

太陽熱推進の研究

Study on Solar Thermal Propulsion

宇宙先進技術研究グループ (Advanced Space Technology Research Group)

佐原 宏典, 清水 盛生, 早川 幸男

Hironori Sahara, Morio Shimizu and Yukio Hayakawa

Abstract

This paper shows the achievements of study on solar thermal propulsion in the Advanced Space Technology Research Group, where solar thermal propulsion for microsatellites has been developed since FY2002, by integrating the results in a previous decade. The study on solar thermal propulsion includes thruster, concentrator and system. The thruster of 6mm in outer diameter was made of single crystal molybdenum and it was validly attainable to the target temperature, 1,500 K by solar heating in space. The single shell polymer concentrator of 400 mm in diameter suitable for the thruster was established, and its solar power concentration ratio was improved to be over 10,000. A bread board model of solar thermal propulsion system for microsatellites was designed and fabricated, and it functioned very well.

1. はじめに

本研究は平成 14 年度より開始された「太陽熱推進系のマクロ・ラブ・サットによる宇宙実証実験に関する予備的研究」として実施された。中推力, 高比推力, 且つ高効率の超小型衛星の軌道変換用上段推進系として, 超小型衛星搭載用太陽熱推進系の要素研究及びその開発とシステム構築を行うことを目的とする。太陽熱推進系は上段推進系として米国, フランス, ロシア等で精力的に研究が行われている[1,2]。日本でも 1995 年頃, 旧・科学技術庁航空宇宙技術研究所において太陽熱推進の研究が始まり, これまでに日本独自技術を用いた成果が得られている[3]。本研究はスラスタ, 太陽集光鏡, システム構築の 3 つの課題を掲げている。要素開発においてはこれまでの成果を活かしながら, 最終的に超小型衛星搭載用太陽熱推進系システムの実験室モデルを製作し, その作動確認試験を行うことを先端萌芽研究の期限である平成 15 年度末迄の目標とした。

2. スラスタ

上段推進系として使用されるスラスタの内, その作動に加熱機構を有する DC アークジェットや太陽熱推進では, 軌道上において複数回の作動と休止を繰り返すことによって高温状態と低温状態とを何度も経験し, 高温状態ではスラスタ材質の結晶が高温再結晶によって巨大化する。その結果, 特にノズルスロート部が損傷を受けて拡大し, 推進性能の低下を招くことが最も危惧される。そこで著者らは太陽熱スラスタの材質として, 耐火金属であるタングステン又はモリブデンの単結晶材を選んだ。単結晶では高温再結晶による脆化は起こり得ない。単結晶タングステンと単結晶モリブデンの大結晶製作手法は現・独立行政法人物質・材料研究機構らによって確立され, 日米特許取得

されている[4]. 国外で太陽熱推進の研究が最も進んでいると思われる米国の太陽熱推進スラスタでは、非常に高価で加工の難しいレニウムや、高温材としてのタングステン合金が用いられている。又、製造可能な単結晶材の寸法には制限があるが、筆者らのスラスタではスラスタを適当な要素に分割し、それぞれの要素を単結晶材で製作して組み合わせると言う工夫を施していることも特徴的である。例えば単結晶モリブデンでは最大で20mmの板材又は直径20mmの丸棒が限界であるので、スラスタを中心軸に垂直な平面で20mm間隔で輪切りにした要素を製作する等して、これらをネジ結合することで、Fig.1に示すようなスラスタ形状を得ている。従って、単結晶耐火金属製太陽熱スラスタは日本独自技術の使用と設計・製作時の工夫によって、世界でも類を見ない非常に独特のものとなっている。

著者らは1995年頃より、単結晶タングステン又は単結晶モリブデンを用いて、外径8mmから65mmまでの太陽熱スラスタを製作し、最適な口径と焦点距離のガラス製太陽集光鏡で太陽加熱した結果、2,000K以上の加熱温度を得た[5]。それらと同じ構造(Fig.1)・製作手法を用いて、本稿では外径6mmの標準型超小型スラスタを設計した。その主要な設計値、即ちスラスタ外径6mm、キャビティ径(スラスタ内径)4mm、推進剤供給管外径4mm、太陽加熱による目標スラスタ温度1,500Kに基き、単結晶モリブデンでその標準型スラスタの製作を行った。スラスタ内外筒、ノズル、配管等はネジ結合となっており、継目のシールと補強、及びスラスタ材質の高温真空下での蒸発を抑える為に、全体にタングステンCVDコーティングを施した(Fig.2)。このコーティングにより最終的に標準型スラスタ外径6.5mm、スラスタ内径3.4mm、推進剤供給管外径4.4mmとなった。

