

UDC 629.5.621.453.621
472.546.77.546.78
546.93.548.55

独立行政法人
航空宇宙技術研究所資料
TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-769

航空宇宙技術研究所における太陽熱スラストの試作研究

清水盛生・内藤均・佐原宏典

2003年3月

独立行政法人 航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

第 1 章 序論	2
第 2 章 耐熱ステンレス鋼製太陽熱スラスタ	3
第 3 章 単結晶モリブデン製の小型太陽熱スラスタの 1 次試作・試験 (1.6 m 径半円太陽集光鏡による加熱・噴射実験)	7
第 4 章 単結晶モリブデン製の小型太陽熱スラスタの 2 次試作・試験 (1.6 m 径全円太陽集光鏡による加熱・噴射実験)	12
第 5 章 単結晶モリブデン製中型太陽熱スラスタ	15
第 6 章 単結晶モリブデン製大型太陽熱スラスタ	19
第 7 章 単結晶モリブデン製超小型太陽熱スラスタ	25
第 8 章 イリジウム製太陽熱スラスタ	29
第 9 章 単結晶タングステン製対向キャビティ型太陽熱スラスタ	32
第 10 章 考察	38
第 11 章 結論	39

航空宇宙技術研究所における太陽熱スラスタの試作研究

清水 盛生 内藤 均 佐原 宏典

An Investigation of Solar Thermal Propulsion (STP) Thrusters at NAL

Morio SHIMIZU , Hitoshi NAITO and Hironori SAHARA

ABSTRACT

This paper presents an investigation of solar thermal propulsion (STP) thruster activities including design, fabrication and the results of experiments involving 4 mm, 10 mm, 20 mm and 50 mm cavity diameter windowless axisymmetric thrusters made of single crystal molybdenum or tungsten (SC-Mo, SC-W) with Ru/Mo brazing and/or a W-CVD coating. The nitrogen or helium propellant in the thrusters was heated to a maximum of around 2,300 K (800 s of Isp for hydrogen propellant) by concentrated solar energy, using the 0.6 and 1.6 solar concentrators of NAL, and a very precise concentrator of 10 m in diameter, made from 181 locally paraboloidal segmented mirrors by Tohoku University. Unfortunately, these axisymmetric thrusters usually only work at perigee or apogee, meaning inconvenience for the orbit transfer from LEO to GEO. Our next step is therefore an opposed-cavity STP thruster heated with a pair of cavities aligned in a back-to-back position. The opposed-concentrator, which consists of a pair of face-to-face concentrators, heated the opposed-cavity thrusters successfully, allowing NAL to establish a basis for STP thruster technology.

Keywords: solar thermal propulsion, STP, solar thermal thruster, solar thermal rocket, solar heating rocket

概 要

本資料では、当所において1985年頃から実施された太陽熱スラスタの試作研究について述べる。当初はステンレス鋼を材料とした習作スラスタであり、加熱・噴射試験結果も平凡で、比推力500～600秒級であった。次段階では物質・材料研究機構が日本及び米国の特許を有する単結晶モリブデン材を採用して、超小型（外径約6mm）から大型（外径65mm）までの各種サイズのスラスタの試作・太陽集光加熱・推進剤噴射試験を実施した。この材料では推進剤温度2,300K、比推力800秒が期待できる。これが本資料の主要部である。さらに究極の材料として単結晶タングステンを採用して、比推力1,000秒級に対応可能なスラスタを試作して予備実験を実施した。このスラスタはアポジ及びペリジでの噴射が可能な対向型で、この型の試作・実験結果の発表は世界初と思われる。

第1章 序論

1.1 太陽熱推進系の概要

太陽熱推進は、推進剤を集光太陽光によって加熱・噴射することで推力を得る方式の熱推進の一種である¹⁾。水素を推進剤とした場合、推力はイオン推進より高く(1 ~ 10 N)、比推力においても化学推進より高い(500 ~ 1,000 秒)。低軌道(LEO)から静止軌道(GEO)のような高い高度の軌道にペイロードを運搬する上段・軌道変換推進系として、さらには将来の大型・大重量宇宙構造物の軌道保持や姿勢制御のための推進系として、太陽熱推進系はその高効率・低宇宙汚染性の故に注目されている。その構成を図1.1に示す。太陽熱推進系における主な研究対象は、太陽光を集光するための軽量で高精度の反射鏡、および耐火金属あるいは先進の高温セラミックス材料などで作られたスラスタ(受光加熱部/熱交換部/噴射部)である。中でも、太陽熱推進系の要ともいえるスラスタについては、作動時に極めて高温(1,000 ~ 2,500 K以上)になることから、その材料選定が大きな課題となる。太陽熱推進系の場合、推進剤の候補となる水素/ヘリウム/窒素についての温度による理論比推力は第2章2.2項の式(1)にて表され、その計算結果の一例を図1.2に示す。ただし、ガスの解離はないとしている。

太陽熱推進のアイデアは古く1950年代にさかのぼるが²⁾、今まで実際に宇宙を飛行したことはない。しかし上記のような高比推力・中推力特性から、LEOからGEOへの軌道変換推進系として用いると、化学推進系の場合の約2倍のペイロードを輸送できる事³⁾、又、火星軌道へは、原子力熱推進には勿論劣るものの、その場合のペイロードの70%~80%を達成でき、液酸/液水エンジンの場合のペイロードの60%~70%増を達成できると言われている²⁾。

これらを目的とした太陽熱推進系の研究は1960年頃から主に米空軍によって行われてきた^{3,4)}。そこではレニウムを採用したスラスタの試作研究が中心となった。1995年当時、NASAとUSAFは、それぞれSTUS(Solar Thermal Upper Stage)⁵⁾およびISUS(Integrated Solar Upper Stage)⁶⁾という太陽熱推進系に関するプロジェクトを行っていた。STUSでは、膨張式膜構造の太陽集光装置を用い、タンゲステンあるいはその合金製のスラスタを想定していた。しかしこれらの金属は太陽熱スラスタのような高温環境では再結晶化による脆性化が著しく、信頼性が低下する。太陽熱スラスタに最適な金属としてレニウムがあり、ISUSの主要メンバーであるUSAFのRocket Propulsion Lab.(現Research Lab.)において長年にわたって研究されてきているが、他の耐火金属と比較して極端にコストがかさむ。そのためか、その後のISUSではレニウム製スラスタに代えてレニウムをコーティングしたグラファイトを採

用しようとした。また、太陽集光装置は当初は剛構造反射鏡を採用していたが、最近では超軽量化を目的にインフレータブル構造を研究している。さらにISUSにおいては目的とする軌道に到達した後、その使用済み太陽集光装置を熱電子発電と共用・統合する方式を採用している。

宇宙用アンテナや太陽熱推進系に用いられる集光鏡に対する従来とは桁違いの軽量化要求を受けて、1996年5月にNASAのMSFCが打ち上げたシャトル/スバルタン宇宙船で大型膨張式アンテナ(直径14mの高精度回転放物面鏡で太陽熱推進系にも適用可^{7,8)})の展開と鏡面精度計測実験が実行されたが、展開時からのガスのリークによると思われる回転運動を静止できず、鏡面精度計測までには至らなかった。さらに、NASAや米国空軍のResearch Lab.が上記のSTUSやISUSについて、アトラスやデルタを用いた太陽熱推進系の実機軌道上実験(1998から2000年頃を予定)を計画していたが、延期が繰り返され、実施されないまま現在に至っている。さらには最近ではこれらの後継計画としてのSolar Orbit Transfer Vehicle(SOTV)についてUSAF/ボーイング社の研究開発計画があるが⁹⁾、宇宙実証実験の実施時期は不明である。

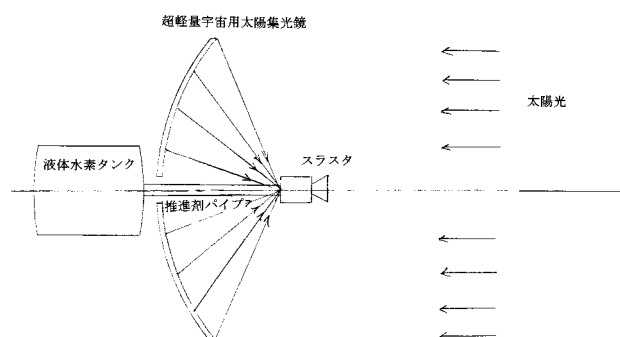


図1.1 太陽熱推進系の概念図

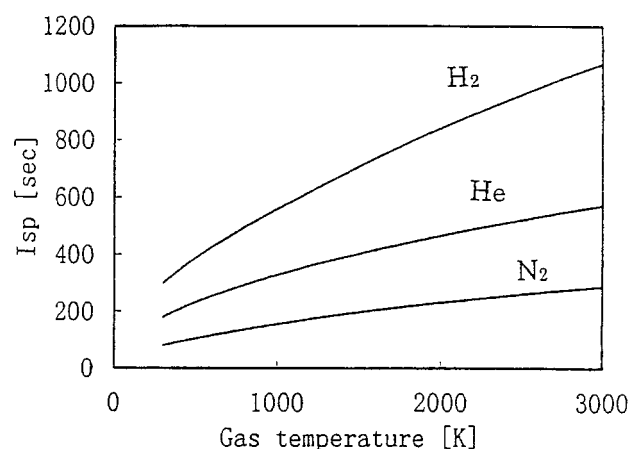


図1.2 ガス温度と理論比推力

1.2 本資料の概要と目的

本資料では、当所において1985年頃から実施された太陽熱スラスタの試作研究について述べる。当初はステンレス鋼を材料とした習作スラスタであり、加熱・噴射試験結果も平凡で、比推力500～600秒級であった。次段階では物質・材料研究機構が日本及び米国の特許を有する単結晶モリブデン材を採用して、超小型（外径約6mm）から大型（外径65mm）までの各種サイズのスラスタの試作・太陽集光加熱・推進剤噴射試験を実施した。この材料では推進剤温度2,300K、比推力800秒が期待できる。これが本資料の主要部である。さらに究極の材料として単結晶タングステンを採用して、比推力1,000秒級に対応可能なスラスタを試作して予備実験を実施した。このスラスタはアボジ及びベリジでの噴射が可能な対向型で、この型の試作・実験結果の発表は世界初と思われる。

本資料は将来の超小型衛星による宇宙実証実験、最終的には太陽熱推進系の研究・開発に寄与する事を目的としている。

参考文献

- 1) G. P. Sutton, "Rocket Propulsion Elements," Fourth Edition, John Wiley and Sons, Inc., 1976.
- 2) ロバート・ズ布林著、小菅正夫訳、「マーズ・ダイレクト」、徳間書店、1997年。
- 3) F. G. Etheridge, "Solar Rocket System Concept Analysis," AFRPL TR-79-79, Dec. 1979.
- 4) J. M. Shoji, "Solar Rocket Component Study," AFRPL TR-84-057, Feb. 1985.
- 5) E. Cady, A. Jr. Olsen, "Solar Thermal Upper Stage Technology Demonstration Program," AIAA Paper, AIAA 96-3011, 1996.
- 6) C. T. Kudija, "The Integrated Solar Upper Stage (ISUS) Engine Ground Demonstration (EGD)," AIAA Paper, AIAA 96-3043, 1996.
- 7) M. Thomas, "Flight Experiment for Large Inflatable Parabolic Reflector," Joint Solar Engineering Conference, ASME 1993, pp. 361-368, 1993.
- 8) W. Harwood, "Despite Tumble, Antena Hailed as a Success," SPACE NEWS, Vol. 7, No. 21, p. 1 & 28, May 27-June 2, 1996.
- 9) R. Parth, "Solar Orbit Transfer Vehicle Space Experiment Conceptual Design," AIAA Paper, AIAA-99-2476, 1999.

第2章 耐熱ステンレス鋼製太陽熱スラスタ

2.1 まえがき

本来、太陽熱スラスタは2,000K級の高温を目標としているため、各種の耐火金属やセラミック材料を採用すべきである^{1), 2)}。しかし、セラミック材料は推進剤供給パイプとの接合が難しく、また比較的安価な耐火金属である多結晶モリブデンやタングステンは高温での使用中の結晶粒粗大化による常温での脆性化が著しく、信頼性が極めて低いので、太陽熱スラスタの材料としては不適である。そこで、太陽熱推進系の最重要要素であるスラスタ部の試作・試験研究の手始めとして、耐熱ステンレス鋼による試作・試験を行った³⁾。

2.2 理論比推力と水素換算比推力

太陽熱推進系の推進剤の候補となる水素/ヘリウム/窒素についての温度による理論比推力は、下記の式(1)にて表され、その計算結果の一例は既に第1章1.1項の図1.2に示した。ただし、ガスの解離はないとしている。

$$I_{sp} = ((2kRT_0/M(k-1))^{0.5})/g_0 \quad (2.1)$$

但し、 I_{sp} ：理論比推力、 k ：比熱比、 R ：普遍気体定数、 T_0 ：推進剤温度(K)、 M ：推進剤ガス分子量、 g_0 ：標準海面重力加速度である。

ガスの解離を考慮した水素推進剤の比推力については、NASAのマーシャル・スペース・フライト・センターの文献のグラフ(Fig. 5)によれば⁴⁾、2,000Kにおいて約725秒、2,300Kにおいて約800秒、2,500Kあたりを変曲点として、温度に対する比推力の勾配が増加して、3,000Kでは約1,025秒となっている。著者らは平衡計算などを実施していないので、2,000K以上では、水素推進剤の比推力はこのグラフによることとした。

また、2,000K以下では水素ガスの解離を無視することとした。上記のグラフでは2,000Kにおいて比推力725秒であることから、これを基点として、そこから理論比推力は温度の平方根に比例するとして算出した。その式は

$$\text{水素換算比推力} = 725(\text{ガス温度} / 2,000)^{0.5} \quad (2,000\text{K以下}) \quad (2.2)$$

となる。この式による計算結果は前述の図1.2よりやや低い比推力となる。

太陽熱推進は高比推力のために水素を推進剤として用いることが一般的である。従って地上実験でも水素を推進剤として使うことが望ましいが、地上において水素を高温に加熱する事は安全上の制約があり、困難である。

そこで、ここでは主として窒素を推進剤ガスとして使用している。その実験データから水素の場合の比推力を推定するために、「水素換算比推力」を用いる。これは太陽熱推進を含め、水素ガスを推進剤として使う熱推進やコールド（あるいはウォーム）ガスジェットなどに共通して使用できる。定義としては、比推力は推進剤ガスの分子量の平方根に逆比例するとして、窒素ガスなどの温度データから、水素ガスをを用いた場合の温度は窒素ガスと同一として、上記の方法にて算出した。

2.3 太陽熱スラスタの試作とハロゲン・ランプによる加熱

試作したスラスタは図 2.1(a), (b) に示すように最も基本的な窓無しキャビティ型であり、内筒内側のキャビティ内に集光した太陽光を供給して加熱する方式である。ここではキャビティ径 30 mm 及び 40 mm の 2 種類のスラスタを試作した。材質は耐熱ステンレス鋼 SUS 310 である。このスラスタを図 2.2 に示すように真空チャンバ内に設置して、チャンバ窓ガラスを通して 2 kW の回転放物面

集光鏡付ハロゲン・ランプにより、キャビティを加熱した。推進剤としては窒素ガスをを用いた。真空チャンバの排気系は排気速度 100 リットル/分の油回転ポンプで、それによる真空チャンバの真空度は約 0.2 kPa である。温度計測には、さほどの高温は達成されないとの予測から、クロメル/アルメル熱電対を用いた。試験結果は図 2.3 に示すように、加熱開始後約 800 秒にて、ガス温度 907 K で一定となり、推進剤として水素を使った場合に換算する水素換算比推力は 488 秒となった。このように比推力 500 秒級太陽熱スラスタはステンレス鋼にて簡単に製作できることが確認された。

さらに、高性能化のために、スラスタ周辺に熱シールドを設置しての高温試験を行った。図 2.4 に示すように、熱シールドとして最内側にタンタル箔、その外側には安価なステンレス鋼箔による多層熱シールド (MLI) をスラスタ側面及び前面 (ノズル側) に配した。その試験結果は図 2.4 に示すように加熱開始後約 700 秒にてガス温度

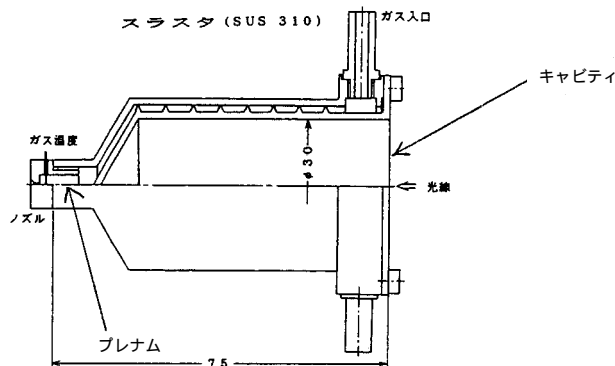


図 2.1(a) キャビティ径 30 mm 耐熱ステンレス製太陽熱スラスタの構造

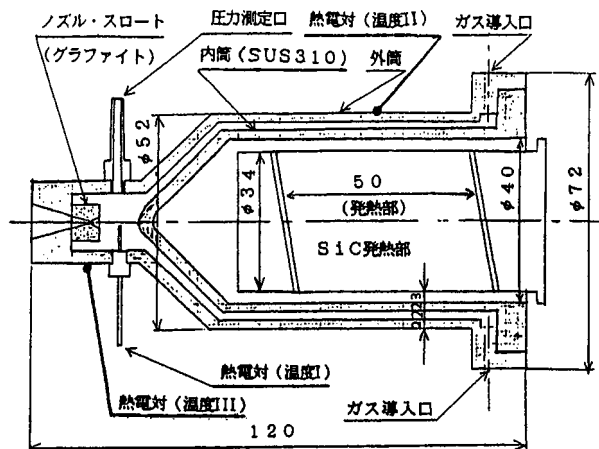


図 2.1(b) キャビティ径 40 mm 耐熱ステンレス製太陽熱スラスタの構造

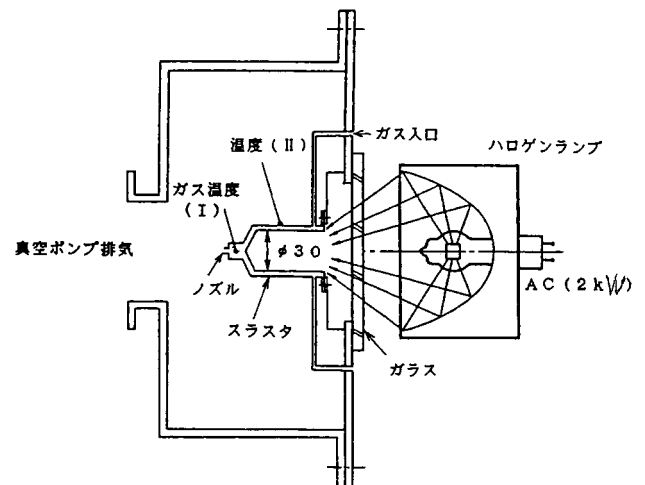


図 2.2 2 kW ハロゲン・ランプ集光・加熱試験の方法

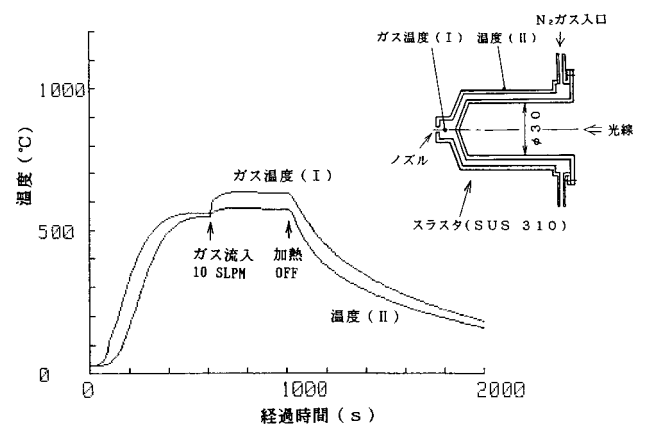


図 2.3 ハロゲン・ランプ集光・加熱試験結果 (多層熱シールド無し)

