

燃料や構成要素の統合を考慮した 推進エネルギーシステムの設計手法

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。

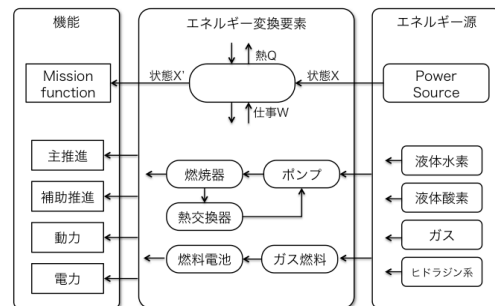


図1 研究の概要

図2に本研究で行うシステム評価の流れを示す。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、システムを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、それらと比較し、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。

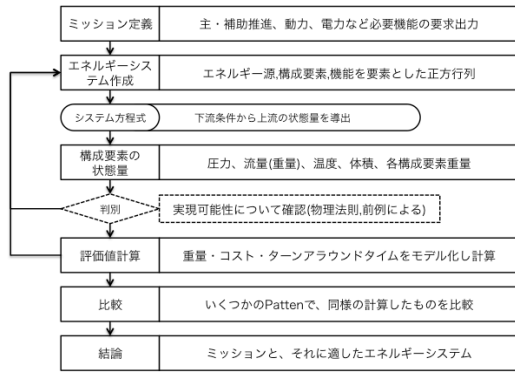


図2 システム評価の概要

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。

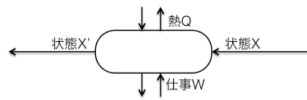


図3 構成要素モデル

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。ここでの状態量 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。

具体例として以下でターボポンプに関して説明する。

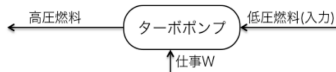


図4 ターボポンプモデル

ターボポンプの(本研究での)役割は、図4のように低圧燃料を高圧燃料として下流に送ることであり、その際タービンを回すための仕事 W を必要とする。状態量 X_{pump} の制約条件としては、下流(例えば燃焼室)にて必要とされる圧力・流量要求を満たすことであり、計算には、実在する様々な出力のロケットエンジンデータを用いて、ポンプ下流圧力(ここでは燃焼器圧 P_{cc})との関係を統計的に処理して計算する。

その結果、以下の様な結果を得た。

$$P_{pump_fu} = 2.0 P_{cc}$$

$$P_{pump_ox} = 1.5 P_{cc}$$

$$m_{pump} = m_{cc}$$

$$W_{pump} = m_{pump} \cdot P_{pump} / \eta$$

ただし P は圧力、 m は流量、 W は必要なタービン駆動動力、 η はポンプ機械効率であり、添字の $pump$ はポンプ、 cc は燃焼室、 fu は燃料、 ox は酸化剤を表す。

また、推算された状態量を利用して、評価指標の一つである重量 M についても同様に計算する。例えば上記ターボポンプに関しては、統計データ処理の結果から以下のような推算式が得られる。

$$M_{pump} = 101.02 (P_{pump} \cdot m_{pump}^{1.5})^{0.4059}$$

以上のような状態量・重量推算モデル化作業を全ての構成要素に実施してモデル化した。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 、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、 α 、 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。最終的なトータルコスト C_{total} は各コストに関して、各段とエンジンの総和をとり、

$$C_{total} = \Sigma (C_d + C_v + C_o)$$

となる。

ターンアラウンドタイム(TAT)に関しては、現在のところ再使用宇宙往還機に利用できる推算モデルは存在しない。そこで本研究では、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 α_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。

3-4. 検証

以上のようなモデル化・評価計算手法について構築したモデルの妥当性を検証する目的で、検証用のミッション図5に本手法を適用する。必要性能はスペースシャトルミッション(STS)を基準値とした。

