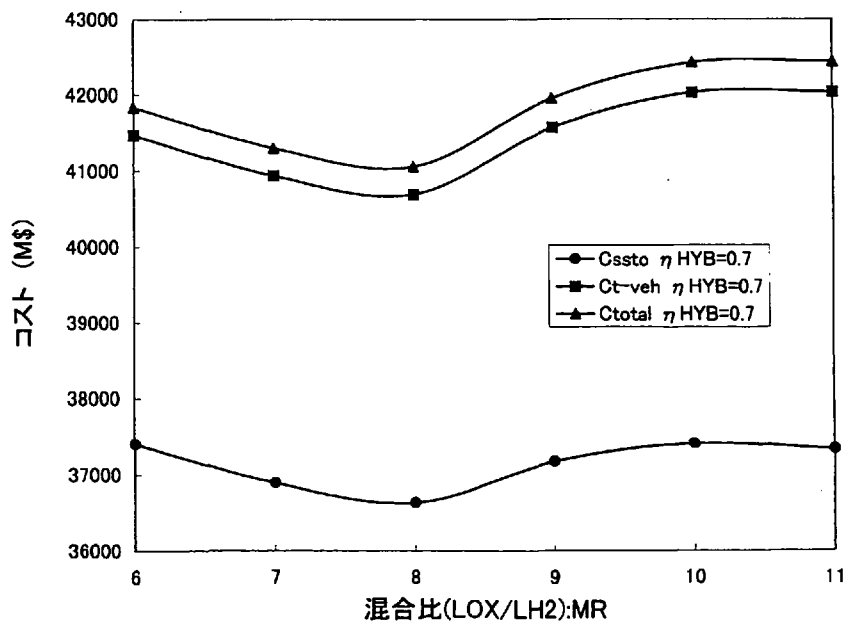


図6-18 混合比(LOX/LH2)とコストとの関係

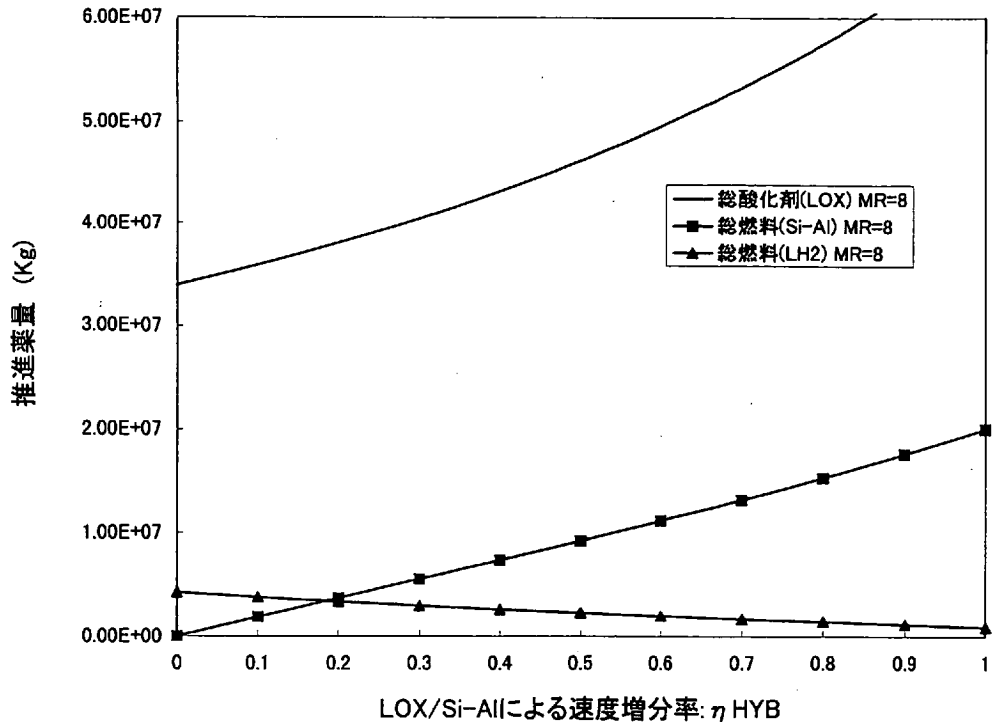


図6-19 LOX/Si-AlIによる速度増分率と推進薬量との関係

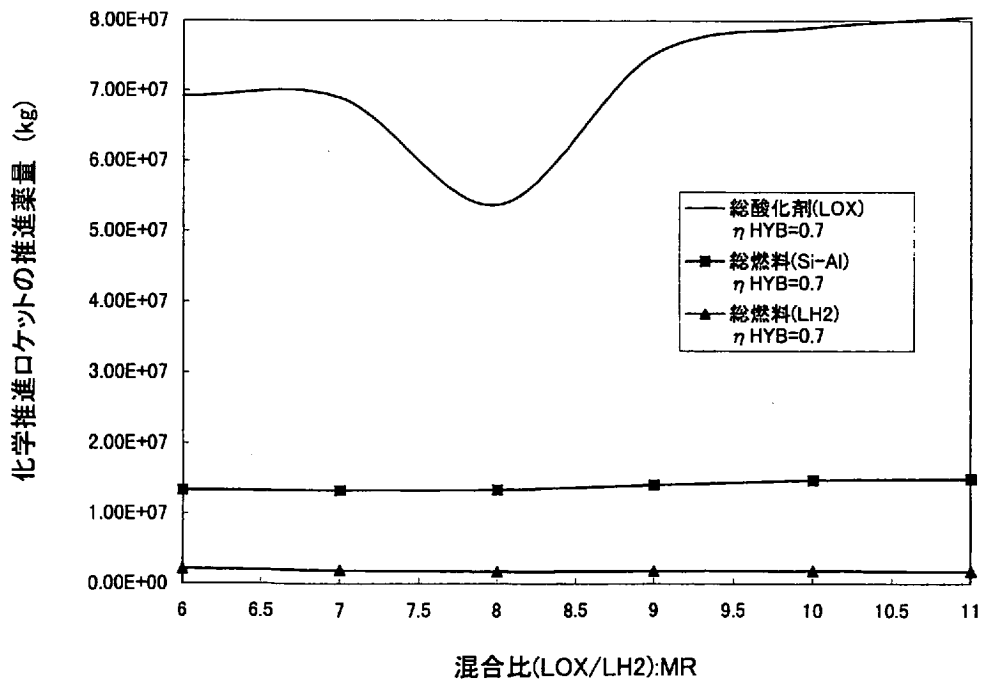


図6-20 混合比(LOX/LH2)と化学推進ロケットの推進薬量との関係

要パラメータに与える影響は次の通りとなる。ただし、 $\eta_{HT}$ を変動させた場合、ホール・スラスト比推力： $I_{SP(HT)}$ の最適値も変化してしまいうため、これとの関連で議論する必要がある。

- ①図6-21に、 $\eta_{HT}$ が増減したときのホール・スラスト比推力： $I_{SP(HT)}$ の総コストに対する最適値の変動を示す。 $\eta_{HT}$ が増加するに伴い、最適値は、高比推力の方向に移動するが、 $\eta_{HT}=20\%$ 以上では、3,000[秒]近傍と考えることができる。それ故、 $\eta_{HT}$ 値にほぼ関係なく、 $I_{SP(HT)}=3,000$ [秒]と設定可能である。
- ②図6-22に、最適比推力における $\eta_{HT}$ とコストの関係を示す。4つのコスト・パラメータ（SSTO合計コスト： $C_{SSTO}$ と電気推進OTVコスト： $C_{OTV}$ 、化学推進ロケットコスト： $C_{HYB}$ 、総コスト： $C_{TOTAL}$ ）のいずれも、 $\eta_{HT}$ が10%から増加すると、急激にコスト低下を招くが、20%を越えると低下は極めて緩慢となる。
- ③古典的SPS構築方法に対する利得率（@最適 $I_{SP(HT)}$ ）を図6-23に示すが、 $\eta_{HT}=20\%$ 以下では、利得率は急激に悪化するため、ベースラインIIの他のパラメータ（除： $I_{SP(HT)}$ ）が変化しないならば、少なくとも $\eta_{HT}=20\%$ （利得率：約15%）以上確保することが必要となる。5.2.3.3項で述べたように、既存のホール・スラストからの粗い推定から、 $\eta_{HT}$ は20～45%の範囲になると予測したが、最低値がほぼ一致したことは、技術的な成立性が高いといえる。  
一方、ベースラインの $\eta_{HT}=30\%$ （利得率：約25%）を越えても、大幅な利得率の向上は望めない。ただし、他のパラメータの悪化を吸収するためにも、可能な限り効率増加に努めることは意味がある。[6.4.1.1項(2)参照]
- ④図6-24に、 $\eta_{HT}$ の影響を直接的に受ける電気推進OTVの燃料（LOX）と機体の変動を示す。ペイロードが大量かつ変動し易い月製LOX運搬用OTVの方が、 $\eta_{HT}$ の影響は大きく、 $\eta_{HT}=20\%$ 以下では燃料も機体も共に急激に増大する。

## (2)3つのパラメータ（ $\eta_{HT}$ と $T_{HT}$ 、 $K_{HT}$ ）の相互関係

前述[6.2.2.1項(1)参照]したように、以下の電気推進OTVの2個のパラメータは、スラスト効率： $\eta_{HT}$ と(6-1)式の関係で相互に連動している。

- ・ $T_{HT}$ ：電気推進OTVの往復時間（含：軌道上での再整備作業時間等： $T_{REF/HT}$ ）[年]
- ・ $K_{HT}$ ：必要電力1W当たりの電気推進システム質量[kg/W]

それ故、(6-2)式で表せられるベースラインIIにおける $\pi^*$ を基準とした $\pi/\pi^*$ （無次元パラメータ）を導入することが可能である。

$$\pi^* = \frac{K_{HT}^*}{\eta_{HT}^* \cdot (T_{HT}^* - T_{REF/HT}^*)} = \frac{1.33 \times 10^{-2}}{0.3 \times (2 - 2/12)} = 2.42 \times 10^{-2} \text{ [kg/W/年]} \quad (6-2)$$

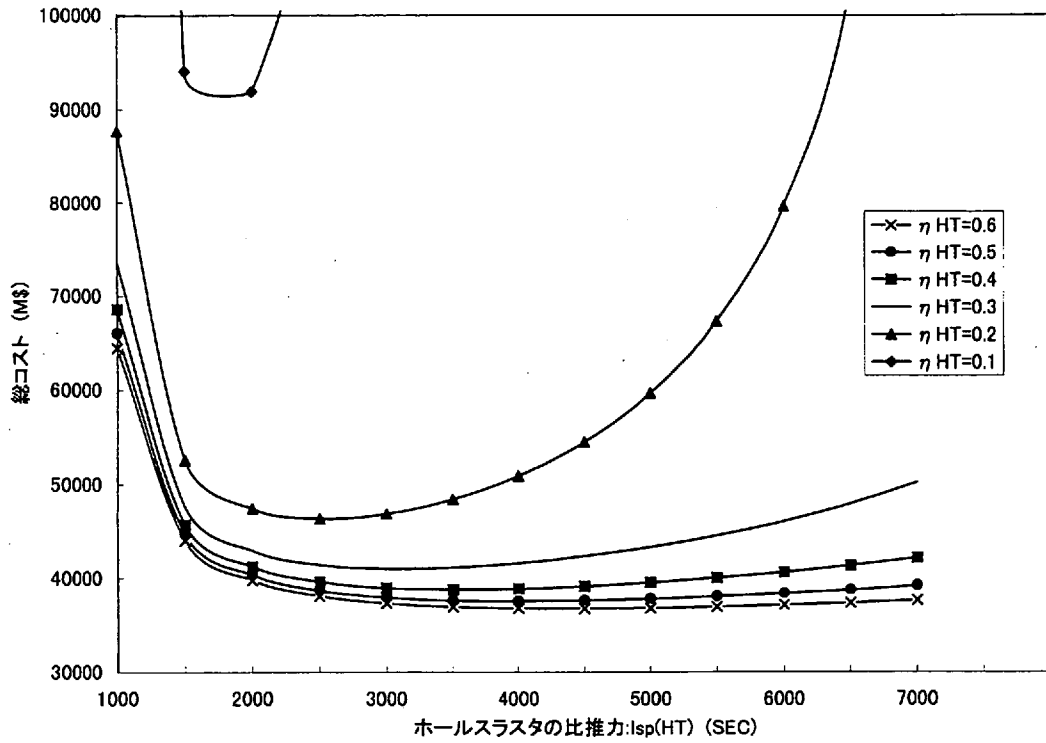


図6-21 ホールスラスタのスラスト効率と比推力、総コストとの関係

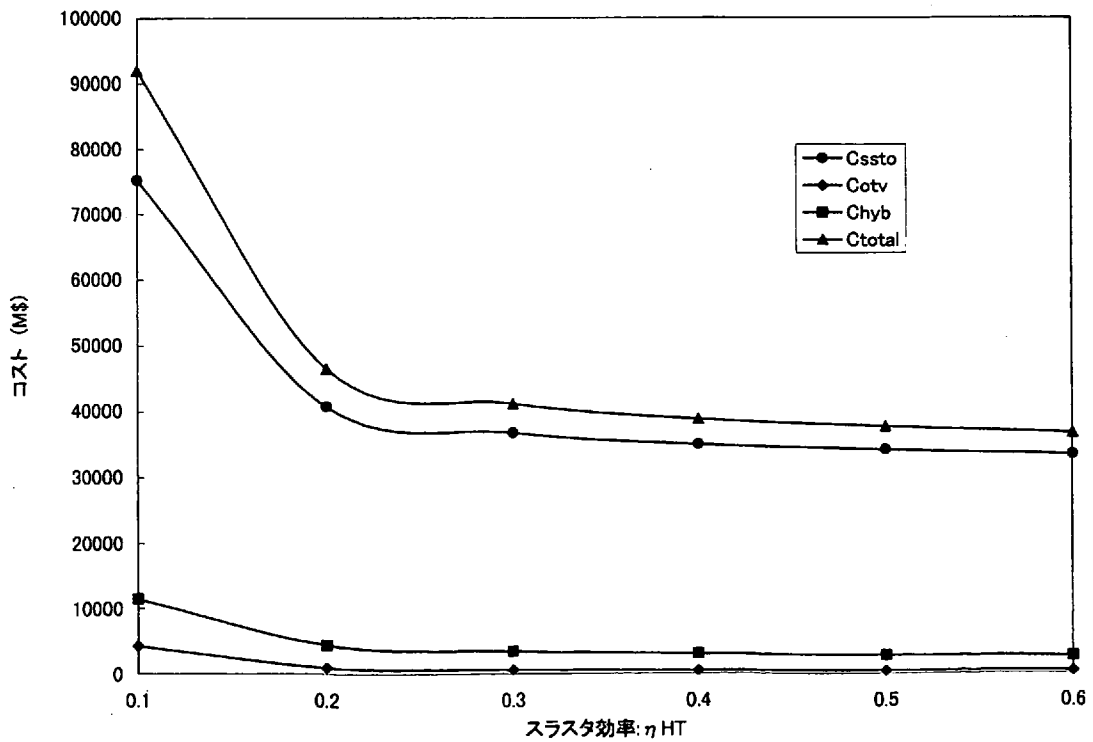


図6-22 ホールスラスタのスラスト効率とコストとの関係

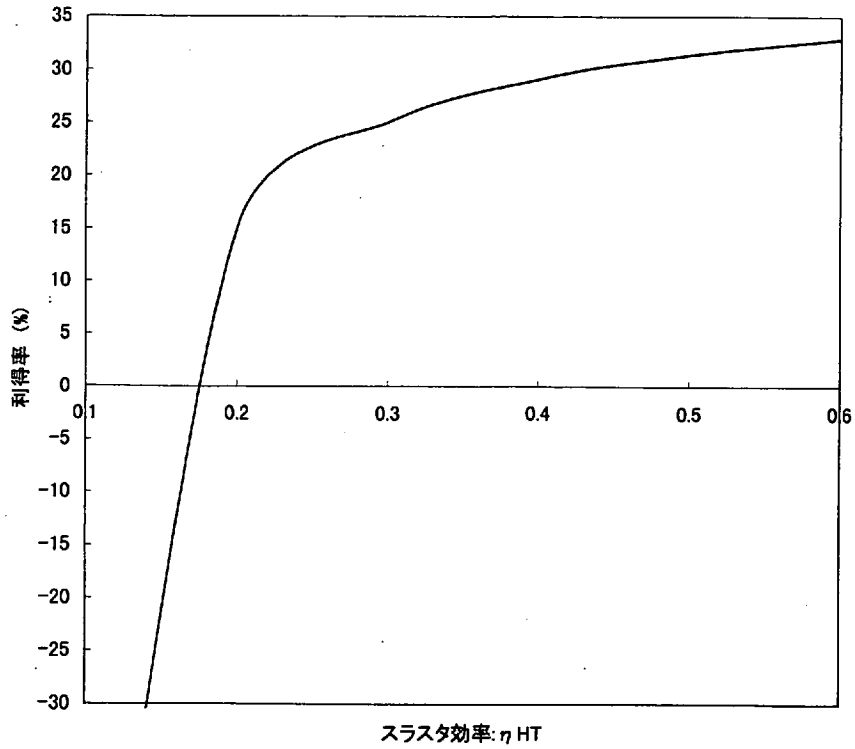


図6-23 ホールスラストのスラスト効率と古典的SPS構築方法に対する利得率との関係

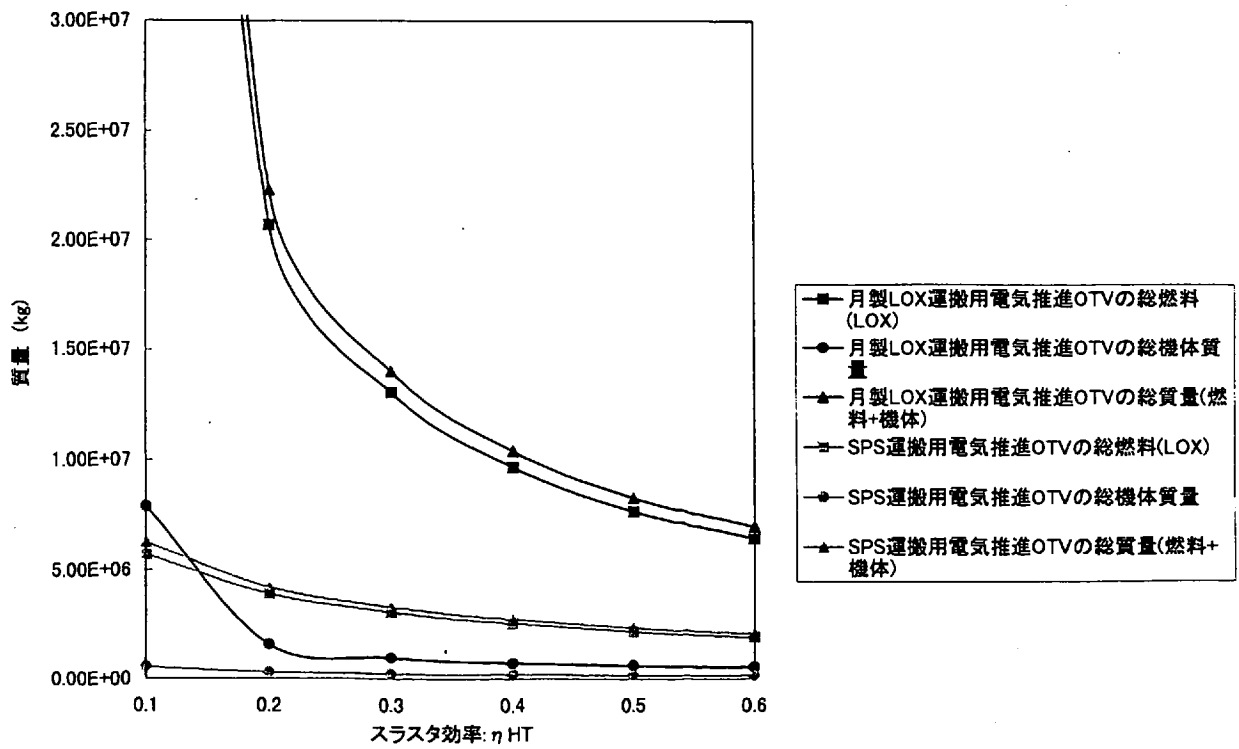


図6-24 ホールスラストのスラスト効率と電気推進OTVの燃料、機体質量との関係

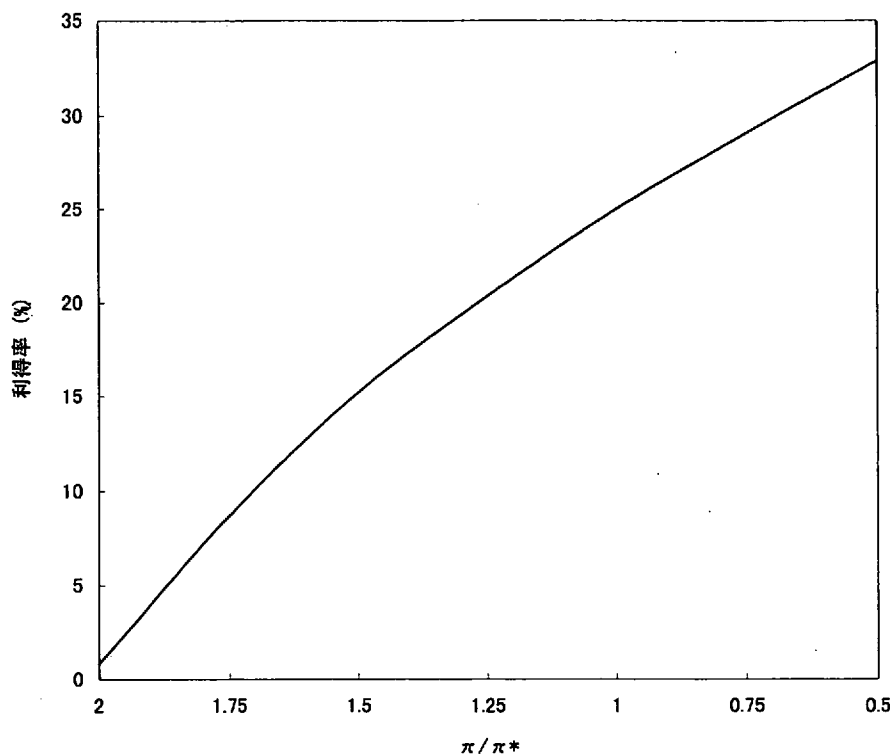


図6-25  $\pi/\pi^*$ (無次元化)と古典的SPS構築方法に対する利得率との関係

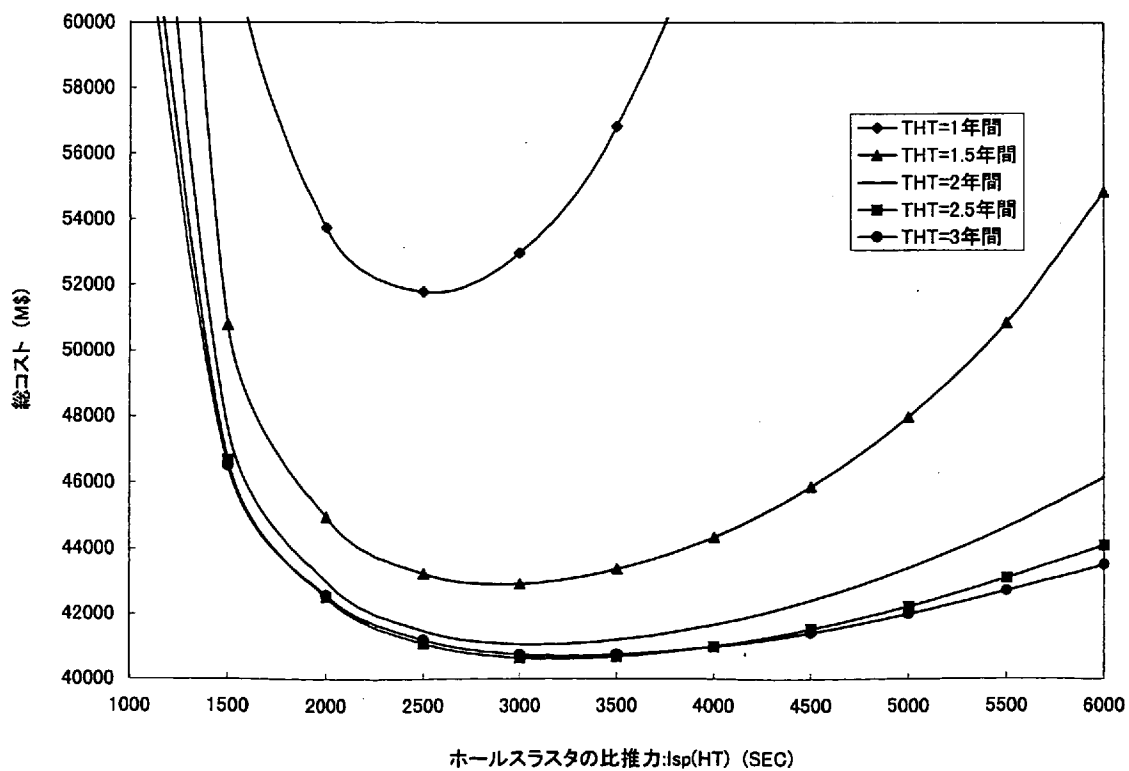


図6-26 電気推進OTVの比推力と往復時間、総コストとの関係

この $\pi/\pi^*$ の変化に対する利得率(@最適 $I_{SP(HT)}$ )の変動を図6-25に示す。なお、例えば、スラスト効率を対象とすると、この図6-25と前述の図6-23とは、基本的に同じパターンになるはずであるが、一見異なってみえるのは、横軸の取り方が比率(図6-25)と差分(図6-23)との差があるためである。これから、次のことがいえる。

- ①  $\pi/\pi^*=1.5$ 以上に増加すると、利得率は15%を下回るようになり、これ以下の利得率では、月製LOXを用いるメリットは薄いと考えられる。これは、前述の図6-23では、境界点: $\eta_{HT}=20\%$ に相当する。それ故、設計目標としては、少なくとも $\pi/\pi^*=1.5$ 以下になるように設定する必要がある。ただし、SPSが連続して構築される恒常的な状態を前提とすれば、利得は累積されるため、この境界点は固定的/絶対的なものではない。
- ② 余裕を考慮すれば、今回のベースラインⅡである $\pi/\pi^*=1$ は、利得率25%が得られるリーズナブルな設定値といえるため、この値を努力目標とすることは意味がある。
- ③ ベースラインⅡにおける比質量: $K_{HT}^*$ は、 $1.33 \times 10^{-2}$  [kg/W]を前提としたが、既成概念的SPS構築方法では、約1.5倍の $2 \times 10^{-2}$  [kg/W]を仮定した。(3.5.1.1項/5.3.5項参照) 仮に、既成概念的方法までの値にしか $K_{HT}$ が到達できないときでも、 $\eta_{HT}^* \cdot (T_{HT}^* - T_{REF/HT}^*)$ の数値が確保できたならば、 $\pi/\pi^*=1.5$ となり、システムとして成立可能といえる。
- ④ 前述(2.2.5.1項参照)したように、中須賀等<sup>29)</sup>は、柔軟な大面積幕の四隅に衛星を4機取り付け制御することにより、宇宙空間に巨大なスクリーンを張る方式を研究している。この技術が可能になったならば、基本的にパドル構造体を不用とする太陽電池系が実現化し、 $K_{HT}$ 値を大幅に低下させることが可能となり、 $\pi/\pi^*$ の減少に寄与する。
- ⑤ 往復時間に焦点を当てると、 $\pi/\pi^*$ は、 $(T_{HT}^* - T_{REF/HT}^*) / (T_{HT} - T_{REF/HT})$ に比例し、 $T_{HT}^* / T_{HT}$ に比例しないが、 $T_{REF/HT}^* = T_{REF/HT} = 2/12$  [年]と仮定した場合の往復時間: $T_{HT}$ とホール・スラスト比推力、総コストの関係を図6-26に、また利得率(@最適 $I_{SP(HT)}$ )との関係を図6-27に示す。これらの図は、図6-21や図6-23とパターンとして大差ないものとなる。これは、例えば、 $T_{HT}=1.5$  [年]のとき、 $T_{HT}^* / T_{HT}$ と $(T_{HT}^* - T_{REF/HT}^*) / (T_{HT} - T_{REF/HT})$ の差は僅か約3%のためである。
- ⑥  $\eta_{HT}$ と $K_{HT}$ がベースラインⅡの値のとき、利得率をみると、 $T_{HT}$ =約1.5 [年] ( $\pi/\pi^*=1.5$ 相当)まで短縮することが可能となる。また、古典的SPS構築方法のときと同一の $T_{HT}=1$  [年]の場合でも、利得率は少なくともマイナスになることはない。

### (3) 電気推進系の基本仕様要求

電気推進OTVを構成するパラメータは、 $\pi/\pi^*$ により決定されるため、一義的に決めることはできないが、電気推進系(特にスラスト関係)の研究者が今後研究する目標として、おおよそ次の基本仕様を提示可能である。



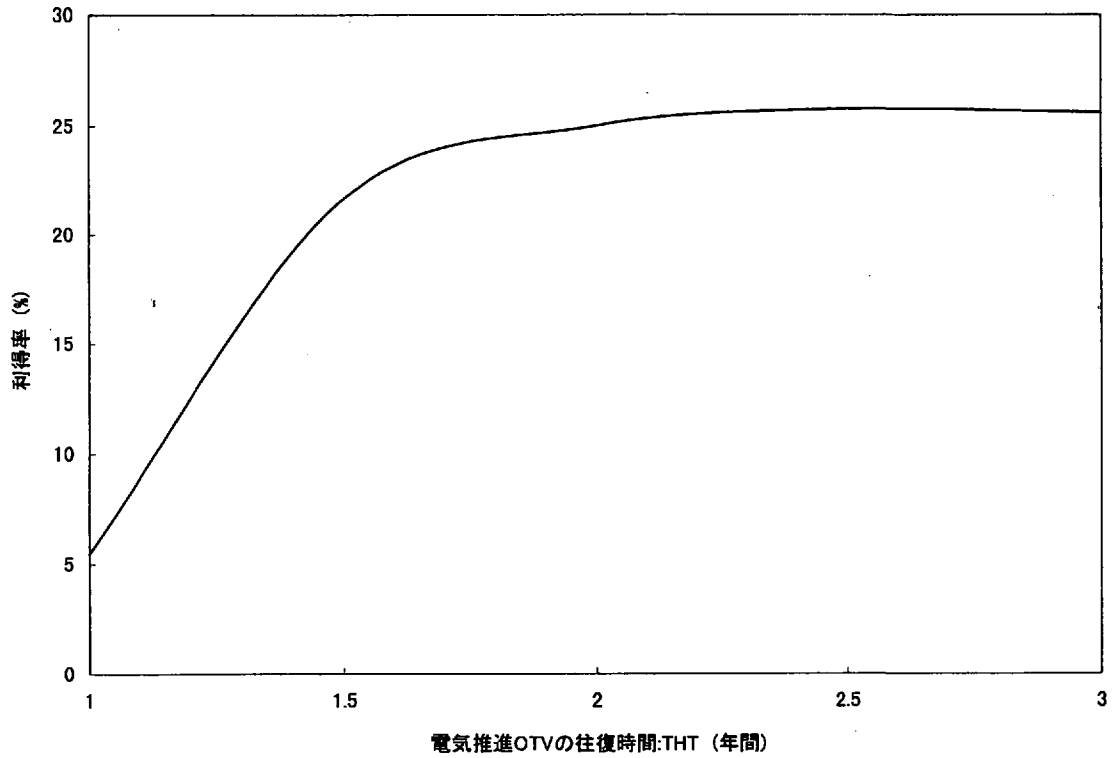


図6-27 電気推進OTVの往復時間と古典的SPS構築方法に対する利得率との関係

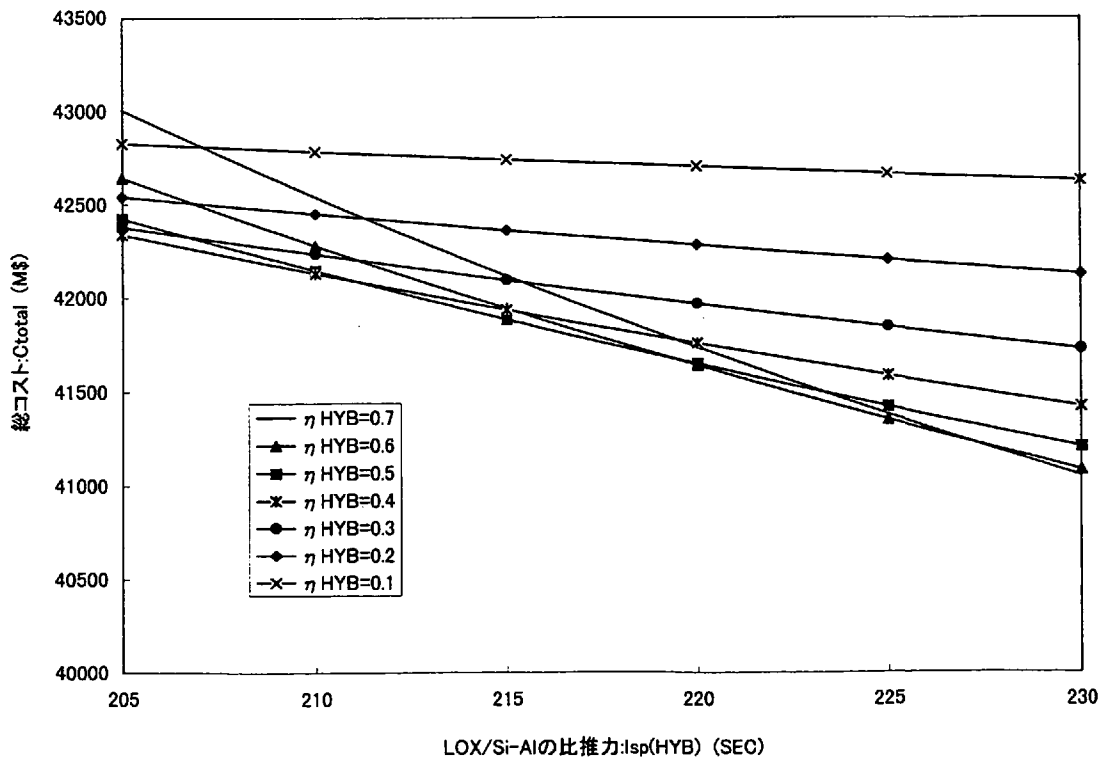


図6-28 LOX/Si-AIの比推力と速度増分率、総コストとの関係

- ① LOXを燃料としても劣化を生じないスラスタ(第一候補:ホール・スラスタ)であり、寿命要求は、16,000[噴]以上であること。ただし、地球依存度の増加を招くが、部品交換率を増し、寿命要求を約1/2にすることも可能。(5.2.2.1項参照)
- ② 比推力は、2,500~3,000[秒]を達成可能なこと。
- ③ スラスタ効率は、約30%(@比推力:2,500~3,000[秒])、少なくとも20%以上は確保すること。
- ④ スラスタは、大推力(数百[KW/個]~数[MW/個])であること。
- ⑤ 推進システムや電源系の比質量は、イオン・エンジンと同等であること。(5.2.4項参照)

#### 6.4.1.2 化学推進ロケット関連のパラメータ

##### (1) LOX/Si-Al組み合わせ時の比推力: $I_{SP(HYB)}$ の影響

ベースラインIIに対して、化学推進ロケットにおけるLOX/Si-Al組み合わせ時の比推力: $I_{SP(HYB)}$ を230[秒](開発目標値)→210[秒](最低達成可能値)近傍(5.4.4.9項参照)に低下させたときの主要パラメータに与える影響は次の通りとなる。ただし、比推力を変動させた場合、LOX/Si-Alの組み合わせによる速度増分率: $\eta_{HTB}$ の最適値も変化してしまうため、これとの関連で議論する必要がある。

- ① 図6-28に、速度増分率: $\eta_{HTB}$ が変化したときの比推力: $I_{SP(HYB)}$ の総コストに対する最適値の変動を示す。 $I_{SP(HYB)}$ が低下するに伴い、最適な $\eta_{HTB}$ 値は、減少の方向に移動する。例えば、 $I_{SP(HYB)}=210$ [秒]以下になると、 $\eta_{HTB}$ も0.7(@ $I_{SP(HYB)}=230$ [秒])から0.4に減少する。これは、 $I_{SP(HYB)}$ の低下により、LOX/Si-Al組み合わせの速度増分への寄与が減少するためである。
- ② 図6-29に、最適 $\eta_{HTB}$ における $I_{SP(HT)}$ とコストの関係を示す。4つのコスト・パラメータ(SSTO合計コスト: $C_{SSTO}$ と電気推進OTVコスト: $C_{OTV}$ 、化学推進ロケットコスト: $C_{HYB}$ 、総コスト: $C_{TOTAL}$ )のいずれも、 $I_{SP(HYB)}$ の変化に対して変動は殆どない。このことは、 $I_{SP(HYB)}$ の低下の影響は大きくないといえる。
- ③ 古典的SPS構築方法に対する利得率(@最適 $\eta_{HTB}$ )を図6-30に示すが、ベースラインIIにおける利得率:約25%(@ $I_{SP(HYB)}=230$ [秒])は、例えば、 $I_{SP(HYB)}=210$ [秒]のときは、利得率:約23%と約2%の低下に留まる。  
 なお、 $\eta_{HYB}=0\%$ 即ちLOX/Si-Al組み合わせの燃焼フェーズがなく、LOX/LH<sub>2</sub>(@ $MR_{LH}=8$ )のみとしたとき、総コスト:43,240[M\$]となるため、利得率:約21%となり、 $I_{SP(HYB)}=210$ [秒]のときの利得率より、僅か約2%の低下に留まる。それ故、比推力: $I_{SP(HYB)}$ が低下するに伴い、LOX/Si-Al組み合わせフェーズを挿入する意味は薄くなる傾向を示す。
- ④ 図6-31に、 $I_{SP(HYB)}$ の低下の影響を直接的に受ける化学推進ロケットの推進薬量の変動を示す。 $I_{SP(HYB)}$ の低下に伴い、最適 $\eta_{HTB}$ も減少するため、燃料(LH<sub>2</sub>)はほぼ単純に増加するが、燃料(Si-Al)と酸化剤(LOX)は波型をしながら減少する傾向を示す。