1,177 K に達し、水素換算比推力 556 秒を達成した。

これらの試験においては、加熱時には推進剤を供給せず、スラスタ温度がほぼ飽和してから推進剤（窒素）流量を 10 SLM（Standard Liter per Minute）として供給した。その結果、プレナム室内温度は推進剤を供給する事で 100 K 程度も上昇している。一般的には推進剤を供給すれば、プレナム室の温度は推進剤を加熱するために熱を奪われるので低下するはずであるが、結果は逆になっている。この原因は以下のように考えられる。加熱に使用したハロゲン・ランプの光が十分に集光されないので、全ての光がキャビティ内に入らず、キャビティ底面やプレナム室を十分に加熱する事ができていない。キャビティから漏れた光はスラスタのキャビティ周辺をかなり加熱しているので、推進剤がこのあたりを通過する際にかなりの高温に加熱されて、プレナム室に流入することになり、プレナム室温度を急上昇させることになる。その後はプレナム室温度はほぼ飽和している。もし加熱ランプの集

光性能が良好で、キャビティ内だけを加熱していれば、このような推進剤噴射開始時の温度急上昇現象は生じなかったであろうと推測される。

2.4 太陽集光加熱・噴射試験

航技研に設置済みの簡易型の太陽集光実験ドーム（直径 5 m、GFRP 製、観測窓幅 1.7 m、図 2.5(a)）内の赤道儀（三鷹光器（株）製、GN-30 N 型、図 2.5(b)）にアクリル製フレネル・レンズ（直径 1.5 m、焦点距離 1.5 m、公称光透過率約 70 %、図 2.6）を設置して、その焦点にスラスタを配置した。スラスタは図 2.7 に示すように小型球形真空チャンバ（直径 188 mm）内に設置され、チャンバ窓ガラスを通して集光太陽光をスラスタのキャビティに照射して加熱する。スラスタ外側は真空環境であり、推進剤ガスは排気筒を通じて外気中に直接排気される。スラスタはこの排気筒にて片持支持されているので、排気筒を通じての熱伝導による熱損失がかなり大きく、推進剤ガス温度上昇に不利と思われるが、赤道儀上にあまり大きな容積・重量を有する真空チャンバを設置することは困難であり、今回はこのような条件での試験となった。試験結果は図 2.8 に示すように加熱開始後約 3,500 秒にてプレナム室温度 836 K となり、水素換算比推力 469 秒を達成した。

フレネル・レンズの集光性能は一般のレンズやガラス製回転放物面太陽集光鏡よりかなり劣り、太陽像の輪郭

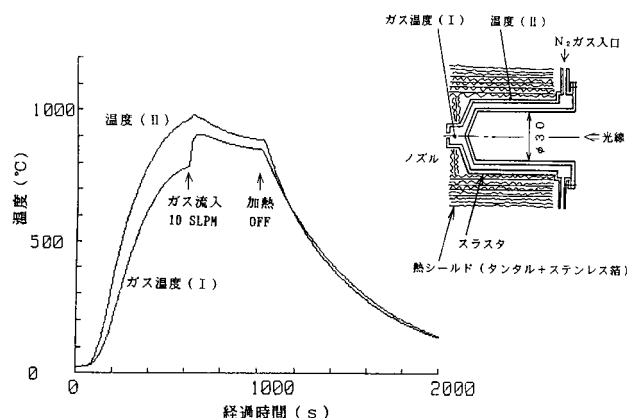


図 2.4 ハロゲン・ランプ集光・加熱試験結果（多層熱シールド付）



図 2.5(a) 航技研の太陽集光実験ドーム



GN-30N 型 仕様

- 握え付け型ドイツ式赤道儀
- 恒星時追尾用モーター内蔵（水晶発振式、PLL 駆動システム）
- 追尾精度 ±2.5 秒以内
- 赤経・赤緯の粗微動はハンドボックスによる操作
- 手動式クランプ
- 赤経目盛環はクランプをフリー状態にしても恒星時で回転
- 目盛環は赤経 5 分、赤緯 1 度読み
- 方位、高度調整機構付
- 不動点高：1140mm
- 不動点高より 450mm で最大 80kg まで搭載可能
- 総重量：約 360kg

図 2.5(b) 赤道儀架台

すら必ずしも明確ではない．このような集光装置による太陽加熱試験としてはまずまずの試験結果を得たと言える．さらに，上記の排気筒を用いず，推進剤供給管だけでスラスタを支持すれば，推進剤による再生冷却効果も見込めるので，さらなる高温ガス温度が期待できよう．

2.5 考察

これまでの試験結果を表 2.1 にまとめて示す．S-30 の項目のデータから，耐熱ステンレス鋼 SUS 310 ような一般的な材料をもちいて，特に熱シールドを施さなくとも水素換算比推力 500 秒級太陽熱スラスタが実現できることは明らかであろう．さらに，S-30 に熱シールドを施した S-30 S のデータから，水素換算比推力 550 秒級スラスタが実現できることがわかる．この実験での真空環境は油回転ポンプによるもので，多層熱シールドが適する真空度には遠く及ばないので，この場合の断熱性能はスラスタ周辺に例えばカーボン・フェルトを配置したものと同程度であろう．従って，もし宇宙環境で多層熱シールド

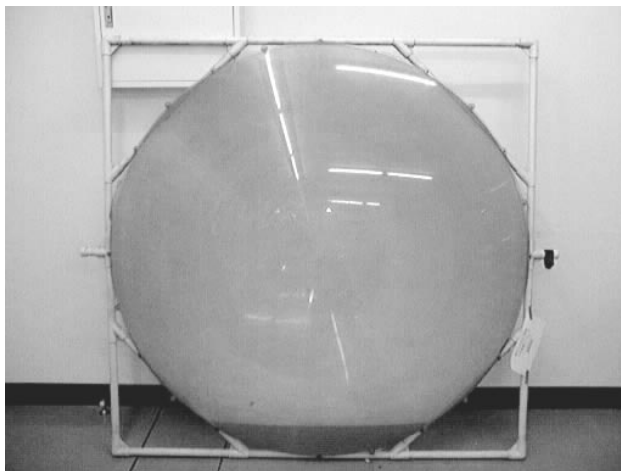


図 2.6 直径 1.5 m フレネル・レンズ

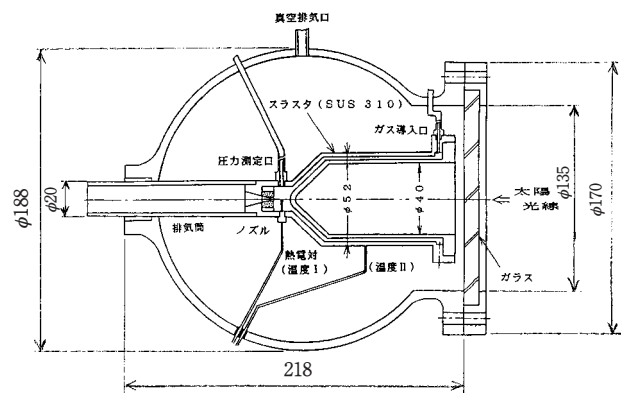


図 2.7 太陽集光加熱・噴射試験での小型球形真空チャンバ内に設置されたスラスタ

ドを適用するならば，断熱特性は桁違いに向上するので，水素換算比推力は 700 秒にも達するかもしれない．しかし，この場合にはプレナム室温度は 1,800 K 程度となり，キャビティ内温度は 2,000 K にも達すると想定されるので，スラスタ材料としての SUS 310 は勿論，ニッケル・クロム系の超耐熱合金でも耐えられない．(この種の超耐熱合金では推進剤温度 1,400 K，キャビティ内壁温度 1,600 K，水素換算比推力 600 秒が限界であろう．) 従って，この場合にはモリブデンなどの耐火金属（高融点金属）やセラミックスが必要となる．

また，多結晶モリブデン⁵⁾，さらには多結晶タングステンにてスラスタを試作したが，溶接部の脆化の問題が深刻であった．そこで，次章に述べるように，高温での脆化の問題のない我が国独自開発の単結晶モリブデン，単結晶タングステン材料を採用する方向となった．

2.6 結論

耐熱ステンレス鋼 SUS 310 にて太陽熱スラスタを試作して，2kW ハロゲン・ランプ集光・加熱装置及び直径 1.5 m アクリル製フレネル・レンズによる太陽集光装置による加熱・推進剤噴射試験を行い，比較的容易に水素換算比推力 500 ～ 600 秒級スラスタを実現できること確認した．

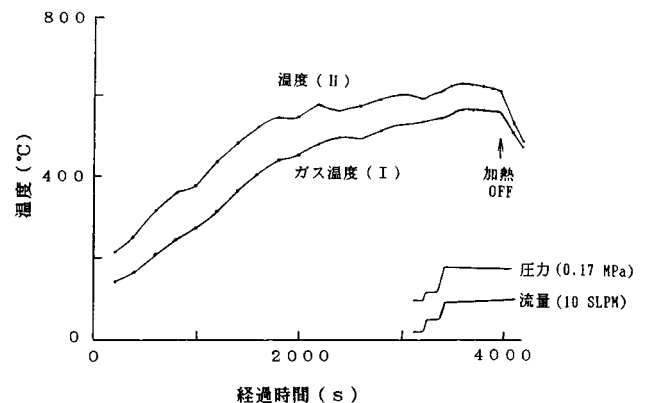


図 2.8 直径 1.5 m フレネル・レンズによる太陽集光加熱・噴射試験結果

表 2.1 太陽熱スラスタの光加熱試験結果のまとめ

項目	S-30	S-30 S	S-40	S-40 S 推定値
内口径 (mm)	30	30	40	40
熱シールド	無	有	無	有
加熱方式	ハロゲン・ランプ	ハロゲン・ランプ	太陽	(太陽)
ガス温度 (K)	907	1177	836	(1100)
内圧 (kPa)	170	200	200	(200)
ガス流量 (SLPM)	10	10	9.5	(10)
スロート径 (mm)	1	1	0.8	0.8
材質	SUS 310	SUS 310	SUS 310	SUS 310
室素比推力 (s)	130	149	125	(144)
水素換算比推力 (s)	(488)	(556)	(469)	(538)

参考文献

- 1) F. G. Etheridge, "Solar Rocket System Concept Analysis," AFRPL TR-79-79, Dec. 1979.
- 2) J. M. Shoji, "Solar Rocket Component Study," AFRPL TR-84-057, Feb. 1985.
- 3) 清水盛生, 他, 「太陽熱スラスタの試作(その1)」, 昭和62年度宇宙輸送シンポジウム, pp. 24-25.
- 4) S. Patel, et al., "Solar Thermal Upper Stage (STUS) Feasibility Study," Solar Engineering - Vol. 2, ASME 1995, pp. 809-816, 1995.
- 5) 伊藤克弥, 他, 「太陽熱スラスタの試作(その2, 管構造型)」, 平成元年度宇宙輸送シンポジウム, pp. 89-94.

第3章 単結晶モリブデン製の小型太陽熱スラスタの1次試作・試験

(1.6 m 径半円太陽集光鏡による加熱・噴射実験)

3.1 まえがき

太陽熱推進系の要ともいえるスラスタ部については, 作動時, それが極めて高温(1,000 ~ 2,500 K 以上)になることから, その材料選定が大きな課題となる。本章では, 通常が多結晶モリブデン材料における高温での再結晶・脆性化を避けるために, 単結晶モリブデンにてスラ

スタを試作して, 推進剤として窒素およびヘリウムを採用して行った太陽熱スラスタの太陽加熱・噴射実験について述べる。

3.2 単結晶モリブデン及びタングステンの製法と特性

モリブデンやタングステンは融点や熱伝導性が高く, また熱膨張係数が小さいなど, 超高温(耐火)金属材料としてさまざまな産業で広く注目されているが, 実際には高温での脆性化のため, 実用化が限定されているのが現状である。

これらの材料を再結晶温度以上の高温に長時間保持した場合, 結晶粒の著しい粗大化を起し, 粒径が数ミリから場合によっては数十ミリの大きさに成長して脆性化する。物資・材料・研究機構(旧金属材料技術研究所)では, これらの材料の単結晶化によってこの問題を解決しており, 単結晶モリブデンについては単独で日本及び米国での特許を得ている^{1), 2)}。また, 単結晶タングステンについては, やはり物質・材料研究機構がアライド・マテリアル株式会社(旧東京タングステン株式会社)と共同で日本の特許を得ている³⁾。その方法はモリブデンにカルシウムとマグネシウムをドーブして熱延した後, 高温熱処理することによって, 再結晶成長速度を著しく(爆発的に)急増させて単結晶化(図3.1)させる⁴⁾。図3.2に単結晶と多結晶モリブデンの機械的強度の比較を示すが, こうして作られた単結晶モリブデンは, 原理的に高

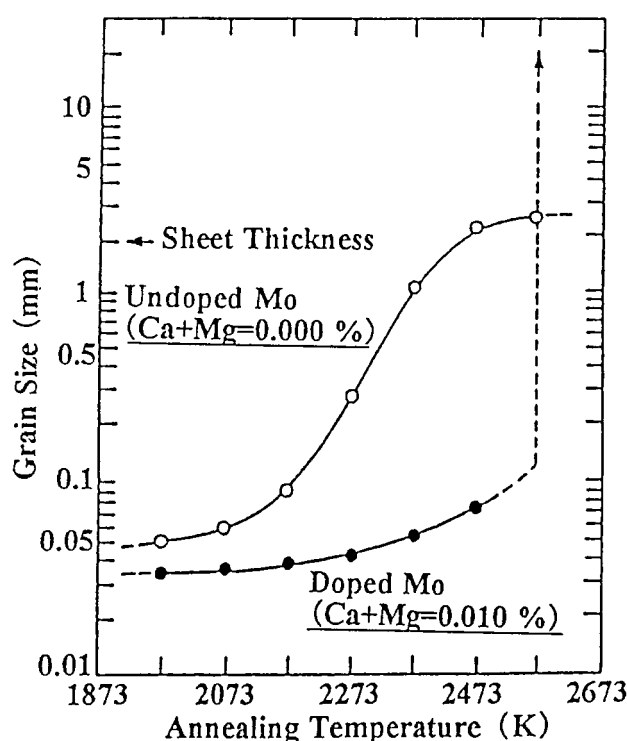


図3.1 添加剤のモリブデン2次結晶粒成長への影響

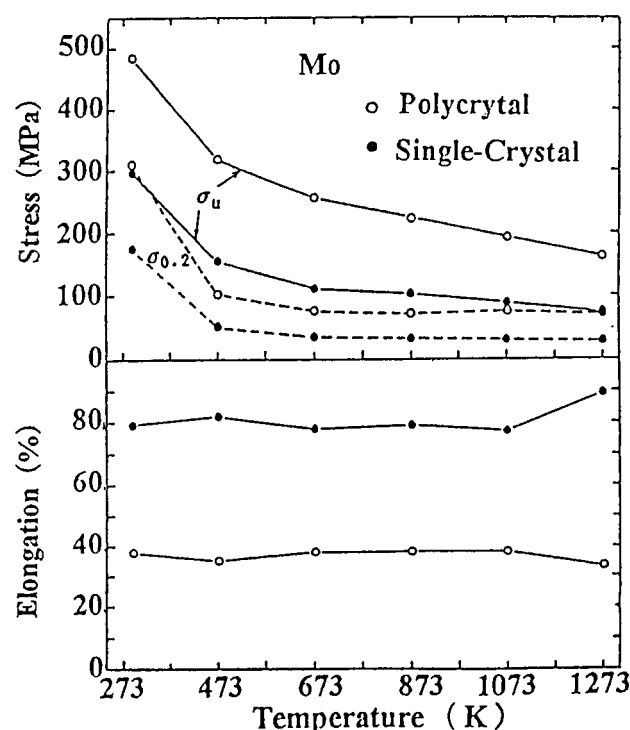


図3.2 多結晶および単結晶モリブデンの機械的特性比較

温条件での再結晶による脆性化は生じない．またそれはより延性に富む材料である(図3.2)⁴⁾．

3.3 単結晶モリブデン製小型スラスタ

2003年1月現在までの単結晶モリブデン製造設備では，外径約100 mm，厚さ20 mmの板材が最大である．従って，ここではスラスタ外径を材料板厚の範囲内とした．試作した窓無しキャビティ型の太陽熱スラスタを図3.3，図3.4に示す．外筒が直径20 mm，内筒のキャビティは直径10 mmである．各部材の結合にはネジ結合を適用し，その結合部からの推進剤の漏れ防止には第一段階としてグラファイト製ガスケットを採用した．このガスケットは2,000 K以上の高温に十分に耐えるが，このような高温では水素と容易に反応するので，太陽熱推進の推進剤として本命(最高の比推力が得られる)である水素を推進剤とすることはできない．従って，次章に述べるように，将来は別の方法を採用する事になる．推進剤ガスは二本のパイプから供給され，内筒からの太陽熱エネルギーを受けて加熱・膨張してノズルから噴射される．ここでは簡略のために膨張部を持たないノズル形状を採用した．太陽熱推進系は上段又は軌道変換推進系として使用されるので，宇宙空間での使用を想定して，このスラスタを図3.5に示

すように真空チャンバに入れて実験を行った．真空チャンバの排気系は排気速度100 リットル/分の油回転ポンプで，それによる真空チャンバの真空度は約0.2 kPaである．そこで，スラスタ周辺の断熱用にカーボン・フェルトを採用した．太陽光は図3.5の右側からキャビティに集光入射される．そして，ガス温度，スラスタの外壁および内壁の温度はPt/Rh熱電対により測定した．今回の実験では，推進剤として窒素およびヘリウムを用いた．