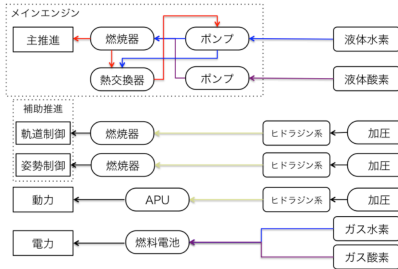


図5 検証用のミッションのパターン図

その結果を以下の表1に示す。異常値が出ていないことを確かめるために、STSの実際値と比較した。なお、TATに関しては、基準(実データを参考)をもとに計算するため、ここでの検証は省略する。

表1 モデル化検証(STS実データとの比較)

指標	構成要素	実データ	本手法による計算	STSモデルとの差[%]	単位
重量[kg]	SSME×3	7484.8	4542.1	39.3	kg
	主推進燃料	102976.7	78156.0	24.1	kg
	主推進酸化剤	610778.8	494988.0	19.0	kg
	メインタンク	20297.0	18148.3	10.6	kg
	軌道制御用推進剤	9602.7	10843.0	-12.9	kg
	姿勢制御用推進剤	3333.1	3277.6	1.7	kg
	全重量(SRB除く)	755000	635000	15.9	kg
コスト[BS]	総コスト(おおよそ)	200	44	78	BS
	1回の運用費(おおよそ)	0.4	0.1	75	BS

これらを参考にすると、本手法の結果はSTSミッションと比較しても非現実的な値ではない。ゆえに本モデルは相応の妥当性が見られることがわかった。このモデルを実際の宇宙ミッションに適用していく。

4. 手法の適用

4-1. 宇宙ミッションの選択

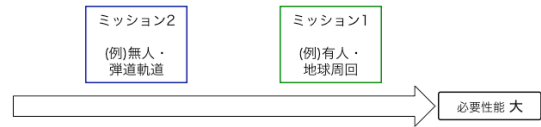


図6 選択ミッションの概要

検証対象とするミッションを選択するにあたり、「必要性能」という観点でミッションを整理する。ここで、「必要性能が大きい」ミッションとは、出力値が大きくミッション時間が長いミッションであり、ミッション全体に必要なエネルギー量が多いものである。異なる性能のミッションにおいて、システムを設計するときどのような変化があるかを調べることを目的とした。出力基準値はSTSと観測ロケットを主に参考にした。

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。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。

各ミッションのPattern1は、基準となるエネルギーシステムパターンである。例えば、ミッション1のPattern6は補助推進の燃料をすべて主推進タンクの燃料で賄い、さらに動力・電力のエネルギー源も主推進タンクより賄う。また動力発生機能には、有毒なヒドラジンや構造が複雑な油圧系APUを用いず、電力と共に燃料電池で賄うパターンである。Pattern6のシステムのつながりを図7に示す。

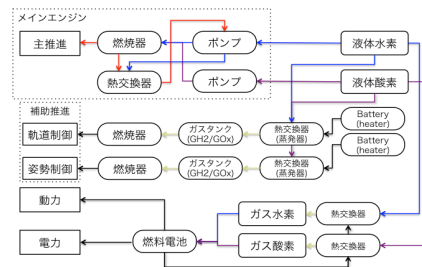


図7 ミッション1 (Pattern6)

このようなパターンについて次節より計算結果を示す。

表2 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
ミッション2	概要
1	基準となるパターン
2	APUタンクとRCSタンク統合
3	2+RCSタンクと主推進タンク統合
4	APUタンクと主推進タンク統合
5	動力/電力をFCで
6	5+FCタンクと主推進タンク統合
7	5+FCタンクとRCSタンク統合
8	7+RCSタンクと主推進タンク統合
9	動力/電力をバッテリーで
10	9+RCSタンクと主推進タンク統合