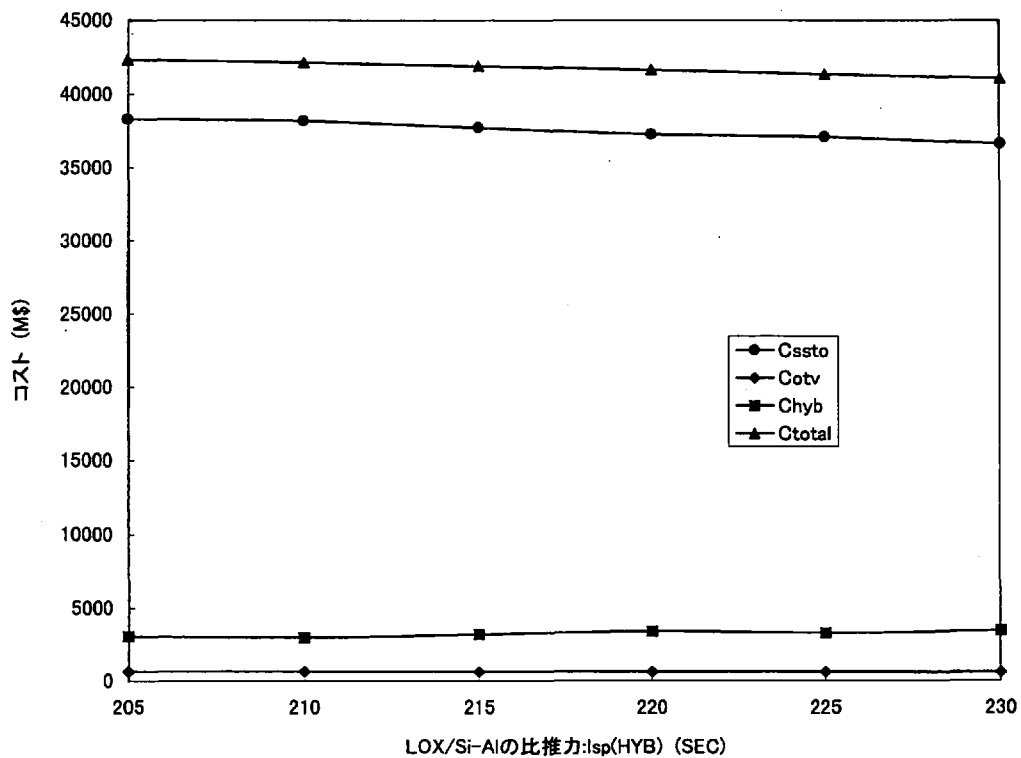


図6-29 LOX/Si-AIの比推力とコストとの関係

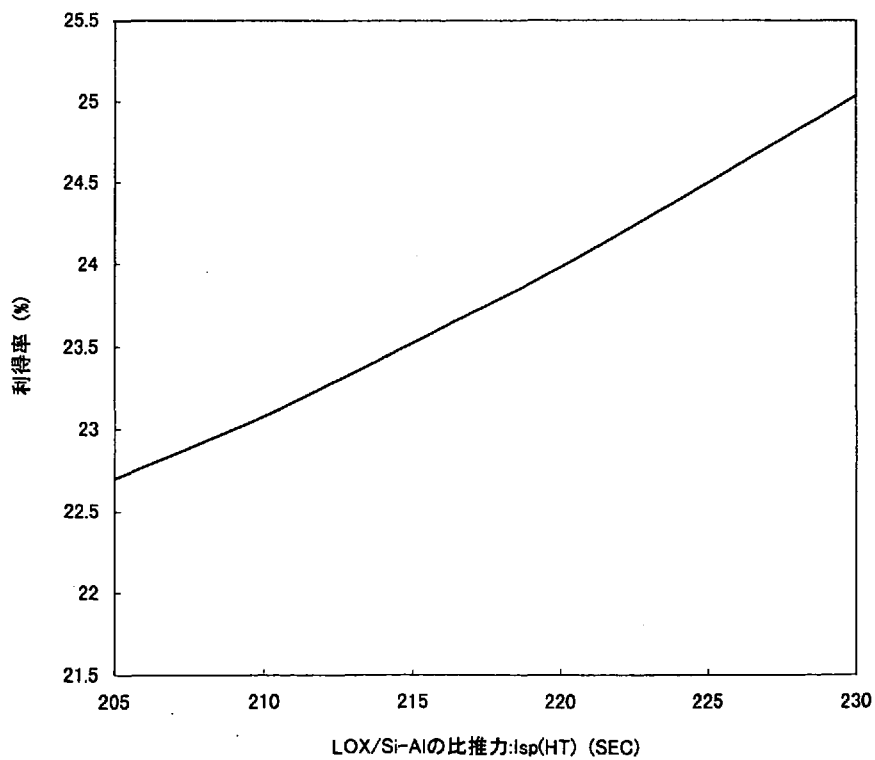


図6-30 LOX/Si-AIの比推力と古典的SPS構築方法に対する利得率との関係

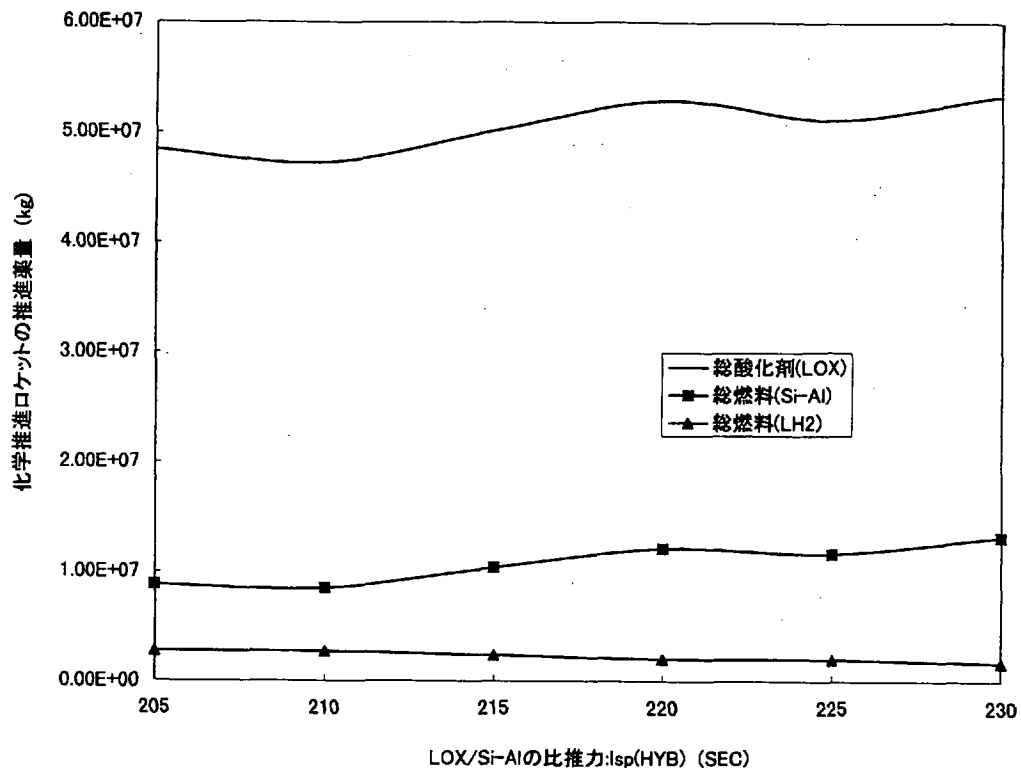


図6-31 LOX/SI-AIの比推力と化学推進ロケットの推進薬量との関係

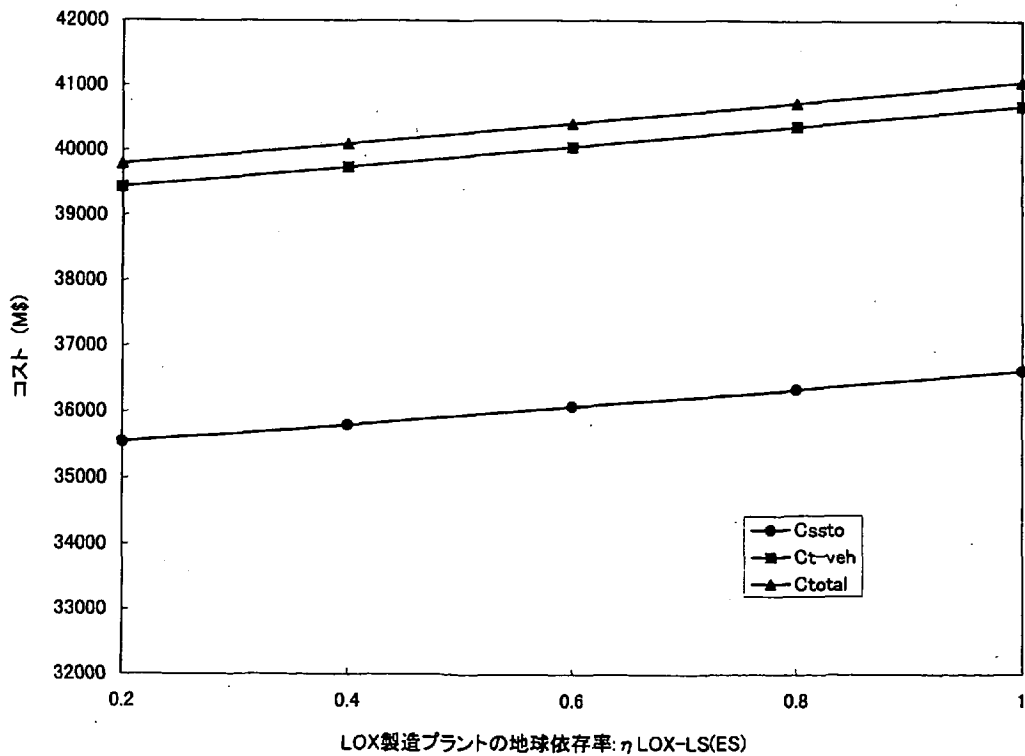


図6-32 LOX製造プラントの地球依存率とコストとの関係

## (2)ハイブリッド・ロケット化の意味

LOX/Si-Al組み合わせ、即ちハイブリッド・ロケット化することは、副産物の利用の観点から意味があり、その利得率( $\theta_{I_{SP(HYB)}}=230$  [桁])は、LOX/LH<sub>2</sub> ( $\theta_{MR_{LH}}=8$ )のみとしたときより約4%であるが、「方式Ⅱ」をベースとした簡易モデルを対象としており、今後更に高性能な「方式Ⅲ」(5.4.2.3項参照)という方式も採用可能であること、またSPSを連続して恒常的に構築することにより累積するため、有機的結合メカニズムの重要な構成要素の一つとして考えられる。

しかし、前述[5.4.2.4項(1)参照]したように、LSという特殊環境下において、従来のLOX/LH<sub>2</sub>と別系統のLOX/Si-Al推進系とを併用することは運用上複雑となり、コスト増加も招くなど不利な点が多い。また、LSでの月製燃料生産も負担を増大する原因になることも事実である。

それ故、LOX/Si-Al推進系の取り入れの可否は今後の研究課題とするが、少なくとも比推力: $I_{SP(HYB)}=230$  [桁] (開発目標値)を下回った場合は、ハイブリッド・ロケット化の意味を失する可能性が増加するため、ロケット・エンジンの研究者は、開発目標をあるいはそれ以上を達成することを目指す必要がある。

## 6.4.2 全体性能に関係し、変動効果から新しい知見が得られるパラメータ群

### 6.4.2.1 コスト低下(増加)の効果がある諸パラメータとその影響

#### (1)プラントの地球依存率: $\eta_{LOX-LS(ES)}$ の影響

ベースラインⅡでは、LOX製造プラントの地球依存率: $\eta_{LOX-LS(ES)}$ を1としたが、副産物(Al/Fe)を利用してLOX製造プラントのパイプ類やタンク類の一部を製造することにより、地球依存度の低減を図る方策を検討すると次の通りとなる。

①図6-32に、 $\eta_{LOX-LS(ES)}$ が3つのコスト・パラメータ(SSTOの合計コスト: $C_{SSTO}$ と総輸送関連コスト: $C_{T-VEH}$ 、総コスト: $C_{TOTAL}$ )へ及ぼす影響を、また、古典的SPS構築方法に対する利得率との関係を図6-33に示す。これらの図から、 $\eta_{LOX-LS(ES)}$ の低下はコスト低減に寄与するが、その割合は小さいことがわかる。例えば、依存率を約0.5にしても、コスト低減すなわち利得率の増加は約1.5%である。これは、LOX製造プラント全体質量が550[ton]<sup>[注:150]</sup>であり、例えばSPS構成機材質量( $M_{SPS}:15,450$ [ton])の約3.5[wt%]でしかないためである。

②今回の研究では、高度な技術を必要とする「技術集約型」機器はESからの持ち込みにより賄うことを基本方針(4.1.4項参照)としているが、LOX製造プラントの構成部品には高度な機器も多いため、単純な基本構造物やパイプ/タンク類以外は、地球依存削減効果も低いことを考慮して、ベースラインⅡの通りとすることが望ましいといえる。

#### (2)地球依存の諸々の物資: $M_{a-LS}$ の影響

ベースラインⅡでは、LOX製造に関する諸々の地球依存物資(含:月面基地の構築/運用物

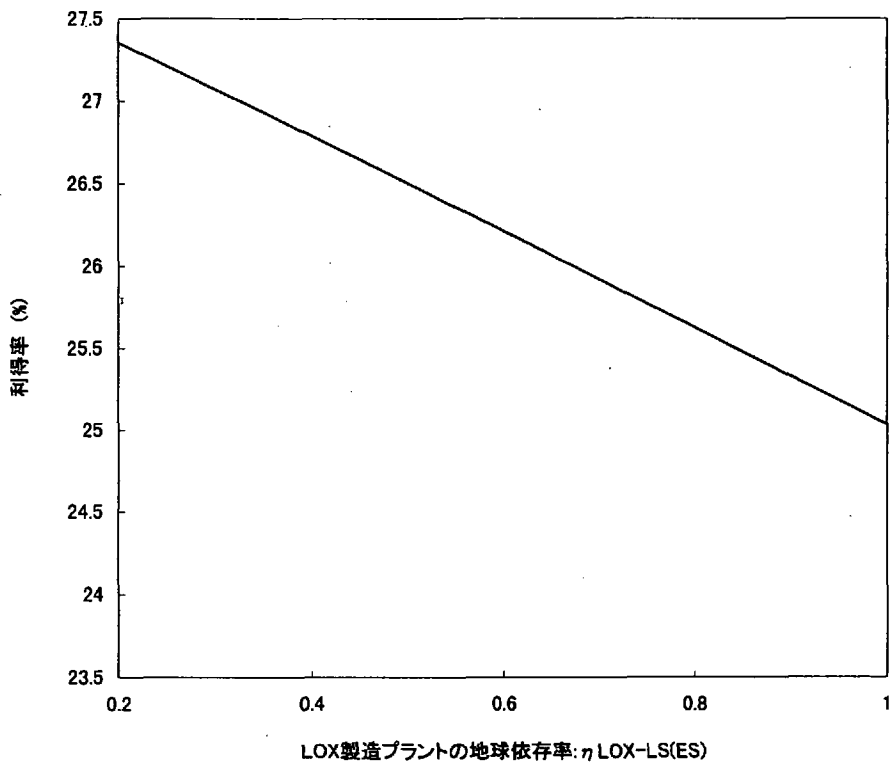


図6-33 LOX製造プラントの地球依存率と古典的SPS構築方法に対する利得率との関係

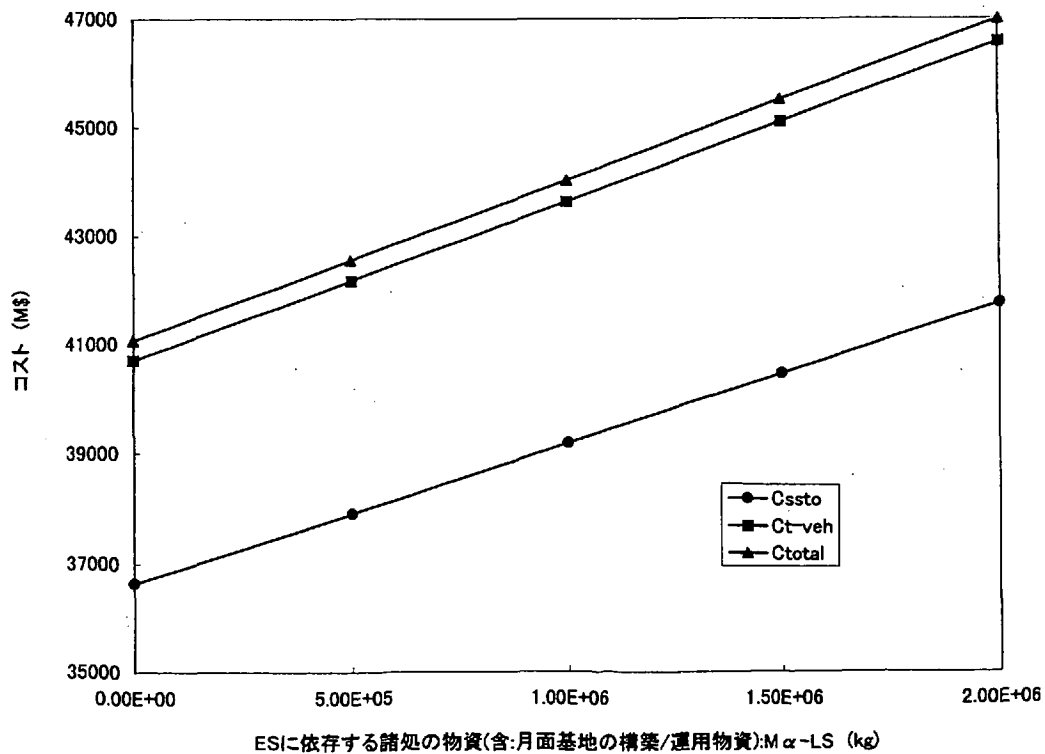


図6-34 LOX製造に関するESIに依存する諸処の物資とコストとの関係

資) $M_{\alpha-LS}$ は、LOX製造に関連する機器にマージン等を含んでいるため、0[kg] (付録:F-1. 2. 5. 5項参照)として取り扱ったが、この部分は不確定なものであり増加する可能性もあるため、その影響を検討すると次の通りとなる。

①図6-34に、 $M_{\alpha-LS}$ が2,000[ton]まで増加したときの3つのコスト・パラメータ(SST0の合計コスト: $C_{SSTo}$ と総輸送関連コスト: $C_{T-VEH}$ 、総コスト: $C_{TOTAL}$ )へ及ぼす影響を、また古典的SPS構築方法に対する利得率との関係を図6-35に示す。いずれのコストも線形に増加し、利得率も線形に低下する。

②一例として、 $M_{\alpha-LS}=2,000$ [ton]は、SPS構成機材質量( $M_{SPS}:15,450$ [ton])の約13[wt%]に相当する。この $M_{\alpha-LS}$ はES→LSまでの運搬であり、SPS機材はES→GEOまでの運搬であるが、両者の増加の意味はほぼ同等と考えることができる。それ故、利得率は、ベースラインⅡと比較して25%→15%と約15%減少することにつながる。

$M_{\alpha-LS}$ の増加を抑制することは重要であり、地球依存物資の内、「技術集約型」物資は、高機能化による軽量化/コンパクト化を推進(4.1.4項参照)し、消耗品の軽減方策を図る必要がある。

#### 6.4.2.2 エネルギー構想とLOX製造を結合するパラメータ: $\eta_{SPS(ES)}$ の影響

LOX製造の副産物(Al/Fe)を利用してSPS機材のパイプ類やタンク類の一部を製造することにより、SPS構成機材のESでの製造率: $\eta_{SPS(ES)}$ の低下、即ち地球依存度の低減を図る方策を検討すると次の通りとなる。なお、前述(6.1.3項⑩参照)したように、自動化を進めることにより、LSでのSPS構成機材製造コストは、ESでのものと同一になると仮定している。

①図6-36に、 $\eta_{SPS(ES)}$ が3つのコスト・パラメータ(SST0の合計コスト: $C_{SSTo}$ と総輸送関連コスト: $C_{T-VEH}$ 、総コスト: $C_{TOTAL}$ )へ及ぼす影響を表す。また、図6-37に、総SST0輸送量: $M_{TPL}$ と総LOX生産量: $M_{TLOX}$ の変化を示す。 $\eta_{SPS(ES)}$ の低下は、コスト低減に顕著に寄与し、これが $M_{TPL}$ の減少に同期している。また、 $M_{TLOX}$ も低下するのは、月製SPS構成機材の製造/運搬に伴うLSの負担増より、ESの負担減が優位になることを意味する。

②古典的SPS構築方法に対する利得率との関係を図6-38に示すが、 $\eta_{SPS(ES)}$ の低下が、大幅な利得率の向上を招くといえる。例えば、SPS機材質量の内、約1/2をLSで生産しGEOへ輸送するケースでは、利得率は、ベースラインⅡと比較して25%→50%と約25%増加し、顕著なコスト削減になると考えられる。

③従来の研究においても、軌道上(例えばGEO)に構築するSPSを始めとする宇宙構造物の資材の一部をLSで製作/調達するアイデアを月利用シナリオ(エネルギー構想)との候補の一つとして議論しているが、今回の検討において、この有効性の一例が証明されたといえる。特に、「月面LOX製造シナリオ」とリンクさせることにより、顕著なコスト低減が実現できることが示された。このことは、月面産業の発展の方向性をも示唆して

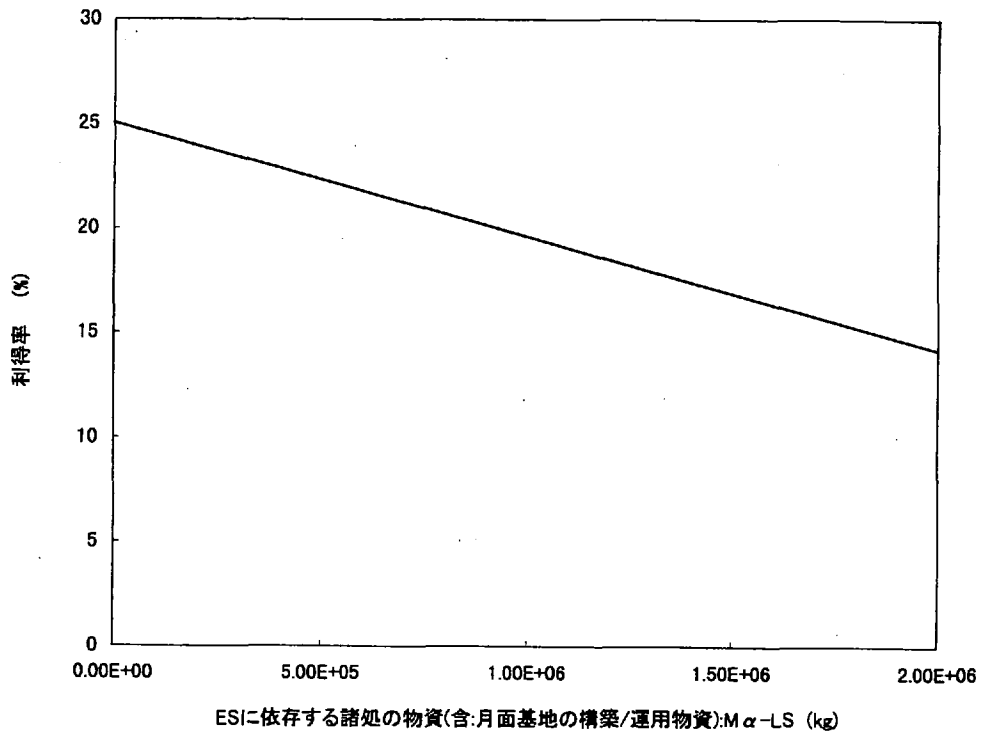


図6-35 LOX製造に関するESIに依存する諸処の物資と古典的SPS構築方法に対する利得率との関係

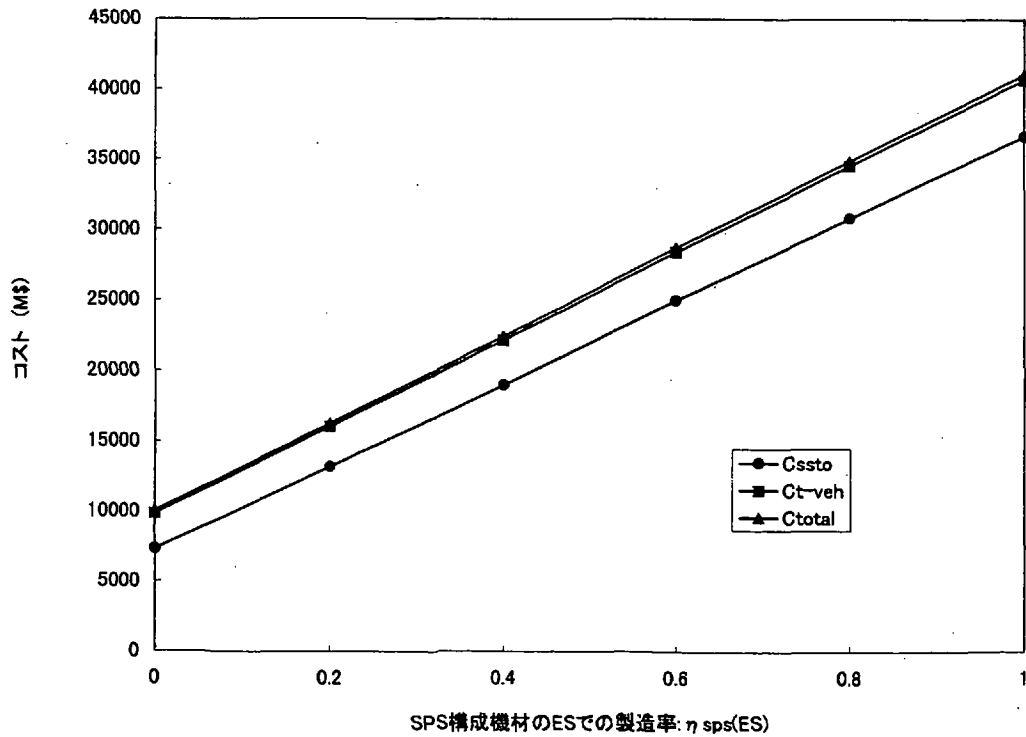


図6-36 SPS構成機材のESでの製造率とコストとの関係



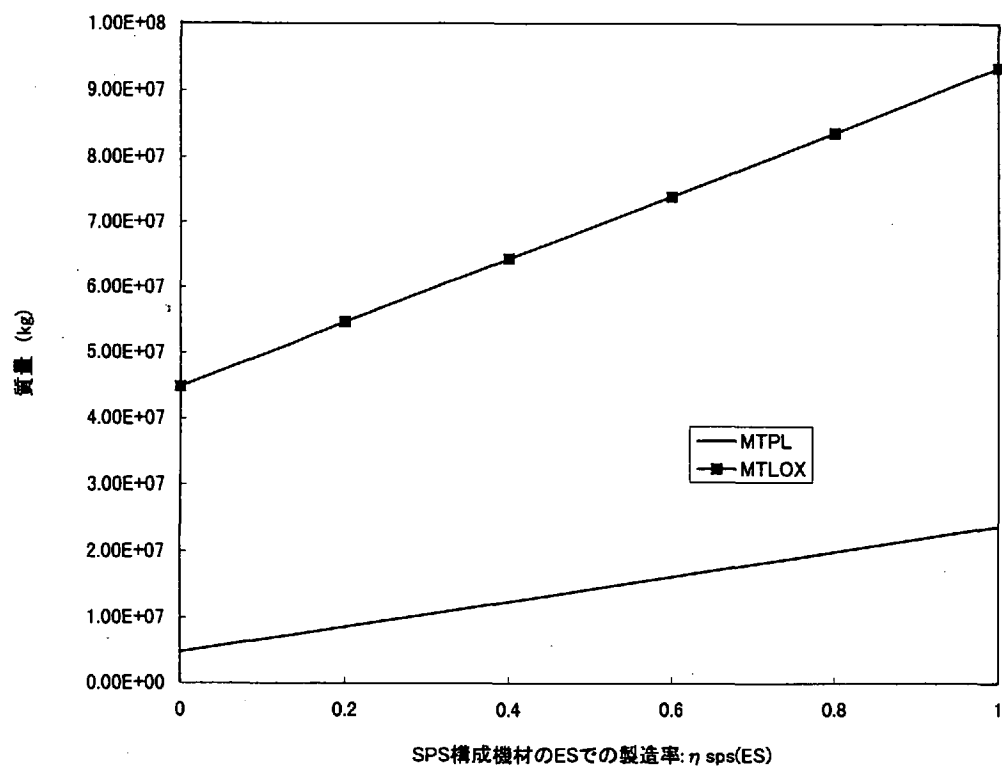


図6-37 SPS構成機材のESでの製造率と総SSTS輸送量、総LOX生産量との関係

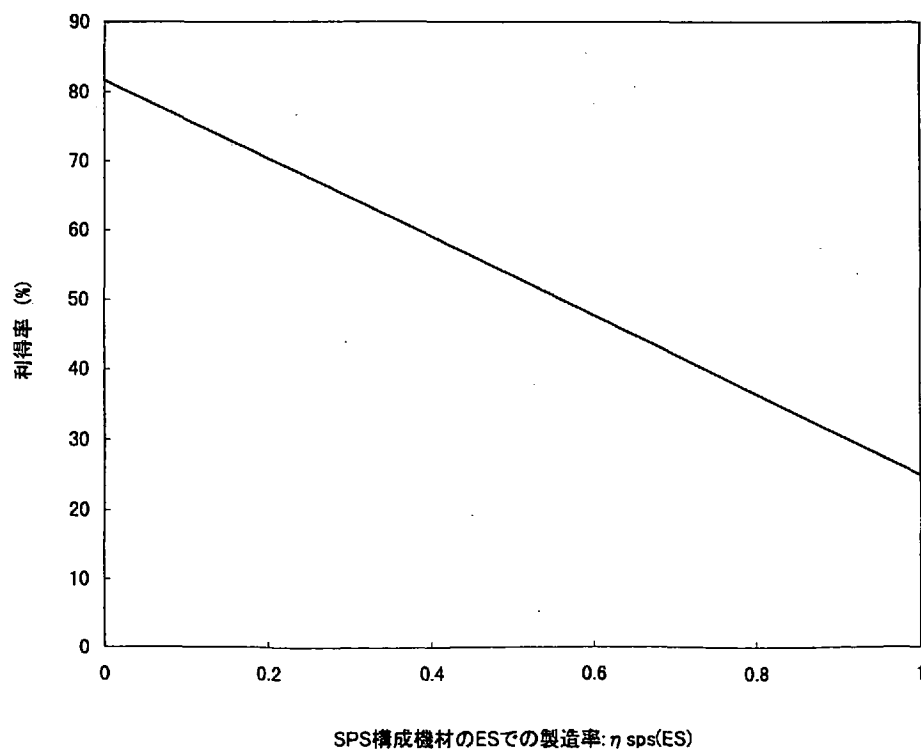


図6-38 SPS構成機材のESでの製造率と古典的SPS構築方法に対する利得率との関係

いるといえる。また、他のパラメータの不確定さにより、例えばLOX製造のためのコスト増を招いたとしても、このコスト低減効果の発揮により、マイナスを十分補填することが可能となる。

#### 6.4.2.3 SST0設計に依存するパラメータ： $\beta$ の影響

##### (1) 検討方法

SST0研究は、現在進行中であり、帰還用推進薬量の推定は重要な研究課題の一つとなっているが、この値は、確定されておらず流動的であり、またSST0設計に依存し、選択の自由度が少なく、数値を任意に設定できるものではない。

本論文では、帰還用酸化剤の指標として、帰還用酸化剤質量と元来のペイロード能力との比率： $\beta$ 値を設定し、今までの議論では、 $\beta=1$ と仮定して、元来のペイロード能力：10[ton]、帰還用酸化剤：10[ton]、また機体質量：85[ton]を設定した。

問題となるのは、 $\beta$ 値が変更するときであり、SST0型式やペイロード能力、構造効率、機体質量が複雑に関係し、これを現段階で明らかにすることは困難である。特に、有翼型やリフティング・ボディ・タイプにおける関係は不明確である。

今回、次の手順で簡易な試算を試みた。

- ①任意の $\beta$ 値に対して、元来のペイロード能力は、10[ton]と一定とする。
- ② $\beta=1$ のときの構造効率が、任意の $\beta$ 値に対して達成できるものとする。即ち、(元来のペイロード能力+帰還用推進薬)をペイロード相当とみなし、これに対する構造効率を一定としたときの機体質量を、85[ton] ( $\beta=1$ )との比例により求める。
- ③ $\beta$ 値が変化し、機体質量も変動することは、その $\beta$ 値における従来の古典的SPS構築方法でのSST0輸送コストも変化するため、このコストも再計算する。なお、 $\beta=1$ のとき、打上(運用)コストは、12[M\$/サイクル]と仮定したが、この値は、任意の $\beta$ 値に対しても変化しないとする。(3.3項参照)
- ④有機的SPS構築方法におけるSST0輸送コストを、任意の $\beta$ 値に対して、ペイロード能力： $(1+\beta) \times 10$ [ton]と機体質量に基づき求める。

##### (2) 計算結果と考察

- ①図6-39に、 $\beta$ が3つのコスト・パラメータ(SST0の合計コスト： $C_{SST0}$ と総輸送関連コスト： $C_{T-VEH}$ 、総コスト： $C_{TOTAL}$ )へ及ぼす影響を、また図6-40に、古典的SPS構築方法に対する利得率を示す。

これらの図から、 $\beta=$ 約1.3で利得率が最大(約26%)となるが、この近傍は変化が緩慢であり、垂直離着陸型SST0の $\beta$ 予測値は、現時点では0.7~1.5の範囲(2.3.3.2項参照)にあるため、利得率は21~26%となる。SPS構築は連続して恒常的に行われることを前提とすれば、利得は累積されるため、 $\beta$ 予測値の変動は問題ないことがわかる。

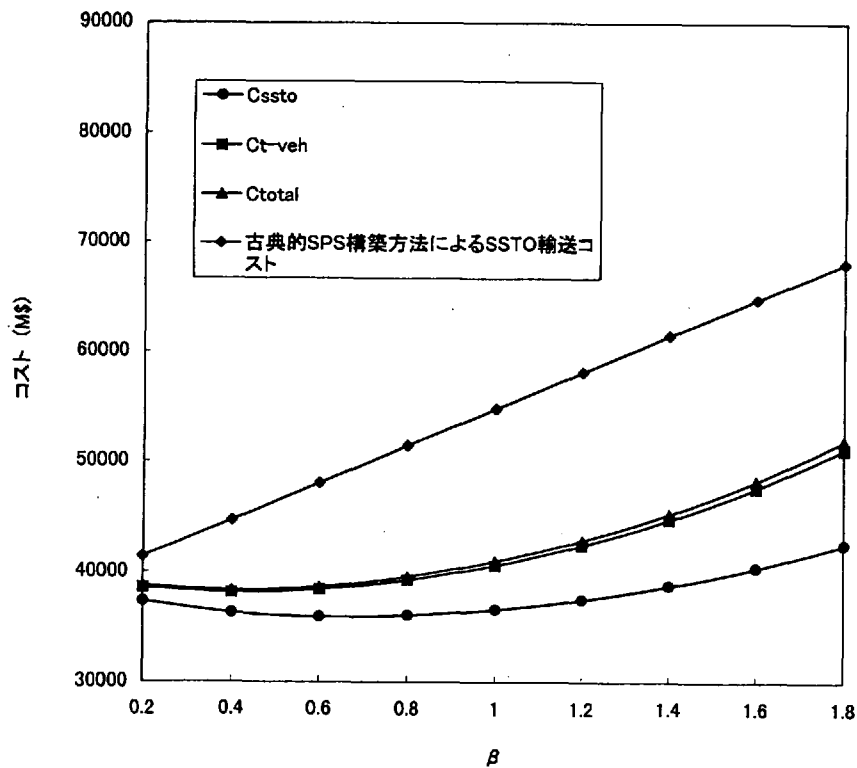


図6-39  $\beta$ とコストとの関係

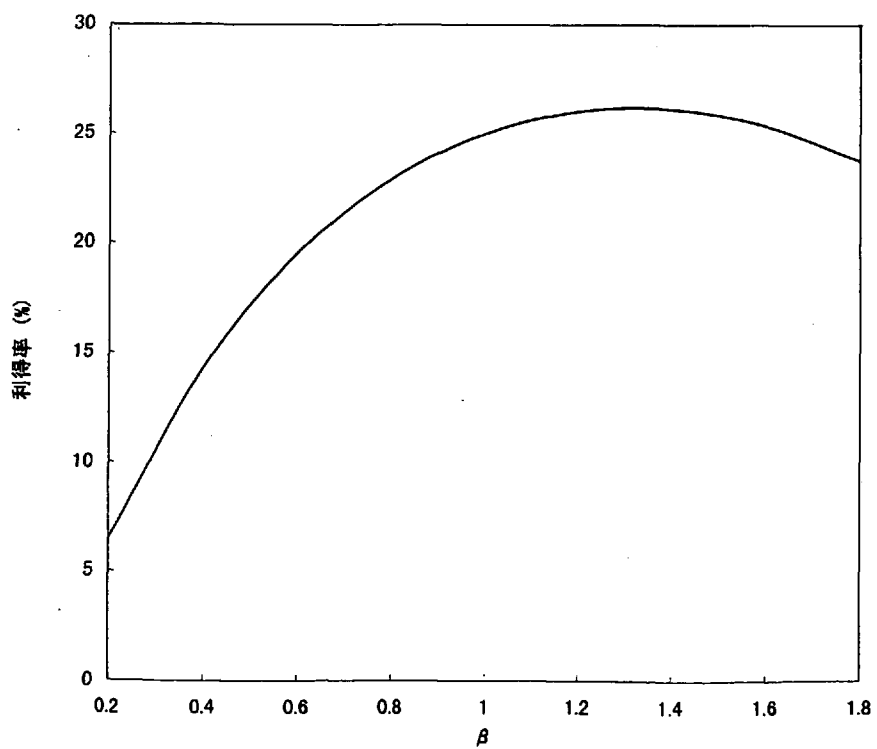


図6-40  $\beta$ と古典的SPS構築方法に対する利得率との関係

②有翼型やリフティング・ボディ・タイプのSSTOは、帰還用速度増分が垂直離着陸型の約1/5と予測(2.3.3.2項参照)される。仮に、垂直離着陸型と同様な構造形態が可能とすると、 $\beta$ 予測値は、0.2近傍となり、その利得率は約5%程度となる。このため、月製LOXの使用価値は少ないといえるが、逆に、古典的方法でも、約41,000[M\$] ( $\beta=0.2$ )という低いコストになり、あえて月製LOXを使用する必要性がないという結論にも達する。しかし、これは、有翼型でも垂直離着陸型と同様な構造形態(構造効率)を取り得ることを前提にしたためである。