3.4 太陽集光加熱装置

太陽光をキャビティに集光させるために，図3.6に示す半円の回転放物面鏡を用いた．その形状は直径1.6 mの円鏡を半分に切断した半円鏡であり，焦点距離は650 mmである．鏡面部は厚さ15 mmのガラスで，裏面をアルミニウムでコーティングしている．本来，半円に切断しない全円集光鏡(第4章の4.3項を参照)が望ましいが，赤道儀架台(図2.5(b))の搭載能力が足りず，半分に切断して搭載せざるを得なかった．焦点付近に形成される太陽像の大きさは，理論的には約7 mmであるが，全円鏡を半分に切断したために発生する歪みや自重による歪みのために約30 mmになった．真空チャンバ内のスラスタのキャビティにこの集光鏡の焦点が合致するように真空チャ

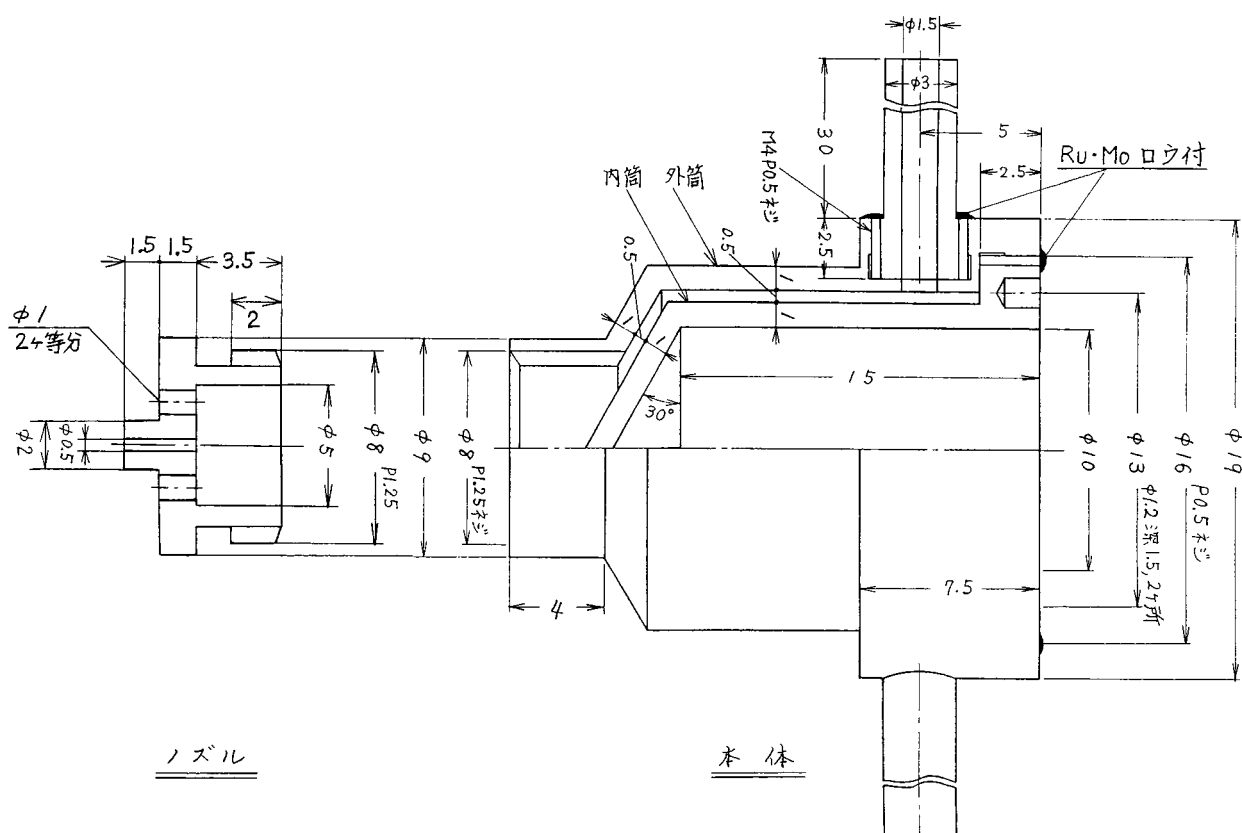


図3.3 単結晶モリブデン製小型太陽熱スラスタ(ノズル膨張部無し)の形状寸法

ンバ取り付け，太陽集光加熱・推進剤噴射実験を行った．実験時の太陽からの入力エネルギー変化が実験に大きな影響を及ぼすことになるが，図 3.7 に示す太陽光密度測定器（シャープ・ソーラ・メータ，モデル SPRM-2）にて測定した結果，平均してほぼ 80 mW/cm^2 のパワー密度であった．

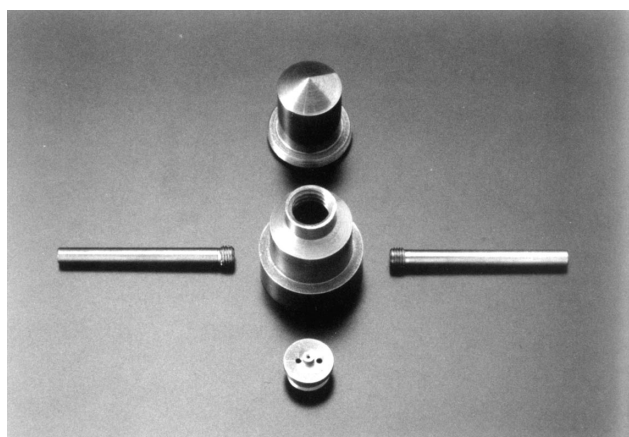
3.5 実験結果

本実験装置を用い，推進剤として窒素を 1.0 SLM （Standard Liter per Minute）供給してのこれまでの太陽集光加熱実験により，最高ガス温度 $1,850 \text{ K}$ 以上（水素換算比推力約 700 秒 ）を達成した^{5), 6)}．そこでは推進剤流量を一定としての実験結果を図 3.8，図 3.9，図 3.10 に示す．図 3.8 ではスラスタ外壁温度 T_1 ，推進剤のプレナム温度 T_2 ，キャビティ内壁温度 T_3 を示すが，推進剤温度はスラスタ外壁温度より 100 K ほど高温であり，キャビティ内壁温度より 200 K ほど低温である．この 3 点の温度を同時に計測したデータが示される事は，著者らによる実験だけでなく，

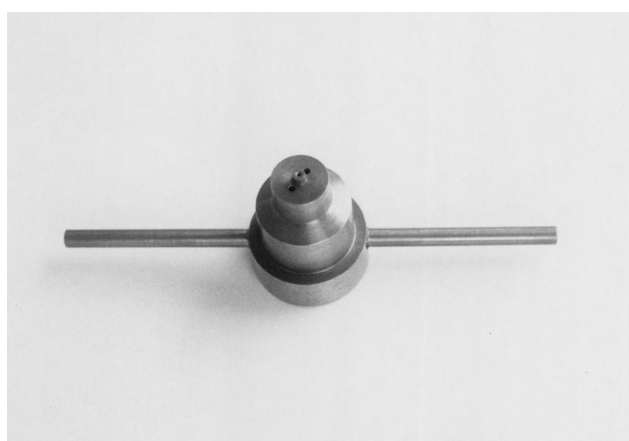
外国文献においてもめずらしい．その理由は，特に最も高温となるキャビティ内壁温度の熱電対による計測は，熱電対の高温での破損，取り付け部からの剥離，等が生じやすい等の困難のためである．また，これらの難点のない放射温度計測では，キャビティ内が強力な集光太陽光に照射されているので，やはり困難である．これら 3 点のデータは，3 点のうちの 1 点又は 2 点が示された場合に，残る他点のデータを推定するのに有用である．推進剤温度は約 $1,750 \text{ K}$ であり，水素換算比推力は 678 秒 である．

図 3.9 は最高の推進剤温度が得られた場合のデータを示す．ここではキャビティ内温度は熱電対の破損により計測していない．推進剤温度は $1,850 \text{ K} \sim 1,900 \text{ K}$ 以上に達しており，水素換算比推力は $697 \text{ 秒} \sim 707 \text{ 秒}$ となる．

以上の図 3.8，図 3.9 においては集光太陽光による加熱開始前に一定流量の推進剤を供給している．それに反し



組立前



組立後

図 3.4 単結晶モリブデン製小型太陽熱スラスタ（ノズル膨張部無し）の写真

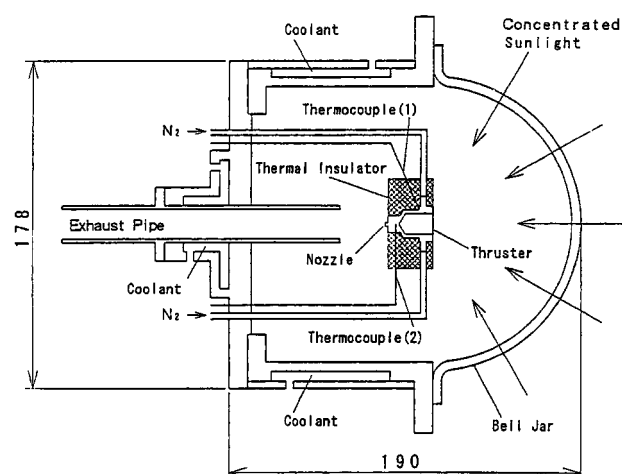


図 3.5 真空チャンバ内に設置されたスラスタ

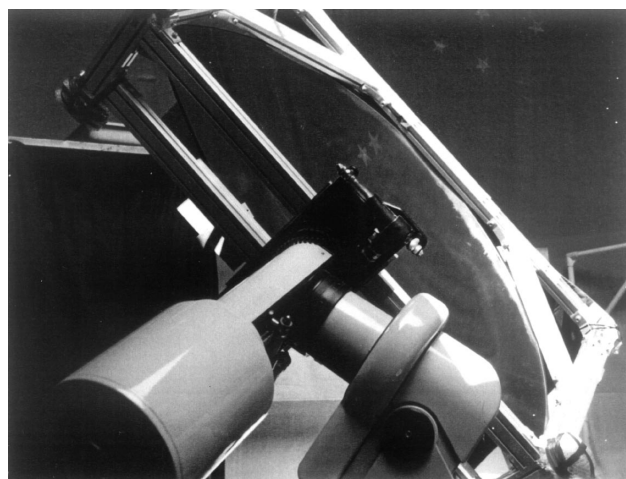


図 3.6 直径 1.6 m 半円回転放物面太陽集光鏡



図 3.7 太陽光エネルギー密度測定器

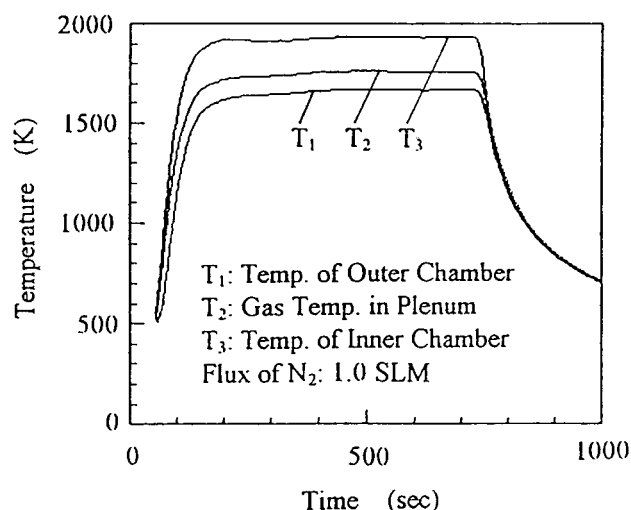


図 3.8 加熱開始前から一定流量の推進剤を供給した場合の太陽加熱実験結果（外壁，プレナム，キャビティ内壁の各温度，推進剤：窒素）

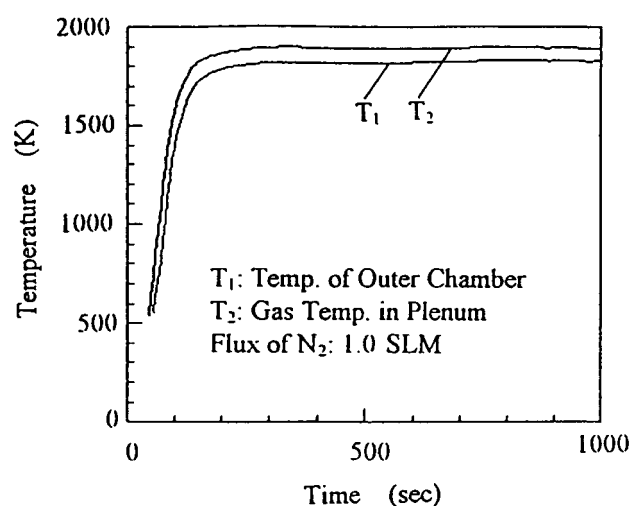


図 3.9 加熱開始前から一定流量の推進剤を供給した場合の太陽加熱実験結果（外壁，プレナムの各温度（これまでの最高値），推進剤：窒素）

て，図 3.10 では，当初は推進剤を供給しておらず，計測開始後の約 300 秒の時点において，推進剤を供給した．そのため，その時点において急激な温度変化が発生している．特に推進剤温度は，推進剤供給以前はプレナム・チャンバ内の雰囲気温度（プレナム内壁からの放射，伝熱）を計測していると思われる．推進剤供給によって，一時的に温度が 100 K ほど急上昇しているが，これはキャビティ入口周辺がプレナム・チャンバよりかなり高温となっており，そこを通過した推進剤がプレナム・チャンバより高温となってプレナム・チャンバに供給されたためと思われる．その後，50 K 程低い約 1,850 K において平衡状態に達している．尚，ここでも推進剤温度は図 3.9 と同様にスラスタ外壁温度より 100 K ほど高温となっている．

次に，気体の供給流量による温度の変化について着目する⁷⁾．図 3.11 に窒素ガスを推進剤とした太陽光加熱実

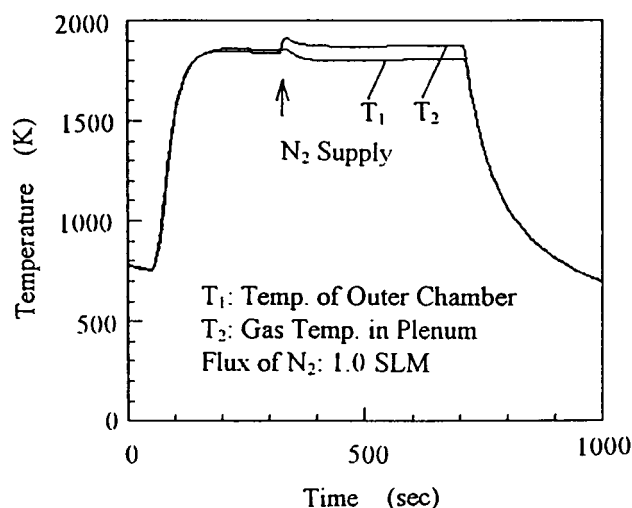


図 3.10 スラスタの温度が飽和して後に推進剤を供給した場合の太陽加熱実験結果（推進剤：窒素）

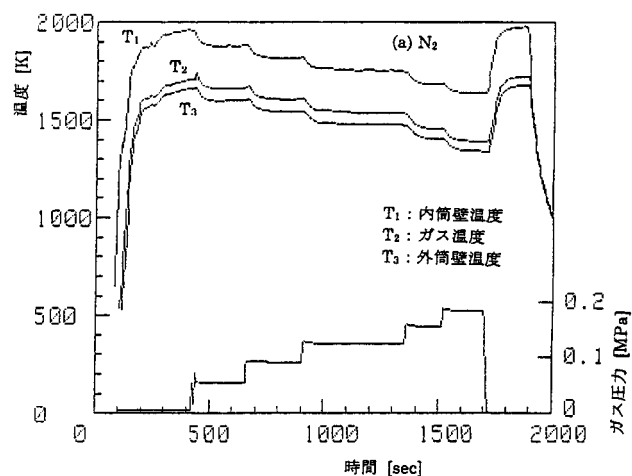


図 3.11 推進剤流量変化を伴う太陽集光加熱実験結果（推進剤：窒素）

験の時間経過によるガスとスラスタの外筒壁と内筒壁温度、ガス圧力の変化を示した。また図 3.12 ヘリウムの場合を示しており、供給するガスの体積流量を 0 ~ 10.0 SLM の範囲で 2.0 SLM ずつ増加させた結果として、それぞれ階段状の温度変化を確認できる。

また、図 3.11 において、体積流量 2.0 SLM でのガス温度は 1,600 K 程度であり、この場合の理論比推力は 173 秒、水素では 648 秒となる。また、ヘリウムを供給した図 3.12 の場合、内筒壁の温度は図 3.8 と比較すると全体的に低く、従ってガスおよび外筒壁も同様に温度が低い。

以上の実験結果から、供給された窒素の体積流量を変化させた場合の到達温度から加熱に必要な熱量を算出し、太陽光の入力との割合を計算すると図 3.13 のようになる。また、体積流量を増加させると太陽光エネルギーからガスの熱エネルギーへの交換効率は上昇することがわかる。また、ガス加熱に寄与しない熱損失は、外筒部およびス

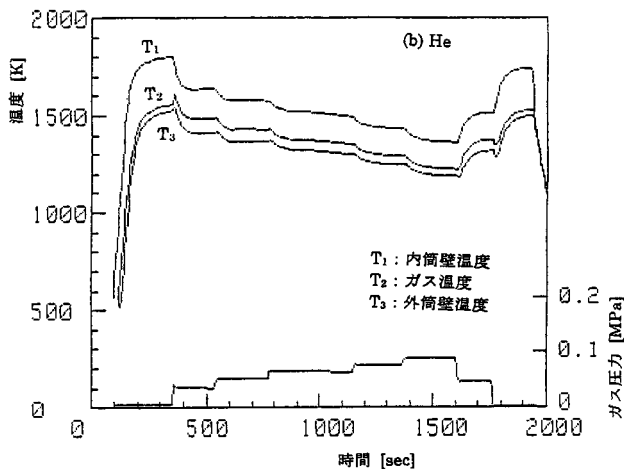


図 3.12 推進剤流量変化を伴う太陽集光加熱実験結果 (推進剤：ヘリウム)

