

# Study and evaluation of the Integrated Propulsion and Energy System for Reusable Rocket<sup>1</sup>

Yoshiaki Nakaue<sup>1</sup>, Yusuke Maru<sup>2</sup>, Yoshifumi Inatani<sup>2</sup>, Hatsuo Mori<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Department of Aeronautics and Astronautics, School of Engineering, The University of Tokyo, 7-3-1, Hongo, Bunkyo-ku, Tokyo 113-8656, Japan

<sup>2</sup>ISAS/JAXA, 3-1-1 Yoshinodai, Chuo-ku, Sagamihara, Kanagawa 252-5210, JAPAN

<sup>3</sup>IHI Corporation, TOYOSU IHI BUILDING., 1-1, Toyosu 3-chome, Koto-ku, Tokyo 135-8710, Japan

## Abstract

The Integrated Propulsion and Energy System (IPES) is an advanced energy system for space transportation vehicle to operate like an airplane and to reduce cost and turn around time by using as less number of components as possible. In this paper, I will introduce the method to design the propulsion and energy system considered about the integration of functions and components. And I also apply this method to future space missions and discuss how influence the IPES to some evaluate terms such as mass, cost, and turn-around-time for reusable rocket.

---

<sup>1</sup> Presented at the 32nd ISAS Space Energy Symposium, 1st March, 2013

# 宇宙往還機の統合推進エネルギーシステム 設計と評価に関する研究

中上禎章(東大・工・院), 丸祐介(ISAS/JAXA), 森初男(IHI), 稲谷芳文(ISAS/JAXA)

## 1. 背景

低コストかつ大量輸送できる宇宙輸送システムとして、再使用型宇宙輸送機が有力であり、大きな注目を浴びている。しかし、部分再使用可能ロケットであるスペースシャトルは、実際に運用されたところ、従来の使い捨てロケットよりコストが高くなってしまった。その原因として、有毒な燃料の使用や複雑なシステムに起因する整備/運用効率の低さが挙げられる。従って、高効率再使用宇宙輸送システムを実現するためには、システムの複雑さを少なくし、シンプルで安全な運用を行うことが必要不可欠である。

このような考えから、「統合推進エネルギーシステム」と呼ばれる推進・燃料供給システムに着目した。これは飛行機のような運用をロケットにも適用することを目指した推進システムであり、特徴として以下のような事柄が挙げられる。

1. 充填する推進剤の種類を減らし、燃料供給に関する作業を削減し、その時間短縮を図ること。
2. 環境への配慮のため、クリーンな推進剤を各システム共通に利用すること。
3. 整備項目が少ない推進系設計を行い、少ない点検で再使用できるロバストな設計を行うこと。

先行研究[1]では、エネルギーシステムに液体水素/液体酸素のみを利用したときのいくつかのシステム例を検討し評価がなされている。しかしこれらは将来に考えられる幅広いミッションに対して評価する手法ではな。今後、多様なミッションに各々に対して、シンプルで効率的な運用をするためにどのようなシステムを設計すべきか、という課題を解決するための手法が必要であると考えられる。

## 2. 目的

以上のような背景より、本研究では以下の事柄について明らかにすることを目的とする。

1. ミッションが決定された時、燃料や構成要素の統合を考慮して、どのような推進エネルギーシステムが最適であるか評価する手法を構築すること
2. 構築した手法を実際に即した宇宙ミッションに適用して、推進エネルギーシステムの統合度合いが、

評価指標にどのように影響するかを考察すること

## 3. 手法の構築

### 3-1. 概要

あるミッションを検討する時、図1のように、ミッションを達成するために必要な機能が決定される。また、その要求出力についても基準となる値を設定することが出来る。この要求機能を達成するために、どのようなエネルギー源とエネルギー変換要素を組み合わせるかを検討して考察することが本研究の目的である。すなわち本研究は、ミッション必要機能が与えられたときの、エネルギー源とエネルギー変換要素の組み合わせ問題に帰着する。本研究では、これらのシステムの評価指標は、重量、コスト、ターンアラウンドタイム(整備時間)とした。

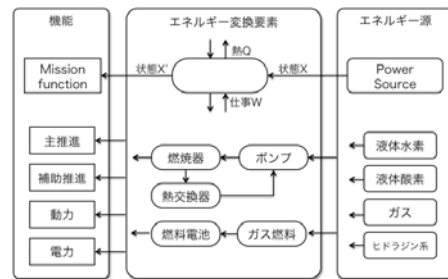


図1 研究の概要

本研究で行うシステム評価の流れを以下で説明する。まずミッションを定義し必要機能・要求出力(基準)を設定する。次に、エネルギーシステム構成要素のつながりを決定する。さらに各構成要素を次節で示すようなモデルに従って、システムのつながりを通して構成要素の状態量を計算する。そして計算された状態量を利用して3つの評価指標を計算する。この評価計算をいくつかのエネルギーシステムにおいて同様の作業を繰り返し、それらを比較し、ミッションにより適したエネルギーシステムを決定したり、統合の影響について考察をしたりする。次節より、各評価指標のモデル化について説明する。