このスラスタを真空チェンバに収め、太陽自動追尾経緯儀に取り付けられた直径640mmガラス製放物面鏡(Fig.3)の焦点位置にスラスタ端面が一致するように設置した。太陽加熱実験中の様子をFig.4に示す。スラスタ温度測定は、Fig.1で示す外壁、プレナム内、推進剤供給管表面の各位置で行った。実験時の太陽光量は日時によって一定ではないので、測定した温度は全て宇宙での場合(太陽光量密度1,400W/m², 光学窓透過無)に換算して統一的に評価した。加熱試験結果の一例をFig.5に示す。その結果、標準型スラスタでは、外壁1,153K、プレナム1,159K、推進剤供給管表面862Kであった。これは目標スラスタ温度である1,500Kには遠く及ばない。これは、Fig.2を見て明らかなように、スラスタの寸法と比較して推進剤供給管が比較的太い為に、集光太陽光がスラスタを加熱しても直ちに起こるスラスタから推進剤供給管への熱伝導の割合が相対的に大きく、更に全表面からの熱輻射によって熱が散逸してしまうことが原因であると考えられる。これを改善して到達温度を高める為には、①推進剤供給管への熱伝導を抑える、②全表面からの熱輻射を抑える、ことが有効であると考えられる。

そこで著者らは、熱損失低減スラスタ(Fig.6)を設計した。即ち、推進剤供給管外径は単結晶材での加工限界に近い2.4mmとし、又、表面積の増大を避ける為にタングステンCVDコーティングを廃止し、代わりにRu/Moろう付けによって結合部のシール及び補強を行った。その結果、スラスタ外径は6.0mm、スラスタ内径は3.6mmとなり、ほぼ目標設計値となった。熱損失低減型スラスタで太陽加熱試験を行った結果、外壁1,316K、プレナム1,361K、推進剤供給管表面926Kとなった。使用した真空チェンバ内は背圧が数Pa程度なので、熱伝達の効果も無視出来ないと考えられる。そこで、熱損失低減型スラスタにカーボンフェルトを断熱材として巻き付けて太陽加熱試験を行った結果、外壁1,581K、プレナム1,331K、推進剤供給管表面963Kとなった。宇宙では更に高

真空であることに加え、推進剤を噴射する場合には、1,700K以上と推定されるスラスト端面近傍から流れる推進剤が熱をプレナムに移送することもあり、その結果、本スラストは宇宙での作動目標温度 1,500K を十分達成可能であると判断した。更に、ステンレスの熱伝導率はモリブデンのそれと比較して 1/10 程度であるので、推進剤供給管を途中からステンレスに変更することで、推進剤供給管への熱伝導を更に低減させることが出来ると考えられる。その為に必要なモリブデンとステンレスの接合についても検討と試作を行い、単結晶モリブデン管とステンレス管とのネジ結合後の継目を金ろう付けによって補強・シールすることで、1,000K 程度に十分耐えうる接合手法を確立した。