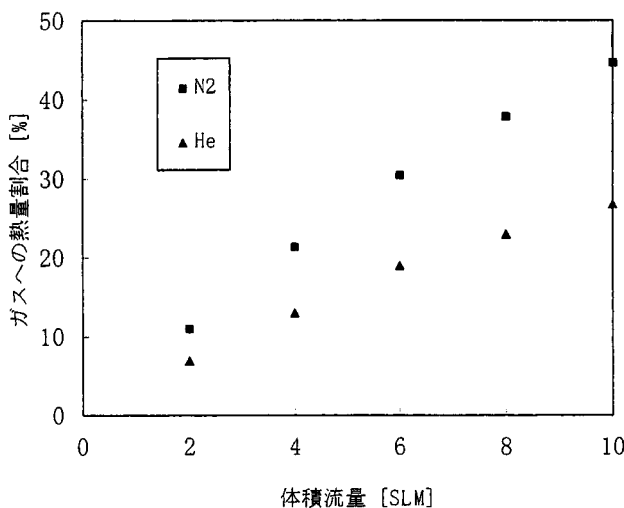


図 3.13 太陽光エネルギーの推進剤加熱に使われた割合

表 3.1 窒素推進剤の実験結果とそれによる水素推進剤の場合の推定値

	N ₂ 実験値	H ₂ 推定値
チャンバ内圧 [MPa]	0.19	0.19
ガス温度 [K]	1380	1380
ガス質量流量 [g/s]	0.191	0.044
理論比推力 [s]	161	602
理論推力 [N]	0.33	0.29

ラスタのサポート（ガス供給のためのパイプ）部からの熱伝導によるもの、主に最高温度となるキャビティ部からの熱輻射によるもの、真空チャンバ内（あまり高真空ではない）の熱対流とが考えられる。この実験での窒素ガス最大流量 10 SLM では、ガス圧力 0.19 MPa、ガス温度 1,380 K となった。実機の推進剤として水素を想定した場合、同様の実験装置・実験環境のもとで、供給される水素ガスの体積流量・圧力・温度が同じ値に到達したと考えて、その時の推定値を実験結果と比較して表 3.1 に示す。水素換算比推力は約 602 秒であった。

3.6 結論

太陽熱推進系は宇宙用軌道変換・保持推進系として有望である。本章では、太陽熱推進系の小型スラスタを単結晶モリブデンを用いて初めて試作し、簡易的な半円回転放物面反射鏡を用いた加熱実験より、水素換算比推力 650 ~ 700 秒程度を達成できた。

今後の課題としては、スラスタ外筒およびスラスタ・サポート部からの熱伝導と内筒部からの輻射による熱損失の解析とそれに基づく熱利用効率の向上などがある。また、高温・水素推進剤の採用を考慮して、スラスタのシール部分のルテニウム/モリブデンによるろう付、さらにタングステン化学蒸着 (W-CVD) によるコーティングを施す。さらに、全円回転放物面鏡（半分に切断しないので、太陽受光面積を半減しないだけでなく、回転放物面形状を高精度に保持できる）の整備を進める必要がある。

参考文献

- 1) 藤井忠行, 他, 「モリブデン巨大粒または単結晶及びその製造法」, 金属材料技術研究所, 特許 第 1420928 号, 昭和 63 年 1 月 29 日。
- 2) T. Fujii, et. al., "Large Crystal Grains or Single Crystals of Molybdenum and process for production Thereof," National Research Institute for Metals (NRIM), United States Patent, Patent Number: 4,491,560, Date of patent: Jan. 1, 1995.

- 3) 藤井忠行, 他, 「タングステン単結晶及びその製造方法」, 金属材料技術研究所, 東京タングステン株式会社, 特許第 1688238 号, 平成 4 年 8 月 11 日.
- 4) T. Fujii, "A New Technique for Preparation of Large-Scale Mo and W Single Crystals and Their Multilayer Crystals for Industrial Applications," Proc. of Japan-Russia-Ukraine International Workshop on Energy Conversion Materials (ENECOM 95), Sendai, Japan, 1995.
- 5) 伊藤克弥, 他, 「単結晶モリブデンによる太陽熱スラスタの試作」, 第 40 回宇宙科学技術連合講演会講演集, pp153-154, 1996.
- 6) M. Shimizu, et. al., "Solar Thermal Thruster Made of Single Crystal Molybdenum," IAF-96-S.4.01, 1996.
- 7) 伊藤克弥, 他, 「単結晶モリブデン製太陽熱スラスタ」, 平成 8 年度宇宙輸送シンポジウム, pp. 157-160, 1997 年 1 月.

第 4 章 単結晶モリブデン製の小型太陽熱スラスタの 2 次試作・試験 (1.6 m 径全円太陽集光鏡による加熱・噴射実験)

4.1 まえがき

前章において, 半円回転放物面鏡を用いて単結晶モリブデン製小型スラスタの太陽集光加熱の予備実験を行い, 比推力 650 ~ 700 秒級の結果を得た¹⁾. しかしながら, 半分に切断した太陽集光鏡を使用したために受光面積が小さく, また切断時の歪解放による回転放物面からの形状変化もあり, 集光比が低下したために, 到達温度には限界があった. そこで, 太陽熱スラスタのさらなる高性能化を検証するために, 新しく直径 1.6 m の全円回転放物面鏡による太陽集光装置を導入した. さらにスラスタについてはモリブデン単結晶材を用いた窓なしキャビティ型において, シール部分に超高温に対応するルテニウム / モリブデンろう付の適用, 膨張部付ノズルの採用等を行い, 本実験を行った.

4.2 単結晶モリブデン製スラスタ

ここで採用した単結晶モリブデンについては第 3 章 3.2 項を参照されたい. 試作したスラスタは図 4.1 に示すような, 窓なしキャビティ型である. 集められた太陽光がキャビティの入り口に太陽像を作り, キャビティ内を加熱する. スラスタの二本の推進剤供給パイプから供給される推進剤ガスは主にスラスタ内で加熱され, ノズルから噴射して推力を得る. このスラスタは二重の円筒の構造になっており, 加熱・噴射実験ではスラスタ外筒壁とキャビティ内壁, そしてプレナムのガス温度を熱電対で測定した. 前章でのスラスタでもほぼ良好な結果を得てい

るが, ネジ結合部のシールにグラファイトのガスケットを用いており, これは高温での水素との反応性から問題が生じると考えられた. そこで, 今回はそのシール部分を高温水素に不活性で従来のニッケルろう等の高温ろうより約 1,000 K も高い融点約 2,300 K のルテニウム / モリブデン (Ru/Mo) 超高温ろうにてろう付することにより問題を解決した. さらに, スラスタは宇宙の高真空環境にて超高温となるので, モリブデンやろう材の蒸発が無視できない危険性がある. そこで, モリブデンより遙かに高融点・低飽和蒸気圧のタングステンによってスラスタに CVD コーティングを施した (図 4.2(a), (b)).

4.3 太陽集光装置

第 3 章において使用した高精度回転放物面鏡 (直径約 1.6 m 半円, 焦点距離 650 mm) は切断による回転放物面形状に変化を生じたために集光比が低下しており, 目標とする高温 (2,300 K, 水素換算比推力 800 秒) は達成していなかった. そこで今回, 全円の回転放物面鏡による集光装置を整備した. 直径は前回と同様に直径約 1.6 m であるが, 全円であるので入力エネルギーは倍増し, また切断による形状変化もないので, 高集光比の維持が期待できる. 本太陽集光装置の回転放物面鏡の仕様および概観を図 4.3 に示す. ただし, ここでの最高到達温度については名古屋工業技術研究所 (名工研) の太陽炉に関する文献³⁾を参考にしている. 名工研の太陽炉は, 本集光装置と同仕様の集光鏡に太陽追尾の平面反射鏡を介して太陽光を入射させるヘリオスタット式であり, 集光のための反射回数が 2 回であるが, 本集光装置は太陽光を直接, 集光鏡に受光する直達式を採用しているために, 反射回数が一回であるので, 名工研の太陽炉より反射回数が 1 回少なく, より高温が期待できる⁴⁾.

本集光装置の太陽像径は理論的には約 7 mm であるが, 実際には約 15 ~ 20 mm であり, 幾何学的集光比は約 10,000 とされる.

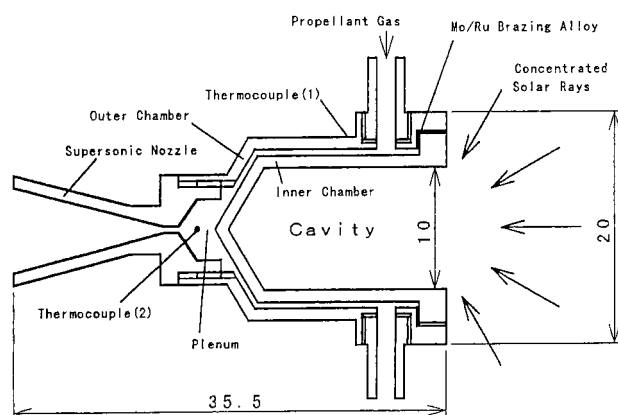


図 4.1 単結晶モリブデン製スラスタ改良機の形状・寸法

4.4 実験条件

モリブデン単結晶材を用いて試作したスラスタを直径1.6 m 全円太陽集光装置により、窒素ガスおよびヘリウムガスを推進剤としての太陽集光加熱・噴射実験を行った。図4.4に示すように、スラスタはパイレックス・ガラス製の

のベルジャー付真空チャンバ内に設置された。真空チャンバの排気系は排気速度270 リットル/分の油回転ポンプで、それによる真空チャンバの真空度は約0.1 kPaである。スラスタは2本の推進剤供給パイプで支持されており、断熱材としてカーボンフェルトを巻いた。加熱・噴射実験は晴天日に行い、太陽光エネルギー密度は第3章の3.4項にて述べた測定法にて、最高で約80 mW/cm²に達した。

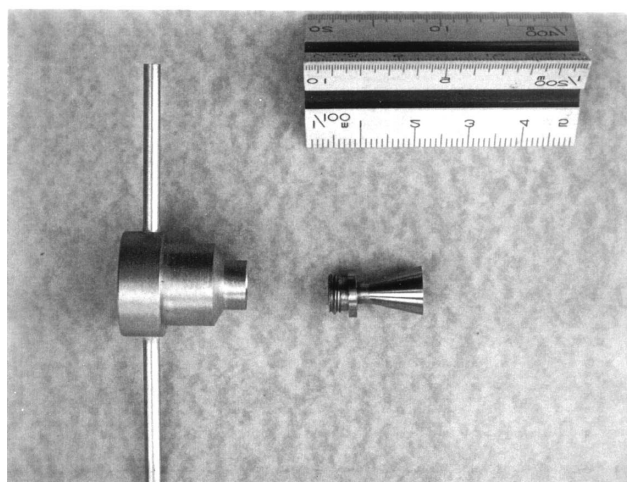
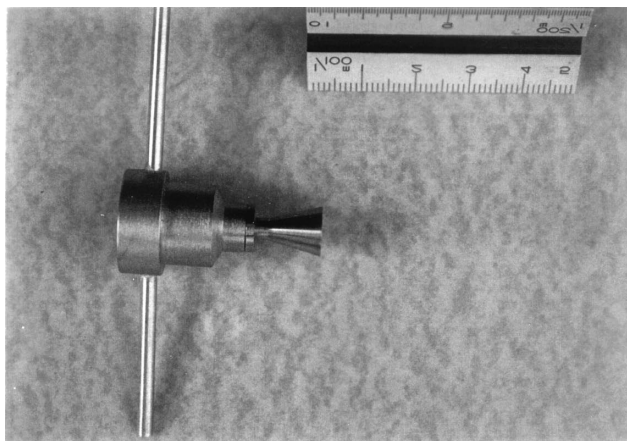


図4.2(a) 単結晶モリブデン製スラスタ改良機の写真
(Ru/Mo ろう付によるノズル以外の
ネジ結合部に漏れ防止)

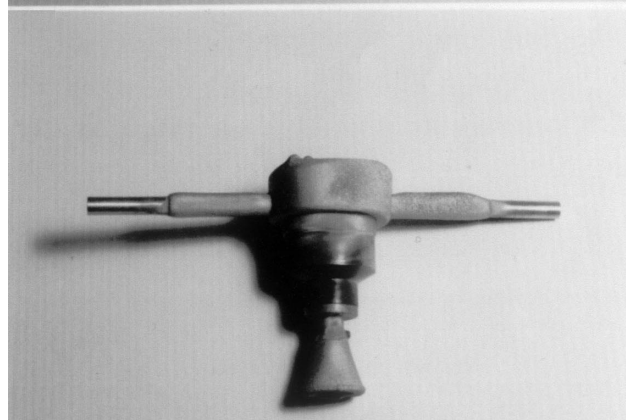
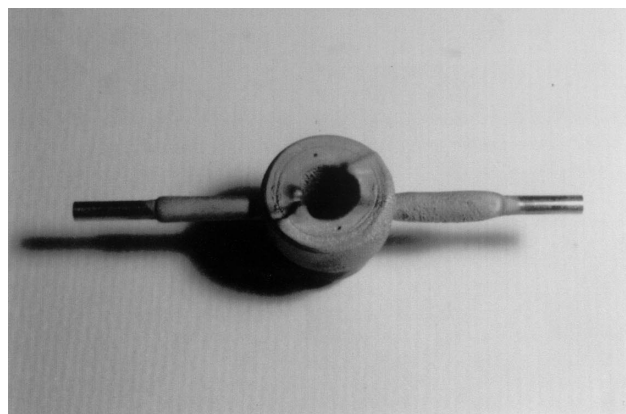


図4.2(b) 単結晶モリブデン製スラスタ改良機の写真
(W-CVDによるコーティング済み)

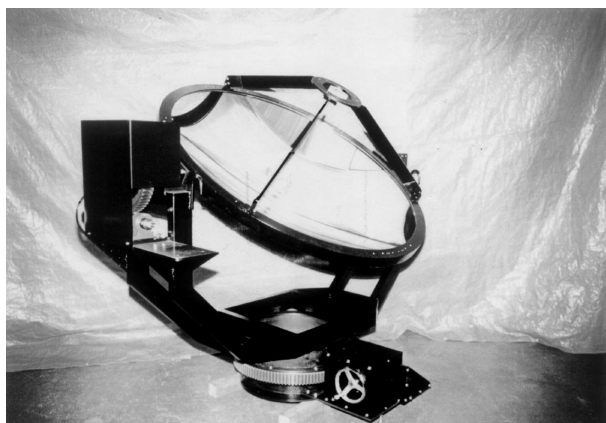


図4.3 直径1.6 m 地上用太陽集光装置とその仕様

形 式	直達式
外 径	φ 1560 mm
焦 点 距 離	650 mm
口 径 比	2.4
厚 さ	15 mm
最高到達温度	3773K 以上

4.5 実験結果

推進剤として窒素，ヘリウムを用いた実験の結果を図 4.5（窒素推進剤）および図 4.6（ヘリウム推進剤）に示す．前述のように太陽エネルギーがほぼ最高値のとき，推進剤流量を 1～6 及び 1～10 SLM の範囲で変化させた温度を記録しており，予想された階段状の変化が示されている．

これらの図より，窒素ガス，ヘリウムガスともに最高到達温度約 2,300 K，水素換算比推力として目標としてきた約 800 秒を達成できた．また，スラスト外壁温度はガス温度より約 100 K 低いことがわかった．またキャビティ内の温度は太陽集光により直接加熱されているために最も高温となり，ガス温度より約 200 K 高いことが図 4.7 に示された⁵⁾．これは米国の大型太陽熱スラストでの実験結果ともほぼ合致する⁷⁾．さらにキャビティ内での温度分布

は，図 4.7 に示すように，時間的にもさほど様ではないことがある．これが熱電対損傷の原因ともなり得ると考えられる．実際，図 4.7 に示す実験においてキャビティ内壁温度測定用のタングステン／レニウム熱電対（約 2,600 K まで測定可能）が瞬間的に 2,500 K 以上の高温にまで急上昇し，その後，急降下した．このような急激な変化はこれまで経験して居らず，その現因は不明である．実験後，熱電対を点検したところ，熱電対はキャビティ内面のジルコニア接着剤による接着部から剥離していた．そのため，その後のキャビティ内面における温度は計測不可能となったので，その後に行われた図 4.5，図 4.6 の実験で

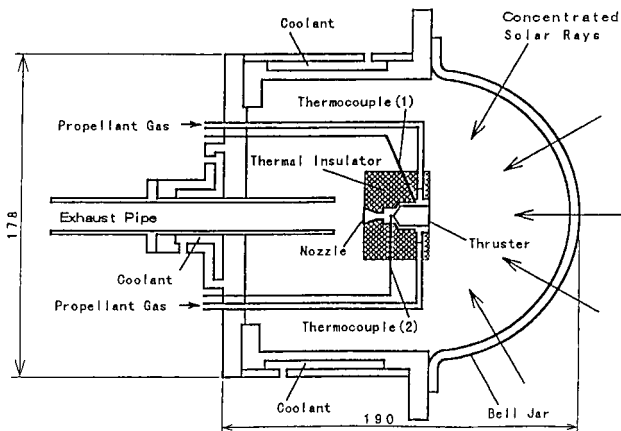


図 4.4 実験用真空チャンバとその中のスラスト

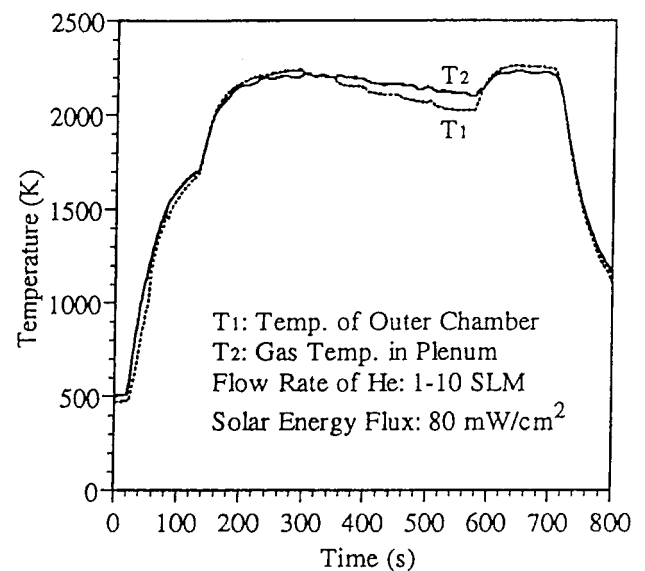


図 4.6 ヘリウム推進剤によるスラストの加熱・噴射実験結果

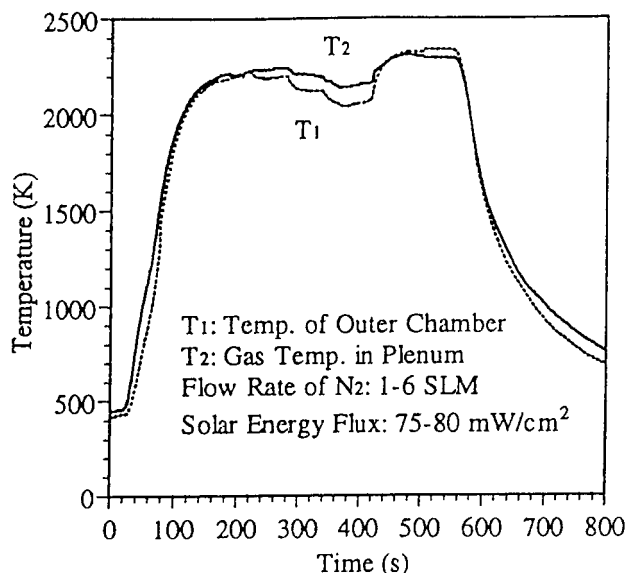


図 4.5 窒素推進剤によるスラストの加熱・噴射実験結果

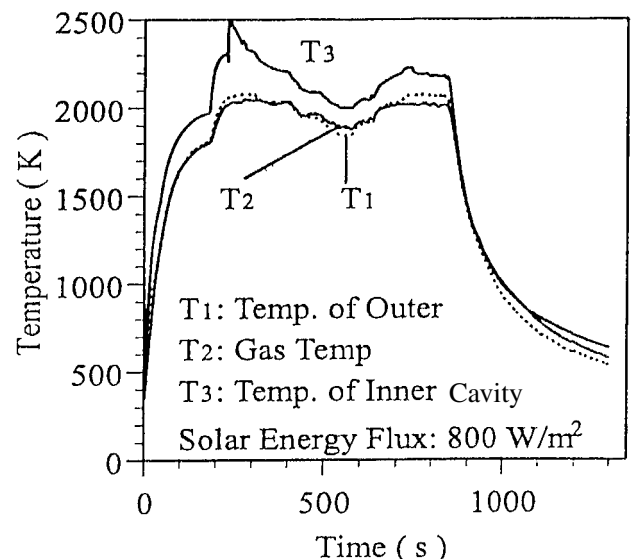


図 4.7 窒素推進剤によるスラストの加熱・噴射実験（キャビティ内温度計測を含む）

は、これは表示していない。

4.6 考察

本実験では推進剤温度 2,300 K、水素換算比推力として約 800 秒を達成した。このような高温は米国での大型太陽シミュレータを用いた実験ではこれに匹敵するデータもあるが、太陽集光加熱による太陽熱スラスタ実験値としては、米国より遙かに小型ながら世界最高と思われる⁶⁾。