例えば、有翼型( $\beta$ ≈約0.2)のペイロード相当:約12[ton] (=10<sub>[ton]</sub>+2<sub>[ton]</sub><sup>帰還用推進剤</sup>)の機体質量は、約51[ton]であるが、垂直離着陸型からの有翼化(含:着陸装置の付加)に付随した重量増加: $\alpha$ が伴うと仮定すると、構造効率を垂直離着陸型とほぼ同一にするためには、垂直離着陸型相当部分の機体質量の増加: $\delta$ は、 $4.25\alpha$  (=51/12 $\times\alpha$ )倍となり、全機体質量は、 $51+\alpha+\delta$  [ton]となる。なお、 $\alpha$ は、独立な値ではなく、全機体質量が増加すると、それに伴い増加する傾向を示す。

仮に、 $\alpha=6.5$  [ton]とすると、 $\delta=27.6$  [ton]となり、全機体質量は約85[ton] (=51<sub>[ton]</sub>+6.5<sub>[ton]</sub>+27.6<sub>[ton]</sub>)に達し、古典的方法における $\beta=1$ でのSSTO輸送コスト(54,770[M\$])とほぼ同じになってしまう。 $\alpha$ は、有翼型の形式にも依存し、現時点で設定できる値ではないが、この例では、全機体質量の約8[wtl%] (=6.5/85)となり、スペース・シャトルの形態からみると、控えめな数値といえる。

以上から、少なくとも月製LOXの使用を前提とする限り、SSTOの形態のなかで、垂直離着陸型は有翼型より優位となり、最適に近い形式であると予想される。

③垂直離着陸型SSTOのペイロード能力: $(1+\beta)\times 10$  [ton]は、 $\beta$ の増加に伴って増すが、機体質量の増加も伴うため、 $C_{SSTO}$ は緩慢な凹形を描くようになる。一方、SSTOの帰還用酸化剤の増加に伴い、LOX生産量や電気推進OTV、化学推進ロケットの負担が増すことが予想される。このため、 $C_{T-VEH}$ は、 $C_{TOTAL}$ とほぼ同様な増加傾向を示す。

③図6-41に、 $\beta$ の増加に伴い、電気推進OTVと化学推進ロケットの合計コスト( $C_{OTV}$ ,  $C_{HYB}$ )負担が増すことが示される。特に、打上回数に比例する $C_{HYB}$ の増加が顕著となる。

④図6-42に、 $\beta$ の増加に伴い、総SSTO輸送量: $M_{TPL}$ と総LOX生産量: $M_{TLOX}$ の負担も増し、特に、 $M_{TLOX}$ の増加が顕著であることは、月製LOXの製造とLEOまでの運搬への負担増が大きいといえる。

#### 6.4.2.4 産業化の意味を決定するパラメータ: $M_{SPS}$ の影響

本論文では、SPSの構築を事例研究としてきたが、SPS構成機材: $M_{SPS}$ をESから宇宙(GEO)へ運搬する物資全般と定義することにより、産業としての月製LOXの利用というコンセプトを一般化し、需要規模が変化することによる産業化の意味を検討すると次の通りとなる。

①図6-43に、ベースラインII ( $M_{SPS}=15,450$  [ton/機(SPS)])に対する機材比率と総コスト:

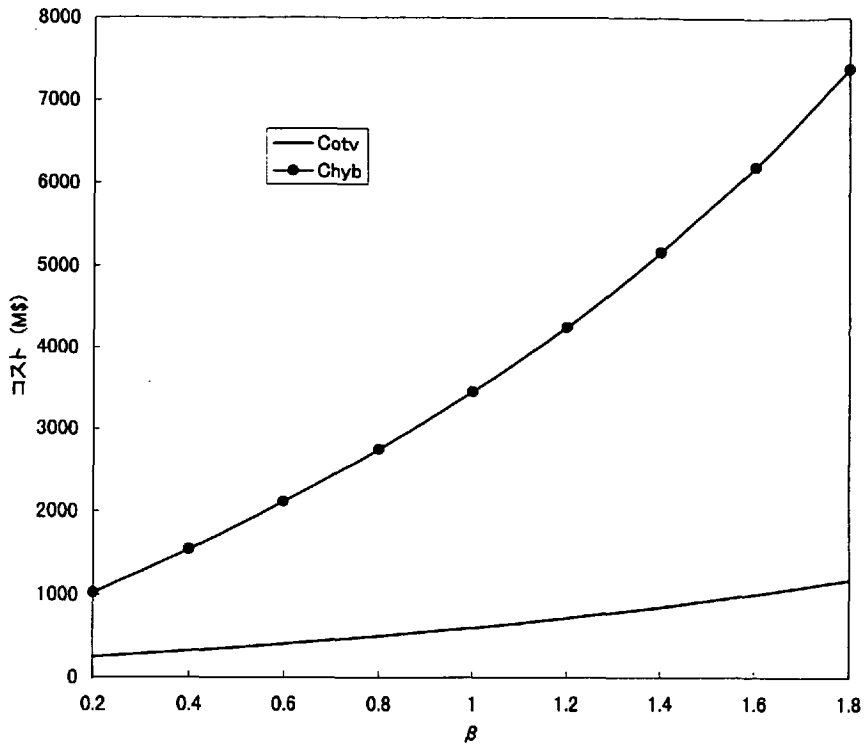


図6-41  $\beta$ と電気推進OTV・化学推進ロケットのコストとの関係

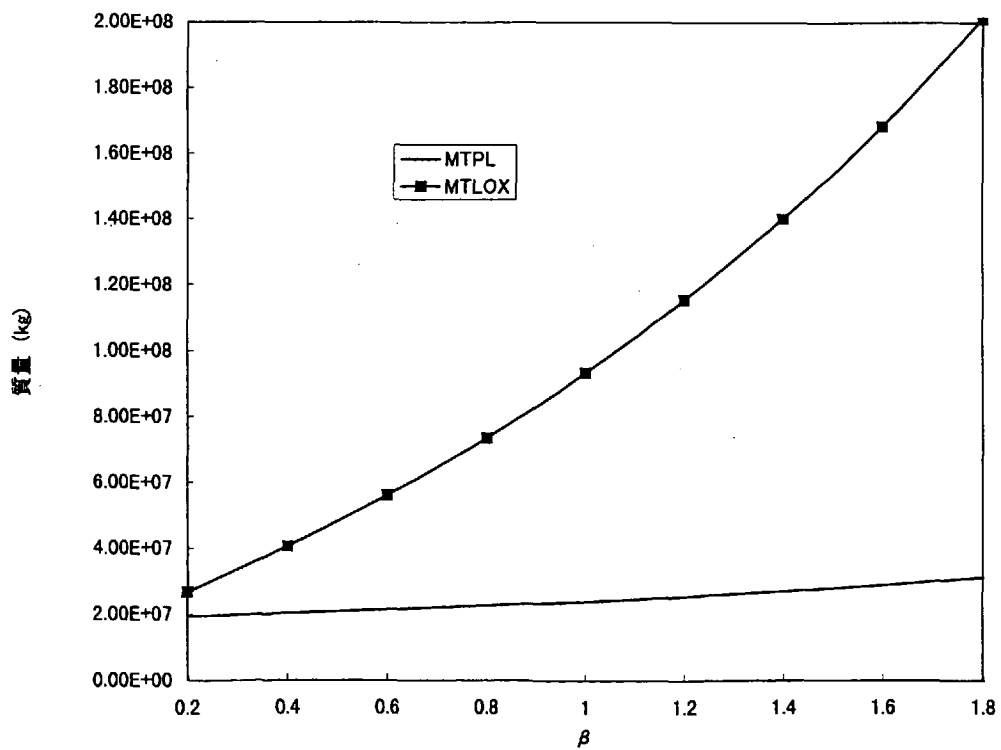


図6-42  $\beta$ と総SSTO輸送量・総LOX生産量との関係

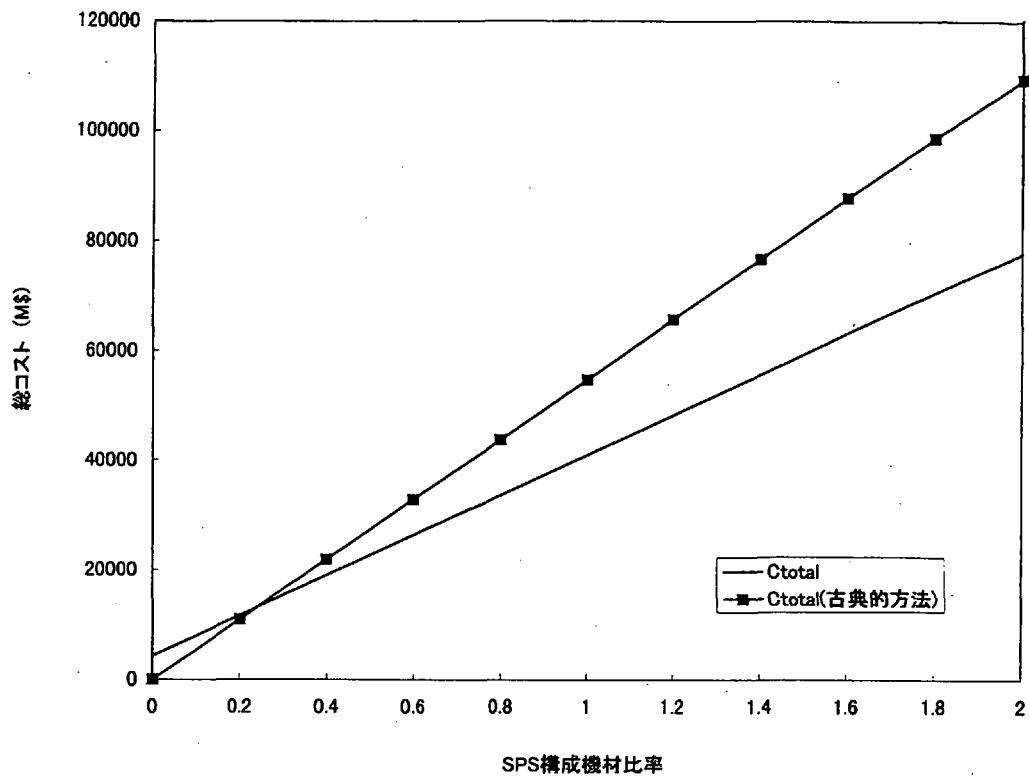


図6-43 SPS構成機材比率と総コストとの関係

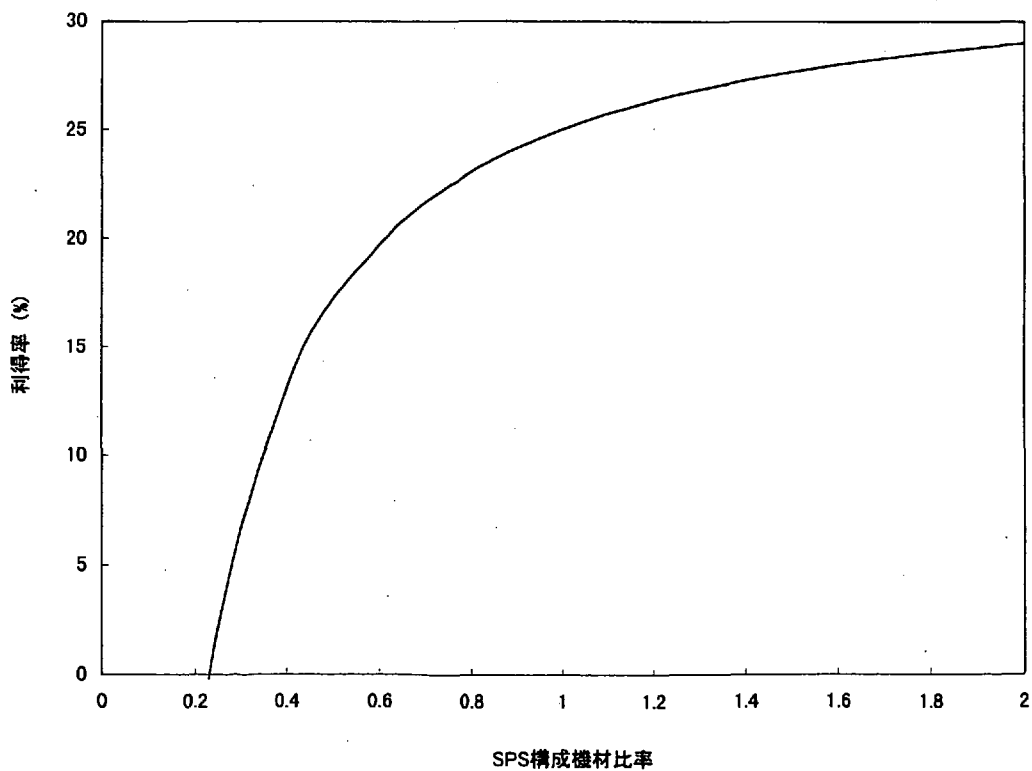


図6-44 SPS構成機材比率と古典的SPS構築方法に対する利得率との関係

$C_{TOTAL}$ との関係を、古典的SPS構築方法( $C_{TOTAL}$  (古典的方法))との比較で示す。また、図6-44に、機材比率と古典的SPS構築方法に対する利得率との関係を示す。これらから、ほとんどの領域で利得がプラスであり、予想通り機材比率が大きくなるほど、即ち需要規模が拡大するほど利得が線形的に増加するため、本システムは巨大なものになるほど産業化の成立性が向上することになる。

②問題は、需要規模が縮小、即ち機材比率が減少したとき、産業として意味を保つ領域を明確化することである。機材比率:1以上では、利得率は緩慢に増加し、比率:2で約28%となる。しかし、機材比率50%以下は急激に利得率が低下する傾向を示すため、一つの目安として、機材比率:0.6(9,270[ton/機(SPS)])以上、即ち利得率:約20%以上が産業として有効であると考えられる。

③上記の結論は、ESから宇宙(GEO)へ物資( $M_{SPS}$ )を単独に運搬することを前提としたものであるが、本研究では、SPS等の構造物を連続して恒常的に構築すること、別の言い方をすれば、ESから宇宙への継続的な大量輸送を本来基本としているため、この観点からは、利得は時間の経過とともに累積されていくことになる。それ故、機材比率が例え低くとも、状況に柔軟に対応可能な、産業としての有効性が失われない適応範囲の広いシステムと考えられる。特に、SPS構成機材: $M_{SPS}$ のESでの製造率: $\eta_{SPS(ES)}$ の低減、即ちLSで一部の機材製作を請け負う方法(6.4.2.2項参照)を併用することにより、産業化への成立性/有効性はより確実なものになると予測される。

## 6.5 有機的結合メカニズムの構成要素技術の重要度

有機的結合メカニズムの構成要素技術について、5章と本章において、フィージビリティ解析やセンシビリティ・アナリシスなどを通じて検討した結果、地球依存度の低減に対して、いずれも必要なものであることが判明したが、各要素技術は低減への寄与の度合いに相違があるため、改めて整理する必要がある。

表6-5に、3段階に重要度のランク付けしたものを示す。現段階で、定量的なランク付けを行うことは無理があるため、分類は大まかなものとし、定性的に、重要度が高い順に、◎、○、△印の記号を付記する。

◎印を付記したものは、合計9個となるが、これらは、少なくとも今後の研究において、最も重点をおくべき研究テーマとなり得るものである。

なお、SPS構成機材の地球依存度の低減、即ち、LSで一部のSPS構成機材製造を請け負う方法は、構成要素技術として位置付けず、センシビリティ・アナリシスの対象(6.4.2.2項参照)としたものであるが、地球依存度の低減への寄与が特に大きい方法であるので、同列に扱い、◎印とした。

表6-5 有機的結合メカニズムの構成要素技術の重要度

| 大項目                             | 小項目                        | 提案事項   | 参照箇所  | 重要度 | 説明/課題/備考等  |
|---------------------------------|----------------------------|--|---|-----|--|
| LOX製造工程と人的廃棄物利用等の有機的結合          | LOX製造工程                    | CH <sub>4</sub> による炭素還元法                     | 1. 1. 2. 2項<br>5. 1. 3項<br>5. 1. 4項<br>5. 1. 5項       | ◎   | ・還元技術は、月産業の中核となる構成要素技術<br>・炭素還元法は、消耗品:CH <sub>4</sub> が多い欠点をもつ。<br>・地球依存度が少なく、副産物が多様な還元法の研究も必要<br>・クルーガ内の水塊との併用向けも今後の課題  |
|                                 | 人的廃棄物利用等(含:太陽風が粒子)の有効活用化   | 燃焼過程挿入によるECLSSとの結合<br>燃焼過程挿入によるSWGEPとの結合     | 5. 1. 6. 2項<br>5. 1. 7項<br>5. 1. 6. 1項<br>5. 1. 7項    | ○   | ・CH <sub>4</sub> による炭素還元法を前提とすれば、地球依存度の軽減に対して、有効手段となり得る。   |
| LOXを燃料とした電気推進OTV                | 酸素に対する劣化対策                 | 第一候補:ホル・スラスタ                                 | 5. 2項<br>6. 3. 2. 1項<br>6. 4. 1. 1項                   | ◎   | ・地球依存度の軽減に対して、最も有効な手段の一つ<br>・今回、スラスタの開発目標を提示<br>・今後、最も重要な研究課題の一つ   |
|                                 | スラスタ効率の向上と連動した性能向上策        | 往復時間の延長化<br>太陽電池パセル等の軽量化                     | 6. 4. 1. 1項<br>5. 3. 2. 2項<br>5. 3. 5項<br>6. 4. 1. 1項 | ◎   | ・SPS構築期間は延長されるが、SPSが連続して恒常的に構築されるならば、過渡期は別として、全体負担は同一になる。<br>・Lunar-SPSの太陽電池系を今回採用<br>・太陽電池パセルの軽量化は、重要な技術課題の一つ   |
| 月面でのE補給供給とLOX製造                 | 月面でのE補給供給                  | 抵抗加熱型電気溶解方式                                  | 5. 3. 4項  | ◎   | ・15日間続く夜間のE補給蓄積は、月利用の最も重要な課題の一つ<br>・原子力を利用しない限り、大重量となる地球依存型は不適<br>・月資源利用型の本提案は、CH <sub>4</sub> による炭素還元法を前提としているが、溶融シリカを使用する還元法ならば、適用可能                                 |
| 月資源を利用したハイブリッド・ロケットシステム         | LOX/月製固体燃料によるハイブリッド・ロケット   | 方式IIによるLOX/Si-AlとLOX/LH <sub>2</sub> 併用ロケット  | 5. 4項<br>6. 3. 2. 2項<br>6. 4. 1. 2項                   | ○   | ・LOX/Si-Alをロケットに追加することは、複雑さを招き負担の増加<br>・LOX/LH <sub>2</sub> のみでLOX/Si-Alを使用しない場合と比較して、利得は累積するものの、大きいとはいえない。<br>・今回、開発目標比推力:230[SEC]を提示<br>・方式II等による性能向上も検討し、採用の可否を今後決定 |
|                                 | LOX/LH <sub>2</sub> の高混合比化 | LOX/LH <sub>2</sub> の混合比MR <sub>LH2</sub> =8 | 3. 5. 1. 2項<br>6. 3. 2. 2項                            | ◎   | ・比推力を犠牲にしても、高混合比化により、LH <sub>2</sub> の地球依存度を軽減化  |
| 配管・タンク類の製造                      | 真空鑄造法                      | 真空鑄造法  | 5. 5. 2項  | △   | ・手工業的であり、厚肉の小型製品向きの製法<br>・大型容器(タンク類)や寸法の長い配管類の製造向きではない。  |
|                                 |                            | 真空蒸着法  | 5. 5. 3項  | ◎   | ・簡易な装置で生成可能<br>・大型容器(タンク類)や寸法の長い配管類の大量生産向き<br>・応用範囲が広く、内壁コーティングや補強用、構造物間の結合にも利用  |
| 基本構造物の構築                        | 建設工法                       | 新方式I<br>プレート組立法                              | 5. 6. 2項  | ○   | ・建築物の上部構造用<br>・実際の建設は、各工法の役割分担を生かした方法となる。  |
|                                 |                            | 新方式II<br>直接真空蒸着工法                            | 5. 6. 3項  | ○   | ・現地打設可能な建築物の上部構造用  |
| 基本構造物の構築                        | 建設工法                       | 新方式III<br>シリカ・スラグ乾燥法                         | 5. 6. 4項  | ○   | ・建設基礎用   |
|                                 |                            | 新方式IV<br>シリカ反応工法                             | 5. 6. 5項  | ○   | ・現地打設可能な大型構造物(建築物)用  |
| 電気推進OTVを利用した推進薬貯蔵ステーション(PSS)の構築 | 構造物間の結合                    | 真空蒸着法  | 5. 6. 4. 4項   | ○   | ・金属間のみでなく、酸化物間でも結合可能   |
|                                 |                            | 耐用寿命を超過した電気推進OTVの利用                          | 5. 7項   | ◎   | ・従来のPSSは、高い地球依存度を示し、コスト増加の一因<br>・時間経過に伴って不用になるOTV機数は増加の一途を辿るため、PSS規模は簡易に拡大可能   |
| 有機的冗長メカニズムの導入                   | 一般的なコンセプト                  | コンセプトの重要性                                    | 5. 8項   | ○   | ・有機的結合メカニズムの成長とともに、リスク・マネジメントも成長を遂げる必要がある。<br>・将来は、月産業の成立に対する重要な研究課題となる。   |
|                                 |                            | 事例   | 5. 8項   | △   | ・本方式は、一事例であり、副産物などの利用による冗長化は今後の課題  |
| SPS構成機材の地球依存度の低減                | -                          | 月面でのSPS構成機材製造                                | 6. 4. 2. 2項   | ◎   | ・月製SPS構成機材による地球依存度の低減効果は大きい。<br>・他のパネラメータの不確定性を吸収可能  |





## 7章 結論と今後の検討課題

以上の検討により、月製LOXを核とする月面産業の成立に対する今後の研究の方向性が示された。この成果と今後の検討課題を以下に纏めて表す。

### 7.1 有機的結合メカニズムをベースにした月製LOXの利用

従来の研究では、化学推進ロケットの酸化剤に月製LOXを利用し、LEOより上の軌道間輸送系あるいは月面を中継点とした火星等への宇宙機に用いることを提案しているが、これを実現するためには、多大な投資を行う必要があり、投資に見合う有効性については現在明示されていない。著者は、宇宙活動の基幹である輸送システムのコスト低減化に焦点を絞り、宇宙産業という視点から、「レゴリスの還元によるLOX製造」を月面産業の中核として位置付けたシナリオを成立させるためには、次の2点のオリジナリティをシナリオの柱にすることを提示した。

- ①垂直離着陸型SSTOの地球への「帰還用酸化剤」として、月製LOXを適用し、ペイロード能力を約2倍に向上させることにより輸送コストの低減化を図るミッションを創生する。(しかし、これは、大量需要が見込め利用の持続性が保証できるミッションではあるが、既成概念的な枠組みで検討する限り、コスト・メリットを生み出すことはできない。)
- ②産業構造の中に、有機的結合メカニズム\*を導入することにより、コスト・メリットを生成する。

\*:LOX製造に必要な月面上の種々の産業基盤や月製LOX(含:必要物資)を運搬する輸送系を、製品であるLOXやLOX製造に伴う副産物等を媒体として、相互に結合・成長させることにより、有機的ネットワークを形成し、全体システムとして効率化(地球依存度の軽減/自給自足体制の整備)を図るメカニズム

### 7.2 有機的結合メカニズムを構成する各要素技術のフィジビリティ

有機的結合メカニズムを構成する以下に示す各要素技術のフィジビリティ(含:技術課題)を明らかにした。従来の研究では、各基盤要素の相互の関係は特に重視されず、個々に独立に検討されてきたため、地球依存度は高いものであったが、今回提案した要素技術の方法により、地球依存度の軽減、特にコストの大半を占めるSSTO輸送コスト低減が実現可能となった。

- ①LOX製造工程として、「CH<sub>4</sub>による炭素還元法」を収益率と副産物(Si/Fe/Al/熔融スラグ)による総合的な資源利用システムの発展性から選択する。
- ②従来はECLSSから排出・投棄されていた人的廃棄物(含:太陽風ガス粒子)を炭素還元法と有機的結合を図ることにより利活用して、メタン等の消耗品の一部を補填する。
- ③LEO⇔LLOの電気推進OTVの代替燃料として、月製LOXを使用可能にするために、酸素劣

化対策が可能なホール・スラスタを第一候補とする。なお、今回は、スラスタの特性(耐用寿命/スラスタ効率等)を確認するためには、長期的かつ本格的な試験を必要とするため、今後の開発目標を提示するに留めた。

- ④「月資源利用型」の熱溶融方式に改良を施した簡易エネルギー供給システム(抵抗加熱型電気溶融窯方式)の適用により、エネルギー供給(含:夜間のエネルギー蓄積)問題を解決する。
- ⑤LOX/Si-Al(グリーン鉄)の燃焼特性(特に着火特性)を基礎燃焼試験により確認すると共に、これをベースとした2系統(LOX/Si-Al/LH<sub>2</sub>)の推進薬を共通燃焼室で燃焼させるハイブリッド・ロケット・システム(方式Ⅱ)をLS→LL0の輸送に適用する。なお、比推力の設定については、本格的な燃焼試験の実施が必要となるため、今回は今後の開発目標を提示するに留めた。
- ⑥配管類・タンク類の製造方法として、副産物であるFeあるいはAlを原料とし、高真空を利用した製法(真空鋳造法/真空蒸着法)を適用する。特に、簡易な方法である真空蒸着法については、応用範囲の広い有効な製法として位置付ける。
- ⑦基本構造物の使用目的に応じるために、炭素還元法の副産物等を利用した4種類の新工法を適用する。特に、テルミット反応(Si/Fe<sub>2</sub>O<sub>3</sub>)を用いた現地打設備的工法については、基礎実験により特性を把握する。
- ⑧軌道に設置する推進薬貯蔵ステーションを、耐用年数が超過した電気推進OTVを活用し、また一部にLS上で製作したタンク類/パイプ類を追加することにより構築する。
- ⑨有機的結合メカニズムの発展とともに、リスク・マネジメントのために有機的冗長メカニズムも歩調を合わせて構築する必要がある、一例として、副産物:Si/Fe<sub>2</sub>O<sub>3</sub>を利用したテルミット反応熱による発電システムを緊急用に適用する。

### 7.3 コスト低減と産業化の可能性

有機的結合メカニズムの有効性の定量的検証のための事例対象として、1[GW]級SPSを定期的に連続して構築することを取り上げ、次の3つの方法を想定して、総合的/平均的な物資移動の収支バランスを解析し、コスト計算(含:センシビリティ・アナリシス)を試みた。

- ①古典的SPS構築方法
- ②既成概念的SPS構築方法
- ③有機的SPS構築方法

この結果の概略的な比較を表7-1に示すが、月製LOXを利用するが従来の研究で取得された技術を単に個々に集合させた②の既成概念的方法では、①の古典的な方法:54,770[M\$/機(SPS)]を大幅に超過し、意味がないことが明白となった。

②の改善を目指して有機的結合メカニズムを導入した③の方法では、仮定条件(ベースラ

表7-1 3種類のSPS構築方法の比較

| 項目                              | 単位           | 月製LOXを用いない<br>古典的構築方法<br>(T <sub>IE</sub> :1[年]) | 月製LOXを用いた<br>既成概念的構築方法<br>(T <sub>IE</sub> :2[年]) | 月製LOXを用いた<br>有機的構築方法<br>(T <sub>HT</sub> :2[年]) |
|---------------------------------|--------------|--|---|---|
| SSTO総輸送量:M <sub>TPL</sub>       | ton          | 17,840   | 25,930<br>(除:LOX製造関連)                             | 23,870<br>(ベースラインⅡ)                             |
| SSTO総打上回数<br>:N <sub>SSTO</sub> | サイクル         | 1,784  | 1,297<br>(除:LOX製造関連)                              | 1,193<br>(ベースラインⅡ)                              |
| 総コスト:C <sub>TOTAL</sub>         | M\$          | 54,700<br>(SSTO輸送コスト)                            | 41,550<br>(除:LOX製造関連)<br>111,250<br>(含:LOX製造関連)   | 41,060<br>(ベースラインⅡ)                             |
| LOX総生産量<br>:M <sub>TLOX</sub>   | ton<br>ton/日 | N/A  | 43,610<br><br>11.9<br>(除:LOX製造関連)                 | 93,330<br><br>25.6<br>(ベースラインⅡ)                 |

インII)下において、総コストが約25%削減され、約41,000[M\$/機(SPS)]台に成り得る。この削減効果は、SPS構築を始めとする宇宙活動を恒常的に行うことにより累積され、巨大な利益を生むことになるため、本システムが価値を有する可能性が示された。

この解析等により明らかとなった特筆事項は次のとおりである。

- ①有機的構築方法における総コストの内訳をみると、地球依存物資をLEOまで運搬するSSTO輸送コストが大半(約90%)を占め、月面でのLOX製造コストと、これをLEOまで運搬する輸送コストは僅かなものとなる。それ故、地球依存物資量の低減化が最も重要となり、地球に依存せざるを得ない物資は、高機能化して軽量化/コンパクト化を図ることが鍵となる。
- ②有機的結合メカニズムの構成要素技術を整理すると、次のものは、地球依存度の低減への効果(コスト低減への寄与)が特に大きいため、これらは、少なくとも今後の研究において、重点をおくべき研究テーマとなり得る。
  - a)「予備炉付きメタン(CH<sub>4</sub>)による炭素還元法」の採用
  - b)LOXを代替燃料とした電気推進OTV(第一候補:ホール・スラスタ)の開発
    - ・電気推進OTVのスラスタ効率の向上と軌道間往復時間の延長、太陽電池パネルの軽量化は、連動した関係を有し、性能向上に寄与
    - ・スラスタの主な開発目標
      - 寿命要求 :16,000[囀]以上
      - 比推力 :2,500~3,000[秒]
      - スラスタ効率:30%、少なくとも20%以上
  - c)「抵抗加熱型電気熔融窯方式」による簡易なエネルギー供給方式
  - d)化学推進ロケットにおけるLOX/LH<sub>2</sub>の「高混合比化」(6→8)
  - e)「真空蒸着法」による配管・タンク類などの製造(含:一部のSPS構成機材の製造/構造物間の結合)
  - f)耐用年数が超過した電気推進OTVを利活用した推進薬貯蔵ステーションの構築
- ③LS⇔LL0の月製LOX運搬用化学推進ロケットにおいて、LOX/Si-Alの組み合わせ比推力:230[秒]を開発目標値とし、LOX/Si-Alによる速度増分率: $\eta_{HYB}=0.7$ としたとき、最もコスト低減化が可能となり、このメリットは、多数の連続したSPSの構築を行うことにより累積するため、月製燃料(Si-Al)を使用することは効果がある方法といえる。しかし、LOX/LH<sub>2</sub>にLOX/Si-Alの組み合わせを追加することは、複雑さを招き、負担を増加させるため、採用の可否を今後検討する必要がある。
- ④SPS構成機材の一部を月面で製造/調達する方法はコスト削減に大きな効果がある。
- ⑤月製LOXの利用を前提とした場合は、SSTOの形態のなかで、垂直離着陸型SSTOが最適な

型式となる。

- ⑥SPS構築は一事例であるため、SPS構成機材(15,450[ton/機(SPS)])と付隨機材等を一般的な宇宙機器とみなし、地球から軌道(GEO)までの輸送という観点から、機器質量(需要規模)を変動させても、大量輸送を連続して恒常的に行うことにより利得は累積されるため、本システムは、柔軟性のある適用範囲の広いものといえる。

#### 7.4 今後の検討課題

上記の成果を納めたが、以下のような検討課題も明らかにされ、今後の研究の方向性が示唆された。これらを検討し、月面LOX製造の利用法・有効性の明確化を更に図ることにより、多大な投資を必要とする有人月面活動の意味が明らかとなり、今後の我が国の宇宙開発計画に資することが可能となる。

- ①今回提案した有機的結合メカニズム・シナリオは、試行錯誤の結果、有効と考えられるものを有機的に結合し構成されたが、必ずしもシナリオとして最適化が保証されたものではないため、この最適化を検討する必要がある。
- ②極域における多くのクレータ内の永久暗黒域に氷塊が散在していることが将来直接的な探査により確認された場合、今回提示したシナリオとの融合/併用を検討する必要がある。例えば、レゴリス内の氷塊含有率が従来通り0.3~1[wt%]であれば、氷塊は、LL0~LSのためのロケット燃料(水素)を獲得するために利用し、LOX製造は収益率の高い「炭素還元法」を用いるのも一案である。
- ③今回の研究では、総合的/平均的な物資移動の収支バランスによる解析であったが、月面産業の長期シナリオを作成するためには成長過程の把握が必須となるため、時系列的データに基づく有機的結合メカニズムの定量化(例えばWorld Dynamics Model等の手法による解析)を順次試みる必要がある。また、これに付随して有機的冗長メカニズムの定量化にも着手する必要がある。
- ④有機的結合メカニズムを構成する要素技術は多岐に渡るが、今回整理した重要度の高い各要素の個別技術をなお一層研究する必要がある。なお、ホール・スラストの特性など開発目標の提示に留まったものは、本格的な実験を含めた研究を実施する必要がある。
- ⑤有機的結合メカニズムに基づく月面産業の拡張/発展の可能性を更に新しいコンセプトにより検討し、産業として将来性あるものに更にすることも重要な意義があると考えられる。その一例として、次のようなものが挙げられる。
  - a)原子力発電によるエネルギー供給(含:原子力推進OTVによる運搬)
  - b)マストライバなどによる直接的な月製LOX運搬手段

- c) 柔軟な大面積膜<sup>29)</sup>による超軽量な太陽電池パドルを適用したSPS構体(含:電気推進OTV)
  - d) 地球依存の消耗品を極力使用しない、副産物の産出が豊富なレゴリス還元法
  - e) 副産物(Si, Fe, Al等)や月資源(太陽エネルギー, 真空, レゴリス,)を活用した新たな製品、例えば傾斜機能材料や太陽電池セルなど
  - f) 月製LOXと副産物等によるスペース・コロニーなどの宇宙構造物の構築
  - g) <sup>3</sup>Heの採掘・運搬とLOX製造とを結合したシナリオ
- 以上

## 謝辞

本研究全般に渡り、中須賀真一助教授(東京大学)に御指導を、また川勝康弘氏(宇宙開発事業団)に御協力を頂いた。更に、各論において、次の方々に御指導・御協力を頂いた。ここに、深く感謝の意を表します。

①5. 2項内の電気推進系にLOXを用いることに関する技術課題

荒川義博教授(東京大学)  
北村正治氏・早川幸男氏(航空宇宙技術研究所)

②5. 4項内のデブリの軌道計算

中島憲氏(三菱スペース・ソフトウェア)

③5. 4項内のハイブリッド・ロケットの燃焼特性の予備的実験

毛呂明夫氏・清水盛生氏(航空宇宙技術研究所)  
山本洋一氏・丸泉春樹氏・宮崎繁文氏(日産自動車)  
藤山熙氏・渡辺将史氏(日油技研工業)、笠間恒雄氏(細谷火工)

④5. 6項内の溶融スラグ/テルミット反応生成物の冷却過程計算

村田博氏(CRC総合研究所)

⑤5. 6項内のテルミット反応工法の基礎試験

宮本欽生助教授(大阪大学)  
野田次雄氏・渡辺将史氏・大和正英氏(日油技研工業)

## 注釈

[注:1]:文部省宇宙科学研究所(ISAS)を始めとする多数の宇宙科学者と宇宙開発事業団(NASDA)との共同プロジェクト

[注:2]:ES→LEO:必要速度増分9~10[km/s]

[注:3]:往復(LS⇔LLO)必要速度増分約4[km/s]

[注:4]:燃料という概念は、化学推進ロケット等では酸化剤に対峙し、燃焼過程を伴うことを前提に用いられているが、電気推進系では、単に電離・加速される推進薬の意味として使用されるのが通例であるため、本論文もこれに従う。

[注:5]:多くの論文では、コストを、\$表示しており、この成果を利用する本研究でも、特に断らない限り、\$で表現する。なお、1\$≒100円であるため、1[M\$]は約1[億円]に相当する。

[注:6]:本比率は、SSTOの再使用寿命を航空機並に仮定<sup>2,8)</sup>した場合であり、後述(3.2.2.2項参照)するように寿命を100サイクルとすると、運搬費とその比率は増加する。

[注:7]:構造効率=推進薬質量/(推進薬質量+構造体質量)

[注:8]:ノズルからの噴出燃焼ガスの単位面積当たりの推力

[注:9]:

$$\Delta V = I_{SP} \cdot g \cdot \log \frac{M_{PL} + M_S + M_P}{M_{PL} + M_S}$$

$$M_O = \frac{MR}{1+MR} M_P$$

ただし、

$\Delta V$  : 帰還用速度増分, 約400~500[m/s]

$I_{SP}$  : LOX/LH<sub>2</sub>エンジンの比推力, 帰還用エンジンの作動の殆どは、高度1~2[km]の空気層で行われるため、低ノズル膨張比とする必要がある。それ故、比推力を約450秒(真空)と仮定する。

(H-IIロケットの第一段エンジンLE-7の真空比推力は約450秒)

$g$  : 重力加速度, 9.8[m/s<sup>2</sup>]

$M_{PL}$  : ペイロード, 約5.9[ton]あるいは0[ton]