4-2. 適用結果

評価計算を行った結果を示す。なお結果では、値を基準(Pattern1)における各値で無次元化した。

図8はミッション1のパターン結果を示したものである。その結果、評価指標が最小となる統合パターンは表3のようになった。

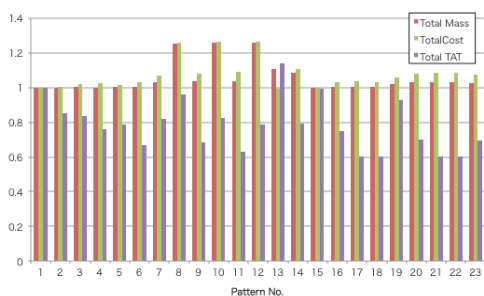


図8 ミッション1計算結果

表3 ミッション1の評価指標最小パターン詳細

	値が最小となる統合パターンの詳細
重量	RCSタンクと主推進燃料タンク統合(その他統合なし) (RCS燃料を主推進燃料から持ってくる)
コスト	動力/電力をAPU(燃料MMH)駆動(その他統合なし)
TAT	補助推進の燃料をLH ₂ /LO ₂ +気蓄器同士を統合し一つに +動力/電力機能をバッテリー駆動

図9はミッション2のパターン結果を示したものである。その結果、評価指標が最小となる統合パターンは以下のようになった。ミッション2では最小となるパターンがすべて同じものであった。

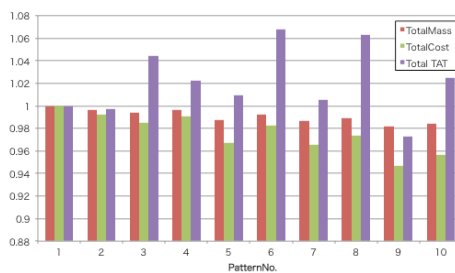


図9 ミッション2計算結果

表4 ミッション2の評価指標最小パターン詳細

	値が最小となる統合パターンの詳細
重量	動力/電力をバッテリーで駆動、その他要素の統合なし
コスト	同上
TAT	同上

次節にて、より詳細に考察する。

5. 考察

ここでは適用した2つのミッションにおいて、さらに各評価指標に関して詳しい考察を行う。

5-1. 重量に関して

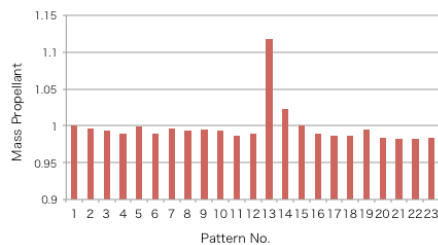


図10 燃料重量

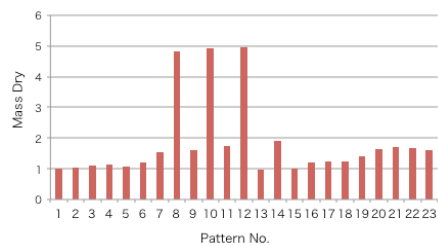


図11 乾燥重量

図10は燃料重量のグラフであり、図11は乾燥重量のグラフである。液体水素/酸素に燃料を統合することで燃料重量自体は減少させることができる。これは主にヒドラジン系燃料より液体水素燃料の方がエネルギー効率が良いことが理由である。しかし、新たに追加される構成要素重量の影響が大きく乾燥重量は大幅に増加し、結果的に全重量は増加するパターンが多くなっていることが分かる。

新たに追加される構成要素重量として特に気蓄器とバッテリーの重量が最も大きかった。

気蓄器に関して、元々気蓄器が利用されている場合または燃料の種類が変化しない場合においては

気蓄器統合によって重量を減少させることができた。燃料電池はAPUに比べて必要な燃料重量が小さくなった。しかしガス水素/酸素という2種類の燃料を用いるので気蓄器が必要となり、また乾燥重量も大きくなりやすい。

出力がある程度大きな機能への統合は重量増加を招く可能性があり注意を要する。例えばバッテリーに関しては出力・作動時間(kWh)が大きい機能に用いると極めて重量が大きくなってしまいが、ミッション2のような低出力で作動時間も短い場合は大きな問題はなかった。