実験後のスラスタには特に損傷はなかった。しかし、このような高温では Ru/Mo ロウ付部も局所的には融点以上に達しており、タングステン CVD コーティング層にテロウ付部からの熔融ろう材の流出が阻止されていたと推定される。従って、このろう材は本来はこのような高温での使用は不適であろう。そこで、今後は W-CVD コーティングのみに頼る事になる。究極的には単結晶タングステンと W-CVD コーティングによるスラスタが考えられ、その推進剤温度は 3,000 K 以上、比推力も 1,000 秒以上が期待できる。

本実験では、スラスタのノズルからの推進剤排気のために、真空チャンバの真空度は約 0.3 kPa であり、多層断熱 (MLI) には不適當なので、スラスタ近傍にカーボン・フェルトを巻くに留めた。しかし宇宙での作動時には、当然のことながら MLI が適用できるので、今回の実験での温度を維持したまま推進剤流量を増加できる。また、地球近傍宇宙空間では太陽光エネルギー密度がこの実験での場合の 2 倍近くであり、しかも地上実験では真空チャンバの窓ガラスを太陽光が通過する際に約 20 % 程度の損失があるので、宇宙では比推力を維持したままでも地上実験の 2 倍以上の推力が期待できる。

4.7 結論

航技研では物質・材料研究機構などと協力してモリブデン単結晶材料、ルテニウム/モリブデンの超高温ろう付、タングステン CVD コーティング技術などを結集して、米国に比べて遙かに小型ながら、窓なしキャビティ型太陽熱スラスタの試作に成功し、太陽集光加熱によって推進剤ガス温度 2,300 K、水素換算比推力 800 秒級という世界最高レベルの有望な結果を得た。

参考文献

- 1) 伊藤克弥, 他, 「単結晶モリブデン製太陽熱スラスタ」, 平成 8 年度宇宙輸送シンポジウム, pp. 157-160.
- 2) Fujii, T., "A New Technique for Preparation of Large-Scale Mo and W Single Crystals and Their Multilayer Crystals for Industrial Applications," Proc. of Japan-Russia-Ukraine

International Workshop on Energy Conversion Materials (ENECOM 95), Sendai, Japan, 1995.

- 3) 名古屋工業技術試験所太陽エネルギー研究グループ, 「名古屋工業技術試験所における太陽エネルギー利用技術の研究」, 名古屋工業技術試験所報告, 第 38 巻 第 1 号, pp. 25-38, 1989.
- 4) 佐藤 等, 他, 「太陽熱スラスタ実験用太陽集光装置」, 第 41 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 97-9-1, 1997.
- 5) 清水盛生, 他, 「単結晶 Mo 製スラスタの太陽集光加熱実験」, 第 41 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 97-9-2, 1997.
- 6) K. O. Westerman and B. J. Miles, "Testing of a Receiver-Absorber-Converter (RAC) for the Integrated Solar Upper Stage (ISUS) program," Space Technology and Applications International Forum-1998 (STAIF-98), pp. 375-380, 1998.
- 7) Kudija, C. T., et al., "Integrated Solar Upper Stage (ISUS) Engine Ground Demonstration (EGD)," Space Technology And Applications International Forum-1998 (STAIF-98), pp. 348-353, 1998.

第 5 章 単結晶モリブデン製中型太陽熱スラスタ

5.1 まえがき

米国では航技研より遙かに大型のスラスタの研究開発を行っている。そこでは集光装置の精度が低く、太陽像径が 100 mm に達するので、キャビティ径もこれに対応しており、かなりの大推力となっている。太陽熱スラスタの大推力化は極めて望ましいので、航技研でも大型化は最重要課題の 1 つである。そこで今回はスラスタの大型化の第 1 歩として、外径約 30 mm、キャビティ径 20 mm 規模のスラスタ (中型と位置づける) を単結晶モリブデンで試作した。本章では前章にて述べた 1.6 m 径の太陽集光装置を用いて行った集光加熱・噴射実験について述べる。

5.2 単結晶モリブデン製中型太陽スラスタの試作

ここで採用した単結晶モリブデンについては第 3 章 3.2 項を参照されたい。2003 年 1 月現在までの単結晶モリブデン材の製造装置では、その素材の大きさは最大で直径約 100 mm、厚さ 20 mm の板材に限られている。従って、前章で述べた小型スラスタより寸法の大きいスラスタの製作は結合部が大幅に増加することになり、望ましくない。そこで、板材ではなく丸棒において、より大きい単結晶モリブデン素材の製作の可能性について検討・試作したところ、図 5.1(a), (b) に多結晶材と比較して示すように、直径 30 mm の丸棒については、中心部に単結晶化

していない領域が少し残るものの、ほぼ製作に成功した。その不単結晶化領域は中心部の直径 4 mm 程度の領域であるので、これから最大径部材であるスラスト外筒が製作できることから、本中型スラストの試作を行った。但し、内筒については、キャビティ底部は閉じているので、この素材による一体製作は不可能である。そこで内筒のキャビティ底部は別素材から製作して、これを内筒とネジ結合した。この結合部からの推進剤の漏れ防止には、タングステン CVD コーティングを採用した。それ以外の結合部も、小型スラストの場合にはルテニウム / モリブデンろう付とタングステン CVD とを併用したが、ルテニウム / モリブデンろう材だけの採用は、その融点（約 2,300 K）が温度限界となって、比推力 800 秒級の高温度の達成は困難であるので、今回からはタングステン CVD コーティングだけを採用した。

以上の方法で試作した中型スラストは、図 5.2、図 5.3

に示すような窓なしキャビティ型である。集光太陽光がキャビティ入口に太陽像を作り、キャビティ内を加熱する。そして二本のパイプから供給される推進剤ガスを加

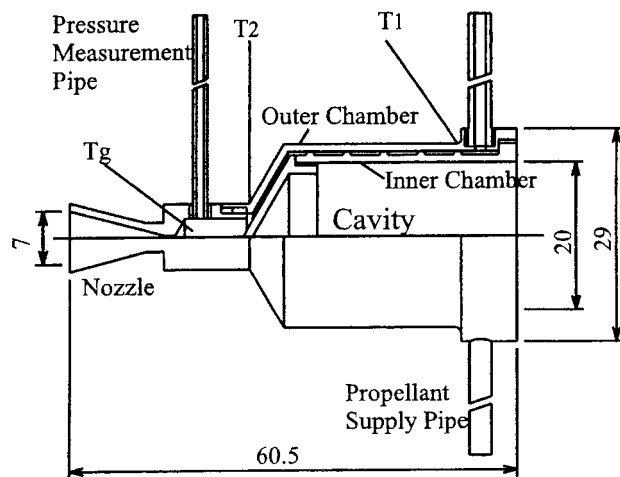


図 5.2 単結晶モリブデン製中型太陽熱スラストの形状寸法

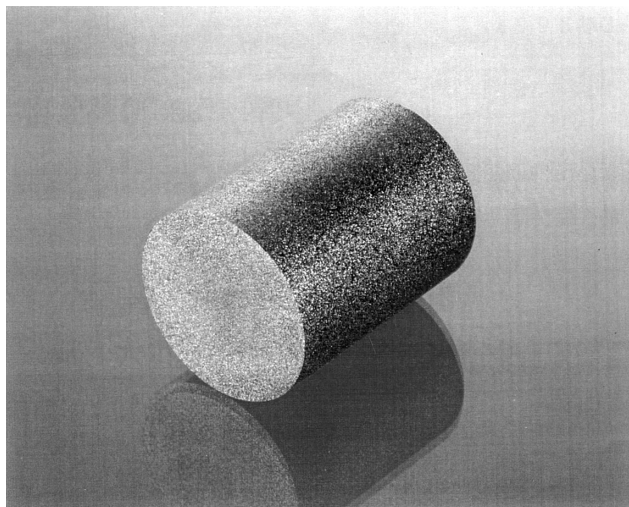


図 5.1(a) 多結晶モリブデンの直径 44 mm 丸棒材

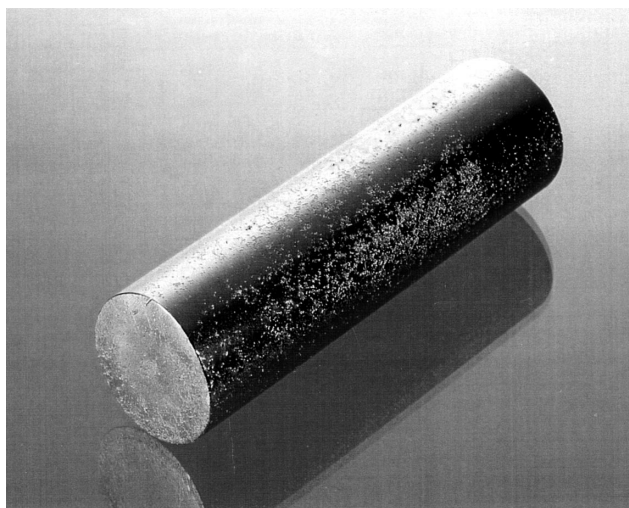


図 5.1(b) 試作した単結晶モリブデンの直径 30 mm 丸棒材

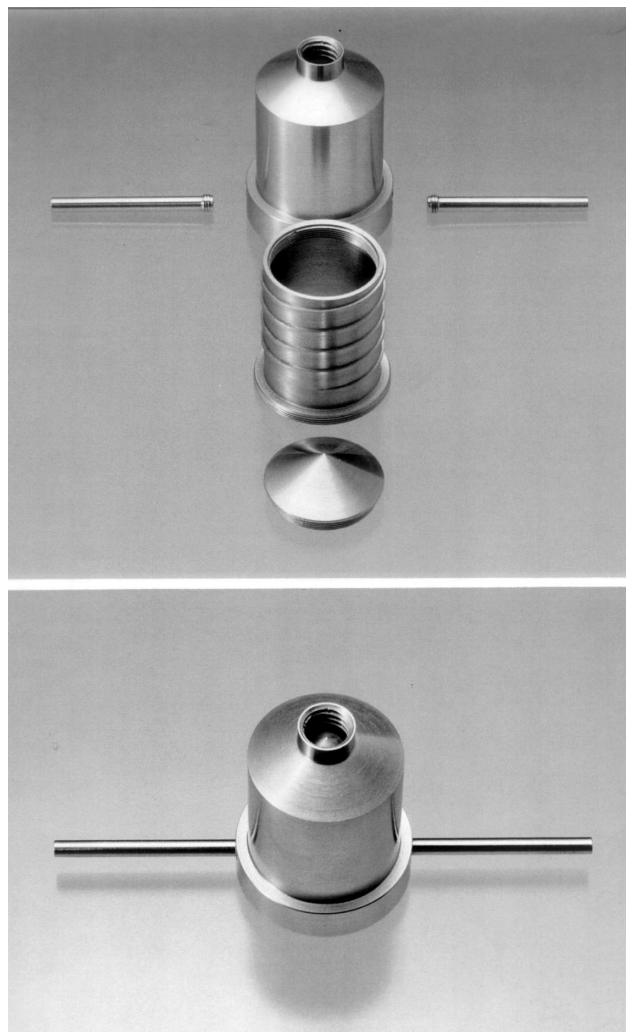


図 5.3(a) 単結晶モリブデン製中型スラストの部材と組立状態

熱して、ノズルから噴射して推力を得る。ノズルを含む全長が 60.5 mm、外径約 30 mm、キャビティ径が 20 mm である。この規模のスラスタは、H- ロケットのフェアリングに折り畳みなしで格納可能な直径 3.5 m の太陽集光装置に対応し、推進剤として水素を用いれば、比推力 800 秒、約 2 N の推力が得られると期待される⁶⁾。加熱・噴射実験ではスラスタ外筒壁（キャビティ端面付近）の温度 T_1 、チャンバ外筒部温度 T_2 およびチャンバ内ガス温度 T_g をタングステン/レニウム熱電対で測定した。また、加熱されたチャンバ内ガスの圧力測定のためのポート（前章での小型スラスタでは、外筒直径があまりに小型のために設置していない。）を新たに設けた。スラスタは各部品ごとに加工されて組み立てられるが、結合部のシールおよび高温高真空環境での材料蒸発を防ぐために、モリブデンより遥かに高融点・低飽和蒸気圧のタングステンにて CVD コーティングを施した。

5.3 太陽集光装置

太陽集光には、前章の図 4.3 に示すものと同一の鏡面直径約 1.6 m、焦点距離 65 cm（口径比 2.4）の回転放物面鏡による直達式の太陽集光装置を用いた。太陽集光装置の焦点にできる太陽像の直径は理論的には約 7 mm であるが、実際には 15 ~ 20 mm 程度になり⁷⁾、本スラスタのキャビティ直径に対応する。つまり、集光太陽光の全エネ

ルギーがキャビティ内に入力されるという意味では、第 3 章、第 4 章での小型スラスタ実験の場合には実現しなかった本来の加熱状況が実現することになる。

5.4 真空チャンバ

図 5.4、図 5.5 に示すように、パイレックス・ガラス製の集光太陽光導入用の半球面窓を備えた真空チャンバ内に、試作した中型スラスタを取付け、そのキャビティ入口を太陽集光装置の焦点に合致するように設置した。真空チャンバの排気系は排気速度 270 リットル/分の油回転ポンプで、それによる真空チャンバの真空度は約 0.1 kPa である。また、スラスタのノズルから推進剤が真空チャンバ内に排気されている時は、真空チャンバの真空度

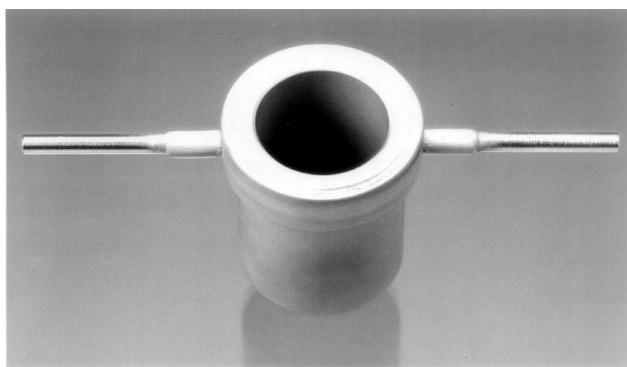


図 5.3(b) 単結晶モリブデン製中型
太陽熱スラスタ本体の写真

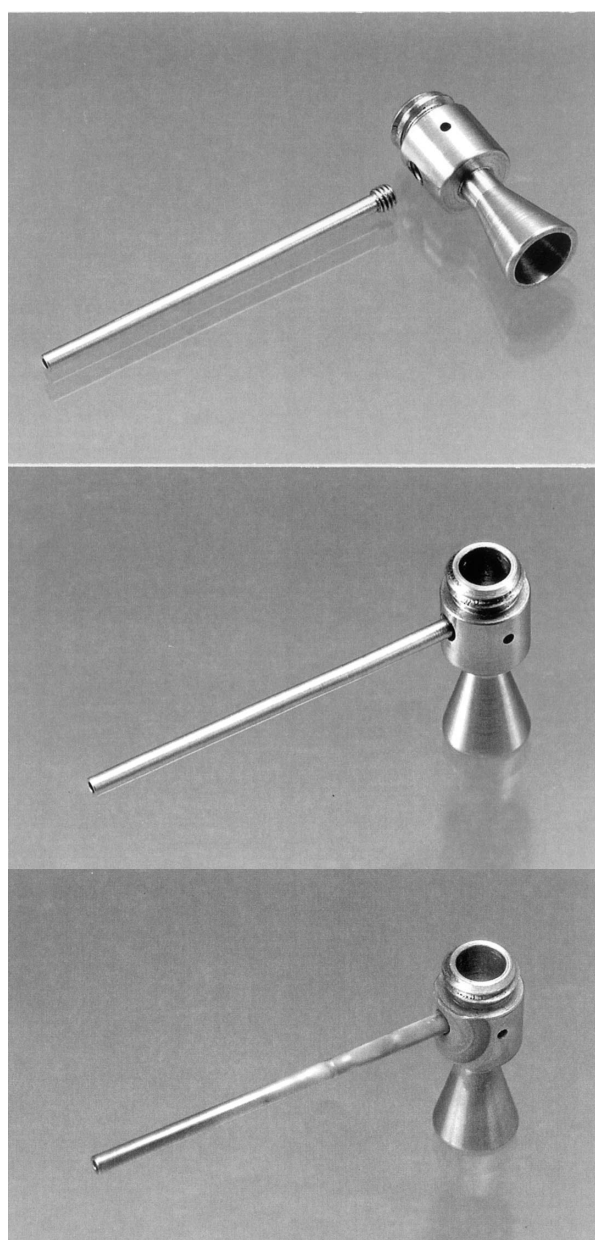


図 5.3(c) 単結晶モリブデン製中型
太陽熱スラスタのノズルの写真

は大幅に低下して数 kPa となる。従って、いずれにしても MLI には適合しない。そこで、小型スラスタ実験の場合と同様に、断熱材としてカーボン・フェルトをスラスタ周囲に巻くこととした。

