

Space Solar Power System Concept Study^{*}

Kenichi Anma, Nobuhiko Fukuda, and Koki Nimura (Mitsubishi Heavy Industries. Ltd)

Key Words: Space Solar Power System, System Concept, Commercial Model

Abstract

Many SSPS concepts were proposed before. Almost all these concepts have the target of launch cost-down 1/50 ~ 1/100 compared with H-IIA, and also the target of its on-orbit system weight 10g/W. In this paper, MHI proposes new SSPS concept. This new concept has the target of launch cost-down 1/2, and the target of its on-orbit system weight 1g/W. This concept has the merit of the reality on the launch cost target, but also has the demerit of difficulties on its on-orbit system weight target. So, MHI also proposes the approach for achieving its on-orbit system weight target in this paper.

* Presented at the Thirteenth SPS Symposium, 28-29 October, 2010

宇宙太陽発電システム 実用システム構想*

○安間健一、福田信彦、二村幸基（三菱重工業株式会社）

1. 宇宙太陽発電システムの概要

宇宙太陽発電システム（SSPS : Space Solar Power System）は、静止軌道上の太陽電池で発電した電力をマイクロ波/レーザにより地上へ無線電力伝送し、地上で再び電気エネルギーに変換して、電力として利用するものである。宇宙空間にあふれている太陽光から発電するため、クリーンで枯渢しないエネルギーであり、将来のエネルギー問題・地球温暖化問題を解決するエネルギー供給システムとして期待されている。（図1）

宇宙太陽発電システムは、2030年を目標にその研究開発が進められており、現在は要素技術開発及び

地上実験のフェーズである。今後、宇宙実験/軌道上実証が進められる見込みであり、その後パイロットプラントは2020年をターゲットに、実用システムは2030年をターゲットに研究開発が進められる見込みである。

当社は、この宇宙太陽発電システムの実現に向けて、当社技術力を最大限に活用して、幅広く技術開発に取り組んでいるとともに、これらの技術課題を考慮して、実現性の高い宇宙太陽発電システムの構想を立案している。本報告では、この当社の宇宙太陽発電システムの実用システム構想について紹介する。



* 第13回 SPSシンポジウム、2010年10月28-29日に発表

2. 実用システム構想 (MH I 案)

当社が提案する“宇宙太陽発電システム 実用システム構想”の概要を図2、3に示す。軌道上システムは静止軌道上に、発送電パネル、反射鏡、及びトラスで構成される。1.25km 規模の発送電パネルの発電面では、太陽からの直接光及び反射鏡からの反射光で発電し、これをマイクロ波に変換して地上に

送電する。地上では $\phi 1\text{km}$ 規模のレクテナで受電し AC電力に変換を行い、約 43 万 kW (火力発電一基分) を商用電力網から一般供給する。軌道上システムは、使い捨て型ロケットで低軌道に打ち上げられ、低軌道からは軌道間輸送機（電気推進）で静止軌道に投入される。静止軌道上では組立プラットフォームにて、実用システムの組立が行われる。