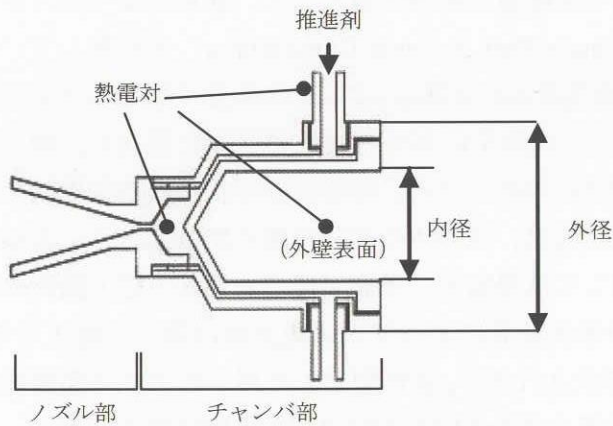


Fig. 1: Thruster structure



Fig. 2 Standard type thruster

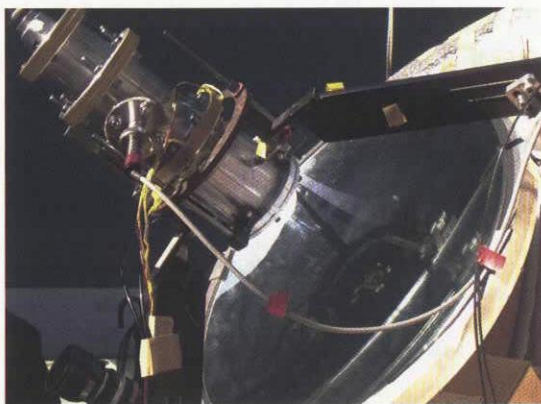


Fig. 3 Concentrator and vacuum chamber

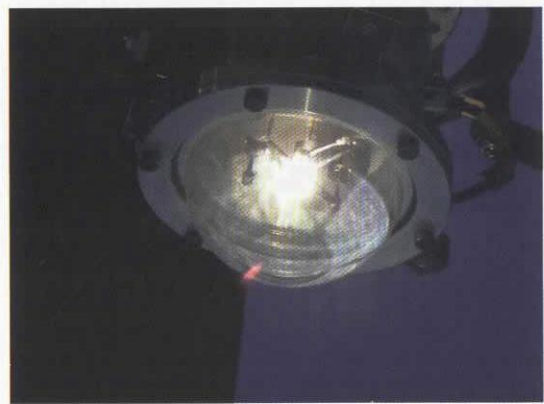


Fig. 4 Thruster in solar heating

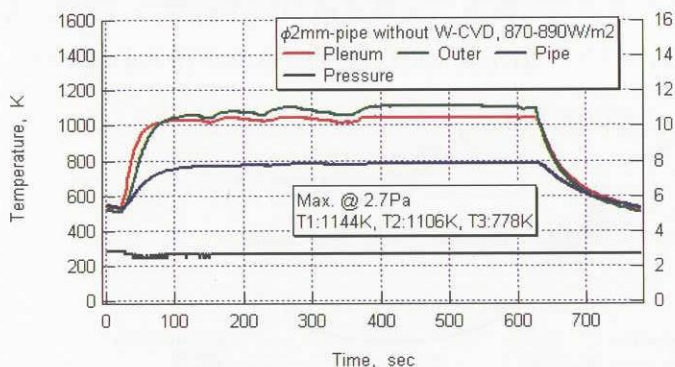


Fig. 5 Example of solar heating result

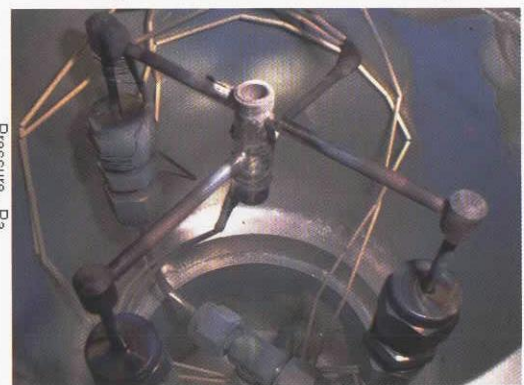


Fig. 6 Heat loss reduction type thruster

3. 太陽集光鏡

太陽熱推進では、アークジェット等と異なり推進剤加熱の為の電源が不要であるので、システムを軽量にすることが出来る。ところが精度の良い太陽集光鏡を堅強な材質や構造で実現することは、システム重量を増大させるので芳しくない。そこで太陽集光鏡を超軽量で製作する必要がある。その為に、諸機関ではインフレーター型と呼ばれる気体膨脹式集光鏡が主に研究されている[6]。インフレーター型は収納性が良いと言う利点があるが、その反面、デブリ衝突に弱い、透過率を減じる透明膜が不可欠である、硬化型材料を用いると重量が増大する、等のデメリットがある。そこで著者らは、超小型衛星搭載用太陽熱推進系の為の超軽量太陽集光鏡として、前章で述べたスラスタに適合する直径 400mm 単一高分子膜集光鏡 (Single Shell Polymer Concentrator) を研究している (Fig. 7)。SSPC は、片面又は両面をアルミ又は銀蒸着された厚さ 127 μm の高分子膜をストレート成形法 (Fig. 8) によって成形加工して製作される。成形型にガラス製放物面鏡を使用し、加工温度 100~150 $^{\circ}\text{C}$ 、加工時間 3 時間から 5 日間で製作を行ったところ、得られる形状は成形型形状である放物面と比較して形状差異があった。この形状差異は、成形時の高分子膜の熱膨張と、応力緩和の不完全とに由来すると考えられる。熱膨張に関しては理論的に予測可能であるが、応力緩和の時間・温度特性を把握することは困難である。この形状差異によって太陽集光度は著しく低下する。太陽熱推進ではパワー比で集光度 10,000 程度が要求されるが、成形型として用いたガラス製放物面鏡では集光度 10,000 は達成されるものの、形状差異を含む SSPC では 7,200 程度に留まった。