$M_S$  : 構造質量<sup>2,5)</sup>, 約50[ton]

$M_P$  : 帰還用推進薬質量, ton

$M_O$  : 帰還用酸化剤質量, ton

$MR$  : エンジン混合比, 約6と仮定

[注:10]: 495 [ton] × (0.01~0.02) × 6/7 = 4.2~8.5[ton]

[注:11]: 月製LOXの製造/輸送コストを無視すれば、打上回数は約1/2となる。

[注:12]: @最適比推力: 6,000[SEC] (3.5.3項参照)

[注:13]: 詳細には、太陽電池パドルは、軌道に設置しておくだけで劣化するが、スラスタは、駆動中に主に劣化を生じる。本研究では、安全側に観て、軌道上滞留時間を作動時間と規定する。



[注:14]:LOX/LH<sub>2</sub>ロケットあるいはハイブリッド・ロケット

[注:15]: $17,840 \text{ [ton]} / 10 \text{ [ton/サイクル]} = 1,784 \text{ [サイクル]}$

[注:16]: $17,84 \text{ [サイクル]} / 5 \text{ [年間]} = 357 \text{ [サイクル/年]}$

[注:17]: $1,784 \text{ [サイクル]} \times 12 \text{ [M\$/サイクル]} = 21,410 \text{ [M\$/機 (SPS)]}$

[注:18]:機体(構造)質量:85[ton/機(SSTO)]は、ペイロード能力:10[ton]のときのものであり、構造効率・比推力が前述(2.3.3.1項参照)したペイロード能力:5.9[ton]のSSTO(構造質量:50[ton/機])<sup>25)</sup>のものと同一と仮定し算出された。

[注:19]: $22 \text{ [M\$/ton]} \times 85 \text{ [ton/機]} = 1,870 \text{ [M\$/機 (SSTO)]}$

[注:20]: $1,870 \text{ [M\$/機]} \times 1,784 \text{ [サイクル]} / 100 \text{ [サイクル/機]} = 33,360 \text{ [M\$/機 (SPS)]}$

[注:21]: $21,410 \text{ [M\$]} + 33,360 \text{ [M\$]} = 54,770 \text{ [M\$/機 (SPS)]}$

[注:22]:LS~LLO間は別の手段により月製LOXを運搬することを前提。

[注:23]:重力ポテンシャル・モデルにより、この歪みの割合には差があるが、約100[km]レベルならば安全側にある。

[注:24]:1[GW]級SPSの場合、設置機数は1,000機オーダ(2.2.5項参照)

[注:25]:Xeは、Arと比較し、イオン化エネルギーが低く、原子量が大きく、電離断面積が大きくなるため、同一比推力の場合、スラスト効率は高くなる傾向を示す。(5.2項参照)

[注:26]:付録:A-1.2.3.3に記しているが、LEO上でSPS構築用OTVの作業と月製LOX運搬用OTV関連作業が極力干渉せず全体作業の平滑化を図るために、両者の往復時間は同一とすることを仮定した。(図A-1参照)

[注:27]: $T_{IE}=1.5 \text{ [年間]}$  (SPS構築期間:7.5[年間]に相当)を例にすると、(3-1)式で示されたES→LEO→SSTOが輸送する総ペイロード量(17,840[ton])は、次のように17,390[ton]に変更され、450[ton](2.5[w t%])減少する。

$$\begin{aligned} & 15,450 \text{ [ton]} + 210 \text{ [ton/機]} \times 2 \text{ 機} \times (7.5 \text{ [年間/機]} / 10 \text{ [年間/機]}) \\ & + 210 \text{ [ton/機]} \times 2 \text{ 機} \times (0.1 \text{ [/年]} \times 7.5 \text{ [年間/機]}) \\ & + 131 \text{ [ton/サイクル/機]} \times 2 \text{ 機} \times 5 \text{ [サイクル]} = 17,390 \text{ [ton]} \end{aligned}$$

ただし、

210 [ton/機] : SPS構築用電気推進OTV機体質量(表3-4)

131 [ton/サイクル/機] : SPS構築用電気推進OTV燃料(表3-4)

7.5 [年間/機] / 10 [年間/機] : OTVの再使用(作動)寿命に対するSPS1機当たりの構築に費やされる作動時間の比

0.1 [/年] : OTVの部品交換率

これに伴いSSTO総打上回数:1,784[サイクル](3.3項参照)は、 $17,390 \text{ [ton]} / 10 \text{ [ton/サイクル]} = 1,739 \text{ [サイクル]}$ になり、45[サイクル]減少する。

また、年間打上回数は、 $357 \text{ [サイクル/年]}$ (3.3項参照)から $1,739 \text{ [サイクル]} / 7.5 \text{ [年間]} = 232 \text{ [サイクル/年]}$ に減少する。

このため、SSTOの打上コスト(21,410[M\$]:3.3項参照)は、 $1,739 \text{ [サイクル]} \times 12 \text{ [M\$/サイクル]} = 20,870 \text{ [M\$]}$ に、機体製作コスト(33,360[M\$])は、 $1,870 \text{ [M\$/機]} \times 1,739 \text{ [サイクル]} / 100 \text{ [サイクル/機]} = 32,520 \text{ [M\$]}$ に

なる。それ故、両者の合計コスト(54,770[M\$])は、 $20,870_{[M\$]} + 32,520_{[M\$]} = 53,390_{[M\$]}$ になり、 $1,410_{[M\$]}$ (2.6%)減少することになる。

[注:28]:付録:A-2(表A-2)参照

[注:29]:仮に、SPS構築期間:10[年間/機(SPS)]の場合の古典的方法(表3-4参照)と比較すると、 $52,830_{[M\$]} - 41,550_{[M\$]} = 11,280_{[M\$]}$ (21.4%)となる。

[注:30]: $39,810_{[M\$]} / 41,550_{[M\$]} \times 100 = 95.8\%$ 、 $738_{[M\$]} / 41,550_{[M\$]} \times 100 = 1.8\%$ 、 $1,006_{[M\$]} / 41,550_{[M\$]} \times 100 = 2.4\%$

[注:31]:ここに示すLOX生産量には、LOXをLS上で生産するために追加生産する必要があるLOX、例えばLOX製造プラント類をLSまで運搬するに必要な酸化剤(LOX)等は含まれていない。

[注:32]:実際は、一般の宇宙機と同様に、高圧化を図ることにより、コンパクト化を進める。

[注:33]: $607.8_{[kg]} \times (498_{[kg/h]} / 1.578_{[kg/h]}) = 192_{[ton]}$

[注:34]: $43,610_{[ton]} / (13.0_{[サイクル/機]} \times 2_{[機]} \times 2_{[サイクル分]}) = 3,355_{[ton]}$

13.0<sub>[サイクル/機]</sub>:化学推進ロケットの往復回数(付録:表A-2参照)

[注:35]:圧力容器であるタンクでは、タンク個数(寸法)に関係なく、総タンク質量はほぼ変わらない。 $167.3_{[kg]} \times (3,355_{[ton]} / 2.5_{[ton]}) = 225_{[ton]}$

[注:36]: $6.730_{[kg/h]} \times (498_{[kg/h]} / 1.578_{[kg/h]}) = 2.124_{[ton/h]}$

[注:37]: $2.124_{[ton/h]} \times 10_{[年間]} \times 365_{[日]} \times 24_{[h]} = 186,060_{[ton]}$

[注:38]: $186,060_{[ton]} / 1,900 \times 10^{-3}_{[ton/m^3]} = 97,930_{[m^3]}$  \*:粉体状レゴリスの密度(付録:C-1参照)

[注:39]:レゴリス表層下3mまでのところに、太陽風ガス粒子(Solar Wind Gas)が注入(Implantation)されると報告されている。(5.1.6項参照)

[注:40]:レゴリスを還元した後のスラグ類(基本的には酸化物)は、再びLSに戻しても環境への影響は元来少ないと予想される。

[注:41]: $1.603_{[kg/h]} \times (498_{[kg/h]} / 1.578_{[kg/h]}) = 506_{[kg/h]}$

[注:42]: $43,610_{[ton]} \times 0.02 = 872_{[ton]}$

[注:43]: $34.6_{[kW]} \times (498_{[kg/h]} / 1.578_{[kg/h]}) = 10.9_{[MW]}$

[注:44]: $(192_{[ton]} + 225_{[ton]}) \times 0.35_{[M\$/ton]} = 176_{[M\$]}$

[注:45]:H-IIロケットの打ち上げに使用する酸化剤(LOX)の単価は、約90[円/liter]程度であり、多くが工場から射場への輸送費で占められている。また、液体窒素単価;約95[円/liter]、燃料(LH<sub>2</sub>)単価;約400[円/liter]

[注:46]:SSTO総輸送量は、 $192_{[ton]} + 225_{[ton]} + 872_{[ton]} = 1,289_{[ton]}$

SSTO総輸送回数は、 $1,289_{[ton]} / 20_{[ton/サイクル]} = 64_{[サイクル]}$

SSTO総打上コストは、 $64_{[サイクル]} \times 12_{[M\$/サイクル]} = 768_{[M\$]}$

SSTO総製作コストは、 $1,870_{[M\$/機]} \times 64_{[サイクル]} / 100_{[サイクル/機]} = 1,197_{[M\$]}$

合計コストは、 $768_{[M\$]} + 1,197_{[M\$]} = 1,970_{[M\$]}$

[注:47]: $10.9_{[MWe]} \times 15_{[日間]} \times 24_{[h]} / 100_{[Wh/kg]} = 39,240_{[ton]}$ 、放電深度:100%を仮定

[注:48]:[注:46]と同様の方法で計算

[注:49]:ESから運搬すべき生活消費物質[食料・水分と一般消費物]の全量は、約5[kg/日-人][5.1.7.3項(2)]

参照]となるため、 $5 \text{ [kg/日-人]} \times 100 \text{人} \times 365 \text{ [日/年間]} \times 10 \text{年間} = 1,825 \text{ [ton]}$

[注:50]:太陽電池パドルが、殆ど不用であるため、OTV機体質量より実際はかなり軽量化され、製造コストも安価となる。

[注:51]: $601 \text{ [ton/機]} \times 4 \text{機} \times 0.35 \text{ [M\$/ton]} = 841 \text{ [M\]}$

[注:52]: $841 \text{ [M\]} + 3,684 \text{ [M\]} = 4,530 \text{ [M\]}$

[注:53]:例えば、タンク類/パイプ類をLSで大量生産した場合でも、基盤の構成要素のほとんどがタンク類/パイプ類で構成されていない限り、ESからの輸送量低減によるコスト削減には限度がある。

[注:54]:1.1.3項で述べたように、クレータの永久影における氷塊を利用した月製LOX製造法については、除外している。

[注:55]:1996年10月に京都で開催された宇宙科学研究所/宇宙開発事業団共催の「第2回:International Lunar Workshop(ILW)」において、LOX製造プロセスに対して月利用を専門としている研究者のなかで議論が行われた。このなかで、議論の対象となったのは「水素還元法」と「CH<sub>4</sub>による炭素還元法」の2つのプロセスであり、両者の評価が研究者により分かれた。

[注:56]:Olivine;カンラン石;  $(\text{Mg, Fe})_2\text{SiO}_4$   
Pyroxene;輝石;  $(\text{Ca, Mg, Fe})\text{SiO}_3$   
Plagioclase;斜長石;  $(\text{Ca, Na})(\text{Al, Si})_4\text{O}_8$

[注:57]:この収益率は、1.1.2.2項で述べた「クレータの永久影における氷塊を利用した月製LOX製造法」の収益率:0.3~1[wt%]と同等である。

[注:58]:レゴリス(Ilmenite)のバルク密度を $1,500 \text{ [kg/m}^3]$  [付録:C-1参照]と仮定

[注:59]:1.1.2.2項で述べた「クレータの永久影における氷塊を利用した月製LOX製造法」は、貴重な氷塊を使用するという点で、月環境への影響は大きいといえる。

[注:60]:詳細な試算方法は、5.3.4.4項に記述

[注:61]:水素還元法における還元反応温度は、 $1,000 \sim 1,300 \text{ K}$ であり、Ilmeniteを含むレゴリスの融点[ $1,373 \text{ K} \sim 1,653 \text{ K}$ ;付録:C-4参照]以下であるため、予備炉的な方法は適用が困難である。

[注:62]:還元過程用の $19.8 \text{ [MW]}$ は、レゴリスを常温に近い温度(約 $300 \text{ K}$ )から昇温することを前提に計算されたものであるため、排出エネルギーを、レゴリス事前処理に使用することにより、余剰エネルギーを産み出すことが可能となる。

[注:63]:LOXとその副産物(Si/Fe/Al/スラグ)の製造比率(約20:80)はほぼ固定しているが、有機的結合メカニズムの中での消費比率は一致せず、LOXの必要割合は副産物より高い。

[注:64]:方式(Separation by Distillation/Separation Electrostatically/Separation Electromagetically)により差があるが、水素還元法の7~20倍必要。

[注:65]:炉内の流体類の挙動に対する相似則はFroude数[慣性力/重力(浮力)]が主になると予測されるため、予備実験として、逆に遠心回転機を用いた1G以上の試験を行うのも一案である。

[注:66]:このH<sub>2</sub>は、飲料水や生活用水には不適である。これは、太陽風からのH<sub>2</sub>には同位元素含有率が高く、これから製造したH<sub>2</sub>Oは人体に悪影響を与えるといわれる。

[注:67]:空気系と水系、食料系の3つは、人が宇宙で生存するための絶対的な必要条件であり、これ以外に、快適かつ効率的に生活するためには、廃棄物系や健康・衛生・居住系などが必要とされる。

[注:68]:従来の研究では、分離されたCO<sub>2</sub>は、H<sub>2</sub>により、(5-13)式のようにCH<sub>4</sub>とO<sub>2</sub>の形に還元され、O<sub>2</sub>は利用されたが、CH<sub>4</sub>は廃棄/貯蔵されていた。

[注:69]:体内に摂取される調理用水は、人間の収支モデル(表5-2参照)に含める。

[注:70]:廃棄物の主な元素成分は、CとH, O, Nである。

[注:71]: $26.0 \text{ [kg/日-人]} \times 100 \text{人}$

[注:72]:損失は、再処理能力のみで決まり、宇宙空間等の外部に漏洩する量は無視する。

[注:73]: $3,978 \times 10^{-3} \text{ [kg/日-人]} + 1.0 \text{ [kg/日-人]} = 5 \text{ [kg/日-人]}$

[注:74]: $5 \text{ [kg/日-人]} \times 100 \text{人} \times 365 \text{ [日/年間]} \times 10 \text{ [年間]} = 1,825 \text{ [ton]}$

[注:75]: $(406.3 + 3,124.0) \times 10^{-3} \text{ [kg/日-人]} \times 100 \text{人} \times (0.85 \sim 0.9) = 300 \sim 318 \text{ [kg/日]}$

[注:76]: $[(375.2 \times 10^{-3} \text{ [kg/日-人]} + 0.857 \text{ [kg/日-人]}) \times 100 \text{人} + 1.10 \times 10^{-1} \text{ [kg/ton]} \times 4.55 \text{ [ton/h]} \times 24 \text{h}] \times 0.85 = 115 \text{ [kg/日]}$  ただし、回収率を85%と仮定する。これは、水の再処理効率が従来85~90[wit%]程度<sup>48)</sup>であることからの類推である。

[注:77]: $[(404.4 \times 10^{-3} \text{ [kg/日-人]} + 0.143 \text{ [kg/日-人]}) \times 100 \text{人} + 5.48 \times 10^{-2} \text{ [kg/ton]} \times 4.55 \text{ [ton/h]} \times 24 \text{h}] \times 0.85 = 52 \text{ [kg/日]}$  なお、回収率は[注:76]と同じく85%と仮定。

[注:78]: $(24.4 \times 10^{-3} \text{ [kg/日-人]} \times 100 \text{人} + 9.54 \times 10^{-2} \text{ [kg/ton]} \times 4.55 \text{ [ton/h]} \times 24 \text{h}) \times 0.85 = 10.9 \text{ [kg/日]}$  なお、回収率は[注:76]と同じく85%と仮定。

[注:79]: $3,174.0 \times 10^{-3} \text{ [kg/日-人]} \times 100 \text{人} \times 0.85 = 270 \text{ [kg/日]}$  なお、回収率は[注:76]と同じく85[wit%]と仮定

[注:80]: $115 \text{ [kg/日]} \times (32/12)^* + 52 \text{ [kg/日]} \times (16/2)** - 270 \text{ [kg/日]} *** = 453 \text{ [kg/日]}$

\*:CO<sub>2</sub>の原子量比, \*\*:H<sub>2</sub>Oの原子量比, \*\*\*:5.1.7.7項のO<sub>2</sub>量は、食料[含:体内に摂取する水分;表5-2]に既に内包されているため、削除する必要がある。

[注:81]: $7.8 \text{ [MW]} \times 0.018 = 0.14 \text{ [MW]}$

[注:82]: $(269+76) \text{ [kg/日]} \times 365 \text{ [日/年間]} \times 10 \text{ [年間]} = 1,260 \text{ [ton]}$

[注:83]: $3,124.0 \times 10^{-3} \text{ [kg/日-人]} \times 100 \text{人} \times 365 \text{ [日/年間]} \times 10 \text{ [年間]} = 1,140 \text{ [ton]}$

[注:84]: $1,140 \text{ [ton]} \times 1/2 \times 1/9 = 63 \text{ [ton]}$

[注:85]: $1,140 \text{ [ton]} \times 1/2 \times 8/9 = 507 \text{ [ton]}$

[注:86]:SPSの構成部品の多くはESに依存する必要があるが、製造工程が単純なタンク類/パイプ類は、月製を使用することで、SSTOの輸送量を低減化することが可能となる。

[注:87]:電気推進OTVとしては、Xeのとときと同様に、貯蔵性の観点から液化状態(LOX)で推進薬タンク内に貯蔵し、スラスタ内へは気体状態(GOX)にしたものを送り込むのが一般的といえる。

[注:88]:従来、酸素を燃料の対象としなかったのは、スラスタの劣化問題以外に、その必要性が皆無であったことによる。

[注:89]:更に信頼性を向上するために、低温の酸素でも接触の可能性のある部分は、セラミック・コーティングを行うことが得策となる。

[注:90]:電子放出能力の劣化を補うために、重量的には不利になるが、①の方式の機器個数を増加させるのも一案である。

[注:91]:有機的SPS構築方法でのベースラインIIでは、電気推進OTVの総燃料量(LOX)は、 $(308+1,304) \times 10$

[サイクル]=16,120[ton]となる。16,120×0.05=806[ton](表6-3参照)

[注:92]:推進効率、27%(=0.3×0.9)になる。なお、3章の既成概念的SPS構築方法では、電源効率を含めたスラスト効率を80%<sup>1)3)28)</sup>と仮定

[注:93]:有機的SPS構築方法でのベースラインⅡでは、SPS運搬用電気推進OTVの太陽電池出力は8.5[MW]、また月製LOX運搬用は36.1[MW]

[注:94]: $(0.45 \sim 0.7) / 0.95 \times (0.45 \sim 0.6) = 0.2 \sim 0.45$

[注:95]:小紫等<sup>5)2)</sup>は、加速チャンネルの理論最適長さ:LOPTを最大の加速効率(acceleration efficiency)を得ることから計算し、 $L \approx \lambda$ のとき最適となることを示しており、 $\lambda$ の大きなものは、 $L$ も長くする必要のあることを導いている。

[注:96]:この根拠は、現在開発中の国際宇宙ステーションにおいて、合計6名が滞在し様々な実験を行うために110[kWe](約18[kWe/人])の電力を想定していることから類推し、約20[kWe/人]の割合が様々な作業に必要とし、基地人数を100名[5.1.7.1項(1)参照]としたことによる。

[注:97]:5.3項では、特に断らない限り、熱エネルギーから電気エネルギーへの変換効率は、30%と仮定する。これは、ESで一般的に使用されている蒸気サイクル(Rankine Cycle)<sup>4)6)</sup>等の類推から想定した。

[注:98]: $23.3 \text{ [MWe]} \times 15 \text{ [日]} \times 24 \text{ [時間]} = 8.4 \text{ [GWhe]}$

[注:99]: $8.4 \text{ [GWhe]} / 100 \text{ [Wh/kg]} = 84,000 \text{ [ton]}$ ;放電深度:100%を仮定

[注:100]:月面基地の設置場所を科学的データが豊富な赤道上に仮定するのが従来の研究では一般的である。

[注:101]:システム寸法として、1辺が約3mの正三角形形状で、長さ140m(発生電力:40.3[kW])の正三角形固定方式をベースに算定する。電池としては、シリコン(Si)太陽電池を用いる。これは、出力劣化が少なく、変換効率が比較的高く、かつ軽量でもあることによる。

[注:102]: $50 \text{ [ton/MW]} \times 23.3 \text{ [MW]} \times 2 \text{ 倍}^* = 2,330 \text{ [ton]}$

$21,200 \text{ [m}^2\text{/MW]} \times 23.3 \text{ [MW]} \times 2 \text{ 倍}^* = 987,900 \text{ [m}^2\text{]}$

\*:2倍とするのは、昼間に夜間用電力も発生させ蓄積する必要があるためである。ただし、電力充填損失等は無視している。

[注:103]: $50 \text{ [ton/MW]} \times [23.3 \text{ [MW]} + (70 \sim 105) \text{ [MW]} + 0.3 \text{ [MW]} + 1.1 \text{ [MW]}] = 4,740 \sim 6,490 \text{ [ton]}$

[注:104]:システム寸法として、7m×200mのパネル(発生電力:123.2[kW])をベースに算定。

[注:105]:3.5.1.1項(3)で記述したように、電気推進OTVの比質量:KIE(要求電力1W当たりの電気推進システム質量)の内訳として、専用太陽電池: $1 \times 10^{-2} \text{ [kg/W]}$ (10[ton/MW])を仮定したが、これと比較して約2.5倍となっている。

[注:106]: $25.8 \text{ [ton/MW]} \times 23.3 \text{ [MW]} \times 2 \text{ 倍} = 1,200 \text{ [ton]}$

$8,930 \text{ [m}^2\text{/MW]} \times 23.3 \text{ [MW]} \times 2 \text{ 倍} = 416,140 \text{ [m}^2\text{]}$

[注:107]: $25.8 \text{ [ton/MW]} \times [23.3 \text{ [MW]} + (70 \sim 105) \text{ [MW]} + 0.3 \text{ [MW]} + 1.1 \text{ [MW]}] = 2,440 \sim 3,350 \text{ [ton]}$

[注:108]:名は、著者の命名による。

[注:109]: $8,400 \text{ [MWhe]} / 0.3^* / (2.262 \times 10^{-1} \text{ [MWh/ton]}) = 123,780 \text{ [ton]}$  \*:電力への変換効率

[注:110]: $50 \text{ [ton/MW]} \times 23.3 \text{ [MW]} \times (1+1/0.3) = 5,050 \text{ [ton]}$

[注:111]: $25.8 \text{ [ton/MW]} \times 23.3 \text{ [MW]} \times (1+1/0.3) = 2,600 \text{ [ton]}$

[注:112]:媒体内に粉体が混入した場合、熱伝達率の低下や配管の閉塞が懸念される。

[注:113]:  $H_T = H_E = C_{PE} \cdot \Delta T = 5.68 \times 10^5$  [J/kg]

ただし、 $H_E$  : 顕熱 [J/kg]

$C_{PE}$ : 500~1,000Kの平均比熱: 1,136 [J/kg-K]を仮定。[付録:C-5参照]

$\Delta T$  : 1,000-500=500K

[注:114]: 1,500~1,900 [kg/m<sup>3</sup>]; 付録:C-1

[注:115]: 3,000 [kg/m<sup>3</sup>]; 付録:C-1

[注:116]: 41,260 [m<sup>3</sup>]  $\times$  1.3 / (0.5~0.63)

[注:117]: 3,300~3,400 [kg/m<sup>3</sup>]; 付録:C-1

[注:118]: 41,260 [m<sup>3</sup>]  $\times$  1.3 / (1.10~1.13)

[注:119]: ただし、太陽熱発電方式への応用ではなく、太陽光を太陽電池セルに照射する方式への適応として議論する。

[注:120]: 文献[1])では、打ち上げ時の安全性について、いかなる場合でも臨界に達しないように設計するとともに、燃料は新燃料であるため、たとえロケットの爆発により、燃料が空中に曝される事態を想定しても、問題となる放射線汚染は起こさなくすることは可能であると記している。更に、打ち上げ時には燃料を原子炉に装備せず、別途分割して輸送することも提案している。しかし、これについては、今後の研究に委ねるべきであるが、国民のコンセンサスの観点も考慮すると、簡単に了解が得られる問題ではないと判断される。

[注:121]: GEO上のSPSは、ESへのエネルギー伝送を、エネルギー変換効率が高く、大気による減衰が少ないマイクロ波により行う事例が多いが、真空中の伝送は、波長がマイクロ波の約1/10,000であり、送光/受光アンテナ径が1/100以下となるレーザー光を使用するのが一般的に得策である。

[注:122]: 参考文献[70])では、同様な検討を実施している。ただし、リファレンス・ミッションとして、LSの小型天文台へ100Wを高度: 2,000 [km]から常時レーザー伝送することを想定している。

[注:123]: 3.5.1.1項(3)で記述したように、電気推進OTVの比質量: $K_{ie}$ (要求電力1W当たりの電気推進システム質量)の内訳として、専用太陽電池:  $1 \times 10^{-2}$  [kg/W] (10 [ton/MW])を仮定した。また、5.3.2.1項(1)b-2)の一軸太陽追尾方式(シリコン電池)は、25.8 [ton/MW]を想定した。

[注:124]: 集光器面積: 1,322 [m<sup>2</sup>]

[注:125]: 集光器面積: 12,000 [m<sup>2</sup>]

[注:126]: エネルギー伝送用レーザーに対しては、運用/維持の観点から、「全固体」とする必要がある。現状の技術から考えると、ダイオードレーザー励起YAGレーザー(Diode-pumped Nd:YAG)とダイオードレーザー(Diode Laser)、ダイオードレーザー励起YAGレーザー第2高調波(Diode-pumped SHG Nd:YAG)の3種類が、エネルギー効率と実績、信頼性の観点から有望である。

[注:127]: 例えば、LEO~LL0間の電気推進OTVの駆動用電力を、LSあるいはSPSからのレーザー伝送で賄うアイデアも従来から提案されているが、ラジエータ質量を考慮すると、従来の太陽電池パネルによる方式と有意な差がない可能性がある。

[注:128]: スカイラブの望遠鏡で0.1 [ $\mu$ rad]、偵察衛星のセンサで1 [ $\mu$ rad]、ハッブル望遠鏡の場合は0.05 [ $\mu$ rad]

[注:129]: (11,424 [kg] + 7,243 [kg])  $\times$  70m = 1,310 [ton]

[注:130]:  $9.33 \text{ [ton/MWe]} \times 23.3 \text{ [MWe]} = 220 \text{ [ton]}$

[注:131]: 溶鉱炉などが、一旦操業を開始したならば、年のオーダで連続運転を行うのも、溶湯の固化の問題などで簡単に停止ができないことが理由の一つになっている。

[注:132]: レゴリス融点: 1,373~1,653K; 付録:C-4参照

[注:133]: 夜間の余剰電力を利用する一種の揚水発電所と同様な機能と考えられる。

[注:134]: 太陽熱(集熱)方式、例えばESで使用されている蒸気タービン方式や熱電方式、熱電子方式などにより、一旦発電し、この電力を用いて電気溶融窯を駆動する方法も一考に値するが、本研究のレベルとしては、太陽電池方式が宇宙での実績があり、システムがシンプルであることから、これを採用する。

[注:135]: ラジエータ質量は、面積に比例すると仮定する。

[注:136]:  $3.16 \text{ [ton/MW]} \times 2 \text{ 倍} = 6.32 \text{ [ton/MW]}$ ; この中には、本システムに必要な機器、例えば、電極装置や夜間電力用発電装置等も含まれると仮定する。

[注:137]: LSの水平線と太陽入射光がなす角と定義

[注:138]:  $23.3 \text{ [MWe]} \times 0.56^* \times [1 + 1 \times (190^\circ / 170^\circ)^{**}] = 27.6 \text{ [MWe]}$

\*: 0.56: LOX製造エネルギーの内、還元反応過程が占める割合

\*\* :  $1 \times 190^\circ / 170^\circ$ : 夜間用のレゴリスを溶融するためのエネルギー割合

[注:139]:  $23.3 \text{ [MWe]} \times (1 - 0.56) = 10.3 \text{ [MWe]}$

[注:140]:  $23.3 \text{ [MWe]} \times (1 - 0.56) \times (190^\circ / 170^\circ) / 0.3^* = 38.2 \text{ [MWe]}$

\*: 熱エネルギーから電気エネルギーへの変換効率

[注:141]:  $27.6 \text{ [MWe]} + 10.3 \text{ [MWe]} + 38.2 \text{ [MWe]} = 76.1 \text{ [MWe]}$

[注:142]:  $76.1 \text{ [MWe]} \times 6.5 \text{ [ton/MW]} = 495 \text{ [ton]}$

[注:143]:  $76.1 \text{ [MWe]} / 398 \text{ [kWe]} / \text{機} = 191 \text{ 機}$

[注:144]:  $4.55 \text{ [ton/h]} \times 15.6 \text{ [日間]} \times 24 \text{ [時間]} = 1,700 \text{ [ton]} (570 \text{ [m}^3\text{)}^*$

\*: 溶融レゴリス密度:  $3,000 \text{ [kg/m}^3\text{]} [付録:C-1]$

[注:145]:  $23.3 \text{ [MWe]} \times (1 - 0.56) \times 15.6 \text{ [日間]} \times 24 \text{ [時間]} = 3.84 \text{ [GWh]}$

[注:146]:  $3.84 \text{ [GWh]} / 0.3^* / (2.262 \times 10^{-1} \text{ [MWh/ton]}^{**}) = 56,560 \text{ [ton]} (18,850 \text{ [m}^3\text{)})$

\*: 熱エネルギーから電気エネルギーへの変換効率

\*\* : 溶融レゴリスの蓄熱量, (5-21)式参照

[注:147]:  $23.3 \text{ [MWe]} \times [1 + 1 \times (190^\circ / 170^\circ)] = 49.3 \text{ [MWe]}$ ; 基地運営用:  $2 \text{ [MWe]}$ は、この中に内包されてしまうと仮定する。(5.3.1項参照)

[注:148]:  $49.3 \text{ [MWe]} \times 6.5 \text{ [ton/MW]} = 321 \text{ [ton]}$

[注:149]:  $495 \text{ [ton]} - 321 \text{ [ton]} = 174 \text{ [ton]}$

[注:150]: LOX製造部+LOX貯蔵タンク [付録:F-3の表F-1参照]

[注:151]: ただし、LOX貯蔵タンクについては、運用で2倍以下に低減可能

[注:152]:  $1,100 \text{ [ton]} - 550 \text{ [ton]} - 170 \text{ [ton]}^* = 380 \text{ [ton]}$ , \*: 太陽電池系の軽減量

[注:153]: 電気推進OTV規模からみて、小規模な75[kWe]モデルは不適であると判断。

[注:154]: 少なくとも、 $0.316 \times 10^{-2} \text{ [kg/We]}$ を達成することに寄与する。

- [注:155]: LOX/LH<sub>2</sub>の場合、ESでの運用では、最適混合比は一般に6(水素割合:14[wt%])であるが、月製LOXの利用では、3.5.3.2項で述べたように混合比:8(水素割合:11[wt%])が最適となる。
- [注:156]: 毒性があるSiH<sub>4</sub>は、半導体製造過程で使用されているが、密閉空間内で用いられている。
- [注:157]: この効果は、全体システムのなかで試算されるべきものであるため、別章(6章)とするが、結論的にいうと、上昇時の必要速度増分の70%を、LOX/Si-Al (@MR=3)の組み合わせによる燃焼で賄い、残りの30%をLOX/LH<sub>2</sub> (@MR=8)を使用する場合が最適となる。総コストの面からは、43,240[M\$/機(SPS)] [LOX/LH<sub>2</sub> (@MR=8)のみ]から41,060[M\$/機(SPS)]へと約2,180[M\$/機(SPS)]減少することになり、多数の連続したSPSの構築を行うことにより、このメリットは累積していく。
- [注:158]: 例えば、ハイブリッド型燃焼室は、特性長(Characteristic Chamber Length:L\*)<sup>42)</sup>が長いので、燃焼室の前方に設置する着火装置にLH<sub>2</sub>インジェクタを単に付加することで、通常の燃焼効率を取得できると推定される。なお、燃焼室の冷却は、燃焼の全区間に渡り、LOXにより実施可能と考えられる。
- [注:159]: LOX/Si-AlにLH<sub>2</sub>を混合した場合のデブリ化の状態は多様であり、運用方法との兼ね合いが強いため、将来の検討課題となる。
- [注:160]: 着陸点(離陸点)において、ロケットのロール軸を鉛直にする場合のみ、上昇軌道が成立する。
- [注:161]: 代表的方向4点を規定することで、全排出方向を表現できる。
- [注:162]: 末端水酸基ポリブタジエン(Hydroxyl Terminated Polybutadiene)
- [注:163]: 試験は、約2年間に渡り行われたものであり、試験回数も15回を遥かに越えており、この試験条件は整理された後のデータである。
- [注:164]: 機械加工成形法により内面燃焼型に成形したもの。
- [注:165]: Al製ロッドを多数束ねたものとの間にLOXを流し、ロッドを冷却するとともに、GOX(気体状酸素)とロッド端面が燃焼する構造を有する。
- [注:166]: 通常の固体ロケット・エンジンの燃焼状態とほぼ同じである。
- [注:167]: 例えば、Vitonを、総月資源(Si-Al)燃料量:11,600[ton]の約1[wt%]必要としても約120[ton]レベル
- [注:168]: LOXによる再生冷却も、実績がないため、研究課題の一つに含まれる。
- [注:169]: Pc=1[MPa], MR=2~4, ε=100のときの、理論t<sub>SPV</sub>:約250秒(図5-31参照)から算出。
- [注:170]: 低混合比化は、今後の研究課題の一つになりえる。
- [注:171]: Fe密度:7,860[kg/m<sup>3</sup>], SPS構築期間:10[年間]
- [注:172]: Al密度:2,710[kg/m<sup>3</sup>], SPS構築期間:10[年間]
- [注:173]: 合成樹脂製薄膜と金属との付着(adhesion:ぬれ性)<sup>83)</sup>の強度は一般に良くないが、この手法は、強固な付着を必要としない。必要ならば、蒸着物との付着(ぬれ)性を増すために、表面エネルギーの大きな物質(金属/SiO<sub>2</sub>等)をコーティングする。
- [注:174]: 蒸着原子が運搬してくるエネルギーや蒸発源からの熱放射のため、照射される近傍は温度上昇が発生する。これは、内部応力の発生原因<sup>83)</sup>ともなるため、この意味でも中子を回転させることは必要となる。
- [注:175]: 蒸着物との付着(ぬれ)性が不足の場合は、表面エネルギーの大きな物質(金属/SiO<sub>2</sub>等)をコーティングしたプレート<sup>83)</sup>とする。



- [注:176]: $\text{Al}_2\text{O}_3$ を更に還元して、Alを産出する場合は、 $\text{Al}_2\text{O}_3$ の割合も減少する。
- [注:177]:レゴリス鑄造工法(5.6.1.4項参照)では、注入温度:約1,600K[レゴリス融点範囲1,373~1,653K:付録:C-5]であるため、実現可能と予想される。
- [注:178]:Alも月面産業に深く関わる物質であるが、副産物である $\text{Al}_2\text{O}_3$ を更に還元して製造する必要があるため、本研究からは除外する。
- [注:179]:局所的には生成粒子が融着もしくは焼結した箇所も見られる。
- [注:180]:Si含有率:99.2%,平均粒径:14.5[ $\mu\text{m}$ ](高純度Si)
- [注:181]:平均粒径:106[ $\mu\text{m}$ ]あるいは5.3[ $\mu\text{m}$ ];オーストラリア原産( $\text{TiO}_2$ :55[wt%], $\text{FeO}$ :25[wt%], $\text{Fe}_2\text{O}_3$ :15[wt%],その他:5[wt%])
- [注:182]: $\text{Fe}_2\text{O}_3/\text{B}=80/20$ [wt%]
- [注:183]: $\phi 28$  [mm]  $\times$   $^t 22.2$  [mm], 29.5g
- [注:184]:配合比: $\text{FeSi}/\text{Fe}_2\text{O}_3=20:80$ [wt%], 44.7gの粉末混合状態のものを50[MPa]で成型。 $\phi 35$  [mm]  $\times$   $^t 16.3 \sim 22$  [mm] (ペレット厚さは、FeSiのSi含有率・FeSi平均粒径により変化)。
- [注:185]:FeSiのSi含有率が99[wt%]以上のときは、(5-33)式における化学量論比: $\text{Si}/\text{Fe}_2\text{O}_3=0.26$ にほぼ一致
- [注:186]:45.2[wt%], 75.7[wt%], 99.2[wt%], 99.9[wt%]
- [注:187]:2.6[ $\mu\text{m}$ ], 14.5[ $\mu\text{m}$ ], 27.5[ $\mu\text{m}$ ]
- [注:188]:FeSi :Si含有率99.2[wt%],平均粒径:14.5[ $\mu\text{m}$ ]  
 $\text{Fe}_2\text{O}_3$ :含有率97.8[wt%],平均粒径:0.85[ $\mu\text{m}$ ];  $\text{FeSi}/\text{Fe}_2\text{O}_3=20/80$ [wt%]
- [注:189]:空気中の酸素と反応し、物性が変化することを防ぐためである。
- [注:190]:日本電子製X線回析分析装置JDX-8020
- [注:191]:熱研式ポンプ熱量計
- [注:192]: $\text{FeSi}/\text{Fe}_2\text{O}_3=15/85, 20/80, 30/70, 35/65$ [wt%]  
FeSi :Si含有率99.2[wt%],平均粒径:2.6[ $\mu\text{m}$ ]  
 $\text{Fe}_2\text{O}_3$ :含有率97.8[wt%],平均粒径:0.85[ $\mu\text{m}$ ]
- [注:193]:45.2[wt%], 75.7[wt%], 99.2[wt%], 99.9[wt%] ( $\text{FeSi}/\text{Fe}_2\text{O}_3=20/80$ [wt%])
- [注:194]: $\phi 28$  [mm]  $\times$   $^t 32.2 \sim 34.7$  [mm]; 44.5g,  $\text{FeSi}/\text{Fe}_2\text{O}_3=20/80$ [wt%]  
FeSi :Si含有率:99.2[wt%],平均粒径:2.6[ $\mu\text{m}$ ]  
 $\text{Fe}_2\text{O}_3$ :含有率:97.8[wt%],平均粒径:0.85[ $\mu\text{m}$ ]
- [注:195]:30[MPa], 50[MPa], 70[MPa]
- [注:196]:5.6.5.6項(5)で記すように、実際の生成物の密度は、約3,770[ $\text{kg}/\text{m}^3$ ]となり、体積変化率は、約8%となった。
- [注:197]:生成物の最高到達温度は、Si含有率や粒径などにより差があるが、ほぼ1,700~1,800Kにあるため、この中間点を初期温度とした。
- [注:198]:レゴリス表面下数cm以上の温度[5.6.4.1項(2)参照]
- [注:199]:酸化物は高温になるほど熱伝導率は低下する傾向<sup>1)3)</sup>を示すが、レゴリス(岩石状態)の熱伝導率:2[W/m-K@1,900K]~2.5[W/m-K@300K][付録:C;(C-4)式参照]と同程度の低下傾向と仮定すれば、約20%レベルの低下となる。