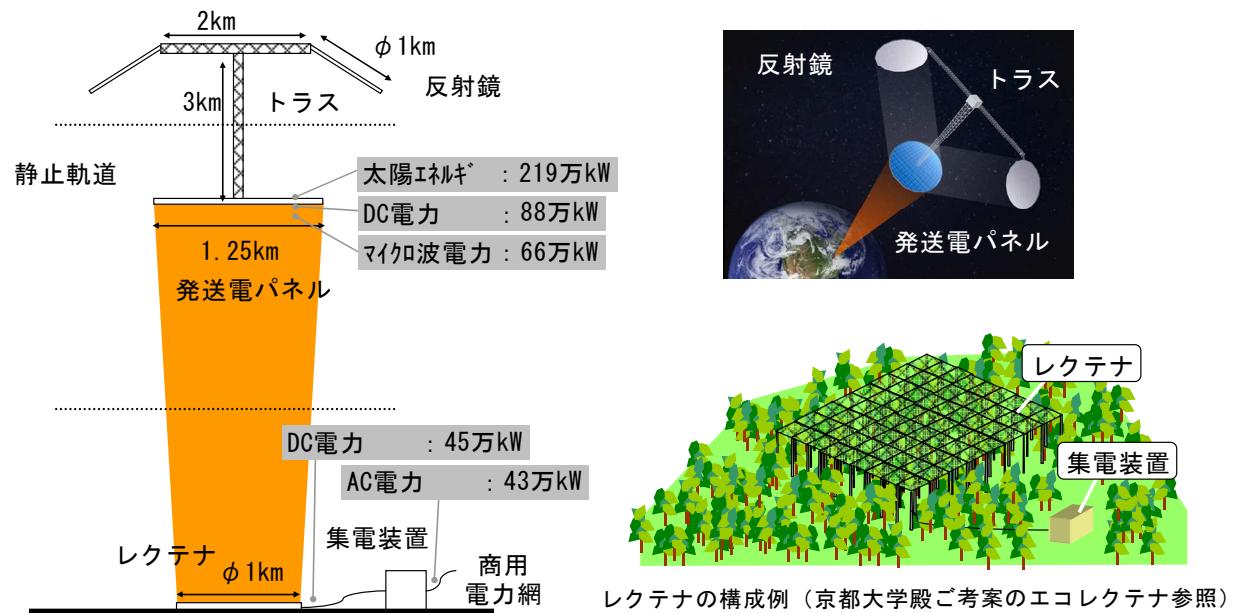


図2 実用システム構想 (MH I 案) ーシステムー

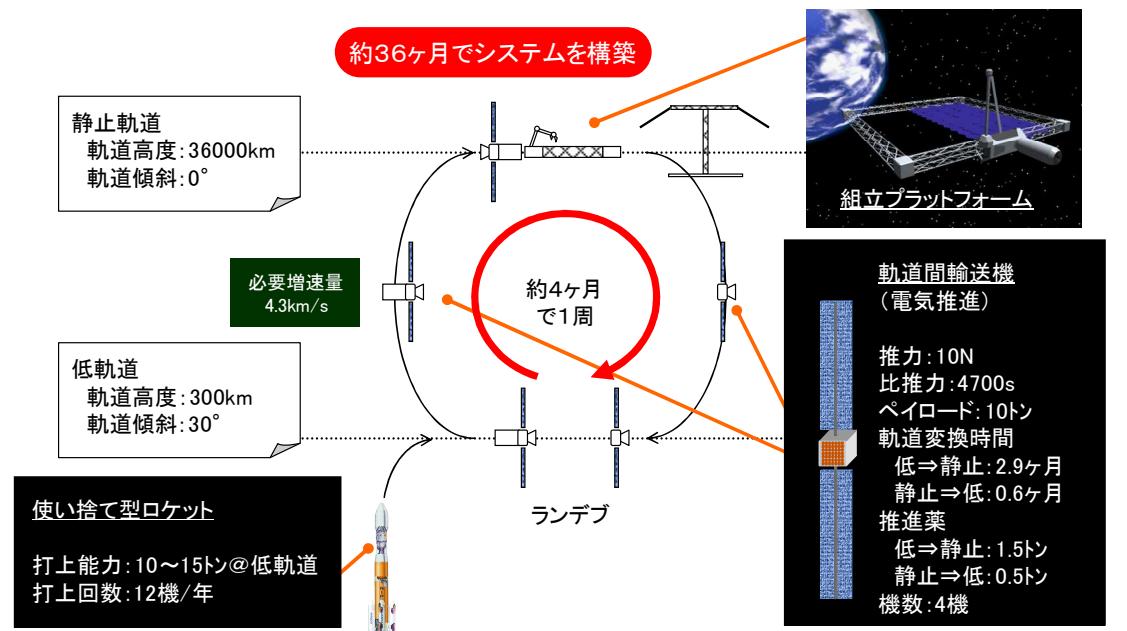


図3 実用システム構想 (MH I 案) ー輸送／組立ー

3. 事業化要件とそのアプローチ

当社が提案する“宇宙太陽発電システム 実用システム構想”(2項)をベースに、その事業化案件を整理した。(図4) 発電コストのターゲットを20円/kWhとした場合、約40万kWの発電を30年間運用できるこの実用システムには、約6000億円の投資が可能となる。この内、2400億円をシステム装置費用、1600億円を軌道間輸送機等の費用とした場合、打上費用は2000億円となる。ここで当社構想では、システム質量を400トン(これまでの要素試作実績に基づくシステム質量概算値10万トンの1/250)、打上輸送コストを5億円/トン@低軌道(現状のロケットの

1/2)を事業化要件として提案する。システム質量400トンを達成するためには、1g/Wでシステムを構築する必要があり、電装品に0.4g/W、構造に0.4g/W、その他推進系に0.2g/Wを割り当てる。(図5) 電装品については、半導体素子及び薄膜基板の適用で2030までには0.4g/Wを達成見込みである。(図6) また、構造はインフレータブル構造を、推進系はイオンエンジンを適用することで、それぞれ目標を達成できる見込みである。また、打上輸送コストについては、大型化及びコストダウンで、十分5億円/トンを達成可能な見込みである。(図7)