5.5 実験結果と考察

加熱・噴射実験は、太陽光エネルギー密度が、第3章の3.4項にて述べた測定法にて、およそ 800 W/m^2 以上の晴天日に、推進剤として窒素ガスおよびヘリウムガスを用いて実施された。図5.6および図5.7に、それぞれ窒素およびヘリウムで行った実験結果を示す。前述のように太陽光エネルギー密度がほぼ最高値のとき、推進剤流量を1～10 SLMの範囲で変化させて温度を記録しており、予想された階段状の変化が、前章での小型スラスタの場合と同様に示されている。

これらの図より、スラスタ外筒壁の温度については、集光装置によって太陽像ができるキャビティ入口付近の温度 T_1 はガス温度 T_g より高く、ノズルに近いガス温度測

定部のチャンバ外筒部温度 T_2 では低い値となっている。また、外筒部温度、ガス温度ともに、小型スラスタを用いた以前の実験結果温度よりも低い値となっている⁸⁾。これは、中型スラスタの規模が小型スラスタよりかなり大きくなり、表面積が増えたことから、放射や伝導による熱損失が大きくなったためと考えられる。すなわち、前章での小型スラスタの場合は太陽集光鏡とスラスタ外径との幾何学的面積比が6,400であったのに対して、本中型スラスタの場合は3,000未満の半分未満となっており、集光比が遙かに低い。加えて、小型スラスタには設置しなかったが、この中型スラスタには設置したチャンバ内圧力測定用のポートからの熱損失も要因の一つであろう。さらに、真空チャンバの排気効率を上げるためにスラスタ・ノズルを排気管に挿入しており、ノズル周囲まで断

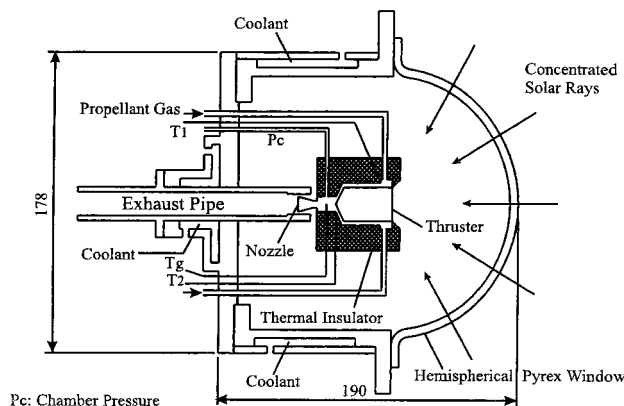


図5.4 真空チャンバ内に設置された中型太陽熱スラスタ

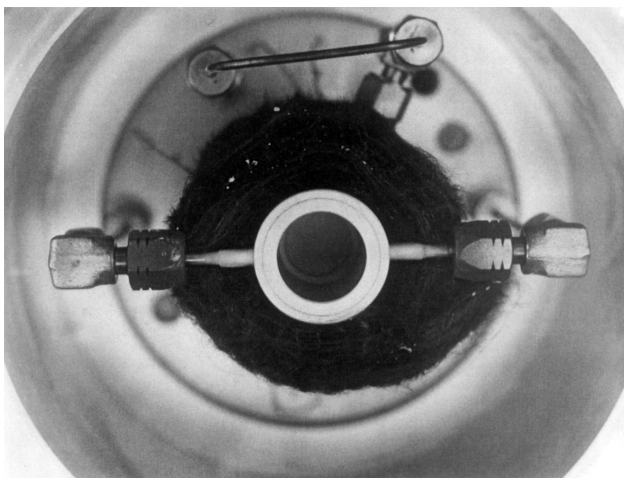


図5.5 真空チャンバ内に設置された中型太陽熱スラスタの写真

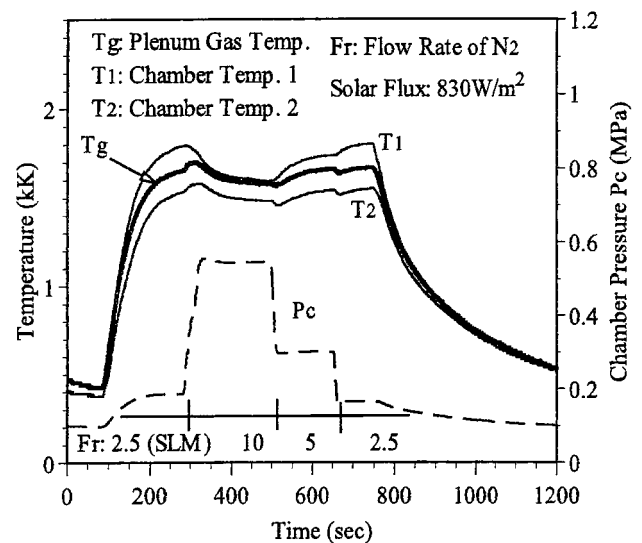


図5.6 窒素推進剤による実験結果

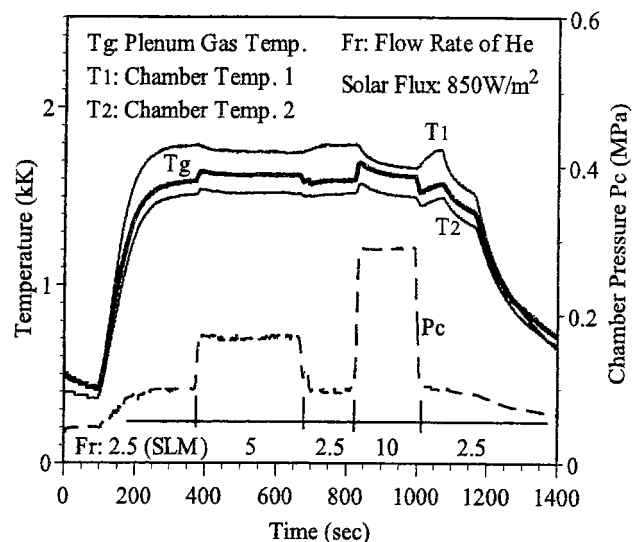


図5.7 ヘリウム推進剤による実験結果

熱材を使えなかったため、ノズル部からの熱損失が大きいのと考えられる。それでも推進剤流量 10 SLM のとき、推進剤ガスの最高到達温度約 1,600 K、水素換算比推力として約 650 秒を達成しており、本中型スラスタの試作は、この温度範囲のスラスタとしては成功といえる⁸⁾。

さらに、本中型スラスタの材料・製法が小型スラスタと同様であるので、小型スラスタと同様の高温に対応出来るはずである。そのことを確認するためには、スラスタからの熱損失を軽減する他に、太陽光エネルギー入力を増加させることが必要である。外径 30 mm の本中型スラスタは、太陽集光装置として直径 3 m 級の集光鏡に対応しており、この規模の太陽集光装置を用いれば、小型スラスタの太陽加熱・噴射実験結果と同様に、推進剤ガス温度 2,300 K の達成が期待できる。推進剤を水素とした場合、比推力 800 秒級、推力 2 N が見込まれることになる⁹⁾。

今後の課題として、本中型スラスタの比推力 800 秒級の性能を確認するために、東北大学科学計測研究所にある直径 10 m 大型高精度太陽集光装置の直径約 3.5 m の範囲を用いての加熱・噴射実験を計画している。その太陽集光装置は焦点距離が 3.2 m、焦点での太陽像直径は最小でも約 40 mm であるため、中型スラスタの受光キャビティ部の直径 20 mm、スラスタ外径 30 mm には大きすぎる。そこで、CPC (Compound Parabolic Concentrator) 型などの 2 次集光装置¹⁰⁾を用いることによって太陽像直径をほぼ半減させて、中型スラスタのキャビティ径に適合させることが考えられる。

5.6 結論

単結晶モリブデン製の中型 (外径 30 mm、キャビティ径 20 mm) 太陽熱スラスタを試作し、直径 1.6 m の直達式太陽集光装置を用いて、太陽集光加熱・噴射実験を行った。その結果、推進剤ガス温度 1,600 K (水素換算比推力 650 秒級) を達成し、この温度域までのスラスタとしての試作に成功した。

また本中型太陽熱スラスタに対応する直径 3 m 級の太陽集光装置を用いれば、前章での小型スラスタと同様に推進剤ガス温度 2,300 K、比推力 800 秒級の性能が達成されると期待される。

参考文献

- 1) J. M. Shoji, "Solar Rocket Component Study," AFRPL, TR-84-057, 1985.
- 2) 伊藤克弥, 他, 「単結晶モリブデン製太陽熱スラスタ」, 平成 8 年度宇宙輸送シンポジウム, pp. 157-160, 1996.
- 3) 佐藤 等, 他, 「モリブデン単結晶材を用いた太陽熱

スラスタの 1.6 m 径集光鏡による加熱実験」, 平成 9 年度宇宙輸送シンポジウム, pp. 125-128, 1997.

- 4) 清水盛生, 他, 「単結晶 Mo 製スラスタの太陽集光加熱実験」, 第 41 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 97-9-2, pp. 477-482, 1997.
- 5) T. Fujii, "A New Technique for Preparation of Large-Scale Mo and W Single Crystals and Their Multilayer Crystals for Industrial Applications," ENCOM 95, pp. 145-156, 1995.
- 6) M. Shimizu, et al., "Single Crystal Mo Solar Thermal Thruster for Microsatellites," IAF-98-S.6.01, 1998.
- 7) 佐藤 等, 他, 「太陽熱スラスタ実験用太陽集光装置」, 第 41 回宇宙科学技術連合講演会 講演集, 97-9-1, pp. 471-476, 1997.
- 8) 佐藤 等, 他, 「中型 (外径 30 mm) 単結晶モリブデン製太陽熱スラスタ」, 平成 10 年度宇宙輸送シンポジウム, pp. 162-165, 1998.
- 9) K. Itoh, et al., "Solar Thermal Rocket as an Apogee Engine for Japanese Launch Vehicle", 21 st. ISTS, pp. 208-212, 1998.
- 10) Frieman, R., T. et al., "New High-Flux Two-Stage Optical Design for Parabolic Solar Concentrators," Solar Energy, Vol. 51, No. 5, pp. 317-325, 1993.

第 6 章 単結晶モリブデン製大型太陽熱スラスタ

6.1 まえがき

前章ではスラスタの大型化の第 1 歩として、外径約 30 mm、キャビティ径 20 mm 規模の中型スラスタを単結晶モリブデンにて試作し、集光加熱・噴射実験を行った¹⁾。本章では、さらなる大型化を目指して、直径数メートル級の太陽集光鏡に適合するキャビティ径 50 mm の単結晶モリブデン製大型太陽熱スラスタを試作し、東北大学が世界に誇る直径 10 m 高精度大型太陽集光装置によって加熱・噴射試験した結果について述べる。

6.2 単結晶モリブデン製大型型太陽スラスタの試作

ここで採用した単結晶モリブデンについては第 3 章 2 項を参照されたい。2003 年 1 月現在までの単結晶モリブデン材の製造装置では、直径約 200 mm、厚さ 20 mm の板材にほぼ限られる。前章では直径 30 mm の丸棒については、中心部に単結晶化していない領域が少し残るものの、ほぼ製作に成功したので、それを採用して中型スラスタの試作して試験を行った¹⁾。

本章で述べる大型スラスタ^{2), 3)}の外径は 65 mm に達するが、このような大型の丸棒は勿論、円筒の製作も現在の単結晶モリブデン製造設備では不可能である。そこで、20 mm 厚さの板材から複数の短い円筒 (長さ 20 mm) を

製作し、それらをネジ結合（ネジ部の長さ 5 mm）して、その接合部からの推進剤の漏れを W-CVD コーティングにて防止する方式とした。この方式で試作した大型スラスタは、図 6.1 に製作図面、図 6.2 に部品、図 6.3 に部品を組み合わせた後の W-CVD コーティング後の写真を示すが、太陽熱スラスタとしては最も基本的な窓なしキャビティ型である。集められた太陽光がキャビティの入口に太陽像を作り、キャビティ内面を加熱する。そして二本のパイプから供給される推進剤ガスと熱交換して、ノズルから噴射して推力を得る。ノズルを含む全長は 117 mm、外径は約 65 mm、キャビティ径は 50 mm である。この規模のスラスタは、H- ロケットのフェアリングに展開機構

なしでは格納不可能な直径 7 m 級の太陽集光装置に対応し、推進剤として水素を用いれば約 10 N 級の推力が得られる。加熱・噴射実験ではスラスタ外筒壁（キャビティ端面付近）の温度 T_1 、チャンバ中央部外筒部温度 T_2 およびチャンバ内ガス温度 T_g をタングステン/レニウム熱電対にて測定した。また、加熱されたチャンバ内ガスの圧力測定のためのポートを設けた。スラスタは各部品ごとに加工されて組み立てられるが、結合部のシールおよび高温高真空環境での特にキャビティ内の材料蒸発を防ぐため、モリブデンより遥かに高融点・低飽和蒸気圧のタングステンにて CVD コーティングを施した。

6.3 直径 10 m 大型高精度太陽集光装置（東北大学）

太陽集光には東北大学が世界に誇る直径 10 m 大型高精度太陽集光装置⁴⁾を使用した。一般に直径 5 m 以上の大型太陽集光鏡では、回転放物面鏡を一体型として製作することは困難であるので、セグメント（分割部分）鏡を組み合わせて構成する方式となっている。この場合、セグメント鏡の形状は球面を採用する事が普通であり、そのための精度上の限界から、幾何学的集光比は 5,000 程度であり、10,000 に達する事は困難である。表 6.1 に世界の直径 4 ~ 10 m 級の太陽集光鏡についての比較をまとめたが、例えば米国空軍のエドワーズ空軍基地にある研究所（Air Force Research Laboratory, AFRL）は直径 7 m 級の大型太陽集光装置を擁して大型太陽熱推進の研究を実施しているが、その太陽像直径は約 100 mm であり、幾何学的集光比は約 5,000、ヘリオスタットと集光鏡を反射した後のエネルギー密度の比としての太陽集光度は約 3,000 と推定される。また、この太陽集光鏡を補完する目的で 1999 年に完成した NASA のマーシャル宇宙航行センター（NASA-

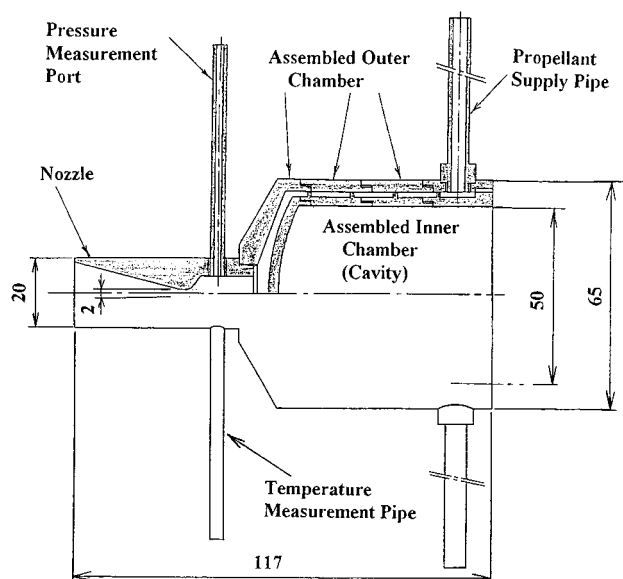


図 6.1 大型太陽熱スラスタの形状・寸法・構成状況

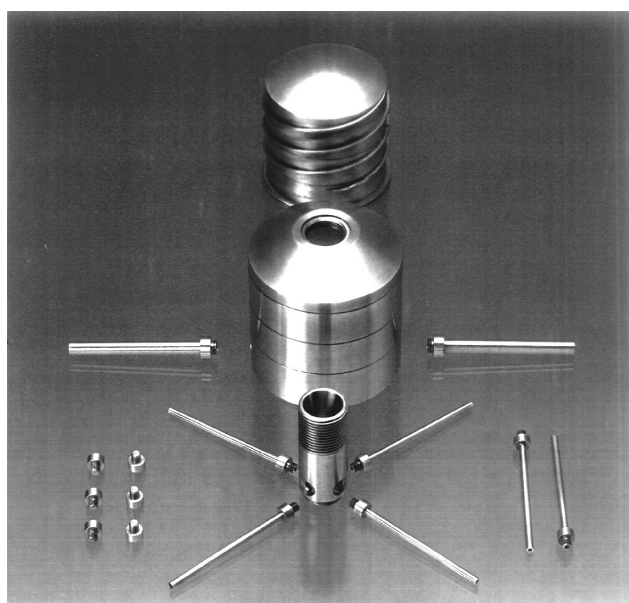


図 6.2 大型太陽熱スラスタの構成部品

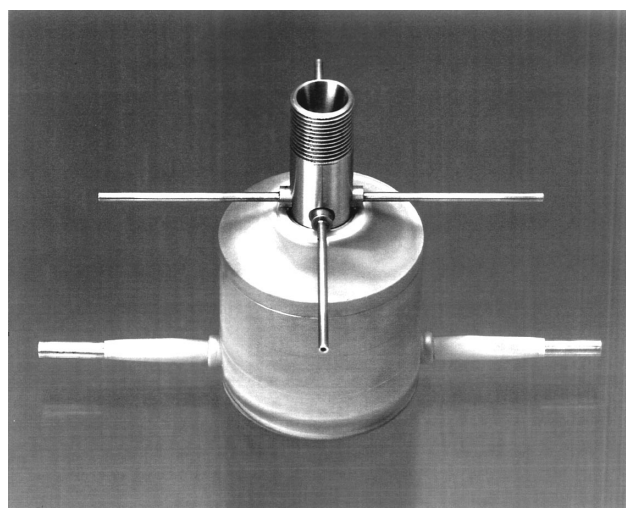


図 6.3 大型太陽熱スラスタの部品の構成状況と W-CVD コーティング

表 6.1 世界の大型太陽集光装置の性能比較

	集 光 器										ヘリオスタット		
	口径	f	口径比	部分鏡	配列	鏡面	入力	推定出力	最高温度	太陽像直径	部分鏡	配列	鏡面
仙台（東北大学）日本	10 m	3.2 m	3.1	放物面	放物面	表面鏡	70 kw	55 kw	4000 K	5 cm	平面鏡	階段	表面
Natick アメリカ	9.1×9.1	10.7	~ 1	球面鏡	球面	裏面鏡	75	42	< 3300	—	平面鏡	平面	裏面
Odeillo フランス	40×54	18	~ 2.8	撓めた平面鏡	放物面状	裏面鏡	1800	1000	< 4000	—	平面鏡	階段	裏面
NASA-MSFC アメリカ	5.5	—	—	球面鏡	放物面	表面鏡	21*1	9	約 3000*2	—	平面鏡	平面	—
UAH-PRC アメリカ	3×3	3	1.1	球面鏡	放物面	表面鏡	8*1	5	約 3000*2	< 6 (調整による)	平面鏡	平面	—
USAF-AFRL アメリカ	7.7	5	1.5	球面鏡	放物面	表面鏡	29	18	約 3500*2	10	平面鏡	平面	—