[注:200]:アグネ製熱伝導率測定装置ARC-TC-1型

[注:201]:生成物の主要成分である $\text{Fe}_2\text{SiO}_4$ の融点:1,490K以上に昇温。

[注:202]: $\text{Al}_2\text{O}_3$ 製坩堝にペレットを容れたもの。坩堝は、予備に2重重ねとした。

ペレット: $\phi 35$  [mm]  $\times$   $^t 27$  [mm]; 60g,  $\text{FeSi}/\text{Fe}_2\text{O}_3=20/80$  [wt%]

$\text{FeSi}$ ; Si含有率:99.2 [wt%], 平均粒径:2.6 [ $\mu\text{m}$ ]

$\text{Fe}_2\text{O}_3$ ; 含有率:97.8 [wt%], 平均粒径:0.85 [ $\mu\text{m}$ ]

[注:203]:徐冷過程は、可能な限り緩慢であることを心懸けた。

[注:204]: $\text{Al}_2\text{O}_3$ の融点は、2,310Kであるため、生成物の方が溶融し、融着したものと推定される。

[注:205]: $\text{Fe}_2\text{SiO}_4$ ; 密度:4,100 [ $\text{kg}/\text{m}^3$ ], 融点:1,490K

Si; 密度:2,340 [ $\text{kg}/\text{m}^3$ ], 融点:1,685K

$\text{SiO}_2$ ; 密度:2,260 [ $\text{kg}/\text{m}^3$ ], 融点:1,858K

Fe; 密度:7,860 [ $\text{kg}/\text{m}^3$ ], 融点:1,810K

[注:206]:  $(4,100 [\text{kg}/\text{m}^3] - 3,770 [\text{kg}/\text{m}^3]) / 4,100 [\text{kg}/\text{m}^3] = 0.08$

[注:207]:  $(4,100 [\text{kg}/\text{m}^3] - (1,700 \sim 2,100) [\text{kg}/\text{m}^3]) / 4,100 [\text{kg}/\text{m}^3] = 0.5 \sim 0.6$

[注:208]:  $^w 18 \times ^w 18 \times ^h 13$  [mm], 密度:3,770 [ $\text{kg}/\text{m}^3$ ]

[注:209]:強度的には、コンクリートを目指せば、構造物として最小限成立する。

[注:210]: (1-0.42)の値は、ペレットが反応し生成物に変化すると体積が約42% [5.6.5.6項(5)③参照]縮小することを表す。

[注:211]:逐次並列システムとは、スペアが準備されており、破壊されるとスペアが使用されるシステムであり、最初は、予備部品に負担がかからないが、一部が壊れると次々に負担がかかるような構造をもつ。<sup>45)</sup>

[注:212]:円柱半径:10mモデルでは、100日後でも円柱中心温度は低下しないことが試算されている。 [5.6.5.6項(3)参照]

[注:213]:  $1.296 \times 10^{11}$  [J] /  $1.80 \times 10^6$  [J/kg] / 0.9 / 0.05 = 1,600 [ton] (727 [ $\text{m}^3$ ]) \*

\*:ペレットのバルク密度:2,200 [ $\text{kg}/\text{m}^3$ ] (5.6.5.5項参照)

[注:214]:例えば、時系列的には、最初LS上にLOX製造プラントと周辺基盤を建設し、LOXの製造を開始した後、この副産物によりタンク類/パイプ類あるいはハイブリッド・ロケットの燃料の製造を行い、LOXやSPS構成機材の一部の運搬がこのロケットを用いて開始される。また並行して、次のSPS構築のためのLOX製造プラントと周辺基盤の建設が副産物を使用して開始される。

[注:215]:例えば、LS $\rightarrow$ LL0で用いる化学推進ロケットの機体やLSで使用する物資なども、電気推進OTVにより、一括してLE0 $\rightarrow$ LL0に運搬される形態を採らずに、サイクル数に応じた分割・平均化が行われ、運搬されることとする。

[注:216]:建設物の基礎類は、月資源/副産物の利用により賄うことを前提とする。

[注:217]:これらのコストには、地球製の機体/推進薬をLE0に運搬するためのSSTO輸送コストは含まれていない。

[注:218]:正確に言うと、 $M_{\text{CON-LS}}$ は、付録:F-1.2.5.4項の(F-38)式に示すように $M_{\text{TLOX}}$ に比例する部分と $T_{\text{HT}}$ に比例する部分とに分かれる。

## 参考文献

- 1) 未来工学研究所編, “月探査に関する調査研究,” 平成6年度科学技術庁委託業務成果報告書, 平成7年3月.
- 2) 未来工学研究所編, “月探査に関する調査研究(その2),” 平成7年度科学技術庁委託業務成果報告書, 平成8年3月.
- 3) 未来工学研究所編, “月面基地と月資源開発研究会報告書,” 1990年.
- 4) Glaser, P. E., “Power from the Sun,” Science, Vol. 162, No. 3856, pp. 857-866, 1968.
- 5) U. S. Department of Energy Report, “Satellite Power System Program Summary,” 1980.
- 6) 未来工学研究所編, “宇宙空間における太陽発電に関する基礎調査,” 昭和53年度科学技術庁委託業務成果報告書, 昭和54年3月.
- 7) 未来工学研究所編, “太陽発電衛星の経済性に関する調査,” 昭和56年度宇宙開発事業団委託業務成果報告書, 1982年3月.
- 8) 材料科学技術振興財団編, “Lunar Energy Park-月面エネルギー基地構想の概念検討,” 平成5年度月面エネルギー基地調査会成果報告書, 平成6年4月.
- 9) 山極他, “地球生態・経済系と月資源開発,” 日本航空宇宙学会誌, 38(1990), pp. 516-523.
- 10) 山極, “システム・ダイナミックス・シミュレーションによる月資源開発評価モデル-改良点とパラメータ解析,” 日本航空宇宙学会誌, 39(1991), pp. 282-286.
- 11) 山極他, “地球生態・経済系と太陽発電衛星および月資源開発,” 日本航空宇宙学会誌, 40(1992), pp. 111-118.
- 12) Yamagiwa, Y., et al., “An Evaluation Model of Developments of Energy Resources in Space by Using World Dynamics,” Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, pp. 259-273, Volume 39, Number 125, November 1996.
- 13) 山極, “太陽発電衛星開発における電気推進輸送システム,-エネルギー投資の観点からの評価-,” pp. 646-654, 日本航空宇宙学会誌, Vol. 44, No. 514, 1996年11月.
- 14) Johanson, L. R., et al., 1987 “Lunar Surface Base Propulsion System Study,” NASA Contract No. NAS 9-17468.
- 15) Hepp, A. F., et al., “Production and Use of Metals and Oxygen for Lunar Propulsion,” AIAA/NASA/OAI Conference on Advanced SEI Technologies, September 4-6, 1991/Cleveland, AIAA-91-3481.
- 16) Rosenberg, S. D., “Concepts in Lunar Resource Utilization,” AIAA/SAE/ASME/ASEE 27th Joint Propulsion Conference, June 24-26, 1991/Sacramento, AIAA-91-2446.
- 17) 三菱総合研究所(株), “宇宙開発市場創出に係わる戦略理論の構築,” 平成6年度宇宙開発事業団委託業務成果報告書, 1995年.
- 18) 三菱総合研究所(株), “革新的宇宙インフラストラクチャーにより展開する実利用分野に係わる調査,” 平成7年度宇宙開発事業団委託業務成果報告書, 1996年3月.
- 19) 未来工学研究所編, “月探査に関する調査研究報告書,” pp. 256-270, 平成6年度科学技術庁委託, 平成7年3月.
- 20) Criswell, D. R., “Lunar Solar Power System: Review of the technology base of an operational LSP System,” 47th International Astronautical Congress, Oct. 7-11, 1996/Beijing, China, paper IAF-96-R. 2. 04.
- 21) 宇宙開発委員会編, “平成11年度宇宙開発計画,” 平成11年3月.
- 22) Taylor, L. A., et al., 1993 “Oxygen Production on the Moon: an Overview and Evaluation,” Chapter in Resources of Near-Earth Space, University of Arizona Press, pp. 69-108.
- 23) 月面基地と月資源開発研究会編, “第2回(月資源工場システム)分科会報告書,” 平成2年12月, 未来工学研究所.
- 24) Rosenberg, S., et al., “Carbothermal Reduction of Lunar Materials for Oxygen Production on the Moon: Five Metric Tonne per Year Lunar Oxygen Plant Design Study,” AIAA-96-0487, 34th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Jan. 15-18, 1996/Reno, NV.

- 25) Isozaki, K, et al., "Vehicle Design for Space Tourism," 19th International Symposium on Space Technology and Science, Yokohama, Japan, May 15-24, 1994, paper ISTS 94g-22p.
- 26) 日本宇宙フォーラム編, "次期月探査の研究—ミッション検討・解析に関する研究—," 平成8年度宇宙開発事業団委託業務成果報告書, 1997年1月.
- 27) 未来工学研究所編, "月・惑星の開発利用の研究(月資源の開発利用の研究)," 平成3年度宇宙開発事業団委託業務成果報告書(03-13-03), 平成4年3月.
- 28) Comstock, D. Y., et al., "Solar Power Satellite Infrastructure Modeling Tool," "Wireless Power Transmission Conference(WPT'95), Oct. 16-19, 1995, Kobe University, Kobe, Japan.
- 29) 中須賀他, 1995 "大規模膜構造衛星(「ふるしき衛星」)の概念とダイナミクス," 第39回宇宙科学技術連合講演会, pp. 331-332.
- 30) 上條他, "デルタクリッパーの現状と将来性," 日本航空宇宙学会誌, pp. 401-412, 第44巻, 第510号, 1996年7月.
- 31) 長島, 中丸他, "大型イオンエンジンを搭載した小型衛星システム, -月ミッションを目標としたケース・スタディ-(その1)コンセプト," pp. 27-28, 第36回宇宙科学技術連合講演会講演集, 1992年12月.
- 32) 宇宙開発事業団, "月・火星探査段階の技術検討," 宇宙開発事業団技術報告, NASDA-TMR-950001, 1995年2月.
- 33) 北村, 長野他, "大型イオンエンジンを搭載した小型衛星システム, -月ミッションを目標としたケース・スタディ-(その3)イオンエンジン," pp. 31-32, 第36回宇宙科学技術連合講演会講演集, 1992年12月.
- 34) 栗木, "SFU(Space Flyer Unit)プロジェクト概要," pp. 67-76, 日本航空宇宙学会誌, Vol. 45, No. 517, 1997年2月.
- 35) 宇宙推進システム調査研究会, "宇宙輸送系における超高速推進システム調査に関する研究会報告書," pp. 5-10, 日本航空宇宙学会, 1996年3月.
- 36) 国立天文台編, "理科年表," 1997年, 丸善.
- 37) Nakamura, Y. "Transportation of Solar Power Satellite Structure and Equipment by Ion Propulsion," The 2nd German-Russian Conference on Electric Propulsion Engines and Their Technical Applications, 1993.
- 38) Takizawa, Y, et al., "The System Concept of the Moon Orbiting Satellite," 47th International Astronautical Congress, Oct. 7-11, 1996/Beijing, China, paper IAF-96-Q. 4. 03.
- 39) Asker, J. R. "NASA, Industry Hit Snags on X-33" Aviation Week & Space Technology, June 30, 1997.
- 40) Tanabe, T, et al., "Low-cost Integrated Infrastructure for Future Space Transportation Using OTV Network," 44th International Astronautical Congress, 1993, AIAA. 1. 1-93-642.
- 41) Sutton, G. P. "Rocket Propulsion Elements, An Introduction to the Engineering of Rockets," Sixth Edition, John Wiley & Sons, Inc.
- 42) Huzel, D. K., et al., 1971 "Design of Liquid Propellant Rocket," NASA SP-125.
- 43) Wilhite, A. W., et al., "Advanced Technologies for Rocket Single-Stage-to-Orbit Vehicles," Journal of Spacecraft, Vol. 28, No. 6, 1991, pp. 646-651.
- 44) NASA Press Release(owner-press-release@lists.hq.nasa.gov), "Lunar Prospector Finds Evidence of Ice at Moon's Poles," March 5, 1998.
- 45) 近藤次郎, "システム工学," 丸善出版社, 1970年発行.
- 46) 西川/長谷川編, "エネルギー変換工学," 理工学社.
- 47) 日本金属学会編, 1982 "金属便覧," 改訂4版.
- 48) 宮嶋等, "宇宙人工閉鎖系のシュミレーション," CELSS研究会, 平成5年度年次学術講演会講演集.
- 49) Brophy, J. R, 1992, "Stationary Plasma Thruster Evaluation in Russia," JPL Pub-

- lication 92-4.
- 50) 國中, 佐鳥, “マイクロ波放電式中和器の耐久試験,” pp. 133-136, 平成7年度宇宙輸送シンポジウム, 宇宙科学研究所, 1995年12月.
  - 51) 田原, 小河他, “電子サイクロトロン共鳴放電型プラズマ源を用いた宇宙プラズマ環境シミュレーション実験装置の開発,” pp. 152-155, 平成7年度宇宙輸送シンポジウム, 宇宙科学研究所, 1995年12月.
  - 52) 吉川等, “電気推進システム実現のための物理的諸現象の解明, (研究課題番号:07305041)” 平成7年度～平成8年度科学研究費補助金[基盤研究(A)(1)]研究成果報告書, 平成9年3月.
  - 53) Bober, A. S., et al., “State of Work on Electrical Thrusters in USSR,” AIDAA/AIAA/DGLR/JSASS 22nd International Electric Propulsion Conference, Oct. 14-17, 1991, Viareggio, Italy, IEPC-91-003.
  - 54) 宮崎等, “14cmキセノンイオンエンジンの推力測定試験,” pp. 123-126, 平成7年度宇宙輸送シンポジウム, 宇宙科学研究所, 1995年12月.
  - 55) 吉田等, “主推進機用イオンエンジン(BBM-1)の第一回特性試験,” pp. 127-130, 平成7年度宇宙輸送シンポジウム, 宇宙科学研究所, 1995年12月.
  - 56) Strehlow, R. A., 水谷訳 “基礎燃焼学,” 森北出版, 1973年10月, pp. 114-117.
  - 57) 日本宇宙フォーラム編, “月エネルギー利用技術についての研究会(月面活動におけるエネルギー蓄積用フライホイールの検討),” 平成7年度宇宙開発事業団委託業務成果報告書, 1996年2月.
  - 58) 鈴木/伊藤編著, 1992 “エネルギー貯蔵システム,” 「エネルギー貯蔵システムに関する調査研究」研究プロジェクト, エネルギー・資源学会.
  - 59) Crane, R. A., 1991 “Evaluation of In-Situ Thermal Energy Storage for Lunar Based Solar Dynamic Systems,” NASA CR-189054.
  - 60) Fabes, B. D., et al., “Processing and Properties of Lunar Ceramics,” AIAA Space Programs and Technology Conferences, March 24-27, 1992, paper 92-1668.
  - 61) Capps, S., et al., 1990 “Lunar Basalt Construction Materials,” pp. 123-132 in Engineering, Construction and Operations in Space: Proceeding of Space 90, American Society of Civil Engineers.
  - 62) Binder, A. B., et al., 1990 “Lunar Derived Construction Materials: Cast Basalt,” pp. 117-122 in Engineering, Construction and Operations in Space: Proceeding of Space 90, American Society of Civil Engineers, New York.
  - 63) Meek, T. T., et al., 1985 “Microwave Processing of Lunar Materials: Potential Applications,” pp. 479-486 in Lunar Bases and Space Activities of the 21st Century, Lunar and Planetary Institute, Houston.
  - 64) Tillotson, B., “Regolith Thermal Energy Storage for Lunar Nighttime Power,” AIAA/NASA/OAI Conference on Advanced SEI Technologies, September 4-6, 1991, Cleveland, OH, paper 91-3420.
  - 65) Sullivan, T. “Process Engineering Concerns in the Lunar Environment,” AIAA Space Programs and Technologies Conference, September 25-28, 1990, Huntsville, AL, paper 90-3753.
  - 66) Nagashima, R., “The Study of Lunar Organic Infrastructures for Propellant (LOX) Production,” 47th International Astronautical Congress, October 7-11, 1996, Beijing, China, IAF-96, Q. 4. 05.
  - 67) 日本機械学会編, 1975 “伝熱工学資料,” 改訂第3版.
  - 68) 藤原正純, 1990 “太陽エネルギー集熱システムの評価と高性能化に関する研究,” 電子技術総合研究所研究報告, 第919号.
  - 69) Williams, M. D., et al., 1990 “Diode Laser Satellite Systems for Beamed Power Transmission,” NASA Technical Paper 2992.
  - 70) 日本宇宙フォーラム編, “次期月探査の研究会/月要素技術の研究(小電力レーザー伝送システム),” 平成8年度宇宙開発事業団委託業務成果報告書, 1997年1月.

- 71) 成瀬省, “ガラス工学,” 共立出版.
- 72) 内山, “発電プラントのエネルギー収支分析,” 電力中央研究所報告 Y90015, 1991.
- 73) Wickman, J. H., 1993 “Liquid Oxygen/Metal Gelled Monopropellants,” NASA CR-187193.
- 74) Whittinghill, G. R., et al., “The Aquila Launch Service for Small Satellites,” AIAA/SAE/ASME/ASEE 28th Joint Propulsion Conference, June 6-8, 1992/Nashville, AIAA-92-3588.
- 75) Estey, P. N., et al., “Hybrid Rocket Motor Propellant Selection Alternatives,” AIAA/SAE/ASME/ASEE 28th Joint Propulsion Conference, June 6-8, 1992/Nashville, AIAA-92-3592.
- 76) Hirao, K., et al., “Combustion Reaction Characteristics in the Nitridation of Silicon,” ADVANCED CERAMIC MATERIALS, VOL. 2, NO. 4, 1987.
- 77) Brower, D., et al., “Conceptual Design of Hybrid Rocket Engine Utilizing Lunar-Derived Propellant,” AIAA/SAE/ASME/ASEE 26th Joint Propulsion Conferences, July 16-18, 1990, AIAA 90-2114.
- 78) 燃焼合成研究会編, “燃焼合成の化学—材料を創る新プロセス—,” ティー・アイ・シー出版, 平成4年.
- 79) Bunker, R. C., et al., “Hybrid Rocket Motor Nozzle Material Predictions and Results,” AIAA/SAE/ASME/ASEE 28th Joint Propulsion Conference, June 6-8, 1992 /Nashville, AIAA-92-3592.
- 80) Bryson, E. Jr., et al., “Applied Optimal Control -Optimization, Estimation and Control-,” HEMISPHERE PUBLISHING CORPORATION, Washinton, 1975.
- 81) 日本表面科学会編, 1991 “表面科学の基礎と応用-日本表面科学会設立10周年記念-,” フジ・テクノシステム発売, pp. 972-977.
- 82) 沢木司 “真空蒸着,” 真空技術講座10、日刊工業新聞社.
- 83) 日本学術振興会薄膜第131委員会編, 1983 “薄膜ハンドブック” オーム社, pp. 49-170, 327-355.
- 84) 南和夫他、1989 “土質・基礎工学,” 建設構造学6、鹿島出版会発行.
- 85) Lin, T. D., 1985 “Concrete for Lunar Base Construction,” pp. 381-390 in Lunar Bases and Space Activities of the 21st Century, Lunar and Planetary Institute, Houston.
- 86) Young, J. F., 1985 “Concrete and Other Cement-Based Composites for Lunar Base Construction,” pp. 391-397 in Lunar Bases and Space Activities of the 21st Century, Lunar and Planetary Institute, Houston.
- 87) Ishikawa, N., et al., 1988 “The Possibility of Concrete Production on the Moon,” pp. 489-491 in The Second Conference Lunar Bases and Space Activities of the 21st Century, Lunar and Planetary Institute, Houston.
- 88) Matsumoto, S., et al., 1988 “Concrete Structure Construction on the Moon,” pp. 493-496 in The Second Conference Lunar Bases and Space Activities of the 21st Century, Lunar and Planetary Institute, Houston.
- 89) Allen, C. C., et al., 1994 “Sintering Bricks on the Moon,” pp. 1220-1229 in Engineering, Construction and Operations in Space: Proceeding of Space 94, American Society of Civil Engineers, New York.
- 90) Rowley, J. C., et al., 1985 “In-situ Rock Melting Applied to Lunar Base Construction and for Exploration Drilling and Coring on the Moon,” pp. 465-478 in Lunar Bases and Space Activities of the 21st Century, Lunar and Planetary Institute, Houston.
- 91) Clifton, E. W., 1990 “A Fused Regolith Structure” Engineering, Construction and Operations in Space: Proceeding of Space 90, American Society of Civil Engineers, New York.
- 92) Alred, J., et al., 1989 “Lunar Outpost,” NASA Johnson Space Center; JSC-23613.
- 93) Dalton, C., et al., 1972 “Design of a lunar colony,” Report prepared by the Uni-

- versity of Houston, NASA/Manned Space flight Center & Rice University under NASA grant NGT 44-005-114.
- 94) Crockett, R. S., et al., 1994 "Construction of Large Lunar Structures by Fusion Welding of Sintered Regolith," pp. 1117-1127 in Engineering, Construction and Operations in Space: Proceeding of Space 94, American Society of Civil Engineers.
  - 95) Heiken, G., et al., 1991 "Lunar Sourcebook ; A User's Guide to the Moon," Cambridge University Press.
  - 96) 日本機械学会編, 1968 "機械工学便覧", pp. 5-127~5-130.
  - 97) 大中逸雄, 1985 "コンピュータ伝熱・凝固解析入門-鋳造プロセスへの応用-", 丸善.
  - 98) 日本熱測定学会編, "熱力学データベース (MALT2) プログラム," 科学技術社.
  - 99) 宮本欽生, 1990 "加圧燃焼焼結法-スーパーファインセラミックス制御技術ハンドブック-", サイエンスフォーラム.
  - 100) 足立, 1967 "テルミット加熱剤によるろう付け," 溶接界, 第19巻, 第11号.
  - 101) 日本真空技術(株)編, 1992 "真空ハンドブック," オーム社.
  - 102) 久留島秀三郎, 1939 "鉄鋼の大量採掘に対する液体酸素の利用," 工業火薬協会誌, 第2冊, pp. 44-47.
  - 103) 堂山・山本編, 1986 "材料テクノロジー[第13巻]セラミック材料," 東京大学出版会.
  - 104) 日本宇宙フォーラム編, "月エネルギー利用技術についての研究(ガラスの海)," 平成6年度宇宙開発事業団委託業務成果報告書, 1995年3月.
  - 105) 日本宇宙フォーラム編, "月エネルギー利用技術についての研究(ガラスの海)," 平成7年度宇宙開発事業団委託業務成果報告書, 1996年2月.
  - 106) Nagashima, R., et al., 1995 "Glass Ocean-Lunar Power Station," Second Wireless Power Transmission Conference(WPT'95), Kobe University.
  - 107) 航空宇宙技術振興財団編, "宇宙有人活動のための宇宙エネルギー技術に関する調査・検討," 平成8年度航空宇宙技術研究所委託業務成果報告書, 平成9年3月.
  - 108) Langaeth, M. G., Jr., et al., 1973 "Heat Flow Experiment," Apollo 17 Preliminary Science Report NASA SP-330, Chapt. 9.
  - 109) Richter, S. W., 1993 "Experimental Determination of Lunar Regolith for Thermal Energy Storage," NASA CR-191050.
  - 110) Robie, R. A., et al., 1970 "Specific Heats of Lunar Surface Materials from 90 to 350K," Proceedings of the Apollo 11 Lunar Science Conference, Vol. 3, pp. 2361-2367.
  - 111) Colozza, A. J., 1991 "Analysis of Lunar Regolith Thermal Energy Storage," NASA CR-189073.
  - 112) Yoder, H. S., 1976 "Generation of Basaltic Magma," National Academy of Sciences, Washington, D. C., pp. 71-72.
  - 113) Crane, R. A. and Dustin, M. O., 1991 "Solar Dynamic Power/Process Heat Generation for the Proposed Lunar Oxygen Production Plant," NASA Lewis Internal Report.
  - 114) Murase, T. and McBirney, A. R., 1970 "Thermal Conductivity of Lunar and Terrestrial Igneous Rocks in their Melting Range," Science, Vol. 170, pp. 165-167.
  - 115) 高橋秀俊 "電磁気学-物理学選書3-", 裳華房.
  - 116) Komurasaki, K. and Arakawa, Y., 1995 "Two-Dimensional Numerical Model of Plasma Flow in a Hall Thruster," Journal of Propulsion and Power, Vol. 11, Number 6, pp. 1317-1323.
  - 117) Nasser, E., "Fundamentals of Gaseous Ionization and Plasma Electronics," WILEY SERIES IN PLASMA PHYSICS, WILEY-INTERSCIENCE, a Division of John Wiley & sons, INC.

付録:A 既成概念的SPS構築方法の物資収支バランス計算

A-1 ベースライン I

A-1.1 計算に使用する常数と変数、仮定

A-1.1.1 SSTO輸送関連

- $M_{TPL}$  : SSTOのペイロードとなるES→LEOへの総輸送質量;kg
- $M_{SPS}$  : SPS構成機材;  $15,450 \times 10^3$  [kg]<sup>28)</sup> (3.2.1項参照)
- $M_{SPS(Ar)}$  : SPS構築(LEO→GEO)用電気推進(イオン・エンジン)OTV用の往復燃料(Ar);  
kg/サイクル/機
- $M_{SPS(IE)}$  : SPS構築用電気推進OTV機体質量;kg/機
- $M_{LOX(Ar)}$  : 月製LOX運搬(LL0→LEO)用電気推進(イオン・エンジン)OTVの往復燃料(Ar);  
kg/サイクル/機
- $M_{LOX(IE)}$  : 月製LOX運搬用電気推進OTV機体質量;kg/機
- $N_{I(IE)}$  : 月製LOX運搬用電気推進OTV機数;2[機]と仮定。A-1.2.3.3項参照
- $N_{II(IE)}$  : 月製LOX運搬用電気推進OTV1機当たりの往復回数;5[サイクル/機]と仮定。  
(A-1.2.3.3項参照)
- $M_{LOX(LH)}$  : 月製LOX運搬(LS→LL0)用化学推進(LOX/LH<sub>2</sub>)ロケットの往復燃料(LH<sub>2</sub>);  
kg/サイクル/機
- $M_{LOX(LE)}$  : 月製LOX運搬用化学推進ロケット機体質量;  $85 \times 10^3$  [kg/機]と仮定。  
(A-1.2.4.3項参照)
- $N_{I(LE)}$  : 月製LOX運搬用化学推進ロケット機数;2[機]と仮定。A-1.2.4.3項参照
- $N_{II(LE)}$  : 月製LOX運搬用化学推進ロケット1機当たりの往復回数;サイクル/機
- $5_{[年間/機]} / 10_{[年間/機]}$  : OTVの再使用(作動)寿命(10[年間])に対する実作動(SPS構築期間:5[年間])  
の比率。多数のSPSが連続して構築されることを前提とし、平均的な使用を考慮。
- $N_{II(LE)} / 100_{[サイクル]}$  : ロケットの再使用(作動)寿命に対する実作動の比率。
- $E_{SPS(IE)}$  : SPS構築用電気推進OTVの部品交換率;10[wt%/年]3.2.2.2項参照
- $E_{LOX(IE)}$  : 月製LOX運搬用電気推進OTVの部品交換率;10[wt%/年]3.2.2.2項参照
- $E_{LOX(LE)}$  : 月製LOX運搬用化学推進ロケットの部品交換率;1[wt%/サイクル]3.2.2.2項参照

A-1.1.2 SPS構築用電気推進OTV関連

- $\Delta V_{SPS(IE)}$  : LEO→GEO(GEO→LEO)への速度増分;  $4,710$  [m/s]<sup>28)</sup>
- $I_{SP(SPS/IE)}$  : イオン・エンジン比推力;  $5,000$  [SEC]と仮定<sup>13) 28)</sup>
- $g$  : 重力加速度;  $9.8$  [m/s<sup>2</sup>]
- $M_{SPS(GE-LE/Ar)}$  : GEO→LEOまでに必要な燃料質量;kg/サイクル/機
- $M_{SPS(LE-GE/Ar)}$  : LEO→GEOまでに必要な燃料質量;kg/サイクル/機
- $T_{IE}$  : 往復(LEO⇄GEO)時間;  $3.1536 \times 10^7$  秒(1[年間])A-1.2.2.3項参照
- $T_{SPS(LE-GE/IE)}$  : LEO→GEOまでの飛行時間;秒
- $T_{SPS(GE-LE/IE)}$  : GEO→LEOまでの飛行時間;秒



- $T_{SPS(REF/IE)}$  :LEO/GEOでの再整備作業時間;  $5.256 \times 10^6$  秒 (2[ヶ月間])<sup>28)</sup>  
 [内訳]  
 ・LEO上のOTV再整備(refurbishment)とSPS組立等・・・約1[ヶ月間]  
 ・GEO上のOTV再整備とSPS降ろし作業等・・・約1[ヶ月間]
- $P_{SPS(IE)}$  :太陽電池パドルの出力;W
- $K_{IE}$  :比質量, 要求電力1W当たりの電気推進システム質量;  $2 \times 10^{-2}$  [kg/W] [含:  
 ペイロード(LOX)運搬容器など]と仮定。なお、文献[13]と28), 37)]では、  
 その内訳を次のように設定している。  
 ・専用太陽電池;  $1 \times 10^{-2}$  [kg/W]  
 ・推進システム;  $0.2 \times 10^{-2}$  [kg/W]  
 ・電源系 ;  $0.5 \times 10^{-2}$  [kg/W]  
 ・その他 ;  $0.3 \times 10^{-2}$  [kg/W]
- $F_{SPS(IE)}$  :推力;N
- $\eta_{IE}$  :スラスタ効率(含:電源効率), 一定と仮定し  $0.8^{13)}$   
 このスラスタ効率は、一般に比推力の関数であり、比推力が増大するほど高くなる傾向を示すが、第一次近似的には一定と設定できる。

### A-1.1.3 月製LOX運搬用電気推進OTV関連

- $\Delta V_{LOX(IE)}$  :LL0→LE0(LE0→LL0)の速度増分; 約7,400[m/s]<sup>1)</sup>と仮定。
- $I_{SP(LOX/IE)}$  :イオン・エンジンの比推力; 5,000[SEC]と仮定<sup>13) 28)</sup>
- $M_{PL(LOX/IE)}$  :LL0→LE0へのペイロード(月製LOX); kg/サイクル/機
- $M_{LOX(LL→LE/Ar)}$  :LL0→LE0までに必要な燃料質量(Ar); kg/サイクル/機
- $M_{LOX(LE→LL/Ar)}$  :LE0→LL0までに必要な燃料質量(Ar); kg/サイクル/機
- $N_{IE}$  :OTVの総往復回数; 10[サイクル]と仮定。A-1.2.3.3項参照
- $T_{LOX(LL→LE/IE)}$  :LL0→LE0までの飛行時間; 秒
- $T_{LOX(LE→LL/IE)}$  :LE0→LL0までの飛行時間; 秒
- $T_{LOX(REF/IE)}$  :LEO/LL0での再整備作業時間;  $5.256 \times 10^6$  秒 (2[ヶ月間])<sup>28)</sup>  
 $T_{SPS(REF/IE)}$  [LEO/GEOでのSPS運搬用OTV作業時間]と同一であると仮定する。  
 [内訳]  
 ・LEO上のOTV再整備(refurbishment)とペイロード搭載等  
 ・・・・約1[ヶ月間]  
 ・LL0上のOTV再整備とペイロード降ろし作業等  
 ・・・・約1[ヶ月間]
- $P_{LOX(IE)}$  :太陽電池パドルの出力;W
- $F_{LOX(IE)}$  :推力;N
- $\beta$  :SST0の帰還用酸化剤質量と元来のペイロード能力(10ton<sup>18)</sup>と固定)との

比率。両者は等しいと仮定して、1とする。

#### A-1.1.4 月製LOX運搬用化学推進(LOX/LH<sub>2</sub>)ロケット関連

|                 |  |
|-----------------|--|
| $\Delta V_{LE}$ | :LS→LL0(LL0→LS)の速度増分;1,990[m/s]と仮定 <sup>1)</sup>                           |
| $I_{SP(LE)}$    | :LOX/LH <sub>2</sub> ロケットの比推力;460[SEC]と仮定 <sup>1)</sup><br>この比推力は、混合比:6に連動 |
| $M_{PL(LE)}$    | :ペイロード(月製LOX);kg/サイクル/機  |
| $M_O(LS→LL/LE)$ | :LS→LL0までに必要な酸化剤質量;kg/サイクル/機   |
| $M_O(LL→LS/LE)$ | :LL0→LSまでに必要な酸化剤質量;kg/サイクル/機   |
| $M_F(LS→LL/LE)$ | :LS→LL0までに必要な燃料質量;kg/サイクル/機  |
| $M_F(LL→LS/LE)$ | :LL0→LSまでに必要な燃料質量;kg/サイクル/機  |
| $MR$            | :LOX/LH <sub>2</sub> エンジンの混合比;6と仮定 <sup>1)</sup>                           |
| $M_P(LE)$       | :往復に消費する全推進薬量;kg/サイクル/機  |
| $\eta_S(LE)$    | :構造効率;0.85[含:ペイロード(LOX)運搬容器等]と仮定 <sup>1)</sup>                             |

#### A-1.2 物資移動量の計算法

本計算法は、連続的にSPSが構築される定常構築状態を想定し、1[GW]級SPSが1機完成するまでの時間経過的な要素を含まない総合的かつ平均的な物資移動の収支バランスを基本とする。

##### A-1.2.1 SSTOの総輸送質量

1GW級SPSを構築するために、SSTOのペイロードとなるES→LEOへの総輸送質量: $M_{TPL}$ [kg]は、(A-1)式のアイテムで構成されていると仮定する。

$$\begin{aligned}
 M_{TPL} = & M_{SPS} + 2_{機} \times 5_{[サイクル]} \times M_{SPS(Ar)} \\
 & + 2_{機} \times (5_{[年間/機]} / 10_{[年間/機]}) \cdot M_{SPS(IE)} \\
 & + 2_{機} \times (\varepsilon_{SPS(IE)} \times 5_{[年間]}) \cdot M_{SPS(IE)} \\
 & + N_{I(IE)} \cdot N_{II(IE)} \cdot M_{LOX(Ar)} \\
 & + N_{I(IE)} \cdot (5_{[年間/機]} / 10_{[年間/機]}) \cdot M_{LOX(IE)} \\
 & + N_{I(IE)} \cdot (\varepsilon_{LOX(IE)} \times 5_{[年間]}) \cdot M_{LOX(IE)} \\
 & + N_{I(LE)} \cdot N_{II(LE)} \cdot M_{LOX(LH)} \\
 & + N_{I(LE)} \cdot (N_{II(LE)} / 100_{[サイクル]}) \cdot M_{LOX(LE)} \\
 & + N_{I(LE)} \cdot (\varepsilon_{LOX(LE)} \cdot N_{II(LE)}) \cdot M_{LOX(LE)}
 \end{aligned} \tag{A-1}$$

##### A-1.2.2 SPS運搬用電気推進OTV

###### A-1.2.2.1 LEO→GEOにおける関係

LEO→GEOにSPS構成機材を10[サイクル]で運搬するとき、電気推進OTVには、(A-2)式の関係が成り立つ。

$$\Delta V_{SPS(IE)} = I_{SP(SPS/IE)} \cdot g \times \ln \frac{M_{SPS/10} + M_{SPS(IE)} + M_{SPS(GE \rightarrow LE/Ar)} + M_{SPS(LE \rightarrow GE/Ar)}}{M_{SPS/10} + M_{SPS(IE)} + M_{SPS(GE \rightarrow LE/Ar)}} \quad (A-2)$$

#### A-1.2.2.2 GEO→LEOにおける関係

GEO→LEOにOTVが帰還するときは、(A-3)式の関係が成り立つ。

$$\Delta V_{SPS(IE)} = I_{SP(SPS/IE)} \cdot g \cdot \ln \frac{M_{SPS(IE)} + M_{SPS(GE \rightarrow LE/Ar)}}{M_{SPS(IE)}} \quad (A-3)$$

#### A-1.2.2.3 往復(LEO⇄GEO)における関係

往復における燃料には、(A-4)式の関係がある。

$$M_{SPS(Ar)} = M_{SPS(GE \rightarrow LE/Ar)} + M_{SPS(LE \rightarrow GE/Ar)} \quad (A-4)$$

また、OTV1機当たり5[年間]に5[サイクル]するため、往復時間： $T_{IE}$ は、 $3.1536 \times 10^7$ 秒(1[年間])となり、(A-5)式の関係が成り立つ。

$$T_{IE} = T_{SPS(LE \rightarrow GE/IE)} + T_{SPS(GE \rightarrow LE/IE)} + T_{SPS(REF/IE)} \quad (A-5)$$