5-2. コストに関して

コストは開発費・製造費は重量に、運用費はTATに大きく影響されるので、各評価指標をバランス良く減少させることが必要である。特に本研究のTRANS COSTモデルにおいては開発・製造費の割合が大きい。そしてそれらは、図12のように、乾燥重量に大きく影響を受けることがわかっている。従って、全体のコストを下げるためには、乾燥重量を減らす工夫をする必要があることがわかる。乾燥重量には気蓄器やバッテリーが含まれるので、それらを削減する方針は前節を参照されたい。

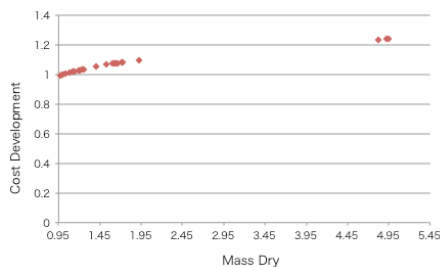


図12 乾燥重量 vs 開発費用

なお、ミッション2のように今後打ち上げ回数が増えていくミッションは、技術的知見を深めたり、開発チームの経験を高めたりすることでコストモデルの推算式係数 $f_1 \sim f_4$ を削減できればコスト的に有利になる。

また運用費は重量にはほぼ関係なくTATに大きく依存するため、TATを短縮させる施策をうつ必要がある。施策に関しては次節に記す。

5-3. TATに関して

図13はTATとヒドラジン燃料の関係図、図14はTATと構成要素数の関係図である。

最も有用なTAT削減方法はヒドラジン系燃料を使用しないことであった。また構成要素数と接続の数を抑えることもTAT削減に繋がるが、多少構成要素が増加してもヒドラジンは利用しないほうが良い。

TAT削減にはヒドラジン使用数の感度が最も大きく、このようなミッションに対してヒドラジンを使用しないシステムを再設計すればTATは大きく削減できるだろう。

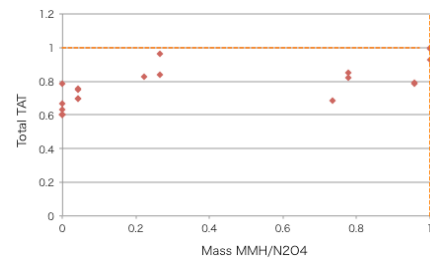


図13 ヒドラジン系燃料 vs TAT

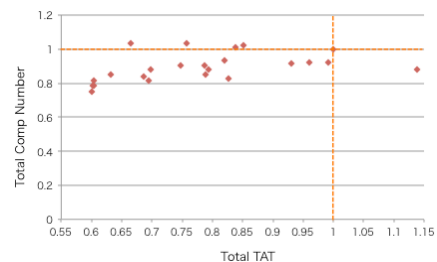


図14 構成要素数 vs TAT

ヒドラジン燃料を使用しない上でさらにTAT削減のためには、できるだけ構成要素数を抑えたシンプルなシステム設計が求められる。このとき、ガス水素/酸素燃料の気蓄器同士など同種・同相の燃料を用いる場合、追加の構成要素なしにシステムを統合することができ、構成要素の増減が抑えられTAT的に有利である。

また動/電力にバッテリーを用いると構成要素数が減少し、TATは改善される傾向にある。ただしバッテリーは重量に注意が必要である。

TAT削減の手法としてさらに、モデル化の基準作業項目や基準時間を変更・短縮することも極めて効果的であろう。例えば移動作業時間は主に重量に影響されるが、移動作業を伴わない作業項目に改善することができれば、TATはさらに減少させることができる。また並列に作業できる項目を検討して、より効率の良い作業内容とすれば基準時間自体を削減できる。各作業項目に関するこのような検討が今後の大きな研究課題となる。