### 3-2. 構成要素モデル

ここでは、エネルギーシステム構成要素のモデル化について説明する。

まずモデル化にあたって、全ての構成要素を図3の様な構成図として考える。

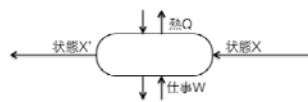


図2 構成要素モデル

ある状態量 $X$ を持つエネルギーは、構成要素にて何らかの変換操作をされて新しい状態量 $X'$ のエネルギーとして下流へ送られる。そして状態量計算においては、 $X'$ から構成要素で必要な状態 $X$ を計算する。すなわち、

$$X = f(X')$$

である。 $f$ は必要な条件(下流の状態量)を満たすように、構成要素の状態量 $X$ を決定するための関数である。ここで状態量 $X$ とは、例えば圧力・重量(質量流量)、温度、電力である。さらに、外部から仕事を与えられる必要があったり外部へ放射する熱を考慮したりする場合も同様に計算する。

現段階で考慮している構成要素は、燃焼器や燃料電池、タンクなど含めて全15種類である。統計データが十分に得られない要素などは、ある程度の信頼性を確保するため、重量推算プログラムWAATS[2]を利用した。

### 3-3. コスト、ターンアラウンドタイムモデル

宇宙機のコストにおいてよく知られる推算法として、TRANSCOSTモデル[3]がある。これは有人宇宙機や革新的先進航空機を含めた広範囲の機体系や推進系を取り扱っている。本研究ではこのモデルを利用した。このモデルは、欧米など各国で開発・計画された各種ロケットの開発費、製造費さらに運用費のデータを統計処理してモデル化された。

開発費 $C_d$ 、一機あたりの製造費 $C_v$ は一般に

$$C_d = \alpha M^x f_1 \cdot f_2 \cdot f_3$$

$$C_v = \alpha M^x f_4$$

と表される。ここで、 $\alpha$ 、 $x$ は係数、 $M$ は各段または各エンジンの重量、 $f_1 \sim f_4$ は新技術を用いる場合などに利用される係数(0.6~1.5)であり、特に $f_4$ はラーニングファクターと呼ばれ、機体の年間製造数によって決定される。運用費 $C_o$ は、地上打ち上げ設備運用コスト、推進薬コスト、飛行およびミッション運用コスト、回収コストの総和をとって求められ、基本的には、年間打ち上げ回数 $L$ を用いて、

$$C_o = \alpha L^x$$

として求められる。

ターンアラウンドタイム(TAT)に関しては、本研究では、ミッション毎に基準となる地上作業項目と基準作業時間を仮定し、統合などの影響によってそ

れらの項目・時間が比例的に変化するとした。例えばあるミッションにおいて、地上作業項目を着陸、施設移動、メンテナンス、発射台移動、燃料充填の5つのフェーズに分割し、さらにそれぞれのフェーズをより細かい作業項目に分割すると、最終的なTATは、

$$T_{total} = \sum(\alpha_i T_i)$$

表される。 $T_i$ は作業項目 $i$ の基準システムにおける作業時間であり、係数 $\alpha_i$ は、統合システムにしたときの作業項目 $i$ にかかる重みである。また使用する燃料にヒドラジン系の有毒な燃料を使用しないとき、基準作業時間は、有毒燃料を使用する場合の半分(50% down)になると仮定した。

## 4. 手法の適用

### 4-1. 宇宙ミッションの選択

本研究で適用するミッション概要を以下に示す。

#### ▶ 適用ミッション概要

- ・ミッション：地球周回低軌道へ宇宙太陽光発電衛星を建設
- ・ペイロード・・・・・・・・・・20ton
- ・打ち上げるべき全重量・・・・・・・・3万トン
- ・ミッション期間・・・・・・・・・・5年
- ・出力基準値・・・・・・・・・・STSと同規模

本手法では、評価するエネルギーシステムの統合パターンを、設計者自らが設定しなければならない。このパターンの選択には様々な可能性があり実際にはその全てにおいて検討することが望まれるが、計算に莫大な時間がかかってしまうので、本研究では設計者自らが実現可能性のあるパターンをいくつか選択した。選択したパターンの概略を表2に掲載する。主に推進剤種類を減らすこと、クリーンな推進剤を用いること、できるだけ整備項目を減らすことを考慮してパターンを設定した。