$M_{SPS(IE)}$ と太陽電池パドルの出力： $P_{SPS(IE)}$  [W]とは、(A-6)式に示す比例関係があると仮定する。<sup>13) 28)</sup>

$$M_{SPS(IE)} = K_{IE} \cdot P_{SPS(IE)} \quad (A-6)$$

この $P_{SPS(IE)}$ は、イオン・エンジンの特性<sup>33) 35)</sup>から(A-7)式と(A-8)式、(A-9)式のように表せられる。

$$P_{SPS(IE)} = 1/2 \cdot I_{SP(SPS/IE)} \cdot g \cdot F_{SPS(IE)} / \eta_{IE} \quad (A-7)$$

$$I_{SP(SPS/IE)} = F_{SPS(IE)} \cdot T_{SPS(LE \rightarrow GE/IE)} / [M_{SPS(LE \rightarrow GE/Ar)} \cdot g] \quad (A-8)$$

$$I_{SP(SPS/IE)} = F_{SPS(IE)} \cdot T_{SPS(GE \rightarrow LE/IE)} / [M_{SPS(GE \rightarrow LE/Ar)} \cdot g] \quad (A-9)$$

#### A-1.2.3 月製LOX運搬用電気推進OTV

##### A-1.2.3.1 LLO→LEOにおける関係

LLO→LEOへの月製LOX運搬用電気推進OTVの飛行は、ペイロード(月製LOX)を搭載しているため、OTVの全体規模を第一義的に決定する。このときの速度増分： $\Delta V_{LOX(IE)}$ を約7,400[m/s]<sup>1)</sup>とすると、(A-10)式の関係が成り立つ。

$$V_{LOX(IE)} = I_{SP(LOX/IE)} \cdot g \cdot \ln \frac{M_{PL(LOX/IE)} + M_{LOX(IE)} + M_{LOX(LL \rightarrow LE/Ar)}}{M_{PL(LOX/IE)} + M_{LOX(IE)}} \quad (A-10)$$

### A-1. 2. 3. 2 LEO→LL0における関係

LEO→LL0の飛行では、(A-11)式で表せられるLL0→LEO用燃料： $M_{LOX(LL→LE/Ar)}$ とLL0⇄LS用燃料(LH<sub>2</sub>)、月製LOX運搬用LOX/LH<sub>2</sub>ロケット(含:交換部品)の合計が、一種のペイロード： $M_{PL(LE→LL/IE)}$  [kg/サイクル/機]となり、(A-12)式の関係が成り立つ。

$$M_{PL(LE→LL/IE)} = M_{LOX(LL→LE/Ar)} + \frac{N_{I(LE)} \cdot N_{II(LE)} \cdot M_{LOX(LH)}}{N_{I(IE)} \cdot N_{II(IE)}} + \frac{N_{I(LE)} \cdot [N_{II(LE)}/100 \text{サイクル} + \varepsilon_{LOX(LE)} \cdot N_{II(LE)}] \cdot M_{LOX(LE)}}{N_{I(IE)} \cdot N_{II(IE)}} \quad (A-11)$$

$$\Delta V_{LOX(IE)} = I_{SP(LOX/IE)} \cdot g \cdot \ln \frac{M_{PL(LE→LL/IE)} + M_{LOX(IE)} + M_{LOX(LE→LL/Ar)}}{M_{IE(GO)} + M_{LOX(IE)}} \quad (A-12)$$

### A-1. 2. 3. 3 往復(LL0⇄LEO)における関係

一往復当たりのOTV用燃料(Ar)： $M_{LOX(Ar)}$  [kg/サイクル/機]は、(A-13)式のようになる。

$$M_{LOX(Ar)} = M_{LOX(LL→LE/Ar)} + M_{LOX(LE→LL/Ar)} \quad (A-13)$$

このOTVの総往復回数： $N_{IE}$  [サイクル]は、(A-14)式の関係になるが、3. 2. 1項で仮定したSPS構築用電気推進OTVの運用と同様に、 $N_{I(IE)}$ を2[機]に、また $N_{II(IE)}$ は5[サイクル/機]とし、 $N_{IE}$ を10[サイクル]と仮定する。

コスト・モデルにおいては、宇宙機の製作/輸送コストは、宇宙機質量の1乗以下に比例<sup>18)</sup>するのが一般であるため、機数・回数を減らし、大型OTV化する方が得策である。しかし、本論文では、冗長性を考慮して最低2[機]は必要とし、約6ヶ月間隔でGEOへ向かうSPS構築用OTVの関連作業とLEO上で極力干渉せず全体作業の平滑化を図るために、図A-1のように約6ヶ月間隔で月製LOX運搬用OTVを作動させることとする。即ち、LEO上では3ヶ月間隔でOTVがGEOあるいはLL0へ出発(から到着)することになる。

$$N_{IE} = N_{I(IE)} \cdot N_{II(IE)} \quad (A-14)$$

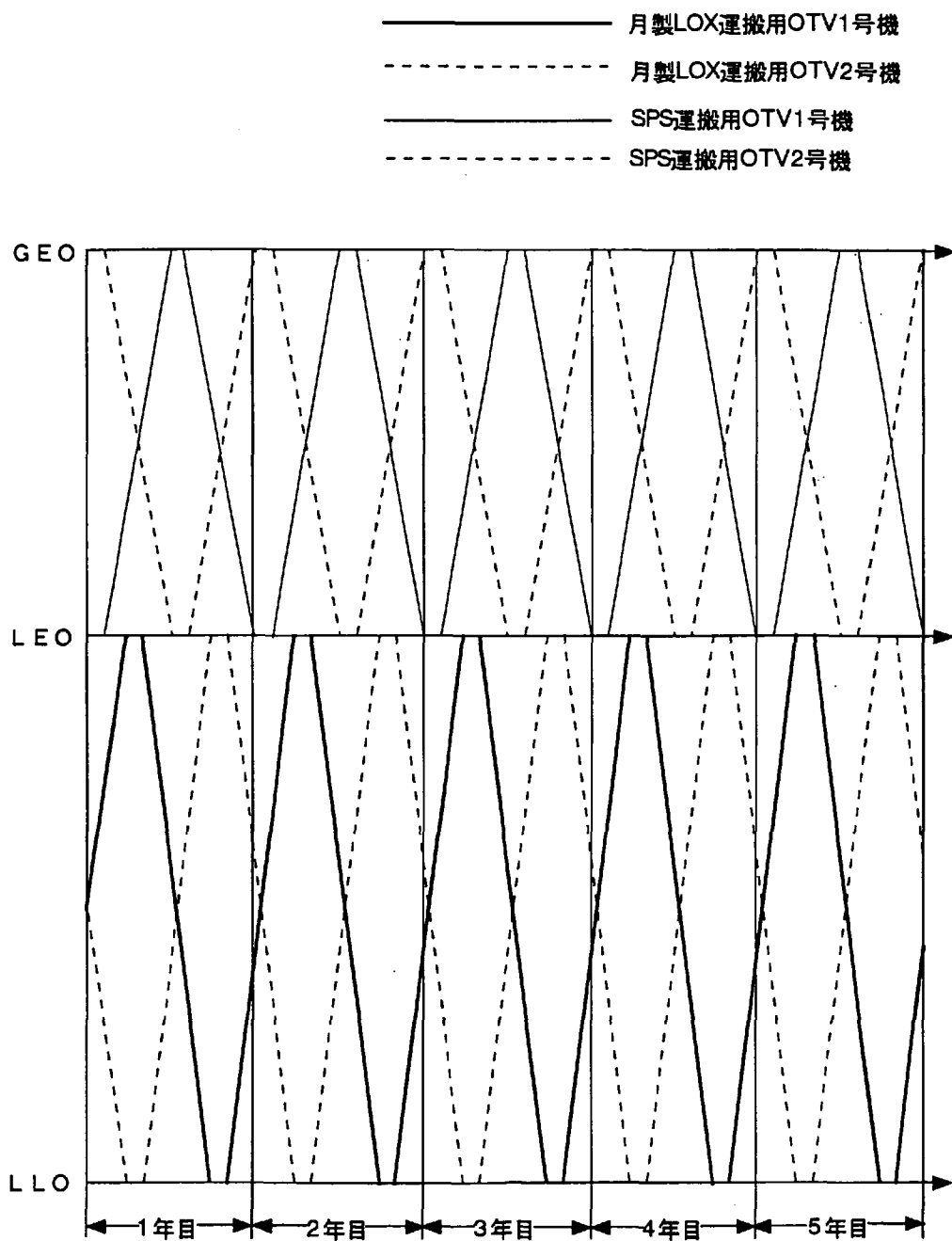
このため、往復(LL0⇄LEO)時間は、SPS運搬用OTVの場合の時間： $T_{IE}$  [ $3.1536 \times 10^7$ 秒(1[年])]と同一になり、(A-15)式の関係が成り立つ。

$$T_{IE} = T_{LOX(LL→LE/IE)} + T_{LOX(LE→LL/IE)} + T_{LOX(REF/IE)} \quad (A-15)$$

また、 $M_{LOX(IE)}$ と太陽電池パドルの出力： $P_{LOX(IE)}$  [W]との関係は、上記の(A-6)式～(A-9)式と同一であると仮定<sup>13) 28)</sup>すると、(A-16)式～(A-19)式のようになる。

$$M_{LOX(IE)} = K_{IE} \cdot P_{LOX(IE)} \quad (A-16)$$

$$P_{LOX(IE)} = 1/2 \cdot I_{SP(LOX/IE)} \cdot g \cdot F_{LOX(IE)} / \eta_{IE} \quad (A-17)$$



図A-1 電気推進OTVのダイヤグラム例

(注) 往復の時間差、例えばLEO→GEO、  
GEO→LEOの時間差は明記していない

$$I_{SP(LOX/IE)} = F_{LOX(IE)} \cdot T_{LOX(LL-LE/IE)} / [M_{LOX(LL-LE/Ar)} \cdot g] \quad (A-18)$$

$$I_{SP(LOX/IE)} = F_{LOX(IE)} \cdot T_{LOX(LE-LL/IE)} / [M_{LOX(LE-LL/Ar)} \cdot g] \quad (A-19)$$

このOTVがLL0→LE0へ輸送する総ペイロード(月製LOX)量: $N_{IE} \cdot M_{PL(LOX/IE)}$ と、SSTOがES→LE0へ運搬する総ペイロード量: $M_{TPL}$ の間には、(A-20)式の関係が成立する。

$$\beta \cdot M_{TPL} = N_{IE} \cdot M_{PL(LOX/IE)} \quad (A-20)$$

#### A-1.2.4 月製LOX運搬用化学推進(LOX/LH<sub>2</sub>)ロケット

##### A-1.2.4.1 LS→LL0における関係

LS→LL0の飛行に対しては、次の(A-21)式の関係が成り立つ。

$$\Delta V_{LE} = I_{SP(LE)} \cdot g \times \ln \frac{M_{PL(LE)} + M_{LOX(LE)} + M_{O(LS-LL/LE)} + M_{O(LL-LS/LE)} + M_{F(LS-LL/LE)}}{M_{PL(LE)} + M_{LOX(LE)} + M_{O(LL-LS/LE)}} \quad (A-21)$$

##### A-1.2.4.2 LL0→LSにおける関係

LL0→LSの速度増分は、LS→LL0の増分: $\Delta V_{LE}$ と等しいと仮定<sup>1)</sup>でき、(A-22)式の関係が成り立つ。

$$\Delta V_{LE} = I_{SP(LE)} \cdot g \times \ln \frac{M_{LOX(LE)} + M_{O(LL-LS/LE)} + M_{F(LL-LS/LE)} + M_{F(LS-LL/LE)}}{M_{LOX(LE)} + M_{F(LS-LL/LE)}} \quad (A-22)$$

##### A-1.2.4.3 往復における関係

ESから輸送する燃料(LH<sub>2</sub>)に対しては、(A-23)式の関係が成立する。

$$M_{LOX(LH)} = M_{F(LS-LL/LE)} + M_{F(LL-LS/LE)} \quad (A-23)$$

またLOX/LH<sub>2</sub>エンジンの混合比;MRは、(A-24)式の関係が成立し、6と仮定<sup>1)</sup>する。

$$MR = M_{O(LL-LS/LE)} / M_{F(LL-LS/LE)} = M_{O(LS-LL/LE)} / M_{F(LS-LL/LE)} \quad (A-24)$$

往復に消費する全推進薬: $M_{P(LE)}$  [kg/サイクル/機]を(A-25)式のように定義すると、構造効率: $\eta_{S(LE)}$ は、(A-26)式のように表されるが、この値を0.85[含:ペイロード(LOX)運搬容器等]と仮定<sup>1)</sup>する。この効率は、SSTOが大推力エンジンを装備し耐熱パネルも装着していながら構造効率は約0.9であることから観て、更に高くすることが可能であるが、本項では安全側に従来から良く用いられるLOX/LH<sub>2</sub>OTVの構造効率を流用した。

$$M_{P(LE)} = M_{O(LL-LS/LE)} + M_{F(LL-LS/LE)} + M_{O(LS-LL/LE)} + M_{F(LS-LL/LE)} \quad (A-25)$$

$$\eta_{S(LE)} = \frac{M_{P(LE)}}{M_{LOX(LE)} + M_{P(LE)}} \quad (A-26)$$

コスト・モデルからは、宇宙機の製作/輸送コストは、機数・回数を減らし、大型ロケット化する方が得策である。本論文では、電気推進OTVと同様に、冗長性を考慮して最低2[機] ( $=N_{I(LE)}$ )は必要であると仮定する。一方、1機当たりの規模については、SSTO以上の規模にすることは運用基盤が弱いLS上では困難であると予測されるため、SSTO規模を限界とする。即ち、機体(構造)質量: $M_{LOX(LE)}$ を10[ton]級SSTOと同一の $85 \times 10^3$ [kg/機] (3.3項参照)と設定する。

本ロケットが、LS→LLOへ運搬する総ペイロード(月製LOX)量: $N_{I(LE)} \cdot N_{II(LE)} \cdot M_{PL(LE)}$ と、SSTOがES→LEOへ運搬する総ペイロード量: $M_{TPL}$ の間には、(A-27)式の関係が成立する。

$$\beta \cdot M_{TPL} = N_{I(LE)} \cdot N_{II(LE)} \cdot M_{PL(LE)} \quad (A-27)$$

### A-1.3 ベースライン I の計算結果

上記の仮定条件と計算法に基づいた計算結果を表A-1に示す。

## A-2 パラメータ改善後の計算

### A-2.1 改善後の物資収支バランス結果

構造効率: $\eta_{S(LE)}$ を0.85→0.9に変更し、電気推進OTV往復時間: $T_{IE}$ を1[年]と1.5[年]、2[年]とした3ケースに対して、化学推進ロケットの混合比:MRと電気推進OTVの比推力: $I_{SP(LOX/IE)}$  &  $I_{SP(SPS/IE)}$ の最適化を行った結果を表A-2に示す。

### A-2.2 コスト見積もり

上記の物資収支バランスの最適解に対してコスト(除:LOX製造関連コスト)を見積った詳細な計算結果を表A-3に示す。ただし、この表には、 $T_{IE}=1$ [年]のケースは除外してある。これは、SSTOの総輸送量: $M_{TPL}$ は35,610[ton]に、総打上回数: $N_{SSTO}$ が1,781[サイクル]になるが、この $N_{SSTO}$ は、古典的SPS構築方法による総打上回数:1,784[サイクル] [3.3項参照]とほぼ同一であるため、この段階で既にメリットがないことが明らかである。

表A-1 ベースライン I の物質収支バランス計算結果

| 記号                          | 単位         | 数値     |
|-----------------------------|------------|--------|
| (1) SSTOの輸送関連               |            |        |
| MTPL                        | ton        | 40,210 |
| MSPS                        | ton        | 15,450 |
| (2) SPS構築用電気推進<br>OTV関連     |            |        |
| ISP(SPS/IE)                 | SEC        | 5,000  |
| MSPS(Ar)                    | ton/サイクル/機 | 206    |
| MSPS(IE)                    | ton/サイクル/機 | 235    |
| MSPS(GE→LE/Ar)              | ton/サイクル/機 | 24     |
| MSPS(LE→GE/Ar)              | ton/サイクル/機 | 182    |
| TSPS(LE→GE/IE)              | day        | 269    |
| TSPS(GE→LE/IE)              | day        | 35     |
| PSPS(IE)                    | MW         | 11.74  |
| FSPS(IE)                    | N          | 383    |
| (3) 月製LOX運搬用<br>電気推進OTV関連   |            |        |
| ISP(LOX/IE)                 | SEC        | 5,000  |
| MPL(LOX/IE)                 | ton/サイクル/機 | 4,021  |
| MLOX(Ar)                    | ton/サイクル/機 | 1,410  |
| MLOX(IE)                    | ton/サイクル/機 | 1,610  |
| MLOX(LL→LE/Ar)              | ton/サイクル/機 | 920    |
| MLOX(LE→LL/Ar)              | ton/サイクル/機 | 490    |
| TLOX(LL→LE/IE)              | day        | 198    |
| TLOX(LE→LL/IE)              | day        | 106    |
| PLOX(IE)                    | MW         | 80.4   |
| FLOX(IE)                    | N          | 2,625  |
| (4) 化学推進(LOX/LH2)<br>ロケット関連 |            |        |
| ISP(LE)                     | SEC        | 460    |
| MR                          | —          | 6      |
| MPL(LE)                     | ton/サイクル/機 | 573    |
| MLOX(LH)                    | ton/サイクル/機 | 68.8   |
| MLOX(LE)                    | ton/サイクル/機 | 85     |
| NI(LE)                      | ton/サイクル/機 | 35.1   |
| MP(LE)                      | ton/サイクル/機 | 482    |
| MO(LS→LL/LE)                | ton/サイクル/機 | 345    |
| MO(LL→LS/LE)                | ton/サイクル/機 | 68     |
| MF(LS→LL/LE)                | ton/サイクル/機 | 57.5   |
| MF(LL→LS/LE)                | ton/サイクル/機 | 11.3   |
| ηS(LE)                      | —          | 0.85   |



表A-2 改善後の物質収支バランス計算結果

| 記号                       | 単位         | TIE:1年間 | 1.5年間   | 2年間    |
|--------------------------|------------|---------|---------|--------|
| (1)SSTOの輸送関連             |            |         |         |        |
| MTPL                     | ton        | 351,610 | 280,770 | 25,930 |
| MSPS                     | ton        | 15,450  | 15,450  | 15,450 |
| (2)SPS構築電気推進<br>OTV関連    |            |         |         |        |
| ISP(SPS/IE)              | SEC        | 6,000   | 7,500   | 8,500  |
| MSPS(Ar)                 | ton/サイクル/機 | 180     | 131     | 110    |
| MSPS(IE)                 | ton/機      | 297     | 210     | 164    |
| MSPS(GE→LE/Ar)           | ton/サイクル/機 | 25      | 14      | 10     |
| MSPS(LE→GE/Ar)           | ton/サイクル/機 | 156     | 117     | 100    |
| TSPS(LE→GE/IE)           | day        | 262     | 435     | 611    |
| TSPS(GE→LE/IE)           | day        | 42      | 52      | 58     |
| PSPS(IE)                 | MW         | 14.8    | 10.5    | 8.22   |
| FSPS(IE)                 | N          | 404     | 229     | 158    |
| (3)月製LOX運搬用電気推進<br>OTV関連 |            |         |         |        |
| ISP(LOX/IE)              | SEC        | 6,000   | 7,500   | 8,500  |
| MPL(LOX/IE)              | ton/サイクル/機 | 3,561   | 2,807   | 2,593  |
| MLOX(Ar)                 | ton/サイクル/機 | 1,100   | 552     | 401    |
| MLOX(IE)                 | ton/機      | 1,810   | 886     | 601    |
| MLOX(LL→LE/Ar)           | ton/サイクル/機 | 720     | 391     | 297    |

|  |            |       |      |       |
|--|------------|-------|------|-------|
| MLOX(LE→LL/Ar)                           | ton/サイクル/機 | 380   | 161  | 104   |
| TLOX(LL→LE/IE)                           | day        | 199   | 345  | 496   |
| TLOX(LE→LL/IE)                           | day        | 105   | 142  | 173   |
| PLOX(IE)                                 | MW         | 90.48 | 44.3 | 30.06 |
| FLOX(IE)                                 | N          | 2,462 | 965  | 577   |
| (4) 化学推進(LOX/LH <sub>2</sub> )<br>ロケット関連 |            |       |      |       |
| ISP(LE)                                  | SEC        | 445   | 445  | 445   |
| MR                                       | —          | 8     | 8    | 8     |
| MPL(LE)                                  | ton/サイクル/機 | 995   | 995  | 995   |
| MLOX(LH)                                 | ton/サイクル/機 | 85    | 85   | 85    |
| MLOX(LE)                                 | ton/機      | 85    | 85   | 85    |
| N <sub>II</sub> (LE)                     | サイクル/機     | 17.9  | 14.1 | 13    |
| MP(LE)                                   | ton/サイクル/機 | 765   | 765  | 765   |
| MO(LS→LL/LE)                             | ton/サイクル/機 | 598   | 598  | 598   |
| MO(LL→LS/LE)                             | ton/サイクル/機 | 82    | 82   | 82    |
| MF(LS→LL/LE)                             | ton/サイクル/機 | 74.7  | 74.7 | 74.7  |
| MF(LL→LS/LE)                             | ton/サイクル/機 | 10.2  | 10.2 | 10.2  |
| $\eta$ S(LE)                             | —          | 0.9   | 0.9  | 0.9   |

表A-3 改善後のコスト見積もり  
(除:LSでのLOX製造関連コスト)

| 事項                            | 単位    | TIE=1. 5年間ケース | TIE=2年間ケース |
|-------------------------------|-------|---------------|------------|
| (1)古典的SPS構築方法の修正              |       |               |            |
| a)SSTO総打上回数:N <sub>SSTO</sub> | サイクル  | 1,739         | 1,721      |
| b)SSTO合計コスト                   | M\$   | 53,390        | 52,830     |
| ①打上(運用)コスト                    | M\$   | 20,870        | 20,650     |
| ②機体製作コスト                      | M\$   | 32,520        | 32,180     |
| (2)本ケース                       |       |               |            |
| a)SSTO総打上回数:N <sub>SSTO</sub> | サイクル  | 1,404         | 1,297      |
| b)SSTO合計コスト                   | M\$   | 43,100        | 39,810     |
| ①打上(運用)コスト                    | M\$   | 16,850        | 15,560     |
| ②機体製作コスト                      | M\$   | 26,250        | 24,250     |
| c)月製LOX運搬用電気推進OTV<br>関連の合計コスト | M\$   | 808           | 738        |
| ①機体製作コスト                      | M\$   | 465           | 421        |
| ②再整備用ハードウェア製作コスト              | M\$   | 233           | 210        |
| ③運用コスト                        | M\$   | 100           | 100        |
| ④燃料(Ar)製作コスト                  | M\$   | 10            | 7          |
| d)化学推進ロケット関連の合計コスト            | M\$   | 1,091         | 1,006      |
| ①機体製作コスト                      | M\$   | 527           | 486        |
| ②打上(運用)コスト                    | M\$   | 564           | 520        |
| e)総コスト(除:LOX製造関連コスト)          | M\$   | 45,000        | 41,550     |
| f)LOX生産量                      | ton   | 47,250        | 43,610     |
|                               | ton/日 | 17.3          | 11.9       |
|                               | Kg/h  | 719           | 498        |

## 付録:B LOX/LH<sub>2</sub>エンジンの高混合比化の効果

### B-1 LH<sub>2</sub>ターボ・ポンプ出力要求の軽減

LOX/LH<sub>2</sub>エンジンでは、LH<sub>2</sub>が低密度(71[kg/m<sup>3</sup>])であり、高いLH<sub>2</sub>ターボ・ポンプ馬力が要求されるため、既存のエンジンの開発では技術的困難さが伴った。例えば、H-IIロケット第一段目に使用されているLE-7エンジン(混合比:MR=6)のLH<sub>2</sub>側タービン要求出力<sup>41)</sup>は、約25,350[kW]であり、LOX側の出力(約7,012[kW])の約3.6倍になっている。

高混合比化することは、LH<sub>2</sub>側の負担を軽減することになるが、例えば、LE-7エンジンのケースの場合、MR=6→8としたときの軽減の度合いは以下のようなになる。

$$MR = M_o / M_F \quad (B-1)$$

(B-1)式の両辺を微分すると、

$$\frac{dMR}{MR} = \frac{dM_o}{M_o} - \frac{dM_F}{M_F} \quad (B-2)$$

また、  $M_T = M_o + M_F$  (B-3)

M<sub>T</sub>を一定と仮定して、(B-3)式の両辺を微分すると、

$$0 = dM_o + dM_F \quad (B-4)$$

(B-4)式を(B-2)式に代入して整理すると、

$$\frac{dM_F}{M_F} = - \frac{MR}{1+MR} \cdot \frac{dMR}{MR} \quad (B-5)$$

また、  $M_F = \rho_F \cdot V_F$   
 $= \rho_F / \alpha_F \cdot P_F$  (B-6)

$\rho_F / \alpha_F$ を一定と仮定して、(B-6)式の両辺を微分すると、 $dM_F / M_F = dP_F / P_F$ となるため、(B-5)式は(B-7)式になる。

$$\frac{dP_F}{P_F} = - \frac{MR}{1+MR} \cdot \frac{dMR}{MR} \quad (B-7)$$

一方、LOX側も、同様の計算方法から(B-8)式のようなになる。

$$\frac{dP_o}{P_o} = \frac{1}{1+MR} \cdot \frac{dMR}{MR} \quad (B-8)$$

ただし、M<sub>o</sub>:LOX質量

M<sub>F</sub>:LH<sub>2</sub>質量

M<sub>T</sub>:全体推進薬質量、

混合比が変化すると比推力:I<sub>sp</sub>が変化するため、推力:Fを一定に保つために

は、 $M_T$ を変動させる必要があるが、次の関係から、その変動は約3.4%であるため、第一次近似的には一定とおける。

$$I_{sp} = F / (M_T \cdot g) \quad (B-9)$$

(B-9)式の両辺を微分すると、

$$dM_T / M_T = -dI_{sp} / I_{sp} \quad (B-10)$$

MR=6→8になると、図3-5から $I_{sp}$ は、約15秒低下するため、 $dI_{sp} / I_{sp} = 15 / 445 = 0.034$ となる。

$\rho_F$ : LH<sub>2</sub>密度

$V_F$ : LH<sub>2</sub>体積

$P_F$ : LH<sub>2</sub>側タービン出力

$\alpha_F$ : LH<sub>2</sub>ターボ・ポンプの性能に関わる係数。 $P_F = \alpha_F \cdot V_F$ の関係があり、一般に圧力/流量変動<sup>41) 42)</sup>が僅かなときは一定とおける。

$P_O$ : LOX側タービン出力

(B-7)式を計算すると、MR=6→8にすることにより、LH<sub>2</sub>側タービン出力は、 $dP_F / P_F = -28.6\%$ となり、25,350[kW]→18,100[kW] (約7,250[kW]減)と大幅な低減が可能となる。一方、(B-8)式を求めると、 $dP_O / P_O = 4.7\%$ となり、LOX側タービン出力は、7,012[kW]→7,340[kW] (330[kW]増)と僅かな増加に留まる。

以上から、高混合比化は、比推力低下に伴う全体推進薬流量の増加を加味しても、メリットが十分あり、エンジン開発を容易にするための有力な方法となる。特に、高負荷が繰り返し作用する再使用型エンジンに対しては、このメリットの価値は高いと考えられる。また、エンジン・サイクル<sup>41)</sup>も、LH<sub>2</sub>側タービン出力要求が軽減されることにより、エキスパンダー・サイクル(Expander Cycle)などのガス発生器を用いない簡易な方法の採用も可能となる。

## B-2 構造効率の向上

高混合比化により、(B-11)式<sup>41)</sup>で定義される平均推進薬密度: $\rho$ は高くなり、構造効率を高めることにも寄与する。

$$\rho = \frac{(1+MR) \rho_O \cdot \rho_F}{\rho_O + \rho_F \cdot MR} \quad (B-11)$$

ただし、 $\rho_O$ : LOX密度; 1,143[kg/m<sup>3</sup>]

$\rho_F$ : LH<sub>2</sub>密度; 71[kg/m<sup>3</sup>]

例えば、MR=6のとき $\rho = 362$ [kg/m<sup>3</sup>]であるが、MR=8とすると、 $\rho = 427$ [kg/m<sup>3</sup>]になり、密度は約18%増加し、推進薬タンク容量を約18%減少させることができる。ポンプ供給方式の

場合、推進薬タンク質量はその表面積(容積の2/3乗)にほぼ比例するため、約12%のタンク質量の軽量化につながる。

なお、参考文献[43)]などでは、SST0の混合比を可変型にし、離陸後の初期は、高混合比(MR=14)とし、飛行途中から低混合比(MR=7)に切り替える方式を提案している。これも、推進薬の高密度化による構造効率の向上と比推力との関係を最適化する方法である。ただし、今回の研究は、予備的なレベルであるため、時系列的な混合比可変方式の検討は除外している。

## 付録:C レゴリスの特性

### C-1 密度<sup>5,9)</sup>

月表面のほとんどを覆っているレゴリスの厚さは、海(Mare)では5~8m、高地(High Land)では10~30m程度と見積もられているが、表面付近のバルク密度は、1,500[kg/m<sup>3</sup>]程度で、地下3m付近で1,900[kg/m<sup>3</sup>]まで増加して一定となるものと考えられている。また、溶融し液体状態のレゴリスの密度は、3,000[kg/m<sup>3</sup>]となり、固化したものは3,300~3,400[kg/m<sup>3</sup>]の間にあると予想される。

### C-2 地耐力<sup>8,4) 9,5)</sup>

地耐力や斜面の安定などを決定する重要な要素であるせん断強さ(抵抗)は、土が滑りを生じるときのせん断応力であるが、一般的に(C-1)式のクーロンのせん断強度式で表される。

$$\tau = c + \sigma \tan \phi \quad (C-1)$$

ただし、 $\tau$  ; せん断強さ(抵抗)

$c$  ; 粘着力

$\sigma$  ; 垂直応力

$\phi$  ; 内部摩擦力

LSでは、レゴリスの $c$ は、地球の砂と同様に無視できるが、 $\phi$ は約55度(地球の乾燥砂:30~40度)である。また、1/6Gのため、同一の $\sigma$ に対して、6倍の質量を負荷することが可能である。それ故、月の地耐力(せん断強さ)は、地球のものより $6 \times \tan 55^\circ / \tan 40^\circ = 10.2$ 倍になり、宇宙機の着陸や構造物を容易に支えることが可能になる。例えば、直径1mの構造物に対するレゴリスの地耐力限界は、約3,000~11,000[kPa]であるが、レゴリス・スラグで造られた深さ約10mの構造物による荷重応力は約55[kPa]レベルであり、安全率は50~200にも達する。更に、荷重限界(応力×接地面積)は構造物の直径の3乗にほぼ比例するため、大型構造物になるほど、地耐力に対する安全率は高くなる。

### C-3 斜面の安定性<sup>9,5)</sup>

地耐力と同様に斜面もESのものに比べて極めて安定性が高くなる。地下3m程度までは垂直に掘削することが可能であり、傾斜角を約60度にすれば、約10mまで安定して掘削可能となる。また、レゴリスを積み上げることも容易であり、例えば、約40度の斜度で高さ10mの山を造ることできる。

### C-4 融点

レゴリスは、様々な化合物(酸化物)が混合したものであるため、融点は幅をもち、1,373Kで融解を始め、1,653Kで完全に液化することがアポロ17号が取得したサンプルの実験<sup>10,8)</sup>などから知られている。また、アリゾナ大学が疑似レゴリスMLS-1(Minnesota Lunar Simulant)を用いた実験<sup>10,8)</sup>では、融点の範囲は1,290~1,573Kであった。

## C-5 比熱・融解潜熱

レゴリス比熱に関して有効なデータ<sup>110)</sup>は、100～350Kの範囲のものに限られている。このデータを基礎に高温まで拡張した(C-2)式をColozza<sup>111)</sup>は提示した。

$$C_p = -1848.5 + 1047.41 \times \log(T) \text{ [J/kg-K]} \quad (\text{C-2})$$

この式により、250～1,350 Kの範囲の平均比熱を求めると、約1,440[J/kg-K]になるが、この温度範囲の地球上の玄武岩の平均比熱は1,050～1,450[J/kg-K]<sup>112)</sup>であることから、(C-2)式はほぼ妥当なものであるといえる。

融解潜熱としては、Crane等<sup>113)</sup>が1,429[J/kg-K]を提示している。この値は、溶融開始温度(1,373K)に到達した瞬間から(A-2)式の比熱に加算され、この効果は溶融が完了する温度(1,653K)まで継続される。

## C-6 熱伝導率

熱伝導率は、レゴリスの温度と物理的状态に関係するが、今回次の3つの状態のときの熱伝導率を示す。

### (1) 粉体状態(Granular Form)

粉体状態では、熱伝導率は非常に低いが、これは、粒子が微細(粒径:10～1,000[μm]、約60%は100[μm]以下)であり粒子間の接触面積が小さく真空のため接触抵抗が大きくなることによる。

アポロにおける実測例<sup>108)</sup>を見ると、表面下深さ2[cm]までの極めてソフトな状態(バルク密度:約1,400[kg/m<sup>3</sup>])での熱伝導率は、 $1.5 \times 10^{-3}$  [W/m-K]程度であり、その深さ以降、急激に熱伝導率は増し、深さ15[cm]の状態(バルク密度:約1,600[kg/m<sup>3</sup>])では $1.2 \times 10^{-2}$  [W/m-K]程度になる。更に、深さ90[cm]以下の状態(バルク密度:約1,800～2,000[kg/m<sup>3</sup>])では約 $2 \times 10^{-2}$  [W/m-K]程度になり、(C-3)式の近似式<sup>111) 114)</sup>で表されるものになる。なお、第2項は粒子間の輻射による寄与を示した項である。

$$k_g = 1.281 \times 10^{-2} + 4.431 \times 10^{-10} \cdot T^3 \text{ [W/m-K]} \quad (\text{C-3})$$

### (2) 部分溶融状態(Partial Molten Granular Form)

温度の上昇とともに粉体状態のレゴリスの熱伝導率は増加するが、融解開始温度1,373Kに達すると逆に熱伝導率は減少を始め、融解の終了温度1,653Kまで減少が続く。これは、融解に伴い粒子間の輻射による熱伝導率への寄与が損なわれるためである。今回、この伝導率の減少は線形とし、(C-4)式と温度1,653Kで交わると仮定する。

### (3) 岩石状態(Complete Molten Granular/Consolidated Form)

完全に溶融した状態あるいは凝固を始めたレゴリスは、いわゆる地球上の玄武岩と類似な特性を示し、粒子間の接触抵抗が除去されたことにより、伝導効果は増加するが、輻射効果は減少する。



Murase<sup>114)</sup>は、疑似レゴリスを用いた実験の結果、(C-4)式に示す近似式を得た。

$$k_s = 3.615 - 0.00534 \cdot T + 7.01 \times 10^{-6} \cdot T^2 - 5.8 \times 10^{-9} \cdot T^3 + 1.75 \times 10^{-12} \cdot T^4 \text{ [W/m-K]} \quad (\text{C-4})$$

### C-7 熔融レゴリスの粘性

熔融レゴリスの粘性としては、地球のマグマ流を基礎とした(C-5)式の関係式<sup>59)</sup>が提案されている。

$$\mu^* = 51,750 \times e^{-(T-273)/157} \text{ [N-sec/m}^2\text{]} \quad (\text{C-5})$$

### C-8 レゴリスの電気伝導率

レゴリスは、一種のイオン伝導体(Ionic Conductor)<sup>95) 115)</sup>であり、イオンの移動により電流を導く性質をもつ物質である。この電気伝導率(Electrical Conductivity)は、通常極めて低いが、主に温度に依存し、温度の増加とともに急激に高くなる特性を有し、水分を除去した酸化珪素(silicate)と同一の傾向を示す。これは、主として、温度が上がると、物質中のイオン対の数が増加(イオンになるためのエネルギーが熱として供給)するからである。この性質は、半導体の性質と類似している。この特性を表現するものとして、様々な式が提案<sup>95)</sup>されているが、典型的な2つの例を以下に示す。

Apollo 15のサンプルから算出されたものとして、(C-6)式がある。

$$\text{DC conductivity} = 6 \times 10^{-18} e^{0.0237 \cdot T} \text{ [mho/m]} \quad (\text{C-6})$$

ただし、T:温度(K)

また、Apollo 16のサンプルから、(C-7)式が提案されている。

$$\text{DC conductivity} = 3 \times 10^{-14} e^{0.0230 \cdot T} \text{ [mho/m]} \quad (\text{C-7})$$

なお、実験された最高温度は、約1,200K程度であり、レゴリス融解開始温度:1,373Kには達していない。

## 付録:D スラグ充填容器方式/複合懸垂面集光器(CSC)によるエネルギー供給

本システムは、従来の月資源利用型の熱エネルギー蓄積法である熱熔融方式やレゴリス・ガス封入方式、ブロック積立・ガス封入方式の欠点を補う「スラグ充填容器方式(図D-1参照)」と、簡易な固定集光(集熱)型の「複合懸垂面集光器(CSC:図D-2参照)」とを組み合わせたエネルギー供給システム(図D-3参照)である。このシステムは、数百[KW]~1[MW]級規模を元来想定して著者により研究<sup>6,6)</sup>されたものであるが、本研究のような35.5[MW]級の場合への適用も検討する。結論としては、小規模な発電システムの場合は成立するが、今回の研究のような規模のときは、資源やマンパワーの点などから不適なシステムとなる。

### D-1 スラグ充填容器方式

#### D-1-1 金属製容器の採用

経年変化による劣化が懸念される合成樹脂製バックではなく、円筒形の大型金属(Fe)製容器を例えば簡易な真空蒸着(PVD)方式(5.5項参照)により製作する。この容器は、圧力負荷がなく、単に蓄熱材と熱伝達媒体を閉じ込める機能を有するのみであるため、肉厚の薄い簡単なものである。なお、この容器の中には予め熱交換用配管を必要本数内蔵しておき、各容器端部から外部に露出している交換用配管同士を機械的に結合することにより任意の容器容積を得ることが可能となる。なお、容器内径は可能な限り大にし、容器単位質量当たりの容積効率を増加させるのが得策である。