5-4. 評価指標の相関

ここでは評価指標間の関係について考察する。とりあげるグラフはミッション1のみであるが、ミッション2もほぼ同傾向であった。

統合パターンにおける重量とコストの関係を図15に示す。重量が増加すればコストはそれに追従している関係が確認できる。すなわちコストを削減する

には重量の削減を意識しなければならない。ただし本コストモデルはかなり誤差が大きいため、今後モデルを精査すべきである。

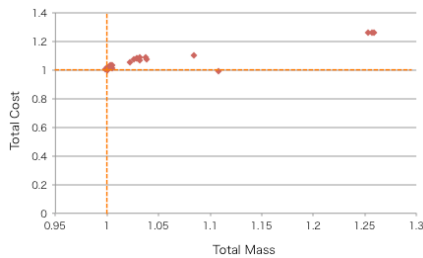


図15 重量とコスト(ミッション1)

図16は、重量とTATの関係図である。いくつかの例外はあるが、全体的には重量を減少させようとしてもTATが増加してしまう傾向があり、重量とTATはトレードオフの関係にあると考えられる。

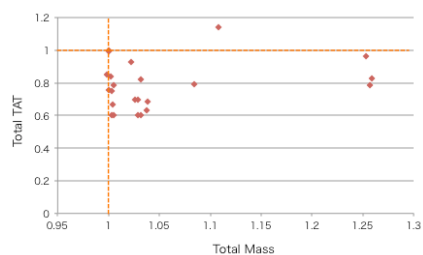


図16 重量とTAT(ミッション1)

図17はコストとTATの関係図である。図16と同様である。評価指標のトレードオフの関係がよりはっきりと見て取れ、TATを短くするとコストが増加してしまう傾向となることが分かる。

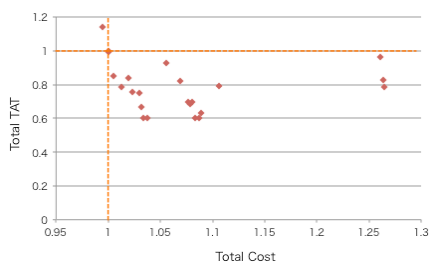


図17 コストとTAT(ミッション1)

5-5. 評価指標の改善策まとめ

前節より、評価指標間には少なからずトレードオフの関係があり、ミッション設計者はどの評価指標を重視するか重み付けを設定し、ミッションに最適な推進エネルギーシステムを設計する必要がある。得られた知見をもとにして、以下で指標を改善するための指針をまとめる。

(a) 重量

- ・燃料は効率の良い水素/酸素燃料として燃料重量を最小限にする。
- ・乾燥重量への影響が大きいため追加要素として

気蓄器を可能な限り利用しないシステム設計を行う。

- ・気蓄器を利用する場合、初期充填は少なくして、主に液体燃料を気化させることで賄うことで気蓄器自体の重量を削減できる。

(b) コスト

- ・乾燥重量を減少させることで開発・製造費が低減できるため、利用する材料はできるだけ密度が小さい(かつ一般的な)ものとする。また、低出力・作動時間が短い機能には積極的にバッテリーを利用すれば追加要素が最小限となり、乾燥重量も抑えられる。
- ・最新の技術は多くは利用せず熟練したチームにて作業を行えばコストは小さくなる。

(c) TAT

- ・TATへの影響が大きいため、燃料にヒドラシンを利用しない。
- ・同種・同相の燃料は積極的に統合を進めると、構成要素数を増やすことなく統合できる。
- ・低出力で作動時間が短い機能にはバッテリーを利用すればシステムはよりシンプルになる。
- ・各作業項目の抜本的な改善を図ることが重要。(例えば移動しないターンアラウンドの構築、作業の並列化etc.)

6. まとめ

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、推進エネルギーシステム設計への提言を行った。今後は、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た上で、最適化手法を用いた組み合わせ計算を行うことが課題である。

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