そこで著者らは、まず放物面形状を有する成形型で SSPC を製作し、反射面全面における両者の形状差異を測定した。次に成形型の放物面から形状差異分だけ深く掘り下げた新成形型を製作した。そしてこの新成形型で SSPC を製作することで、元の成形型と同じ放物面形状を有する高精度化 SSPC が得られることになる。形状測定結果を行ったところ、高精度化 SSPC (New Product) は、従来型 SSPC (Conventional Product) を製作する際に用いた成形型 (Conventional Mold) の放物面に良く一致した (Fig. 9)。又、太陽集光試験 (Fig. 10) を行ったところ、パワー比での集光度 10,400 が得られた。SSPC は超軽量であるが極めて薄いので、打上時の耐振動特性を調べる為に、筑波宇宙センターの振動試験機により、H-IIA ロケットインターフェースにおける QT レベルの正弦波及びランダム振動試験を行った結果、SSPC の裏返りや変形、損傷等は一切見られなかった。高精度化 SSPC を採用すれば、ガラス鏡並みの集光度が得られる上に、その重量は 20g 程度と、従来の材質・構造の集光鏡の 1/100 程度に低減される。軸外し型 SSPC についても、(財)日本宇宙フォーラムの支援 (萌芽研究“太陽熱推進系等のための宇宙用超軽量太陽集光鏡の試作研究”) の下、有効径 500mm 級高精度化軸外し型 SSPC を製作し、パワー集光度 5,000 程度のものが得られている。