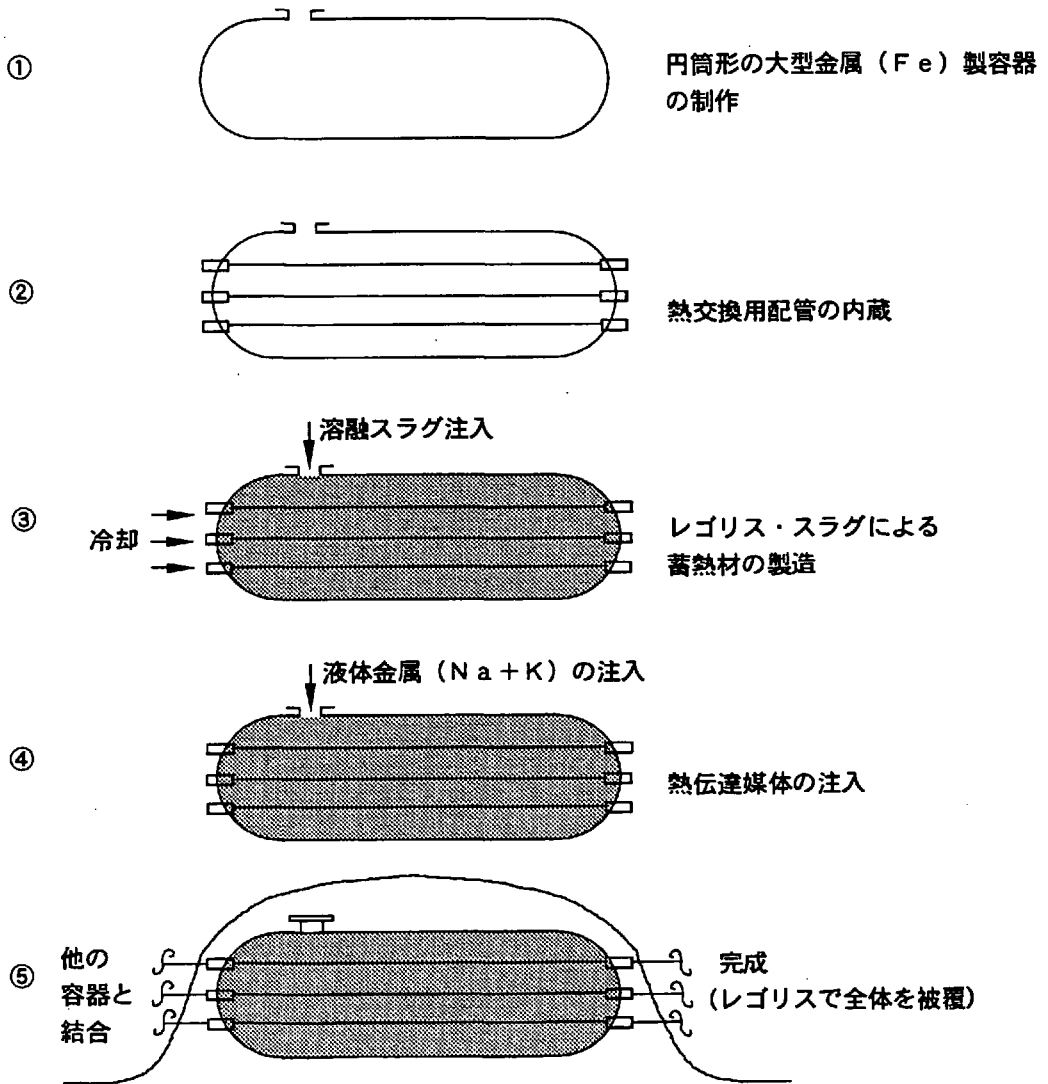
#### D-1-2 レゴリス・スラグによる蓄熱材の製造

レゴリス・スラグ真空鋳造工法(5.6項参照)と同様な方法で、上記の金属製容器を鋳型として、副産物である熔融スラグを現地打設的に直接流し込み、容器とともに一塊の大きなブロックを形成する。この鋳造法を採用することにより、蓄熱材の製作の大幅な簡略化が可能となる。

この鋳造時の留意事項として、熔融スラグの温度は少なくとも1,600K程度に達するため、熱交換用(高圧)配管の保護のため内部に冷却流体を循環させることと、特に容器の断熱処置などはせず外部に露出した状態のままにして急冷させることなどが挙げられる。これらにより、ブロックには熱応力歪による細かなクラックが生じ、熱交換用配管とも密着しなくなる。クラックを故意に生じさせることにより、配管とブロックとの熱膨張差による剥がれや熱応力による配管・容器の変形等の問題を回避することが可能となる。これに伴う熱伝達の問題は、隙間を下記の液体金属(熱媒体)で充填することにより解決可能である。なお、完成後、容器は高断熱性のレゴリスで覆う状態にする。

#### D-1-3 液体金属による熱伝達

熱交換用配管とブロック間の、あるいはクラックの充填のための熱伝達媒体として、高伝導率(約25[W/m-K])の液体金属(Na+K)<sup>6,7)</sup>を容器に充填する。この液体金属は、沸点(約1,100K)以下で使用する限り圧力負荷がないため、容器の軽量化につながり、ガスと比較し



図D-1 スラグ充填容器方式の手順

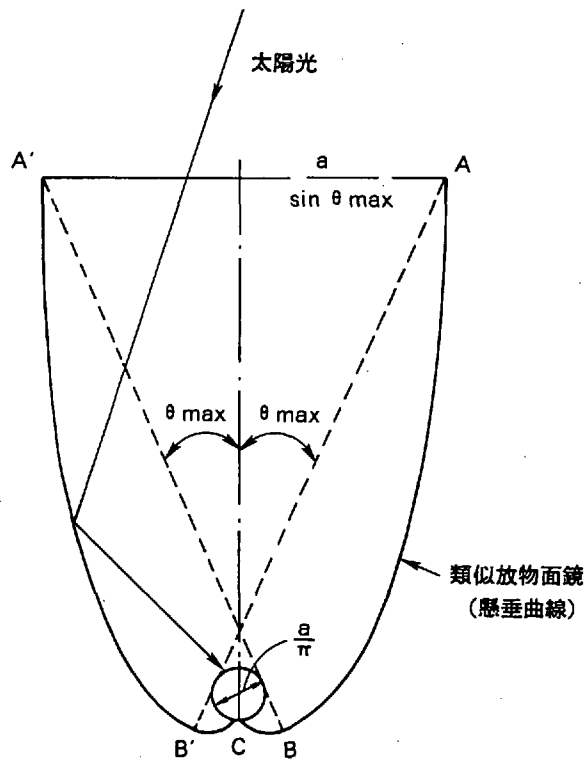
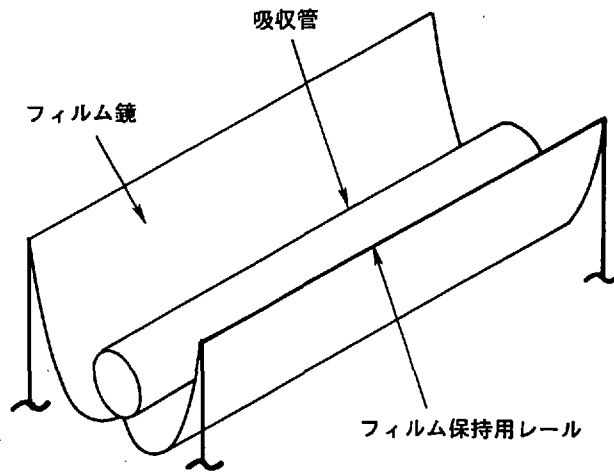


図 D-2 複合懸垂面集光式(CSC)

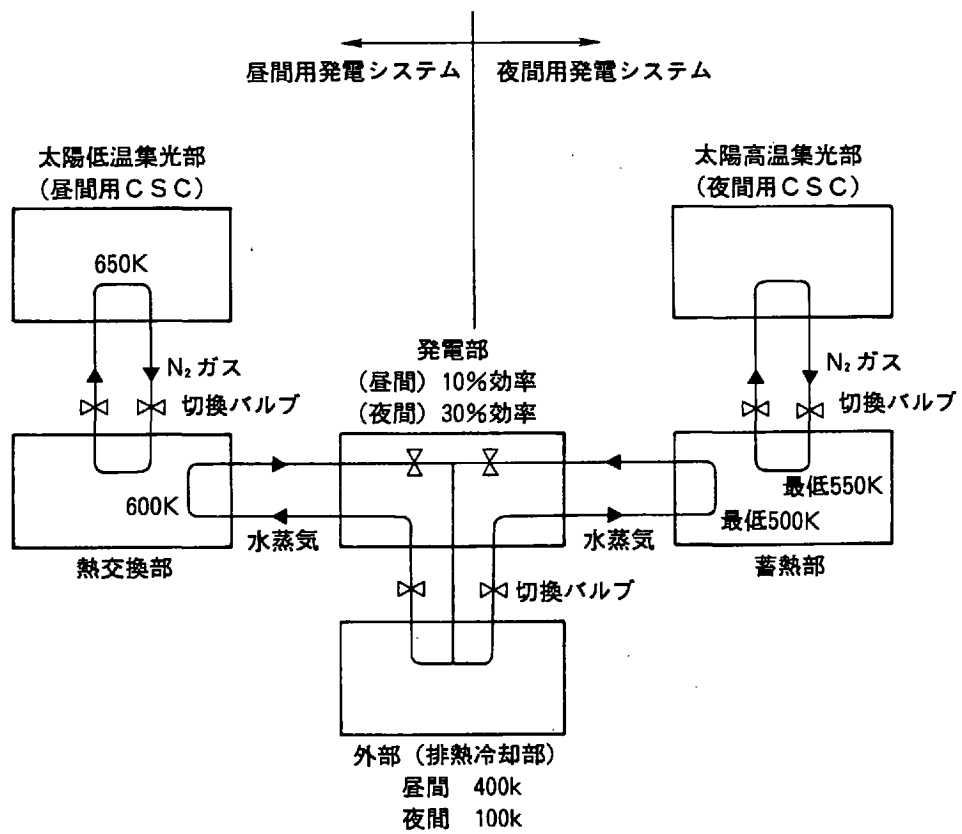


図 D-3 発電システム概要

て漏洩しにくい特徴も有する。このNaとKは、レゴリスから分離したものにより賄うことを想定している。これは、炭素還元法によるLOX製造のためにレゴリスを処理するが、低含有率である $K_2O$ や $Na_2O$ (図5-1参照)なども $SiO_2$ より自由エネルギーが高いため還元されてしまい、K(約0.1[wt%]含有)とNa(約0.3[wt%]含有)が副産物として生成されるためである。

## D-2 複合懸垂面集光器(CSC)

固定集光(集熱)型は、追尾集光型に比して集光性能は劣るが、散乱光の一部が利用可能な上、駆動機構が不要という長所を有する。特に、2次元CPC(Compound Parabolic Concentrator)は、所定の許容角に対して最大の集光比を与える理想集光器の一種である。藤原<sup>68)</sup>は、集光手段のコストダウンの手法として、CPCの反射鏡に自然状態で懸垂させたフィルム鏡を代替として用いることを提案している。具体的には、ポリエステルやポリイミドなどの合成樹脂製の薄幕基盤上にアルミ蒸着したものをフィルム鏡とし、吸収管の周囲に懸垂させ、CPCの類似形状を形成する方法であり、複合懸垂面集光器(CSC:Compound Suspensory Concentrator)と称している。このCSCは、吸収配管とフィルム、フィルムの端部を保持するレールから成り、極めて簡易かつ信頼性が高い方式である。しかし、この方式は、風によるフィルム鏡の変形や砂・ゴミなどの蓄積に起因する性能低下や保護カバーのメンテナンス等の問題が懸念され、使用環境が限定されると想定される。著者は、LSにおける発電システムの研究<sup>69)</sup>の一環として、このCSCを月面環境下で用いるときには上記の課題が発生しないため、その利点(特に、コスト低減)が発揮できると判断し、これの採用を検討した。

## D-3 エネルギー供給システム

エネルギー供給システム(発電所)は、昼間用と夜間用発電システムの2系統から構成される。昼間用システムは、太陽低温集光部と熱交換部、発電部(含:排熱冷却部)の3つの構成要素から成る。また、夜間用システムは、発電部は昼間用と共用しているが、太陽高温集光部とスラグ充填容器方式による蓄熱部の2つの要素は別系統になっている。太陽集光部(CSC)は、受光面積を一定とした場合、受光時間を長くするには獲得温度を低く設定する必要がある。一方、蓄熱部の規模縮小のためには、集光部の温度を上昇し蓄熱部を可能な限り高温化することが得策となる。このため、集光部を2系統(昼間専用の低温集光部/夜間専用の高温集光部)とし、昼間用発電システムの作動時間を可能な限り延長し、夜間用システムへの負担を軽減することを図った。

### D-3-1 運用方法

本システムは、次のように運用される。

#### D-3-1-1 昼間用発電システム

- ①低温集光部が機能している昼間の時間帯( $t_d$ )に集光部で生成された熱エネルギーは、熱交換部を経由して発電部に直接供給され発電が行われる。

- ②夜間用発電システムが作動している時間帯[29.5<sub>[日間]</sub>(朔望月)- $t_d$ ]は、低温集光部と熱交換部とを結合する配管を閉鎖し、集光部からの熱の放出を防止する。また、熱交換部と発電部とを結合する配管も閉鎖する。

### D-3-1-2 夜間用発電システム

- ①高温集光部が機能している昼間の時間帯( $t_n$ )に生成された熱エネルギーは、蓄熱部に蓄積される。このとき、蓄熱部と発電部とを結合する配管は閉鎖している。
- ②低温集光部は機能しているが高温集光部が機能していない昼間の時間帯( $t_d-t_n$ )は、高温集光部と蓄熱部とを、また蓄熱部と発電部とを結合する配管を閉鎖しておく。
- ③昼間用発電システムが作動していない時間帯( $29.5_{[日間]}-t_d$ )は、蓄熱部と発電部とを結合する配管を開き、蓄熱部から発電部にエネルギーが供給され発電が行われる。

## D-3-2 システム規模の推定

### D-3-2-1 CSC規模

35.5[MW]級規模を推定する前に、基本単位とした1[MW]級を予め検討する。

#### (1) 昼間用CSC

LSの赤道上に、1[MW]級のCSCの吸収管を南北方向に $N_d$ 本設置したと仮定する。吸収管に吸収された熱エネルギーは、蓄積されることなく電力に直接変換されるが、この場合の太陽エネルギーを受光する開口部の総面積( $A_{o,d}$ )と許容角 $\theta_{max,d}$ (地面の法線とCSCへの入射光がなす最大入射角)、吸収管表面温度( $T_d$ )との関係の一例を図D-4に示す。ただし、入射角度により太陽エネルギーの強度が変化するため、 $2\theta_{max,d}$ 内の平均入射熱量で試算している。 $\theta_{max,d}$ を大きくすること、すなわち昼間用CSCの受光時間( $t_d$ )を拡大するほど、 $A_{o,d}$ は増加してしまいが、夜間用発電システムの規模を縮小することにつながる。

この方針に基づき、一例として、 $T_d$ を650Kとし、 $\theta_{max,d}$ を $60^\circ$ ( $t_d:9.3$ [日間]に相当)とすると、 $A_{o,d}$ は約 $1.27 \times 10^5$ [ $m^2$ ]となり、開口部全体を正方形とすると、約356m平方の広さになる。例えば、この広さに対して、吸収管本数( $N_d$ )を50本とすると、1本当たりの吸収管は $\phi 2m \times 356m$ となり、これに対応する懸垂フィルム鏡の形状は、開口部面:約7m(図D-2:A-A') $\times 356m$ , 吸収管の中心から開口部面までの高さ:約3mとなる。

#### (2) 夜間用CSC

夜間用システムは、昼間用CSCの作動日数: $t_d$ を上記の9.3日間と仮定すると、 $29.5-9.3=20.2$ <sub>[日間]</sub>(全日数の約68%)にわたり、1[MW]の電力供給能力を有する必要がある。夜間用CSCも、昼間用CSCと同様に、LSの赤道上に、CSCの吸収管を南北方向に設置すると仮定する。吸収管に吸収された熱エネルギーは、蓄熱部に蓄積された後、電力に変換されるが、この場合の太陽エネルギーを受光する開口部の総面積( $A_{o,n}$ )と許容角 $\theta_{max,n}$ 、吸収管の受光終了時表面温度( $T_{2,n}$ )との関係の一例を図D-5に示す。なお、蓄熱部の初期平均温度は500Kであり、

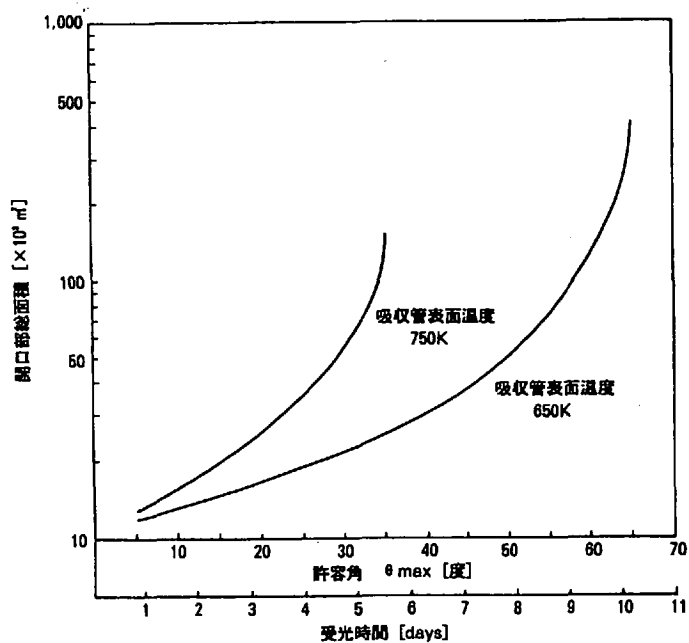


図 D-4 昼間用CSCの開口部面積と許容角との関係

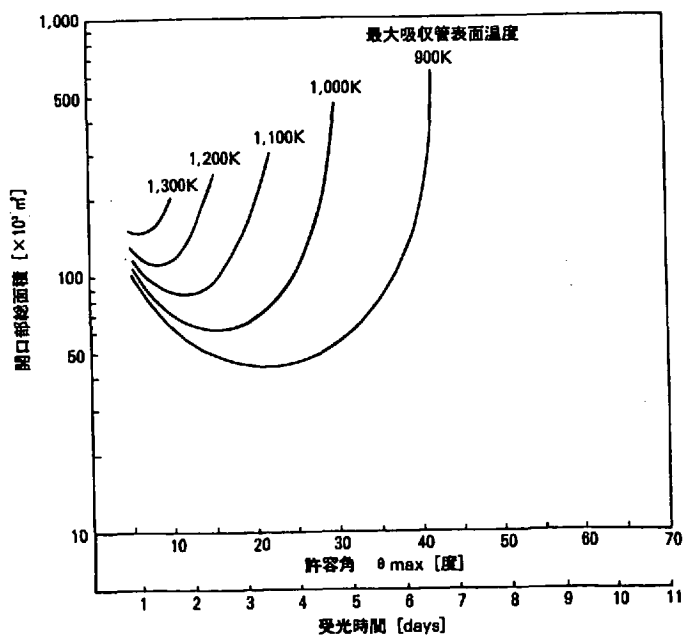


図 D-5 夜間用CSCの開口部面積と許容角との関係



受光時間内に線形に上昇し、 $T_{2n}=50$  [K]まで達すると仮定する。また、これに同期して、吸収管表面温度も受光開始時温度( $T_{1n}=500+50$  [K])から $T_{2n}$ まで線形に上昇すると想定する。 $T_{2n}$ を上昇させると、昼間用CSCと同様に、吸収管表面からの熱放射損失は急激に増加するため、CSCの規模( $A_{0n}$ )は大になるが、蓄熱部規模の抑制を図るためには、可能な限り $T_{2n}$ を上昇させる必要がある。

一例として、 $T_{2n}$ を1,200Kに仮定すると、 $\theta_{max \cdot n}=10^\circ$  (受光時間 $t_n:37.3$  [分])のとき、 $A_{0n}$ は最小(約 $1.11 \times 10^5$  [m<sup>2</sup>])になり、開口部全体を正方形とすると、約334m平方の広さになる。例えば、吸収管本数( $N_n$ )を50本とすると、1本当たりの吸収管は $\phi 0.4m \times 334m$ となり、対応する懸垂フィルム鏡の形状は、開口部面:約6.7m(図D-2:A-A') $\times 334m$ , 吸収管の中心から開口部面までの高さ:約19mとなる。昼間用と比較して、 $\theta_{max \cdot n}$ を1/6に縮小した結果、 $A_{0n}$  (開口部面)には僅かな差しか生じないが、吸収管直径は約1/5になり、高さは約6倍になる。

### (3) 23.3 [MW] 級CSCの規模

1 [MW] 級発電システムは、LSにおける地球依存度の少ない簡易なものとして成立する可能性はあるが、これを23.3 [MW] 級とすると、 $5.55 \times 10^6$  [m<sup>2</sup>] [= ( $1.27 \times 10^5$  [m<sup>2</sup>] +  $1.11 \times 10^5$  [m<sup>2</sup>])  $\times 23.3$  m] になり、例えば、約2.35 [km]  $\times$  2.35 [km] のような巨大規模となり、実現性が困難となる。

#### D-3-2-2 蓄熱部の規模推定

ブロック化したレゴリスとスラグの密度はほぼ同一であり、作動温度範囲も500~1,000 Kを仮定すると、蓄熱スラグ量は、従来のブロック積立・ガス封入方式[5.3.2.1項(2)a-3)参照]と同様に47,470~48,760 [m<sup>3</sup>] (177,500 [ton])となる。例えば、1本当たりの金属容器形状を $\phi 3m \times 10m$  (約71 [m<sup>3</sup>])とすると、必要容器本数は、670~690本になる。この本数を準備することは、マン・パワーの点からみて困難が伴うだけでなく、熔融スラグ生産量と熱伝達媒体量については、以下に示すように、還元処理されるレゴリス(398,850 [ton]:5.1.4.4項参照)で全て賄うことができないため、別の手段で補填する必要がある。

① 熔融スラグ生産量は、処理対象のレゴリスの約1/2 (54%)<sup>24)</sup> の215,380 [ton]であるため、必要スラグ量は賄うことが可能である。

② 熱伝達媒体(Na+K)のNaとKの混合比の代表的なもの<sup>67)</sup> として、56/44 (wt%)や22/78 (wt%)などがあり、Na比率を増加させるほど沸点・融点が増加する傾向を示すが、蓄熱部では、沸点以上で用いることもなく、低融点である必要もないため、混合比は生成比(Na/K=約3/1)に一致させることが得策である。蓄熱部のブロック充填率を95 [wt%]と仮定すると、Na+Kの必要量は、約8,875 [ton] (=177,500 [ton]  $\times$  0.05)となる。一方、Na含有量は、約1,200 [ton] (=398,850 [ton]  $\times$  0.003)に、またK含有量は約400 [ton] (=398,850 [ton]  $\times$  0.001)と見込まれ、Na+K合計含有量は、約1,600 [ton]となり、必要量の約20 [wt%]となるため、80 [wt%]近くは地球から補填する必要がある。なお、実際はレゴリスに含有されるNaとKを100 [wt%]回収することはできないため、更に補填量は増加することになる。

## 付録:E ハイブリッド・ロケット・システムのイメージの一例

実用段階におけるハイブリッド・ロケット・システムの大きさや形状などの設定は、今後の研究課題の一つであるが、イメージの一例を図E-1に、またその主要緒言を表E-1に参考的として示す。ただし、これは、ハイブリッド型のイメージを顕著に示すために、LOX/LH<sub>2</sub>を併用する再使用型1段式の方式Ⅱ [5. 4. 2. 3項(2)参照]ではなく、HTPB燃料を用いる多段式ハイブリッド・ロケットであるAMROC H-1800<sup>74) 75)</sup>と類似させ、デブリ化の問題を無視し全てLOX/Si-Alの組み合わせによる再使用型2段式となっている。この2段式は、方式Ⅳ [5. 4. 2. 3項(4)参照]とも多段式という点で似ている。即ち、次のような特徴をもっている。

- ①ペイロードである月製LOX:20[ton]を、LSからLL0へ運搬し、再び帰還する運用を行うことを前提にサイジングを実施した。なお、1段目も1-2段分離後LSへ帰還する。また、主要緒言表には、1段式の例(含:LOX/LH<sub>2</sub>の1段式)も比較のために参考として記している。なお、6章の事例研究では、方式Ⅱの機体質量を85[ton]と固定して、コスト最小になるような最適化を試みている。
- ②1段目は、2段目を基本的に2本束ねた構造に成っており、ロケット質量最小の点からは最適ではないが、LSでの運用の容易さを重視している。1本当たりの構造効率は、0.85と仮定している。これは、このロケットが小型であり、また3本に分割されているためである。なお、構造効率は、大型ロケットになるほど一般的に高くなり、事例研究の方式Ⅱ(6章参照)のものは0.9と仮定している。
- ③本ロケットの酸化剤タンク容量/燃料(燃焼室)容量の比率は、約2.5であり、HTPB燃料を用いるAMROC H-1800のもの(約0.8)と比較して高くなっているため、構造効率の向上に寄与する。これは、下記のように混合比と燃料密度が高いことによる。

|                | 混合比      | 燃料密度[kg/m <sup>3</sup> ]                            |
|----------------|----------|---|
| AMROC<br>本ロケット | 約2<br>約3 | 940 [HTPB]<br>1,980 [Si (50 [wt%]) - Al (50 [wt%])] |

なお、この比率が高いことは、事例研究の方式Ⅱのように燃焼室をLOX/LH<sub>2</sub>燃焼用に途中行程で切り替える方式では特にプラス側に機能する。これは、LOX/LH<sub>2</sub>燃焼のための燃焼室の特性長:L\*は、液体ロケット・エンジンのなかでも特に短くすることが可能であり、ロケット・エンジンの特性<sup>41)</sup>から、L\*は短いほど、燃焼室内における燃焼ガスの圧力損失を少なくすることができるためである。

- ④ペイロード比(ペイロードと全備質量との比率)をみると、H-IIロケットでは、ES→LEO

の場合でも約4[w1%]程度であるが、本ハイブリッド・ロケットでは、再使用型かつ低比推力でありながら、2段式の場合27[w1%]と高く、1段式でも12[w1%]もあるのは、全速度増分が低いためであり、LS～LL0では有効性を発揮することを示している。

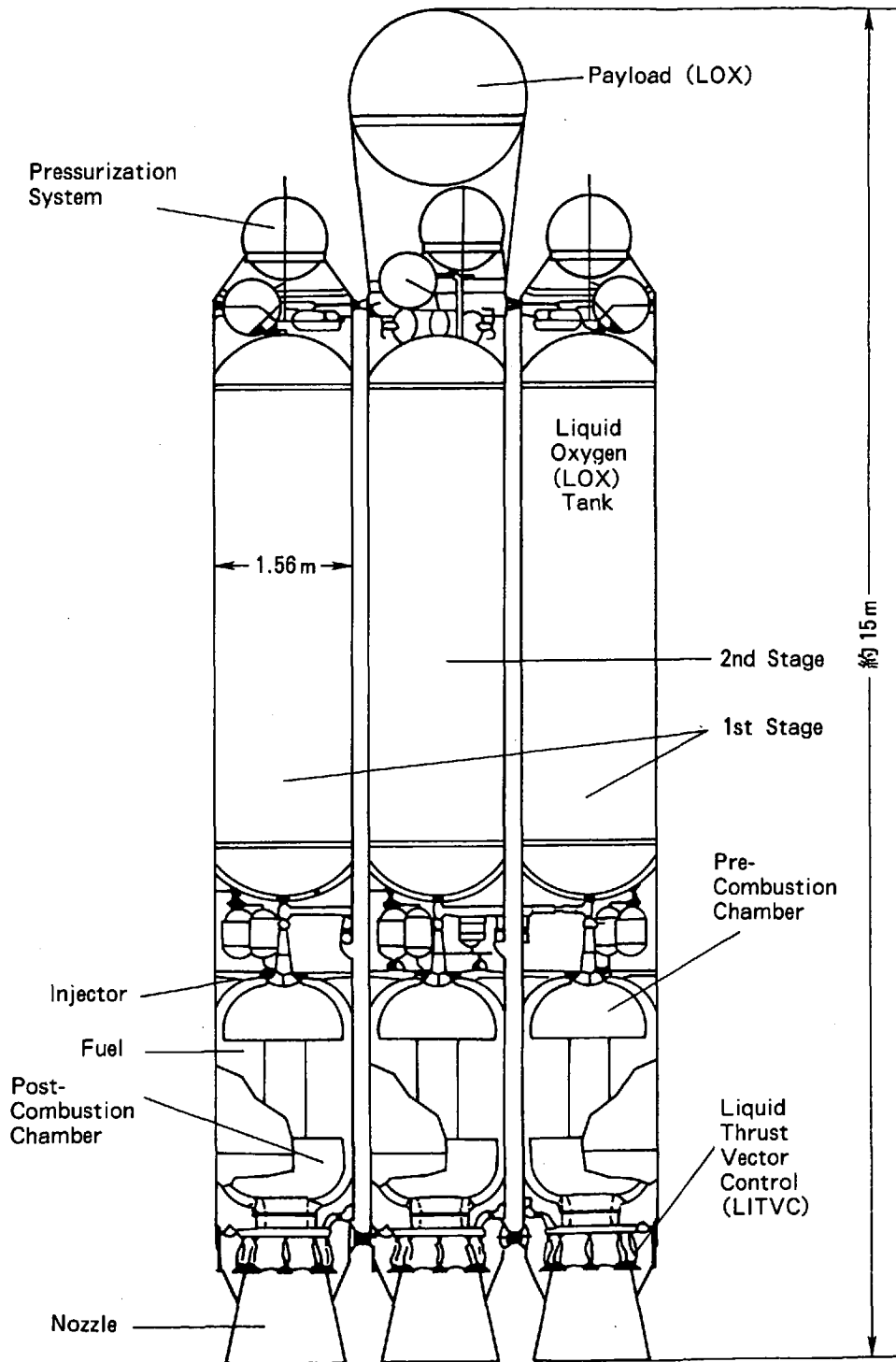


図 E-1 2段式ハイブリッド・ロケット・システム

表E-1 ハイブリット・ロケットの主要諸元

|               | 単位   | LOX/月製燃料(Si, Al)<br>2段式 | LOX/月製燃料(Si, Al)<br>1段式(参考) | LOX/LH2<br>1段式(参考) | 参 考  |
|---------------|------|-------------------------|-----------------------------|--------------------|--|
| ペイロード         | tons | 22                      | 22                          | 22                 | ・LLO高度:約100km<br>・速度増分ΔV<br>・月面→LLO;1,990m/s<br>・LLO→月面;1,990m/s   |
| (内訳)LOX質量     | tons | 20                      | 20                          | 20                 |  |
| 容器質量等         | tons | 2                       | 2                           | 2                  |  |
| 1段目ロケット       |      |                         |                             |                    | ・LOX/月製燃料の燃焼推進特性<br>・理論比推力:約250秒<br>・比推力効率:約0.92<br>・混合比(O/F):3<br>・燃料密度;1,980kg/m <sup>3</sup><br>(体積充填率=0.75)<br>・酸化剤密度;1,140kg/m <sup>3</sup><br>・燃料室内の燃料体積充填率;0.5<br>・酸化剤タンク内の体積充填率;0.95<br>・ペイロード体積充填率;0.9<br>・ペイロード比= ペイロード質量<br>全備質量(含;ペイロード質量) |
| 実効比推力         | SEC  | 230                     | 230                         | 450                |  |
| 構造効率          | -    | 0.85                    | 0.85                        | 0.85               |  |
| 構造質量          | tons | 6                       | 24                          | 3                  |  |
| 推進薬質量         | tons | 34                      | 138                         | 15                 |  |
| 酸化剤           | tons | 25.5                    | 103.5                       |                    |  |
| 燃料            | tons | 8.5                     | 34.5                        |                    |  |
| 一段目質量         | tons | 40                      | 162                         | 18                 |  |
| 2段目ロケット       |      |                         |                             |                    |  |
| 実効比推力         | SEC  | 230                     |                             |                    |  |
| 構造効率          | -    | 0.85                    |                             |                    |  |
| 構造質量          | tons | 3                       | -                           | -                  |  |
| 推進薬質量         | tons | 17                      |                             |                    |  |
| 酸化剤           | tons | 12.7                    |                             |                    |  |
| 燃料            | tons | 4.3                     |                             |                    |  |
| 2段目質量         | tons | 20                      |                             |                    |  |
| 全備質量(含;ペイロード) | tons | 82                      | 184                         | 40                 |  |
| ペイロード比        | %    | 27                      | 12                          | 55                 |  |

## 付録:F 相互成長的SPS構築方法の物資収支バランスとコスト計算

### F-1 物資収支バランス計算方式

#### F-1.1 計算に使用する常数と変数、仮定

計算式に使用する記号と前提条件を以下に示す。ただし、式が長くなることを防ぐために定義する記号(A<sub>1, 2, ...</sub>)は、その場で記載し、以下には含めない。

##### F-1.1.1 SST0関連

- $M_{TPL}$  : SST0のペイロードとなるES→LE0への総輸送質量, kg
- $M_{SPS}$  : SPS構成機材; ベースラインII (初期値)を $15,450 \times 10^3$  [kg] (3.2項参照)とし、パラメータ変化
- $\eta_{SPS(ES)}$  : SPS構成機材のESでの製造率; ベースラインII (初期値)を1とし、パラメータ変化
- $N_{I(HT)}$  : 電気推進OTVの機数; 2 [機] を仮定 (付録:A-1.2.3.3項参照)
- $N_{II(HT)}$  : 電気推進OTVのサイクル数; 5 [サイクル] と仮定 (付録:A-1.2.3.3項参照)
- $5_{[年間/機]} / 10_{[年間/機]}$  : 電気推進OTVの再使用(作動)寿命(10 [年間])に対する実作動時間 (SPS構築期間: 5 [年間] をベース)の比率。多数のSPSが連続して構築されることを前提とした定常構築段階における平均的な使用を考慮。
- $T_{HT}$  : 電気推進OTVの往復時間; ベースラインII (初期値)を2 [年間] とし、パラメータ変化
- $M_{SPS(HT)}$  : SPS構築 (LE0→GEO)用電気推進(ホール・スラスト)OTV機体質量; kg/機
- $\epsilon_{SPS(HT)}$  : SPS構築用電気推進OTVの部品交換率; 部品交換の主なものは、スラスト部と太陽電池パドル部であり、本研究段階では、従来の10 [wt%/年間] (3.2.2.2項参照)を踏襲する。
- $M_{LOX(HT)}$  : 月製LOX運搬 (LL0→LE0)用電気推進(ホール・スラスト)OTV機体質量; kg/機
- $\epsilon_{LOX(HT)}$  : 月製LOX運搬用電気推進OTVの部品交換率;  $\epsilon_{SPS(HT)}$ と同様に、10 [wt%/年間] (3.2.2.2項参照)を仮定
- $N_{I(HYB)}$  : 月製LOX運搬 (LS→LL0)用化学推進(ハイブリッド)ロケット機数; 2 [機] を仮定 (付録:A-1.2.4.3項参照)
- $N_{II(HYB)}$  : 月製LOX運搬用化学推進ロケット1機当たりの往復回数; サイクル/機
- $N_{II(HYB)} / 100_{[サイクル]}$  : ロケットの再使用(作動)寿命(100 [サイクル])に対する実作動の比率; ハイブリッド部の寿命も、従来のLOX/LH<sub>2</sub>ロケットと同様と仮定
- $M_{LOX(HYB)}$  : 月製LOX運搬用化学推進ロケット機体質量; 機体規模としては、SST0以上の規模にすることは運用基盤が弱いLS上では困難であるため、SST0規模を限界とし、従来のLOX/LH<sub>2</sub>ロケットと同じ $85 \times 10^3$  [kg/機]を仮定 (付録:A-1.2.4.3項参照)ただし、 $\beta$ をパラメトリックに変化させるときは、構造効率を一定にするために、 $\beta$ に同期させ変化

- $\varepsilon_{\text{LOX (HYB)}}$  : 月製LOX運搬用化学推進ロケットの部品交換率;ハイブリッド部の部品交換率も、従来のLOX/LH<sub>2</sub>ロケットと同様と仮定して、1[wt%/サイクル] (3.2.2.2項参照)
- $M_{\text{F (LH/HYB)}}$  : 月製LOX運搬用化学推進ロケットに使用する地球製燃料(LH<sub>2</sub>);kg/サイクル/機
- $M_{\text{LS}}$  : LS上でLOX製造に必要な地球依存物資(含:月面基地の構築/運用物資);kg

### F-1.1.2 SPS構築用電気推進OTV関連

- $\Delta V_{\text{SPS (HT)}}$  : LEO→GEO(GEO→LEO)への速度増分;4,710[m/s]<sup>2.8)</sup>を仮定
- $I_{\text{SP (HT)}}$  : ホール・スラストの比推力
- $g$  : 重力加速度;9.8[m/s<sup>2</sup>]
- $M_{\text{SPS (LOX/HT)}}$  : 往復(LEO⇄GEO)に必要な燃料(LOX)質量;kg/サイクル/機
- $M_{\text{SPS (LE-GE/LOX)}}$  : LEO→GEOまでに必要な燃料(LOX)質量;kg/サイクル/機
- $M_{\text{SPS (GE-LE/LOX)}}$  : GEO→LEOまでに必要な燃料(LOX)質量;kg/サイクル/機
- $P_{\text{SPS (HT)}}$  : 駆動のための太陽電池パドル要求出力;[W]
- $K_{\text{HT}}$  : 比質量,必要電力1W当たりの電気推進システム質量;ベースラインII(初期値)を $1.33 \times 10^{-2}$ [kg/W](5.3.5項参照)とし、パラメータ変化
- $F_{\text{SPS (HT)}}$  : スラスト推力,N
- $\eta_{\text{HT}}$  : ホール・スラストのスラスト効率;ベースラインII(初期値)を30%(5.2.3.2項参照)とし、パラメータ変化
- $\eta_{\text{E}}$  : 電気推進OTVの電源効率;0.9<sup>3)</sup>と仮定(5.2.3.3項参照)
- $T_{\text{HTS}}$  : OTVの往復時間: $T_{\text{HT}}$ [時間]を秒換算した時間
- $T_{\text{SPS (REF/HT)}}$  : LEO/GEOでのSPS構築用作業時間;イオン・エンジンの場合と同様に、 $5.256 \times 10^6$ [秒](2[ヶ月])と仮定(付録:A-1.1.2項参照)