表1 適用パターン概略

ミッション1	概要
1	基準となるパターン
2	RCS タンクと主推進タンク統合
3	OMS タンクと主推進タンク統合
4	RCS、OMS タンクと主推進タンク統合
5	動力/電力をFCのみにて
6	4+5+FC燃料タンクと主推進タンク統合
7	2+FC燃料タンクとRCSタンク統合
8	3+FC燃料タンクとOMSタンク統合
9	2+5+FC燃料タンクとRCSタンク統合
10	3+5+FC燃料タンクとOMSタンク統合
11	4+5+FC燃料タンクとRCSタンク統合
12	4+5+FC燃料タンクとOMSタンク統合
13	動力/電力をAPU(燃料MMH)のみにて
14	動力/電力をAPU(燃料GH2)のみにて
15	RCSタンクとOMSタンク統合(燃料MMH系)
16	RCSタンクとOMSタンク統合(燃料GH2系)
17	5+補助推進燃料をGH2系、FC燃料タンクとRCSタンク統合
18	5+補助推進燃料をGH2系、FC燃料タンクとOMSタンク統合
19	電力をバッテリーにて供給
20	19+OMS、RCSの燃料をGH2系
21	20+動力もバッテリー駆動(電力とは別物)
22	16+21
23	16+20

## 4-2. 適用結果

計算適用結果を示す。ただし、重量に関しては本研究においては、基準システムから重量が増加した場合、その増加分を賄うだけの燃料を追加で搭載する場合にどの程度重量が増加するかを検討した。このとき、追加で用意しなければならない重量が莫大となってしまう統合パターンに関しては、実際には実現不可能であるという判断をし、今後の考察では基本的に検討しないこととした。計算結果では、Pattern7~15, 20~23については、実際のシステムとしては達成不可能と判断し、以下の考察からは除外している。結果を以下に示す。

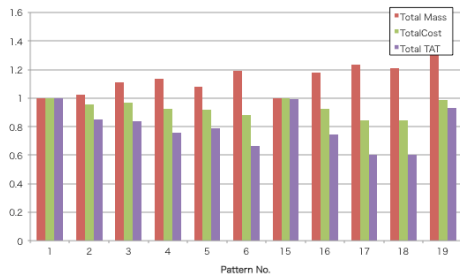


図3 計算結果

## 4-3. 考察

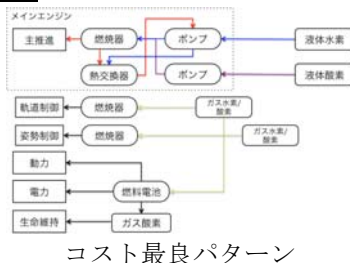
### 4-3-1. 本ミッションにおける比較パターン内での最良なシステム

ここでは本ミッションを実現するにあたり最も良いシステムとその運用方法はどのようなものがあるかを検討する

実際に宇宙ミッションを設定するにあたり、まず予算が重要になることが多い。従って本研究においては、開発から運用までの全コストが最も少なくなるような統合パターンを最良なものとして選択する。その結果の概要を以下に示す。

#### ▶ 統合パターンNo. : パターン18

#### ▶ パターン図 :



#### ▶ 統合内容

- ・動力と電力を燃料電池で統合
- ・補助推進燃料をGH2/GOx
- ・FC燃料気蓄器と補助推進の気蓄器を統合

#### ▶ システム概要

- ・重量 : 766 ton
- ・全コスト (開発/製造/運用) : 239 Bドル(39/46/153)

・ TAT : 約6.7日

・ 必要製造機数 : 7機

・ 一機あたり年間打ち上げ回数 : 約46回

すなわち、本ミッションを達成するためには上記のようなシステム・運用条件をみとす必要がある。

重量に関しては最も軽い統合パターンと比較して20%程度重い、コストに関しては最も悪い統合パターンと比較して15%(およそ44Bdollars), TATに関しては40%(およそ35hr)有利となった。

このミッション設定は現在の製造・運用技術では極めて難解であるが、本研究の結果がこのような将来的なミッションを実現するときの要求や指針となる。

また、仮にミッション全体の期間を現在の2倍の10年に変更すると、必要な機体数は半分で済みコストも大幅に削減出来ることが同様に計算で示される。このように本手法は、ミッション設計を行うときの技術レベル・必要機体数・予算などの指針や要求を決定するための補助ツールとしても利用できる。

### 4-3-2. 統合に関する知見

#### ▶ コストに関して

宇宙輸送機のコストを大幅に下げることが、宇宙太陽光発電などの将来的な宇宙ミッションにおいては重要であり大きな要求である。そこでまず、コストを削減するために重要な要素について述べる。

本コストモデルによると、開発費は重量に依存する。また製造費は製造数、すなわち打ち上げ回数に依存し、打ち上げ回数はTATに依存するので、製造費を少なくするためにはTATを改善する必要がある。また運用費は打ち上げ回数、すなわちTATを改善すれば良い。さらに、ミッションに対する計算結果より、全コストが最大になるときTATも最大となり、全コストが最小となる時TATも最小となった。全コストとTATの評価順位を比較すると、図12のように概ね一致していることがわかる。このことから、低コストで運用する宇宙輸送機においては、TATを現状より大きく削減することが必要不可欠であることがこれらからも理解される。