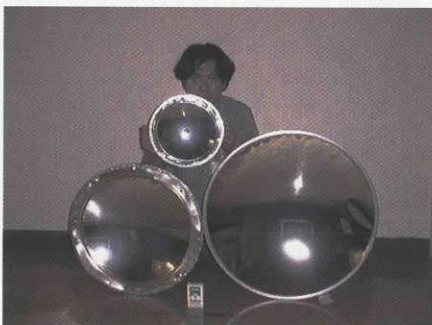


Fig. 7 SSPC

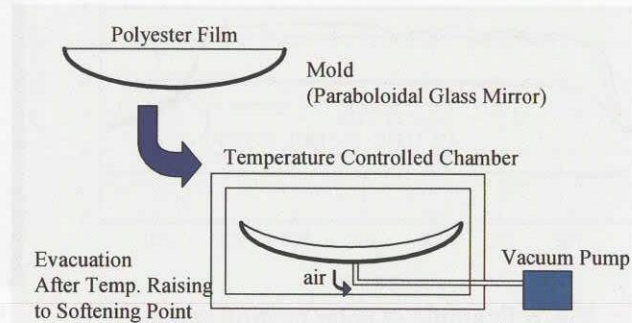


Fig. 8 Straight Formation Method

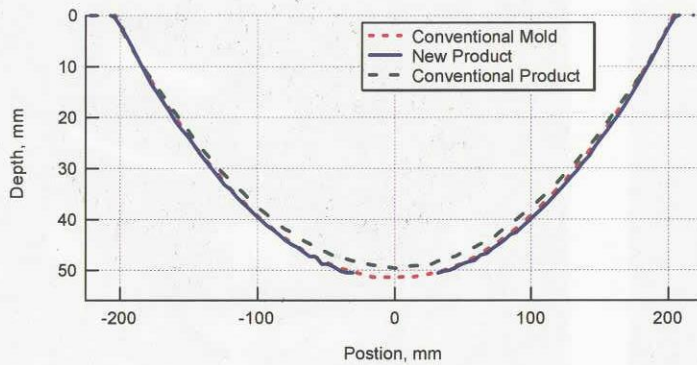


Fig. 9 Shape measurement result

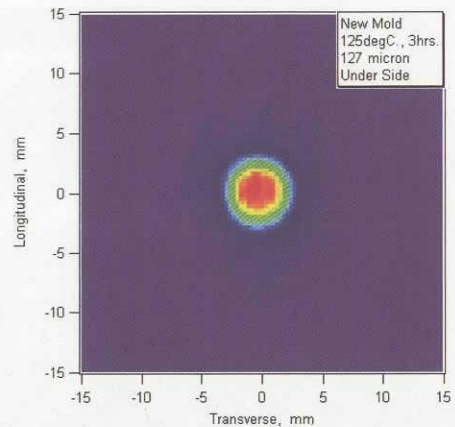


Fig. 10 Solar focal image

4. システム

以上に述べたスラスタ，集光鏡に適合する超小型衛星搭載用太陽熱推進系の Bread Board Model を設計し，製作した (Fig. 11)．推進剤にはプロパン／ブタン混合ガス又は窒素等のガスが使用出来，推進剤供給は圧力制御供給器によって行っている．SSPC は C/C 製支持具によって設置される．スラスタは SSPC 中心部の穴を貫通する推進剤供給管によって支持される．スラスタ位置は超音波モータによって可変とし，収納時には SSPC の縁円程度まで下げることが可能とした．この BBM を用いて，プロパン／ブタン混合ガス又は窒素ガスの圧力制御供給試験，スラスタ展開収納試験を行って作動確認を行った．又，大気中でスラスタ加熱試験を行ったところ，最高温度 1,361K を達成した．宇宙では高真空であるので，このシステムによるスラスタ加熱は十分，目標温度である 1,500K を達成出来ると推定される．更に，真空中での作動試験をも行える Bread Board Model (PostBBM) も製作した (Fig. 12)．

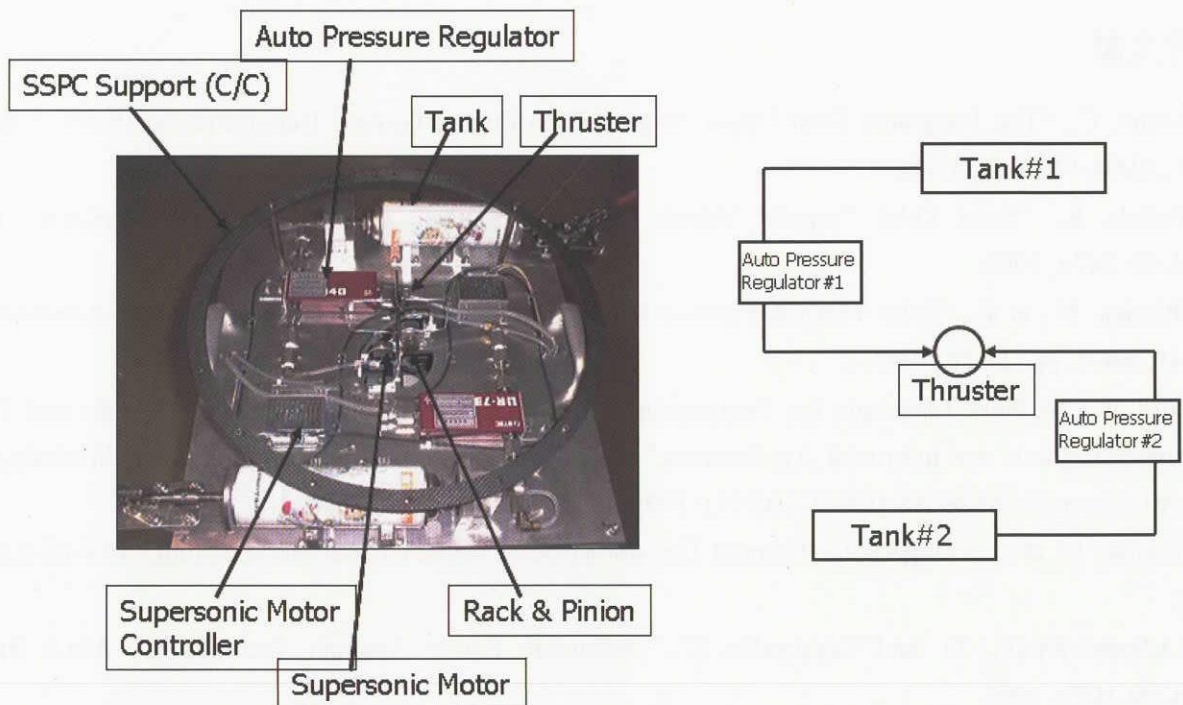


Fig. 11 Bread Board Model of solar thermal propulsion system for microsattellites