*1 太陽光エネルギー密度 900 W/m² としての推定値

*2 口径比等からの推測値

MSFC)での太陽集光設備は、直径 5.5 m のヘリオスタット/セグメント鏡方式で、全集光太陽光エネルギー 9 kW、ピークエネルギー密度は 290 W/cm² に留まる。これは当地での太陽エネルギー密度を 90 mW/cm² として比較すると、約 3,300 倍の太陽集光度である。この状況は、NASA-MSFC に隣接するアラバマ大学ハンツビル校の推進研究センター (UAH-PRC) において、時期的に僅かに先んじて建設された太陽集光設備においても同様と推定される。これに対して東北大学の直径 10 m 大型集光装置(図 6.4⁴⁾、図 6.5、図 6.6) は 181 枚のセグメント鏡に局所回転放物面鏡を採用しており、このために集光太陽像直径は最小では僅か 40 ~ 50 mm であり、幾何学的集光比は計算上は実に 40,000 にも達している。そのため、ヘリオスタット及び回転放物面集光鏡の建設当時の良好な反射率のもとでは、実際の太陽集光度は 20,000 以上となり、被加熱材料・加熱条件によっては摂氏 4,000 度にも達した。前項で述べた大型スラスタのキャピティ径は、この集光太陽像直径 40 ~ 50 mm に適合する 50 mm としているので、大型スラスタの太陽集光加熱実験としては、世界最高の推進剤温度を達成する可能性がある。

6.4 真空チャンバ

図 6.7 に示すように、集光太陽光導入用に石英製の直径 500 mm 半球面窓を備えた真空チャンバ内に、試作した大型スラスタを取付け、そのキャピティ入口が太陽集光装置の焦点に一致するように設置した。真空チャンバは排気速度 3,000 リットル/分の油回転ポンプで排気されるが、スラスタのノズルからの排気も真空チャンバ内に含むため、真空度は数 ~ 数十 kPa であり、MLI には適さない。そこで、図 6.8 示すように、これまでの小型スラスタ、中型スラスタと同様に断熱材としてカーボン・フェルトをスラスタ周囲に巻くこととした。また、図 6.9 に示すように、真空チャンバの背後に設置した排気ポートと排気

管の間に、水冷式フィン付銅管を太管に収めた熱交換器にて、太陽集光加熱された推進剤を十分に冷却して後に油回転ポンプに導入することとした。

6.5 実験結果と考察

加熱・噴射実験は、太陽光エネルギー密度が、第 3 章の 3.4 項にて述べた測定法にて、およそ 800 W/m² 以上の晴天日に、推進剤として窒素ガスおよびヘリウムガスを用いて実施された。図 6.10 には集光太陽像をスラスタ・キャピティに合わせるために、集光鏡の前の大扉を少しだけ開いて太陽光をフル・パワーの数%だけ集光鏡に供給して、両者の位置あわせをしている状況を示す。ここではスラスタはさほど明るくならず、温度もさほど上昇しない。この位置あわせが終了した後、大扉を全開してフル・パワー加熱をしている状況を図 6.11 に示す。スラスタのみならず真空チャンバ内が極めて明るくなっており、温度も急上昇する。その状況を図 6.12 に（窒素推進剤にて行った実験結果）を示す。前述のように太陽光エネルギー密度がほぼ最高値のとき、推進剤流量を 10 ~ 100 SLM の範囲で変化させての温度を計測記録しており、流量に応じて階段状の温度変化が計測・記録されている。尚、経過時間約 1,400 ~ 1,500 秒での一時的・急激な温度低下は、太陽が一時的に雲に隠れたためである。

図 6.12 より、スラスタ外筒壁の温度については、集光装置によって太陽像ができるスラスタ端面付近の温度 T_1 はガス温度 T_g より高く、ガス温度測定部のチャンバ外筒部温度 T_2 では低い値となっている。これは太陽集光装置の老朽化により、セグメント鏡の方向精度が不十分であるので、直径 40 ~ 50 mm の集光太陽像が直径 50 mm のキャピティ内に収まっておらず、スラスタ端面にはみ出したために、この端面が想定以上に高温となったと考えられる。また、前章での中型スラスタでは推進剤流量 10 SLM の場合、推進剤ガスの最高到達温度約 1,600 K、水素

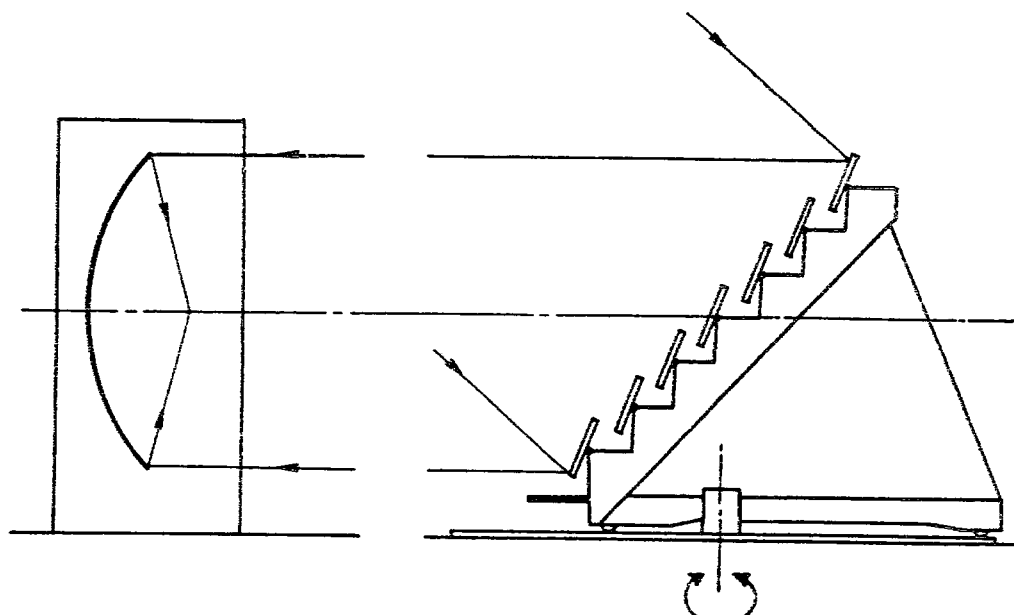


図 6.4(a) 東北大学のヘリオスタット式太陽集光装置

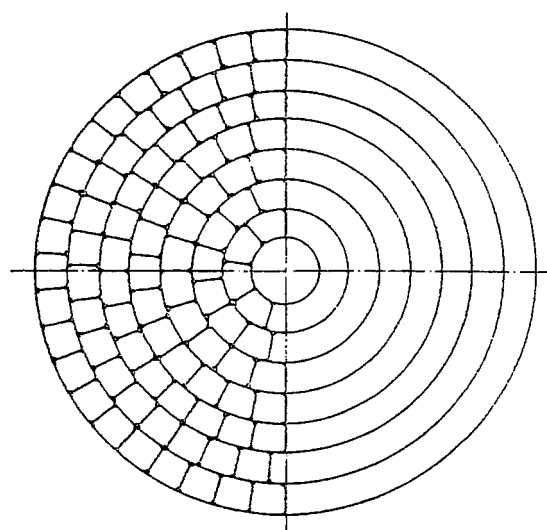


図 6.4(b) 181 枚セグメント鏡の構成



図 6.6 直径 10 m 高精度回転放物面集光鏡
(181 枚のセグメント鏡から構成)

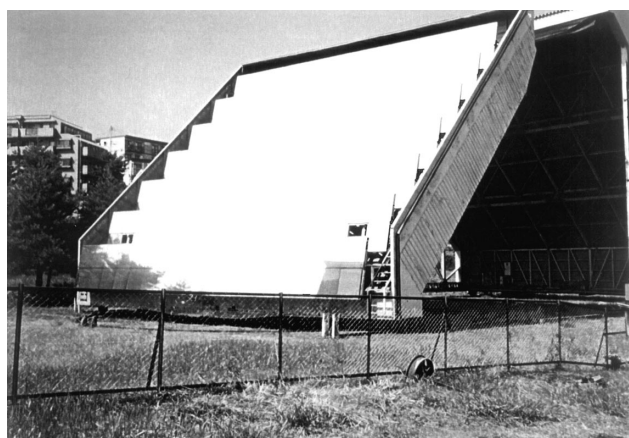


図 6.5 ヘリオスタット (全縦 14 m, 全横 15.5 m, 7 段
構成 格段 34 枚の単位平面鏡の 2 列構成 (各列 17 単位鏡),
単位平面鏡の寸法は縦 1.0 m, 横 0.9 m)

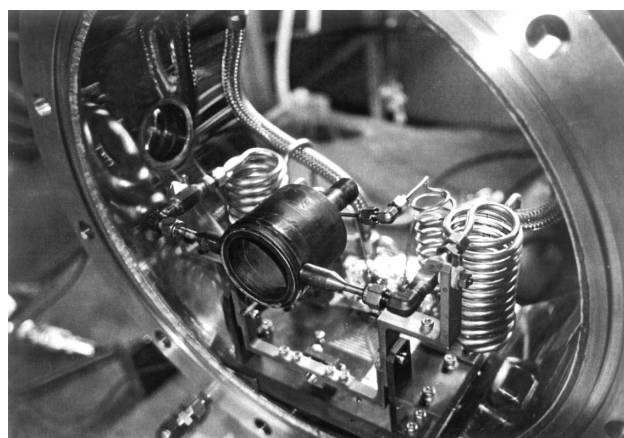


図 6.7 真空チャンバ内の大型スラスト
(カーボン・フェルト無し)

換算比推力約 667 秒を達成しているが、本大型スラスタの実験結果はこの中型スラスタよりも遙かに高温を達成している。しかし、外筒部温度、ガス温度ともに、小型スラスタを用いた第 4 章の実験結果温度よりは低い値となっている。

小型スラスタの外径 20 mm と直達式（ヘリオスタートを使わない）集光鏡の直径 1.6 m によれば、幾何学的集光比は 6,400 となって、ほぼ最適の関係にあるので、2,300 K もの高温が達成されたのである。一方、この大型スラスタの実験においてもスラスタ外径 65 mm に対して、集光鏡直径は 10 m であり、実際にはその直径 7 m 中心部を使用したので、幾何学的集光比は 11,600 となり、小型スラスタの場合の 2 倍近い幾何学的集光比となっている。従って、推進剤温度は 2,500 K 以上、水素換算比推力 850 秒の達成が期待されたが、推進剤温度は最高で 2,000 K 程度、水素換算比推力 725 秒に留まった。とはいえ、この推進剤温度はこのクラスの大きさの太陽熱スラスタの太陽集光加熱による推進剤温度としては世界最高級である。というのは、本大型スラスタのほぼ同規模のスラスタとして、世界の太陽熱推進の研究 / 開発をリードする米国

空軍が電鍍法にて作成した極めて高価なレニウム製スラスタについては、エドワーズ空軍基地の直径 7 m 級大型太陽集光鏡にて加熱・噴射実験が行われた。しかし、前述のように集光鏡の形状精度が不十分で、太陽像が十分

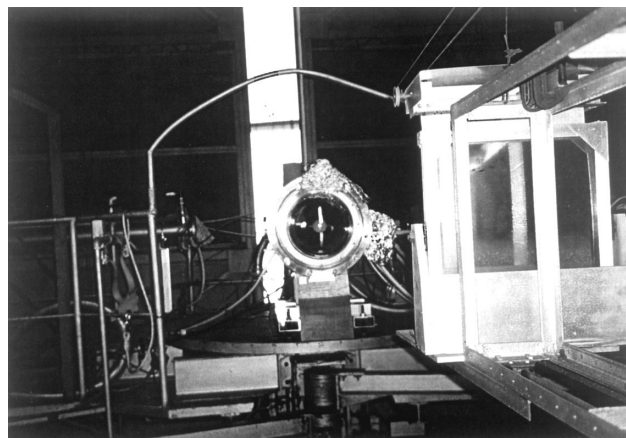


図 6.10 集光太陽像とスラスタ・キャビティの位置合わせ

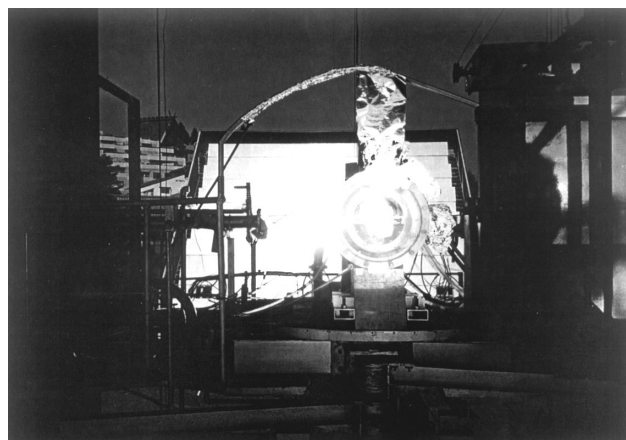


図 6.11 太陽集光鏡の中心部の直径 7 m 部分による加熱・推進剤噴射状況

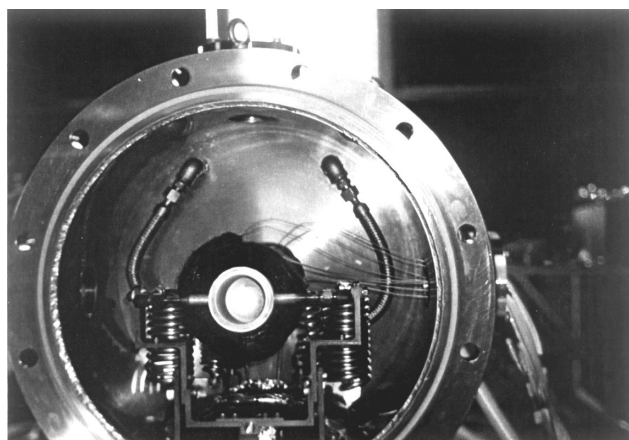


図 6.8 大型スラスタとその周辺のカーボン・フェルト

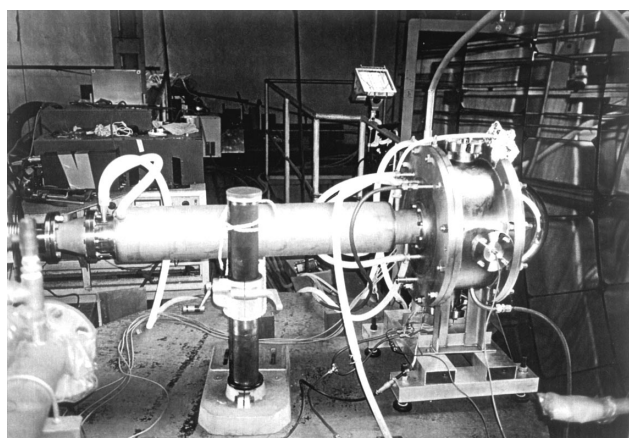


図 6.9 真空チャンバとその背後の熱交換器

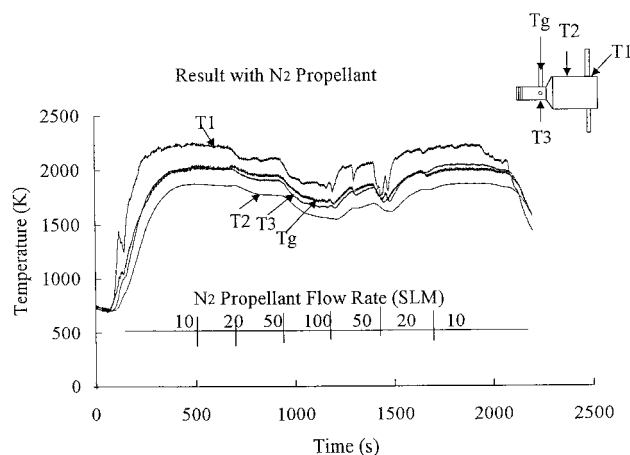


図 6.12 大型太陽熱スラスタの高精度大型太陽集光装置による加熱・噴射試験結果

に小さくない（直径約 100 mm）ので、キャピティ温度は設計した約 2,700 K には遙かに達せず、約 1,810 K（比推力 650 秒と称した。）に留まった⁵⁾。その後、米国空軍 / ボーイング社のグループでの実験では、太陽集光加熱によるピーク温度が 2,170 K と報告されたが、推進剤温度はこれより 200 K 程度は低いと想定されるからである^{6), 7), 8)}。

推進剤温度が期待したほど高くならなかった原因としては、以下の 2 点が考えられる。第 1 に、大型集光鏡の老化による性能低下が考えられる。前述のように、各セグメント鏡の方向精度が低下して幾何学的集光度が半減していると思われる。また、ヘリオスタットの反射面の反射率もおそらく 50 % 程度まで低下していると思われる。実際、ヘリオスタットにて反射された太陽光エネルギー密度は、約 400 ~ 450 W/m² であった。さらに、セグメント鏡の反射面の劣化はさらに著しく、その反射率は 40 % 程度かと思われる。従って、幾何学的集光比 11,600 から実際の太陽集光度は 3,000 未満にまで低下していると考えられる。この点についてはこの大型太陽集光装置を点検・整備する事で、モリブデン製スラスタとして最高推進剤温度 2,600 K の達成も可能であろう。

第 2 には、推進剤流量が大きいために、真空チャンバ内の真空度が大幅に低下するので、スラスタの周りに配置した断熱シールドの性能がある程度は低下して、熱損失が増加したことが考えられる。この点の解決は地上実験においては困難である。すなわち、スラスタのノズルから排出された推進剤がスラスタ周辺に供給されて真空度を低下する事を防ぐには、真空チャンバとは別系統の真空排気系を用意して、その排気管をスラスタのノズル出口に直結して排気する以外に方法はなさそうである。この方法は第 2 章にて述べたように、試してみた結果は不良であった。この方法によって確かにスラスタ周辺の高真空環境は保持できるが、ノズルに直結した排気管からの熱伝導損失が極めて大きく、そのためにスラスタを高温に加熱することが極めて困難であった。従って、最終的な性能評価には、理想的には宇宙環境での試験が必要となる。しかし、推進剤を噴射しない条件では、ターボ分子ポンプなどの適用によって、真空チャンバ内はかなりの高真空が達成できるので、その条件でのスラスタの最高温度を記録できる。ここを原点として、推進剤噴射実験では、推進剤流量の増加による推進剤温度低下を計測して、その低下分を前述の原点データから差し引いてプロットすることによって、高真空チャンバ内での推進剤噴射時の推進剤温度低下をかなりの精度で評価できると期待される。

また、比推力評価には推力測定が望ましいので、上記の真空チャンバ内に超小型ロードセル（直径 12 mm、厚さ 4 mm の円盤形）を用いたスラスト・スタンドを試作し