### F-1.1.3 月製LOX運搬用電気推進OTV関連

- $\Delta V_{\text{LL-GE (HT)}}$  : 月製LOX運搬用電気推進OTVのLL0→GEOへの速度増分;2,690[m/s]と仮定:  
 $\Delta V_{\text{LOX (HT)}} - \Delta V_{\text{GE-LE (HT)}}$
- $\Delta V_{\text{LOX (HT)}}$  : LEO→LL0(LL0→LEO)への速度増分;7,400[m/s]<sup>1)</sup>を仮定
- $\Delta V_{\text{GE-LE (HT)}}$  : GEO→LEOへの速度増分;4,710[m/s]<sup>2.8)</sup>( $\Delta V_{\text{SPS (HT)}}$ と同一値)
- $\beta$  : SSTOの帰還用酸化剤質量と元来のペイロード能力(10tonと固定)との比率;ベースラインII(初期値)を1とし、パラメータ変化
- $M_{\text{D (LOX/HT)}}$  : 往復(LEO⇄LL0)に必要な燃料(LOX)質量;kg/サイクル/機
- $M_{\text{P (LL-GE/LOX)}}$  : LL0→GEOまでに必要な燃料(LOX)質量;kg/サイクル/機
- $M_{\text{P (GE-LE/LOX)}}$  : GEO→LEOまでに必要な燃料(LOX)質量;kg/サイクル/機
- $M_{\text{P (LE-LL/LOX)}}$  : LEO→LL0までに必要な燃料(LOX)質量;kg/サイクル/機
- $M_{\text{PL (LL-GE/HT)}}$  : LL0→GEOへのペイロード;kg/サイクル/機
- $M_{\text{PL (GE-LE/HT)}}$  : GEO→LEOへのペイロード;kg/サイクル/機
- $M_{\text{PL (LE-LL/HT)}}$  : LEO→LL0へのペイロード;kg/サイクル/機

$P_{LOX(HT)}$  : OTV駆動用太陽電池パドル要求出力; [W]  
 $F_{LOX(HT)}$  : 月製LOX運搬用電気推進OTVのスラスト推力, N  
 $T_{LOX(REF/HT)}$  : LEO/GEO/LL0での月製LOX運搬等のための作業時間; 上記の $T_{SPS(REF/HT)}$  と同一の $5.256 \times 10^6$  [秒] (2 [ヶ月]) と仮定; 同一時間の $T_{LOX(REF/IE)}$  (付録:A-1.1.3項参照)と比較して、GEO上でのペイロード降ろし作業が追加されているが、OTV再整備を含まない簡単な作業のみとするため、2 [ヶ月] 内で吸収可能と想定

#### F-1.1.4 月製LOX運搬 (LS→LL0)用化学推進(ハイブリッド)ロケット関連

$\Delta V_{LE}$  : LS→LL0間の速度増分;  $1,990$  [m/s]<sup>1)</sup> と仮定。  
 $\eta_{HYB}$  :  $\Delta V_{LE}$ の内、LOX/Si-Alの組み合わせで取得する速度増分率  
 $I_{SP(HYB)}$  : LOX/Si-Alの組み合わせで得られる比推力; ベースラインII (初期値)を230 [秒]と仮定し、パラメータ変化。(5.4.4.8項参照)  
 $M_{PL(HYB)}$  : ハイブリッド・ロケットのLS→LL0へのペイロード; kg/サイクル/機  
 $M_D(HYB)$  : ロケットの全推進薬質量; kg/サイクル/機  
 $M_O(HYB)$  : ロケットの全酸化剤質量; kg/サイクル/機  
 $M_F(HYB)$  : ロケットの全燃料質量; kg/サイクル/機  
 $M_{O(Si-Al/HYB)}$  : LOX/Si-Alの組み合わせにおける酸化剤質量; kg/サイクル/機  
 $M_{F(Si-Al/HYB)}$  : LOX/Si-Alの組み合わせにおける燃料質量; kg/サイクル/機  
 $M_{O(LH/HYB)}$  : LOX/LH<sub>2</sub>の組み合わせにおける酸化剤質量; kg/サイクル/機  
 $M_{O(LH-U/HYB)}$  : 上昇時 (LS→LL0)、LOX/LH<sub>2</sub>における酸化剤質量; kg/サイクル/機  
 $M_{F(LH-U/HYB)}$  : 上昇時 (LS→LL0)、LOX/LH<sub>2</sub>における燃料質量; kg/サイクル/機  
 $M_{O(LH-D/HYB)}$  : 下降時 (LL0→LS)、LOX/LH<sub>2</sub>における酸化剤質量; kg/サイクル/機  
 $M_{F(LH-D/HYB)}$  : 下降時 (LL0→LS)、LOX/LH<sub>2</sub>における燃料質量; kg/サイクル/機  
 $MR_{Si-Al}$  : LOX/Si-Alの組み合わせにおける混合比; 3と仮定。(5.4.4.9項)  
 $MR_{LH}$  : LOX/LH<sub>2</sub>の組み合わせにおける混合比  
 $I_{SP(LE)}$  : LOX/LH<sub>2</sub>の組み合わせで得られる比推力; 混合比:  $MR_{LH}$ と連動しているパラメータ。[3.5.1.2項(2); 図3-5参照]  
 $M_{LS/C}$  : ロケット1 [機] が1 [サイクル] 当たり運搬するLOX製造用に必要な物資(含: 月面基地の構築/運用用物資); kg/サイクル/機  
 $\eta_S(HYB)$  : ロケットの構造効率0.9と仮定。これは、本ロケットは、方式II [5.4.2.4項(1)参照]を基本としたため、燃料供給系統は2系統あるが、構造効率の点では、通常のハイブリッド・ロケットより高くできること、また低平均推進薬密度のLOX/LH<sub>2</sub>を用いたロケットの場合でも、その構造効率:  
 $\eta_{S(LE)}$ を0.9 [3.5.1.2項(3)参照]と仮定できることからみて、安全側の設定。



## F-1. 1. 5 LS関連

|                      |   |
|----------------------|---|
| $M_{TLOX}$           | :LS上で生産する必要がある総LOX生産量; [kg]   |
| $M_{TLOX/H}$         | :単位時間のLOX生産量; [kg/h]  |
| $M_{PRO (LS)}$       | :LOX製造プラントの製造部; [kg]  |
| $M_{TANK (LS)}$      | :LOX製造プラントのLOX貯蔵タンク; [kg]   |
| $\eta_{LOX-LS (ES)}$ | :LOX製造プラントの地球依存率; ベースラインII (初期値)を1とし、パラメータ変化。                                 |
| $K_{I-LS}$           | :小型プラントからの製造部の換算係数; $385.2 (=607.8/1.578)$ [h]と仮定。<br>(3.6.1.1項参照)            |
| $K_{II-LS}$          | :小型プラントからの貯蔵タンクの換算係数; $0.0669 (=167.3/2,500)$ と仮定。<br>(3.6.1.2項参照)            |
| $M_{E-LS}$           | :エネルギー供給システム質量; [kg]  |
| $M_{CON-LS}$         | :ESから運搬する必要がある生活消費物資[食料/水分/一般消費物]やプラントの主な消耗品:CH <sub>4</sub> の総量; [kg]        |
| $K_{III-LS}$         | :CH <sub>4</sub> の損失補填率: $M_{TLOX}$ の2[w t %]と仮定(表3-7参照)                      |
| $M_{G-LS}$           | :上記以外のLOX製造に必要な地球に依存する諸々の物資(含:月面基地の構築/運用用物資); ベースラインII (初期値)を0[kg]として、パラメータ変化 |

## F-1. 2 物資移動量の計算式

### F-1. 2. 1 SSTOの総輸送質量

1[GW]級SPSを構築するために、SSTOのペイロードとなるES→LEOへの総輸送量: $M_{TPL}$  [kg]は、(F-1)式のように表される。

$$\begin{aligned}
 M_{TPL} = & M_{SPS} \cdot \eta_{SPS (ES)} \\
 & + N_{I (HT)} \cdot (5_{[年間]} / 10_{[年間]}) \cdot T_{HT} \cdot M_{SPS (HT)} \\
 & + N_{I (HT)} \cdot \varepsilon_{SPS (HT)} \times 5_{[年間]} \times T_{HT} \cdot M_{SPS (HT)} \\
 & + N_{I (HT)} \cdot (5_{[年間]} / 10_{[年間]}) \cdot T_{HT} \cdot M_{LOX (HT)} \\
 & + N_{I (HT)} \cdot \varepsilon_{LOX (HT)} \times 5_{[年間]} \times T_{HT} \cdot M_{LOX (HT)} \\
 & + N_{I (HYB)} \cdot (N_{II (HYB)} / 100_{[サイクル]}) \cdot M_{LOX (HYB)} \\
 & + N_{I (HYB)} \cdot \varepsilon_{LOX (HYB)} \cdot N_{II (HYB)} \cdot M_{LOX (HYB)} \\
 & + N_{I (HYB)} \cdot N_{II (HYB)} \cdot M_{F (LH/HYB)} \\
 & + M_{LS}
 \end{aligned} \tag{F-1}$$

### F-1. 2. 2 地球製SPS運搬用電気推進OTV関連

#### F-1. 2. 2. 1 LEO→GEOにおける関係

LEO→GEOに地球製SPS構成機材を電気推進(ホール・スラスタ)OTV2[機]を用いて10[サイクル]で運搬するとき、(F-2)式の関係が成り立つ。

$$\Delta V_{SPS (HT)} = I_{SP (HT)} \cdot g \cdot \ln \frac{A_1 + M_{SPS (HT)} + M_{SPS (LE-GE/LOX)}}{A_1 + M_{SPS (HT)}} \quad (F-2)$$

ただし、 $A_1 = M_{SPS} \cdot \eta_{SPS (ES)} / (N_I (HT) \cdot N_{II} (HT))$

#### F-1. 2. 2. 2 GEO→LEOにおける関係

GEO→LEOにOTVが帰還するときは、(F-3)式の関係が成り立つ。

$$\Delta V_{SPS (HT)} = I_{SP (HT)} \cdot g \cdot \ln \frac{M_{SPS (HT)} + M_{SPS (GE-LE/LOX)}}{M_{SPS (HT)}} \quad (F-3)$$

#### F-1. 2. 2. 3 往復(LEO⇄GEO)における関係

往復における燃料(LOX)には、(F-4)式と(F-5)式、(F-6)式の関係がある。

$$M_{SPS (LOX/HT)} = M_{SPS (LE-GE/LOX)} + M_{SPS (GE-LE/LOX)} \quad (F-4)$$

$$M_{SPS (Ar/HT)} = M_{SPS (LE-GE/Ar)} + M_{SPS (GE-LE/Ar)} \quad (F-5)$$

$M_{SPS (HT)}$  と要求電力; $P_{SPS (HT)}$  [W]とは、(F-6)式の比例関係があると仮定する。

$$M_{SPS (HT)} = K_{HT} \cdot P_{SPS (HT)} \quad (F-6)$$

この $P_{SPS (HT)}$  は、電気推進の特性から、(F-7)式と(F-8)式のように表せられる。

$$P_{SPS (HT)} = 1/2 \cdot I_{SP (HT)} \cdot g \cdot F_{SPS (HT)} / (\eta_{HT} \cdot \eta_E) \quad (F-7)$$

$$I_{SP (HT)} = F_{SPS (HT)} \cdot (T_{HTS} - T_{SPS (REF/HT)}) / (M_{SPS (LOX/HT)} \cdot g) \quad (F-8)$$

#### F-1. 2. 3 月製LOX運搬用電気推進OTV関連

##### F-1. 2. 3. 1 LLO→GEOにおける関係

LLO→GEOへ向かう月製LOX運搬用電気推進OTVの飛行は、ペイロード(月製LOX/月製SPS構成機材)を搭載しているため、OTVの全体規模を第一義的に決定する。この飛行での関係は、(F-9)式～(F-12)式ようになる。

$$\Delta V_{LL-GE (HT)} = \Delta V_{LOX (HT)} - \Delta V_{GE-LE (HT)} \quad (F-9)$$

$$\Delta V_{LL-GE (HT)} = I_{SP (HT)} \cdot g \times \ln(A_2/A_3) \quad (F-10)$$

$$A_2 = M_{PL (LL-GE/HT)} + M_{LOX (HT)} + M_D (LOX/HT)$$

$$A_3 = M_{PL (LL-GE/HT)} + M_{LOX (HT)} + M_P (GE-LE/LOX) + M_P (LE-LL/LOX)$$

$$M_{PL (LL-GE/HT)} = [\beta \cdot M_{TPL} + M_{SPS} \cdot (1 - \eta_{SPS (ES)})] / (N_I (HT) \cdot N_{II} (HT)) + M_{SPS (LOX/HT)} \quad (F-11)$$

$$M_D (LOX/HT) = M_P (LL-GE/LOX) + M_P (GE-LE/LOX) + M_P (LE-LL/LOX) \quad (F-12)$$

### F-1. 2. 3. 2 GEO→LEOにおける関係

GEO上で月製SPS構成機材： $M_{SPS} \cdot (1 - \eta_{SPS(ES)})$ と地球製SPS構築用OTVのGEO→LEO用燃料(LOX)： $M_{SPS(GE-LE/LOX)}$ を降ろした後、GEO→LEOに向かう飛行には、次の(F-13)式と(F-14)式の関係が成り立つ。

$$\Delta V_{GE-LE(HT)} = I_{SP(HT)} \cdot g \times \ln(A_4/A_5) \quad (F-13)$$

$$A_4 = M_{PL(GE-LE/HT)} + M_{LOX(HT)} + M_{P(LE-LL/LOX)} + M_{P(GE-LE/LOX)}$$

$$A_5 = M_{PL(GE-LE/HT)} + M_{LOX(HT)} + M_{P(LE-LL/LOX)}$$

$$M_{PL(GE-LE/HT)} = \beta \cdot M_{TPL} / (N_I(HT) \cdot N_{II}(HT)) + M_{SPS(LE-GE/LOX)} \quad (F-14)$$

### F-1. 2. 3. 3 LEO→LLOにおける関係

LEO上で、SSTOの帰還用酸化剤： $\beta \cdot M_{TPL} / (N_I(HT) \cdot N_{II}(HT))$ と地球製SPS構築用OTVのLEO→GEO用燃料(LOX)： $M_{SPS(LE-GE/LOX)}$ を降ろした後、LEO→LLOに向かう飛行には、次の(F-15)式と(F-16)式の関係が成立する。

$$\Delta V_{LOX(HT)} = I_{SP(HT)} \cdot g \times \ln(A_6/A_7) \quad (F-15)$$

$$A_6 = M_{PL(LE-LL/HT)} + M_{LOX(HT)} + M_{P(LE-LL/LOX)}$$

$$A_7 = M_{PL(LE-LL/HT)} + M_{LOX(HT)} + M_{P(LL-GE/Ar)}$$

$$\begin{aligned} M_{PL(LE-LL/HT)} = & 1 / (N_I(HT) \cdot N_{II}(HT)) \\ & \times [N_I(HYB) \cdot (N_{II}(HYB) / 100 \text{サイクル}) \cdot M_{LOX(HYB)} \\ & + N_I(HYB) \cdot \epsilon_{LOX(HYB)} \cdot N_{II}(HYB) \cdot M_{LOX(HYB)} \\ & + N_I(HYB) \cdot N_{II}(HYB) \cdot M_F(LH/HYB) + M_{LS}] \end{aligned} \quad (F-16)$$

### F-1. 2. 3. 4 往復(LLO⇄LEO)における関係

電気推進OTV機体質量： $M_{LOX(HT)}$  [kg]と太陽電池パドル出力： $P_{LOX(HT)}$  [W]とは、(F-6)式と同様に、(F-17)式の比例関係があると仮定する。

$$M_{LOX(HT)} = K_{HT} \cdot P_{LOX(HT)} \quad (F-17)$$

また、この $P_{LOX(HT)}$ は、電気推進の特性から、(F-7)式と(F-8)式と同様に、(F-18)式と(F-19)式の関係が成り立つ。なお、

$$P_{LOX(HT)} = 1/2 \cdot I_{SP(HT)} \cdot g \cdot F_{LOX(HT)} / (\eta_{HT} \cdot \eta_E) \quad (F-18)$$

$$I_{SP(HT)} = F_{LOX(HT)} \cdot (T_{HTS} - T_{LOX(REF/HT)}) / (M_{P(LOX/HT)} \cdot g) \quad (F-19)$$

## F-1. 2. 4 月製LOX運搬用化学推進(ハイブリッド)ロケット

### F-1. 2. 4. 1 LS→燃料切り替え時点における関係

LSから推進薬(LOX/Si-Al)の組み合わせで離陸し、途中から推進薬(LOX/LH<sub>2</sub>)の組み合わせに切り替える時点までの関係として、(F-20)式～(F-28)式が成り立つ。

$$\Delta V_{LE} \cdot \eta_{HYB} = I_{SP(HYB)} \cdot g \times \ln \frac{M_{PL(HYB)} + M_{LOX(HYB)} + M_D(HYB) - M_{F(LH-D/HYB)}}{M_{PL(HYB)} + M_{LOX(HYB)} + (1 + MR_{LH}) \cdot M_{F(LH-U/HYB)} + M_{O(LH-D/HYB)}} \quad (F-20)$$

$$M_{PL(HYB)} = 1 / (N_I(HYB) \cdot N_{II(HYB)}) \cdot [M_{SPS} \cdot (1 - \eta_{SPS(ES)}) + N_I(HT) \cdot N_{II(HT)} \cdot M_{SPS(LOX/HT)} + N_I(HT) \cdot N_{II(HT)} \cdot M_P(LOX/HT) + \beta \cdot M_{TPL}] \quad (F-21)$$

$$M_D(HYB) = M_O(HYB) + M_F(HYB) \quad (F-22)$$

$$M_O(HYB) = M_O(Si-Al/HYB) + M_O(LH/HYB) \quad (F-23)$$

$$M_F(HYB) = M_F(Si-Al/HYB) + M_F(LH/HYB) \quad (F-24)$$

$$M_O(LH/HYB) = M_O(LH-U/HYB) + M_O(LH-D/HYB) \quad (F-25)$$

$$M_F(LH/HYB) = M_F(LH-U/HYB) + M_F(LH-D/HYB) \quad (F-26)$$

$$MR_{Si-Al} = \frac{M_O(Si-Al/HYB)}{M_F(Si-Al/HYB)} \quad (F-27)$$

$$MR_{LH} = \frac{M_O(LH-U/HYB)}{M_F(LH-U/HYB)} = \frac{M_O(LH-D/HYB)}{M_F(LH-D/HYB)} \quad (F-28)$$

### F-1. 2. 4. 2 燃料切り替え時点→LLOにおける関係

上昇時、途中から推進薬(LOX/LH<sub>2</sub>)の組み合わせに切り替え、LLOに到達するまでの関係として、(F-29)式が成り立つ。

$$\Delta V_{LE} \cdot (1 - \eta_{HYB}) = I_{SP(LE)} \cdot g \times \ln \frac{M_{PL(HYB)} + M_{LOX(HYB)} + (1 + MR_{LH}) \cdot M_{F(LH-U/HYB)} + M_{O(LH-D/HYB)}}{M_{PL(HYB)} + M_{LOX(HYB)} + M_{O(LH-D/HYB)}} \quad (F-29)$$

### F-1. 2. 4. 3 LLO→LEOにおける関係

下降時の関係として、(F-30)式と(F-31)式が成り立つ。

$$\Delta V_{LE} = I_{SP(LE)} \cdot g \times \ln \frac{M_{LS/C} + M_{LOX(HYB)} + M_{F(LH-U/HYB)} + (1 + MR_{LH}) \cdot M_{F(LH-D/HYB)}}{M_{LS/C} + M_{LOX(HYB)} + M_{F(LH-U/HYB)}} \quad (F-30)$$

$$M_{LS/C} = M_{LS} / (N_I (HYB) \cdot N_{II} (HYB)) \quad (F-31)$$

#### F-1. 2. 4. 4 往復における関係

構造効率:  $\eta_{S (HYB)}$  は、(F-32)式で定義される。

$$\eta_{S (HYB)} = \frac{M_D (HYB)}{M_D (HYB) + M_{LOX (HYB)}} \quad (F-32)$$

#### F-1. 2. 5 LSにおける関係

##### F-1. 2. 5. 1 総LOX生産量: $M_{TLOX}$

LS上で生産する必要がある総LOX生産量:  $M_{TLOX}$  [kg] は、次の(F-33)式で表現される。また、単位時間のLOX生産量:  $M_{TLOX/H}$  [kg/h] は、(F-34)式のようになる。

$$\begin{aligned} M_{TLOX} = & N_I (HT) \cdot N_{II} (HT) \cdot M_{SPS (LOX/HT)} \\ & + N_I (HT) \cdot N_{II} (HT) \cdot M_P (LOX/HT) \\ & + \beta \cdot M_{TPL} \\ & + N_I (HYB) \cdot N_{II} (HYB) \cdot M_O (HYB) \end{aligned} \quad (F-33)$$

$$M_{TLOX/H} = M_{TLOX} / (T_{HT} \times 5 \text{ [年間]} \times 365 \text{ [日]} \times 24 \text{ [時間]}) \quad (F-34)$$

##### F-1. 2. 5. 2 LOX製造プラント規模

プラント及び次項のエネルギー供給システムの耐用年数は、 $T_{HT} \times 5$  [年] 即ちSPS1機の構築の着手から完成するまでと仮定する。4. 3. 6項でも述べたように、本研究で検討対象としているSPS構築想定期間は、5~10 [年] であるため、一般的な宇宙機や地上用機器の耐用年数と比較しても、この仮定は妥当なものと考えられる。LOX製造プラントを構成する製造部:  $M_{PRO (LS)}$  [kg] 及びLOX貯蔵タンク:  $M_{TANK (LS)}$  [kg] の規模(地球依存部分)は、次の(F-35)式と(F-36)式のように概略表せられる。なお、LOX貯蔵量は、3. 6. 1. 2項での仮定と同様に、冗長度を考慮してロケットが1回の打ち上げに使用する合計LOX量(ペイロードと自らの酸化剤)の2 [サイクル] 分とする。

$$M_{PRO (LS)} = M_{TLOX/H} \cdot K_{I-LS} \cdot \eta_{LOX-LS (ES)} \quad (F-35)$$

$$M_{TANK (LS)} = M_{TLOX} / (N_I (HYB) \cdot N_{II} (HYB)) \cdot 2 \text{ 回分} \cdot K_{II-LS} \cdot \eta_{LOX-LS (ES)} \quad (F-36)$$

なお、このプラントからの副産物として、SiとFe、スラグが産出されるが、Alについては、スラグ内の $Al_2O_3$ を更に還元するための追加装置類[5. 1. 4. 4項(2)③参照]が必要となるが、上記の2式に含まれると仮定する。これは、本プラントが、少量生産(1. 578[kg/h])の小型プラント(3. 6. 1項参照)をベースに単純な比例計算で求められており、ワースト・ケースに近いものであるためである。また、このプラントの建設基礎類は月資源により賄うことを前提としている。

### F-1.2.5.3 エネルギー供給システム

ESに依存する太陽電池系を中心とするエネルギー供給システムの規模： $M_{E-LS}$  [kg]は(F-37)式のように定義される。

$$M_{E-LS} = M_{TLOX/H} \times (34.6_{[kW]} / 1.578_{[kg/h]}) * \times (A_8 + A_9 + A_{10}) \times 6.5_{[kg/kW]} ** = 462.47 M_{TLOX/H} \quad (F-37)$$

\* : 3.6.1項の表3-7参照      \*\* : 5.3.4.5項参照

$A_8 = 0.56 \times [1 + 1 \times (190^\circ / 170^\circ)]$  , 熔融レゴリス貯蔵用予備炉関連 [5.3.4.4項参照]

$A_9 = 1 - 0.56$  , 昼間の電気分解/液化過程関連 [5.3.4.4項参照]

$A_{10} = (1 - 0.56) \times (190^\circ / 170^\circ) / 0.3$  , 夜間の電気分解/液化過程関連 [5.3.4.4項参照]

### F-1.2.5.4 生活消費物資/プラントの消耗品(CH<sub>4</sub>)

SPS一機を10[年間]で構築するためには、月面基地の住人:約100名が生活することが必要であると仮定すると、総生活消費物資量は、1,825[ton] [5.1.7.3項(2)参照]となる。もし、構築期間が延長された場合でも、住人数は変化しないと仮定すると、総生活消費物資量は、 $1.825 \times 10^5_{[kg/10年間]} \times 1/2 \times T_{HT} = 9.13 \times 10^5_{[kg/5年間]} \times T_{HT}$ と表現できる。

また、プラントの主な消耗品であるCH<sub>4</sub>量の一部は、ESから運搬する生活消費物資[食料/水分/一般消費物]及び太陽風ガスにより補填される。ただし、前述(5.1.7.9項参照)で述べたように、CH<sub>4</sub>の補填については、生活消費物資からの補填が主であり、太陽風ガスの部分は、CH<sub>4</sub>損失量の約3%にしかない。このため、本章では、太陽風ガスの寄与を計算の簡略化のために無視すると、Cの供給については、5.1.7.5項に示す関係から105[kg/日]、またHの供給は47[kg/日]となる。それ故、ESに依存する必要がある生活消費物資/プラントの消耗品(CH<sub>4</sub>): $M_{CON-LS}$ は(F-38)式のようになる。

$$M_{CON-LS} = 9.13 \times 10^5_{[kg/5年間]} \times T_{HT} + M_{TLOX} \cdot K_{E-LS} - (105_{[kg/日]} + 47_{[kg/日]}) \times 365_{[日/年]} \times 5_{[年間]} \times T_{HT} \quad (F-38)$$

### F-1.2.5.5 その他の必要な依存物資

LOX製造に関連しESに依存する物資(含:月面基地の構築/運用用物資)の内、定量的な推定が困難なものは、一括して、 $M_{a-LS}$  [kg]と定義し、初期値を0[kg]として、パラメータ変化させる。初期値を0[kg]としたのは、次のような方策を将来採ることが可能であり、また質量推定にマージンがあることによる。

①体内に摂取する水分[飲料水・食料内の水分]の内、例えば、1/2の水分は、LH<sub>2</sub>のみESから運搬し、月製のO<sub>2</sub>と反応させ製造することを行った場合、約444[ton]の輸送量の低減につながる。(5.1.7.9項参照)

②LOX製造に必要な電力は、小型プラント(34.6[kW])の必要電力を単純に比例計算して求

めているためマージンがある。また、還元反応炉から排出される高品質の熱エネルギーは、基地運営に充当しても更にコンテンジェンシー用として利用可能である。(5.3.1項参照)

③エネルギー供給のための太陽電池系の質量試算にもマージンを含む。また、この電池系のリフレクターから排出される高品質の熱エネルギーを利用した熱発電の可能性もある。(5.3.4.3項参照)

④上記(F-1.2.5.2項)で述べたように、LOX製造プラントの試算にもマージンが含まれている。

#### F-1.2.5.6 LS上でLOX製造に関連する総物資

地球に依存するLOX製造に必要な総物資量: $M_{LS}$  [kg]は、(F-39)式で表現される。

$$M_{LS} = M_{PRO(LS)} + M_{TANK(LS)} + M_{E-LS} + M_{CON-LS} + M_{G-LS} \quad (F-39)$$

### F-2 コスト計算方式

#### F-2.1 計算に使用する常数と変数

##### F-2.1.1 SSTO関連

$N_{SSTO}$  : SSTOの総打上回数, [サイクル]

$C_{SS-LU}$  : 打上(運用)コスト, (含:再整備用ハード・ウエア製作コスト/燃料生産コスト等) [M\$]

$C_{SS-PRO}$  : 機体製作コスト, [M\$]

$C_{SSTO}$  : 合計コスト, [M\$]

##### F-2.1.2 月製LOX運搬用電気推進OTV関連

$C_{OTV-PRO}$  : 機体製作コスト, [M\$]

$C_{OTV-REF}$  : 再整備用ハード・ウエア・コスト, [M\$]

$C_{OTV-OPE}$  : 運用コスト, [M\$]

$C_{OTV}$  : 合計コスト, [M\$]

##### F-2.1.3 月製LOX運搬用化学推進ロケット関連

$C_{HYB-PRO}$  : 機体製作コスト, [M\$]

$C_{HYB-OPE}$  : 打上(運用)コスト(含:再整備用ハード・ウエア製作コスト/燃料生産コスト等), [M\$]

$C_{HYB}$  : 合計コスト, [M\$]

##### F-2.1.4 $C_{T-VEH}$ :総輸送関連コスト, [M\$]

##### F-2.1.5 LS関連

$C_{PLANT-LS}$  : プラント(製造部/LOX貯蔵タンク)の製作コスト, [M\$]

$C_{E-LS}$  : エネルギー供給システムの製作コスト, [M\$]

### F-2.1.6 C<sub>TOTAL</sub> : 総コスト, [M\$]

### F-2.2 コスト計算式

コスト算定の前提については、本文(6.1.3項)参照。

#### F-2.2.1 SSTO総打上回数

$$N_{SSTO} = \frac{M_{TPL}}{(1+\beta) \times 10^3 \times 10^3 \text{ [kg/ton]}} \quad (F-40)$$

#### F-2.2.2 SSTO関連コスト

$$C_{SS-LU} = N_{SSTO} \times 12 \text{ [M$/サイクル]} \quad (F-41)$$

$$C_{SS-PRO} = N_{SSTO} / 100 \text{ [サイクル/機]} \times 85^* \text{ [ton/機]} \times 22 \text{ [M$/ton]} \quad (F-42)$$

\*:  $\beta=1$ 以外のときは、構造効率を同一にするために、 $\beta$ に同期させ、SSTO機体質量も変化させる。(6.4.2.3項参照)

$$C_{SSTO} = C_{SS-LU} + C_{SS-PRO} \quad (F-43)$$

#### F-2.2.3 月製LOX運搬用電気推進OTV関連コスト

$$C_{OTV-PRO} = M_{LOX(HT)} / 10^3 \text{ [kg/ton]} \times N_I(HT) \times (5 \text{ [年間]} / 10 \text{ [年間]}) \times T_{HT} \times 0.35 \text{ [M$/ton]} \quad (F-44)$$

$$C_{OTV-REF} = M_{LOX(HT)} / 10^3 \text{ [kg/ton]} \times N_I(HT) \times \epsilon_{LOX(HT)} \times 5 \text{ [年間]} \times T_{HT} \times 0.175 \text{ [M$/ton]} \quad (F-45)$$

$$C_{OTV-OPE} = N_I(HT) \times 5 \text{ [サイクル]} \times 10 \text{ [M$/サイクル]} \quad (F-46)$$

$$C_{OTV} = C_{OTV-PRO} + C_{OTV-REF} + C_{OTV-OPE} \quad (F-47)$$

#### F-2.2.4 月製LOX運搬用化学推進ロケット関連コスト

$$C_{HYB-PRO} = M_{LOX(HYB)} / 10^3 \text{ [kg/ton]} \times N_I(HYB) \cdot (N_{II(HYB)} / 100 \text{ [サイクル]}) \times 22 \text{ [M$/ton]} \quad (F-48)$$

$$C_{HYB-OPE} = N_I(HYB) \cdot N_{II(HYB)} \times 20 \text{ [M$/機/サイクル]} \quad (F-49)$$

$$C_{HYB} = C_{HYB-PRO} + C_{HYB-OPE} \quad (F-50)$$

#### F-2.2.5 総輸送関連コスト

$$C_{T-VEH} = C_{SSTO} + C_{OTV} + C_{HYB} \quad (F-51)$$

#### F-2.2.6 プラント関連コスト

$$C_{PLANT-LS} = (M_{PRO(ES)} + M_{TANK(ES)}) / \eta_{LOX-LS(ES)} / 10^3 \text{ [ton/kg]} \times 0.35 \text{ [M$/ton]} \quad (F-52)$$

#### F-2.2.7 エネルギー供給システムコスト

$$C_{E-LS} = M_{E-LS} / 10^3 \text{ [ton/kg]} \times 0.35 \text{ [M$/ton]} \quad (F-53)$$



### F-2. 2. 8 総コスト

$$C_{TOTAL} = C_{T-VEH} + C_{PLANT-LS} + C_{E-LS} \quad (F-54)$$

### F-3 ベースラインⅡの計算結果

ベースラインⅡの計算結果を表F-1に示す。

表F-1 ベースラインⅡの計算結果

| 記号                    | 単位         | 数値                    | 備考   |
|-----------------------|------------|-----------------------|------|
| (1)SSTO関連等            |            |                       |      |
| MTPL                  | ton        | 23,870                |      |
| MSPS                  | ton        | 154,50                |      |
| $\eta$ SPS(ES)        | -          | 1                     |      |
| N I (HT)              | 機          | 2                     |      |
| N II (HT)             | サイクル       | 5                     |      |
| THT                   | 年間         | 2                     |      |
| (2)SPS構築用電気推進OTV関連    |            |                       |      |
| $\Delta V$ SPS(HT)    | m/s        | 4,710                 |      |
| I SP(HT)              | 秒          | 3,000                 |      |
| MSPS(HT)              | ton/機      | 113                   |      |
| $\varepsilon$ SPS(HT) | wt%/年間     | 10                    |      |
| MSPS(LOX/HT)          | ton/サイクル/機 | 308                   |      |
| PSPS[HT]              | MW         | 8.5                   |      |
| KHT                   | kg/W       | $1.33 \times 10^{-2}$ |      |
| FSPS(HT)              | N          | 156                   |      |
| $\eta$ HT             | %          | 30                    |      |
| $\eta$ E              | %          | 90                    |      |
| TSPS(REF/HT)          | 秒          | $5.256 \times 10^6$   | 2ヶ月間 |
| (3)月製LOX運搬用電気推進OTV関連  |            |                       |      |
| $\Delta V$ LL→GE(HT)  | m/s        | 2,690                 |      |
| $\Delta V$ LOX(HT)    | m/s        | 7,400                 |      |
| $\Delta V$ GE→LE(HT)  | m/s        | 4,710                 |      |
| $\beta$               | -          | 1                     |      |
| MLOX(HT)              | ton/機      | 480                   |      |
| $\varepsilon$ LOX[HT] | wt%/年間     | 10                    |      |
| MP(LOX/HT)            | ton/サイクル/機 | 1,304                 |      |
| PLOX(HT)              | MW         | 36.1                  |      |
| FLOX(HT)              | N          | 663                   |      |
| TLOX(REF/HT)          | 秒          | $5.256 \times 10^6$   | 2ヶ月間 |

|   |            |        |
|---|------------|--------|
| (4)月製LOX運搬(LS→LLO)用化学推進<br>(ハイブリット)ロケット関連 |            |        |
| $\Delta VLE$                              | m/s        | 1,990  |
| $\eta_{HYB}$                              | %          | 70     |
| ISP(HYB)                                  | 秒          | 230    |
| MPL(HYB)                                  | ton/サイクル/機 | 39,990 |
| NI(HYB)                                   | 機          | 2      |
| NI(HYB)                                   | サイクル/機     | 44.6   |
| MLOX(HYB)                                 | ton/機      | 85     |
| $\varepsilon_{LOX(HYB)}$                  | wt%/サイクル   | 1      |
| MP(HYB)                                   | ton/サイクル/機 | 691    |
| Mo(HYB)                                   | ton/サイクル/機 | 542    |
| MF(HYB)                                   | ton/サイクル/機 | 149    |
| MO(Si-Al/HYB)                             | ton/サイクル/機 | 390    |
| MF(Si-Al/HYB)                             | ton/サイクル/機 | 130    |
| Mo(LH/HYB)                                | ton/サイクル/機 | 152    |
| MF(LH/HYB)                                | ton/サイクル/機 | 19     |
| MRsi-Al                                   | —          | 3      |
| MRLH                                      | —          | 8      |
| ISP(LE)                                   | 秒          | 445    |
| $\eta_{SHYB}$                             | —          | 0.9    |
| (5)LS関連                                   |            |        |
| MTLOX                                     | ton        | 93,330 |
| MTLOX/H                                   | kg/h       | 1,065  |
| MPRO(LS)                                  | ton        | 410    |
| MTANK(LS)                                 | ton        | 140    |
| $\eta_{LOX-LS(ES)}$                       | —          | 1      |
| ME-LS                                     | ton        | 490    |
| MCON-LS                                   | ton        | 3,150  |
| $M_{\alpha-LS}$                           | ton        | 0      |
| MLS                                       | ton        | 4,195  |

|                               |      |        |
|-------------------------------|------|--------|
| (6) SSTO関連コスト                 |      |        |
| Nssto                         | サイクル | 1,193  |
| Css-LU                        | M\$  | 14,320 |
| Css-PRO                       | M\$  | 22,315 |
| Cssto                         | M\$  | 36,635 |
| (7) 月製LOX運搬用電気推進<br>OTV関連コスト  |      |        |
| Cotv-PRO                      | M\$  | 340    |
| Cotv-REF                      | M\$  | 170    |
| Cotv-OPE                      | M\$  | 100    |
| Cotv                          | M\$  | 605    |
| (8) 月製LOX運搬用化学推進<br>ロケット関連コスト |      |        |
| Chyb-PRO                      | M\$  | 1,670  |
| Chyb-OPE                      | M\$  | 1,785  |
| Chyb                          | M\$  | 3,455  |
| (9) CT-VEH                    | M\$  | 40,690 |
| (10) LS関連コスト                  |      |        |
| Cplant-LS                     | M\$  | 190    |
| Ce-LS                         | M\$  | 170    |
| (11) CTOTAL                   | M\$  | 41,060 |

宇宙開発事業団技術報告 NASDA-TMR-980009

---

---

発行日 1999年3月31日  
編集・発行 宇宙開発事業団  
〒105-8060  
東京都港区浜松町2丁目4番1号  
世界貿易センタービル29階  
TEL 03-3438-6000 (代表)

---

---

©1999 NASDA

無断複写、転載を禁ずる

<本資料に関するお問い合わせ先>

宇宙開発事業団技術情報センター技術情報課

TEL 03-3438-6582