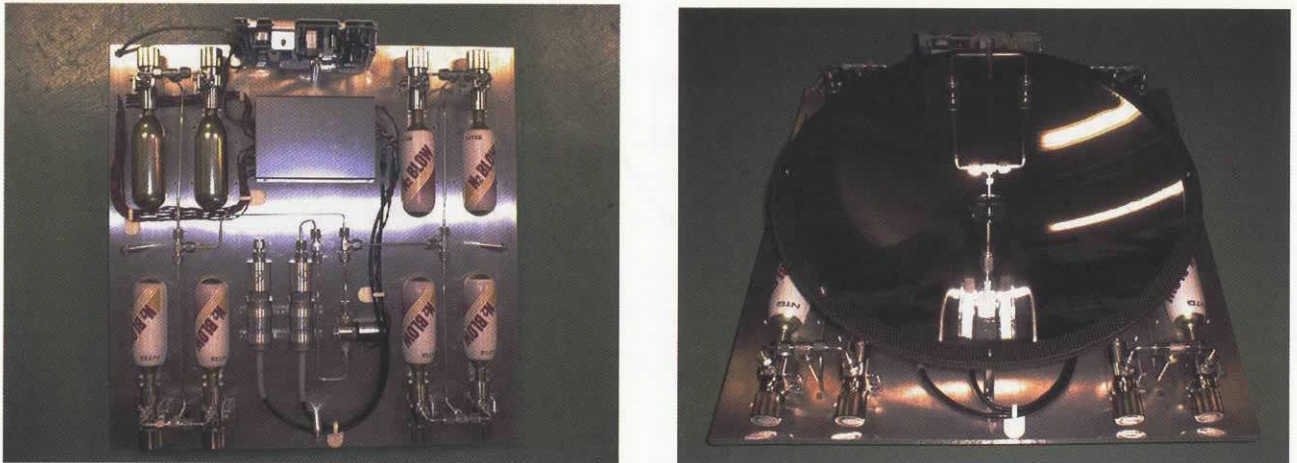


Fig. 12 PostBBM

5. まとめ

日米特許取得された日本独自技術として単結晶モリブデンで太陽熱スラスタを製作し、熱損失低減手法を講じることによって宇宙での目標作動温度1,500Kを十分達成出来るスラスタを完成した。又、超軽量太陽集光鏡として高精度化SSPCを製作し、ガラス鏡に匹敵する集光度を得た。これらを組み込み、更に供給系、計測・制御系を組み込んだ超小型衛星搭載用太陽熱推進システムのBBMを製作し、十分な作動試験結果を得た。これらの試験結果を元に、EMレベルの同システムに発展させ、最終的には2007～8年頃の宇宙実証を目指している諸外国に先んじて、日本独自技術を用いた太陽熱推進系を μ -LabSat級超小型衛星に搭載し、世界初の太陽熱推進系の宇宙実証が行われることを著者らは強く希望している。

参考文献

- [1] Kujija, C., "The Integrated Solar Upper Stage (ISUS) Engine Ground Demonstration (EGD)," AIAA Paper, AIAA-96-3043, 1996.
- [2] Partch, R., "Solar Orbit Transfer Vehicle Space Experiment Conceptual Design," AIAA Paper, AIAA-99-2476, 1999.
- [3] Shimizu, M., et al., "Solar Thermal Thruster Made of Single Crystal Molybdenum," Acta Astronautica, Vol. 41, No. 1, pp. 23-28, 1997.
- [4] Fujii, T., "A New Technique for Preparation of Large-Scaled Mo and W Single Crystals and Their Multilayer Crystals for Industrial Applications," Proc. Japan-Russia-Ukraine International Workshop on Energy Conversion Materials (ENECOM 95), 1995.
- [5] Shimizu, M. et al., "Large Solar Thermal Thruster Made of Single Crystal Molybdenum," IAF-00-S.6.01, 2000.
- [6] Lichodziejewski, D. and Cassapakis, C., "Inflatable Power Antenna Technology," AIAA Paper, AIAA-99-1074, 1999.