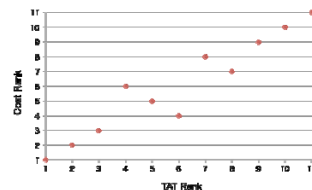


図4 TATとコストの評価順位について

#### ▶ TATに関して

TATに関する統合の影響や知見について以下に示

す。先に述べた通り、コストを大幅に削減するためにも以下で述べるようなTAT削減の方策は極めて重要である。

#### ①有毒な燃料の有無による影響が最も大きい

本研究ではヒドラジン燃料を使用しないと燃料は最大で40%近く減少することが見て取れる。このように、TATを大幅に削減するためには有毒なヒドラジン燃料は利用しないようにすることが重要である。

#### ② 構成要素数を抑えたシステム

TATを抑えるためには、構成要素数を抑えたシンプルなシステムが良い。ゆえに構成要素数が増加しないような統合パターンがより有効である。そのためには

##### ②-1. 同種同相の燃料タンクは統合

②-2. 性能の小さなミッションにおいてはバッテリーを利用する

こととすれば、気蓄器などの追加要素を用いず構成要素数を削減できて統合することができる。ただしバッテリーが有効なのは必要なエネルギー量が小さなミッションであり、そうでないとバッテリーの重量が極めて大きくなってしまいシステムとして成立しない。

#### ▶ 重量に関して

重量に関する統合の影響や知見について示す。重量はコストに関して開発費に大きく影響する。ゆえにコストを抑えるためにも、以下のような重量を削減するための統合システムの知見は重要である。

#### ① ヒドラジンでなく水素/酸素燃料を利用する

燃料を水素/酸素とすると、燃料重量は大幅に減少する。統合パターンにおいて燃料重量が減少しているのはヒドラジンを利用する代わりに水素/酸素燃料を利用しているからである。

#### ② 追加要素として新たに気蓄器・バッテリーが必要であれば構造重量が大幅に増加する可能性

燃料を水素/酸素とすると気蓄器が必要となる。また液体燃料からガス燃料を得るような統合では熱交換器やバッテリーが必要となる。このような追加構成要素の重量は極めて大きくなる傾向があった。

#### ③ 気蓄器利用の場合初期充填量は出来るだけ少なくしておく

気蓄器はガス燃料を充填するタンクであるが、充填するガス燃料が大きいほど重量は大きくなる。よって気蓄器重量を抑えるために、ガス燃料は主推進機能などの液体燃料から得るシステムとし、かつガス燃料の初期充填量を少なくすれば、気蓄器の重量

は最低限に抑えられる。

#### ④ 同種同相の燃料を統合する場合は、大きなタンクに統合

TAT削減の項でも述べた通り、同種同相の燃料タンクを統一して利用するのはTATにとって有利である。このとき、統合できるタンクが複数ある場合は、より大きなタンクに統合する方が重量増加は抑えられることがわかった。

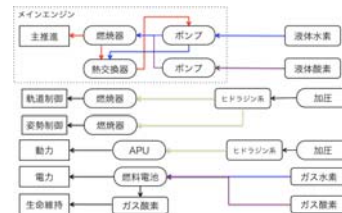


図5 重量最良パターン

図5は重量が最良となるパターンである。統合している箇所はあまり多くなく、またヒドラジン燃料を利用することで気蓄器の使用を控えている。

## 5. 結論

本研究は、自動車や飛行機のように効率的な宇宙輸送機の運用ができる可能性を持つ統合推進エネルギーシステムに注目し、燃料や構成要素の統合を考慮に入れたエネルギーシステムの設計手法を提案した。その手法を実際に即した宇宙ミッションに適用し、統合による推進エネルギーシステムへの影響や感度について考察を行い、システム設計や運用に関する提言を行った。将来的には、さらに精密にモデルを検討するとともに、評価指標も多様化して、最適化手法を用いた組み合わせ計算を行う。

## 参考文献

- [1] 青木広太郎, “再使用型ロケットのターンアラウンド時間短縮を目指した統合推進エネルギーシステムの評価”, 東京大学大学院修士論文, 2004
- [2] C.R.Glatt, “WAATS - A Computer Program for Weights Analysis of Advanced Transportation Systems”, NASA CR-2420,
- [3] Dietrich E. Koelle, “THE TRANSCOST-MODEL FOR LAUNCH VEHICLE COST ESTIMATION AND ITS APPLICATION TO FUTURE SYSTEMS ANALYSIS”, Acta Astronautica vol. 11, No.12, pp.803-817, 1984