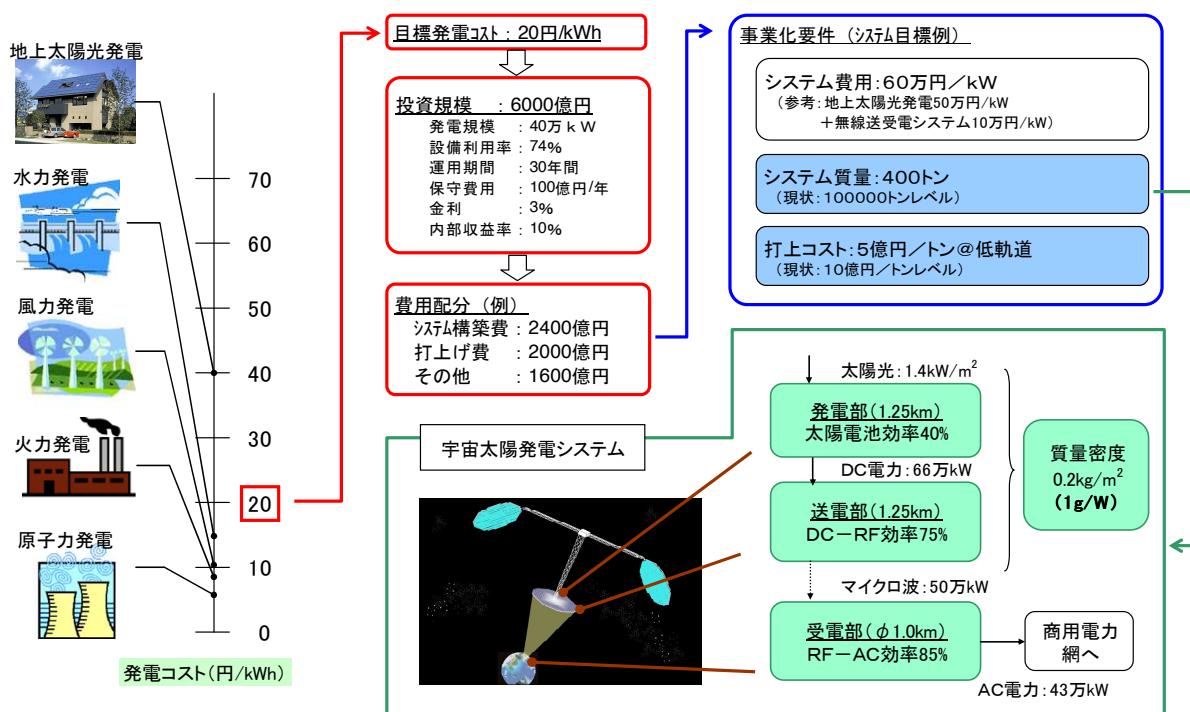


図4 事業化要件

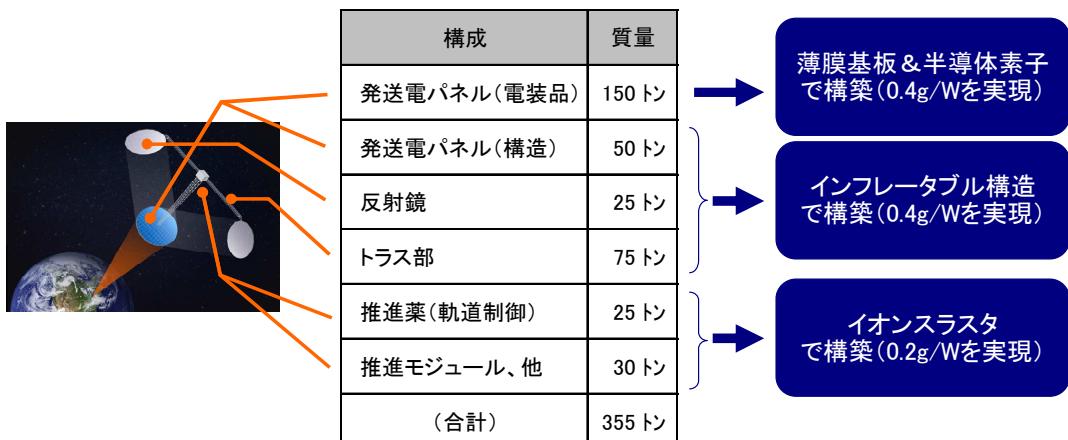
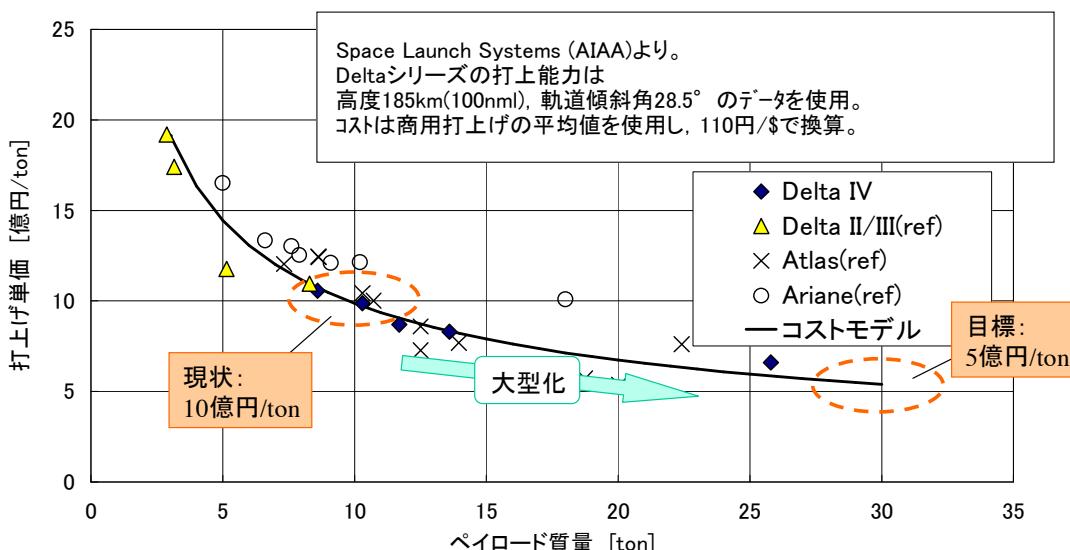
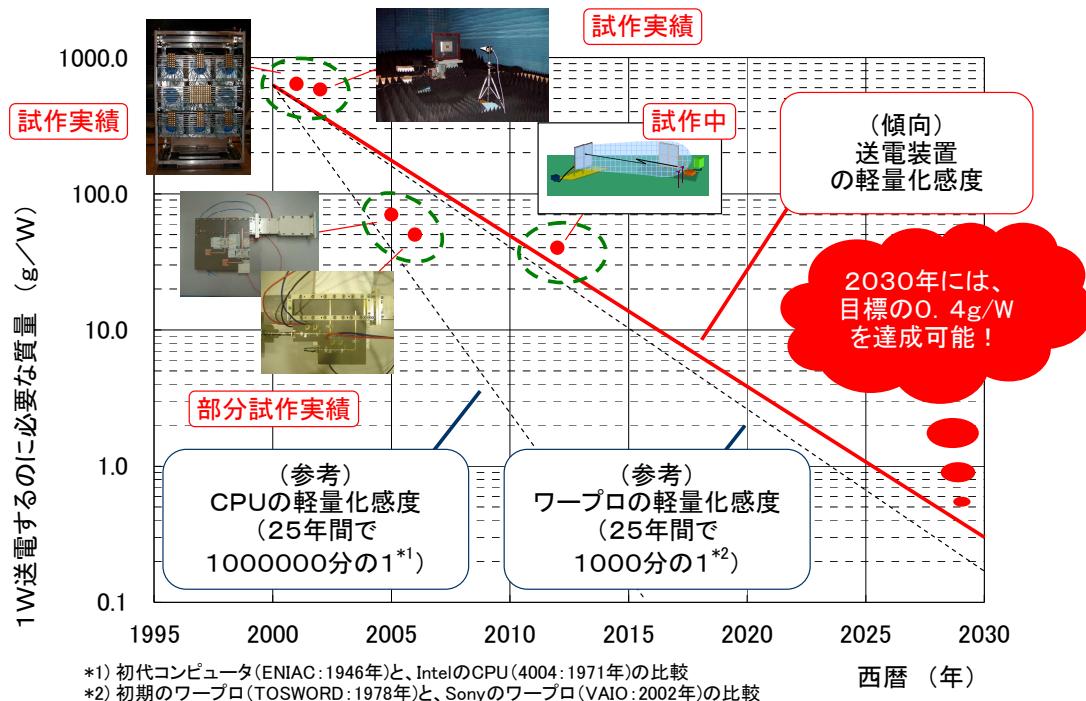


図5 事業化要件へのアプローチ (システム質量: 全般)



4.まとめ

三菱重工業は、“宇宙太陽発電システム 実用システム構想”として、打上輸送コスト低減約1/2、システム質量低減1/250を目指とした構想を提案する。この“宇宙太陽発電システム 実用システム構想”は、打上輸送コストの観点から、非常に実現性の高い構想である。また、システム質量低減目標が高いものの、今後の研究開発で十分達成可能な構想である。特に電装品については、他の電装品の質量軽減

実績からも、その実現性は非常に高いものと考えられる。三菱重工業は、この実現性の高い“宇宙太陽発電システム 実用システム構想”を掲げ、その実現に向けて研究開発を積極的に推進していく。

参考文献

- 1) International Reference Guide to Space Launch Systems, Published by AIAA, © 1999, third Edition