て、測定を試みた。しかし、スラスタに結合している燃料パイプなどの配管系の剛性、大気圧中での校正後の真空チャンバ内の排気の影響、さらにはスラスタ加熱による各種熱応力によって、測定値が大きくドリフトした。これらの問題点については勿論、それぞれ一応の対策を講じてはいたが、残念ながら信頼できるデータを得る事はできなかった。この点は将来の大きな課題として残されている³⁾。

実験後のスラスタはスラスタ温度が十分に低下しないうちに真空チャンバ内に空気を導入してしまったので、W-CVD コーティング表面が黄黒色に変化した。これは表面の酸化によると思われる。また推進剤供給パイプのスエジ・ロックによる結合部周辺では白紫色に変色している。これは窒素推進剤の漏れによる窒化によると思われる。その状況を図 6.13 に示す。しかし、再度、真空チャンバに戻して加熱実験を行うと、これらの酸化物、窒化物らしきものは昇華して、元の表面色にほぼ復帰した。従って、宇宙での作動においても、推進剤の漏れがひどくなくれば、特に問題はないと思われる。

この大型スラスタは軸対称型なので、アポジとペリジの

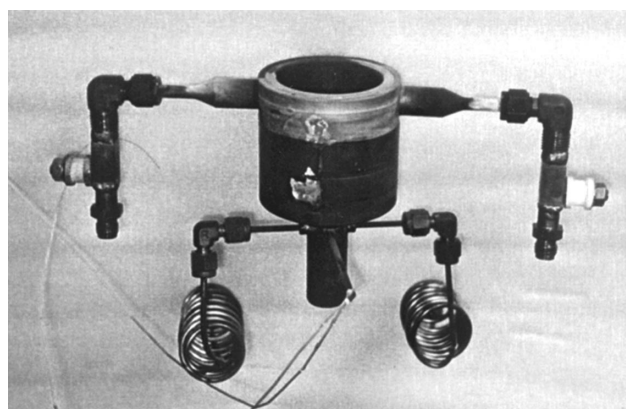
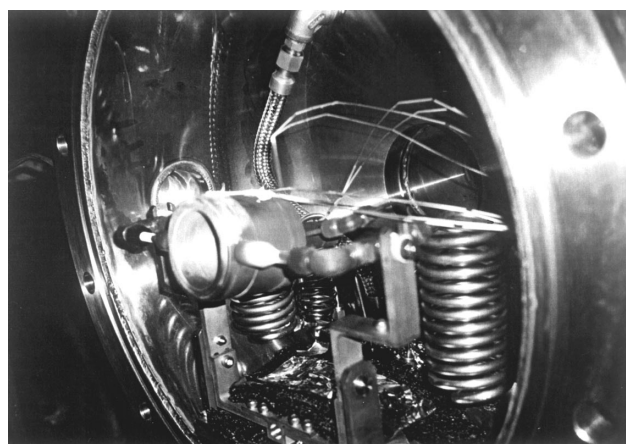


図 6.13 太陽集光加熱・噴射試験後のスラスタの状況

両方にて噴射するには適していないが、H-IIA ロケット用衛星のアポジ又はペリジ噴射用に使用できる。例えば、静止トランスファー軌道から静止軌道への変換のためのアポジ・キック用に使った場合には、化学アポジエンジンに比べて、約 40 % のペイロード質量増加が期待できる^{2), 9)}。

6.6 結論

我が国独自技術による単結晶モリブデンを材料として、推進剤温度 2,500 K 以上、水素換算比推力 850 秒級のキャビティ径 50 mm 大型スラスタを試作した。これは米国空軍ノボイング社のグループが開発中の太陽熱スラスタと同等の規模である。このスラスタを東北大学の直径 10 m 大型高精度太陽集光装置にて、太陽集光加熱・窒素推進剤噴射の試験に供した。その結果、推進剤温度約 2,000 K、水素換算比推力約 725 秒を達成した。これは太陽集光加熱によるこのクラスの大きさのスラスタの推進剤温度としては世界最高級であり、太陽熱スラスタとしては米国水準に優るとも劣らぬ試作に成功したといえる。期待されたさらなる高温への加熱は、太陽集光装置の老朽化のために不可能であったが、本大型集光装置の整備あるいは宇宙実験においては、目標温度・性能の達成は十分に可能であろうとの見通しを得た。

参考文献

- 1) 佐藤 等, 他, 「中型 (外径 30 mm) 単結晶モリブデン製太陽熱スラスタ」, 平成 10 年度宇宙輸送シンポジウム, pp. 162-165.
- 2) M. Shimizu, et al., "Large Solar Thermal Thruster Made of Single Crystal Molybdenum," IAF Paper, IAF-00-S.6.01, 2000.
- 3) M. Shimizu, et al., "50 mm Cavity Diameter Solar Thermal Thruster Made of Single Crystal Molybdenum," AIAA paper, AIAA 2001-3733, 2001.
- 4) 東北大学科学計測研究所, 「太陽エネルギー実験所の歩み, 昭和 48 年 4 月 ~ 平成 2 年 6 月」.
- 5) J. M. Shoji, et. al., "Solar Thermal Propulsion Status and Future," AIAA Paper, AIAA-92-1719, 1992.
- 6) 佐藤 等, 他, 「太陽熱スラスタ実験用太陽集光装置」, 第 41 回宇宙科学技術連合講演会 講演集, 97-9-1, pp. 471-476, 1997.
- 7) C. T. Kudija, et al., "Integrated Solar Upper Stage (ISUS) Engine Ground Demonstration (EGD)," Space Technology And Applications International Forum-1998 (STAIF-98), pp. 348-353, 1998.
- 8) K. O. Westerman, et. al., "Testing of a Receiver-Absorber-Converter (RAC) for the Integrated Solar Upper Stage

(ISUS) Program," Space Technology And Applications International Forum-1998 (STAIF-98), pp. 375-380, 1998.

- 9) Itoh, K., et al., "Solar Thermal Rocket as an Apogee Engine for Japanese Launch Vehicle," Proc. 21 st. ISTS, pp. 208-212, 1998.

第 7 章 単結晶モリブデン製超小型太陽熱スラスタ

7.1 はじめに

これまでスラスタ材料としてモリブデン単結晶材を用いることで、再結晶化による材料の脆化への対策を講じて来た。前章までに示したように、モリブデンの単結晶材を用いて、外径 20 mm の小型スラスタ、外径 30 mm の中型スラスタ、外径 65 mm の大型スラスタについて報告を行ってきた^{1), 2), 3), 4), 5), 6)}。本章では、一転して超小型スラスタについて述べる。その理由は、近い将来に於ける宇宙実証実験を想定して、宇宙実験機会の多い MicroLabSat などの 50 kg 級超小型衛星用の太陽熱推進系のスラスタとして好適な寸法であるからである。そこで、ここでは単結晶モリブデン製外径 8 mm 超小型スラスタ試作および太陽集光加熱・噴射実験について延べる。さらに究極の高比推力化を目的として、単結晶タングステンによる超小型スラスタの試作についても述べる。

7.2 スラスタの試作

従来のモリブデン製スラスタ以上の高比推力化のためには、モリブデンより高融点であるタングステンの単結晶材が望ましい。しかしながら、現在までの技術水準では単結晶タングステンは、棒材として直径 8 mm が限界である。単結晶モリブデン棒材としては直径 30 mm、長さ 60 mm 程度まで可能であり、現在までに中型スラスタの製作に成功した。さらに、板材を接合して外径 65 mm の大型スラスタの試作を行なってきており、十分な加工実績がある。しかしながら、単結晶タングステンの場合は加工実績にも乏しいので、外径 8 mm の超小型スラスタを単結晶モリブデン及び単結晶タングステンの両材料にて試作した。これらの単結晶材については、第 3 章 3.2 項を参照されたい。この大きさの太陽熱スラスタは宇宙実験機会の多い 50 kg 級超小型衛星に適合する大きさでもある。スラスタの外観を図 7.1、図 7.2 に示す。キャビティ径が 4 mm、ノズルを含む全長が 41 mm、推進剤供給用のパイプ 1 対とスラスタのチャンバー圧力および温度測定用のポートを 2 本有しているおり、推進剤ガスの漏れを防ぐために全体をタングステンで CVD コーティングしている。

油回転ポンプで、それによる真空チャンバの真空度は約 0.1 kPa) とのステンレス製接続管を備えており、スラスタからの熱伝導による熱損失を低下させるために、スラスタは推進剤供給パイプのみにて支持されている。スラスタが超小型のために推力が小さく、後述の太陽集光装置は直達式で、反射鏡を含め真空チャンバーの姿勢は時々刻々変化するため、正確な推力測定は極めて困難であるので、推力測定は実施しない。また、推進剤温度測定のためにスラスタのチャンバ内に、またスラスタ外壁の温度計測のために、タングステン/レニウム熱電対が設置されている。スラスタ周囲には、断熱のためにカーボンフェルトを巻いた。

7.4 太陽集光鏡および真空チャンバの取付

超小型スラスタに対応する太陽集光装置として、直径 640 mm、焦点距離 250 mm の太陽集光鏡をまず用いた。口径比は 2.56、焦点での集光太陽像直径は理論的に 2.5 mm で、直径 4 mm のキャビティ入口に十分収まることになる。実際の太陽像は直径は約 4 mm であり、キャビティ入口に収まらなくとも、キャビティ外径よりは十分に小



図 7.2 単結晶モリブデン製超小型太陽熱スラスタの写真

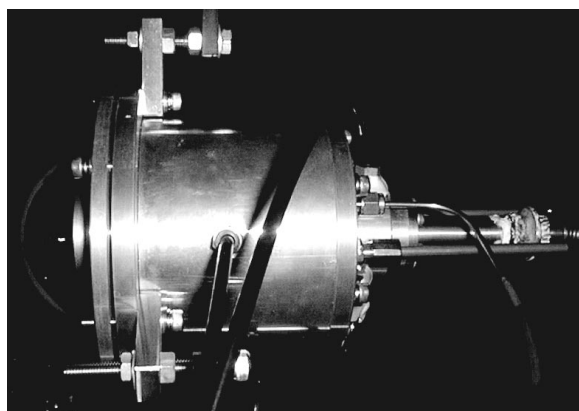


図 7.3 加熱・噴射実験用真空チャンバ

さい。これを図 7.4 に示すように航技研既設の直径 1.6 m 回転放物面鏡を用いた小型太陽集光装置（第 4 章の図 4.3）に取り付けた。これによって、太陽追尾装置を併用できる。また、加熱・噴射用真空チャンバは集光鏡の焦点位置がスラスタのキャビティの入口に一致するように取り付けた。

7.5 太陽集光加熱・噴射実験

7.5.1 直径 640mm 太陽集光鏡による加熱試験

まず、スラスタが超小型であることから、これに対応する直径 640 mm 太陽集光鏡による加熱噴射実験を行った。推進剤としては窒素を用いた。その結果を図 7.5 に示す。左側縦軸が温度、右側縦軸が圧力、横軸が時間を示す。また、 T_g は推進剤温度、 T_o はスラスタ外壁温度、 P_c はスラスタ・チャンバ内の推進剤圧力を示す。太陽光エネルギー密度は、第 3 章の 3.4 項にて述べた測定法にて、 850 W/m^2 であった。

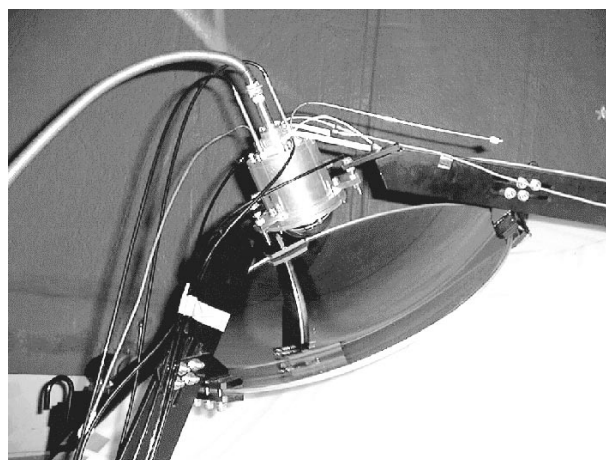


図 7.4 直径 640 mm 太陽集光鏡と真空チャンバ

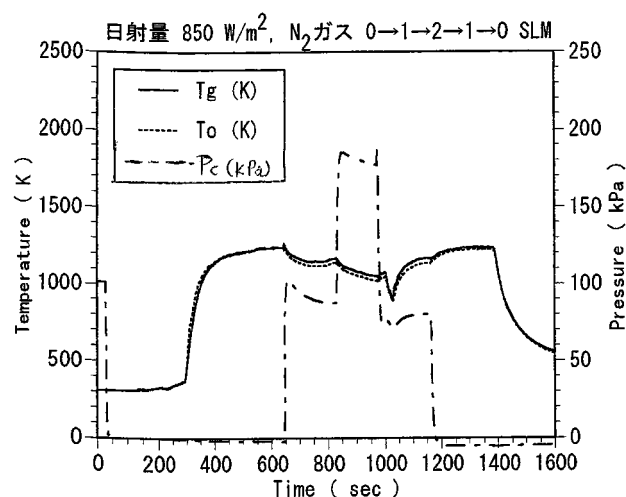


図 7.5 直径 640 mm 太陽集光鏡を用いた超小型スラスタの実験結果

- (1) 経過時間約 300 秒の時点から太陽集光鏡を覆っていた遮蔽膜を取り外して、太陽集光加熱を開始する。100 秒以内でスラスタの温度が最高値の 90 % 以上に上昇していることがわかる。また、推進剤を供給していないので、スラスタ外壁温度と推進剤測定点温度とはほぼ等しい。
- (2) スラスタ外壁温度などの温度上昇がほぼ飽和した約 650 秒の時点から推進剤供給バルブを開いてスラスタに推進剤を供給（チャンバー圧力：90 kPa、流量：1.0 SLM）して、スラスタ・ノズルから噴射した。供給された推進剤の加熱のためにスラスタ外壁温度はやや低下する。また、推進剤温度はスラスタ外壁温度よりやや高い。
- (3) スラスタ外壁温度、推進剤温度データがほぼ一定となった約 800 秒の時点から、推進剤流量を倍加させ、それに伴って推進剤圧力も倍加（圧力：180 kPa、流量：2.0 SLM）した。その結果、推進剤温度及びスラスタ外壁温度はさらに低下した。
- (4) (3) でのデータが再びほぼ一定となった約 1,000 秒の時点で推進剤圧力及び推進剤流量を半減させ、(2) と同様の実験条件に戻すと、スラスタ外壁温度、推進剤温度はやや上昇するが、途中で一度これらの温度が急落している。これは太陽が雲に隠れたために、太陽集光加熱による熱入力急減のためである。太陽が雲の陰から出て、熱入力が回復すると、これらの温度も急速に上昇して、ほぼ (2) での温度にまで回復している。
- (5) 約 1,200 秒の時点で、推進剤供給を停止すると、スラスタ外壁温度はさらに上昇し、(1) での温度データとほぼ等しくなる。これらのデータがほぼ一定になった時点で太陽集光加熱を停止する。そのためにスラスタ外壁温度は急激に低下する。この温度降下状況は、(4) での太陽集光加熱中断による温度降下状況と一致している。

以上が通常の太陽集光加熱・噴射実験の手順である。図 7.5 においては、推進剤温度は 1,150 K 程度にしか上昇していない。この場合の水素換算比推力は約 550 秒に留まる。これは推進剤供給パイプや圧力測定パイプの直径とスラスタ外径の比が従来のスラスタに比べてかなり高く、そのための熱伝導による熱損失の比率が高いことが原因であろう。

7.5.2 実効直径 1.05 m 太陽集光鏡による加熱試験

次にスラスタや推進剤温度をさらに上昇させるために、熱入力を増大して、温度上昇させる方法を探った。熱入力を増大させるためには太陽集光鏡の面積を増大させる必要がある。そこで図 7.4 において、直径 640 mm 太陽集

光鏡を取り外して、その後方にある小型（直径 1.6 m）既設太陽集光鏡の精度・集光効率の良い周辺部を除いた直径 1.05 m の中心部分を用いての実験を行った。焦点距離は 650 mm であり、理論的太陽像直径は約 7 mm であるので、スラスタの直径 4 mm のキャビティには収まらないが、スラスタ外径 8 mm 以内には収まることになる。実際には太陽像直径は約 15 ~ 20 mm となり、スラスタ外径には収まらないが、集光性能が集光鏡周辺部より一般的に良好な集光鏡中心部を用いているので、熱入力量は約 3 倍に増大することになる。

この加熱方法での実験結果を図 7.6 に示す。実験手順は前述の図 7.5 の場合と同様である。窒素供給流量 1.0 SLM でのスラスタのチャンバ圧力は約 121 kPa、2.0 SLM では約 230 kPa であり、チャンバ内の推進剤温度の上昇に伴って図 7.5 の場合よりかなり増加している。窒素流量 1.0 SLM の場合にはスラスタ外壁温度は 2,100 K 以上、推進剤温度も 1,900 K 以上に達しており、水素換算比推力は約 707 秒である⁷⁾。

7.6 結論

本研究では、外径 8 mm 超小型太陽熱スラスタの加熱・噴射実験において、従来のモリブデンの単結晶材を用いて試作したスラスタの実験結果について報告した。その結果、

- (1) 直径 640 mm の超小型集光鏡では、受光部面積不足と考えられる集光太陽光による熱入力不足により、スラスタ外筒部および推進剤ガスともに、期待したような温度上昇が見られず、ガス温度で 1,150 K 程度（水素換算比推力は約 550 秒）にとどまった。
- (2) 上記の (1) を解決するために、既設の小型太陽集光

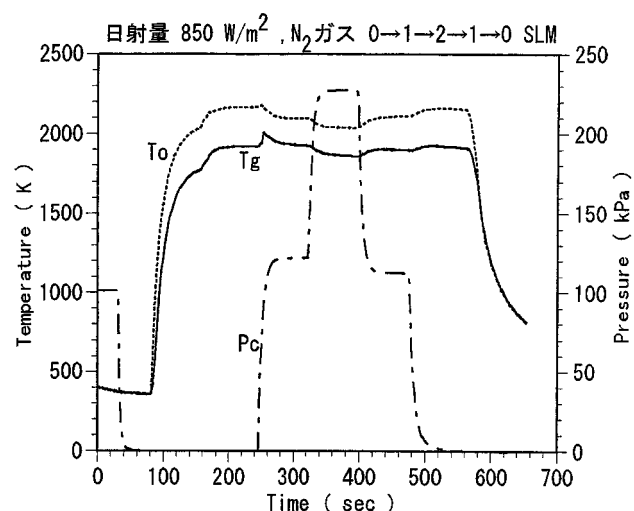


図 7.6 直径 1.6 m 小型太陽集光鏡の中心部（直径 1.05 m）を用いた超小型スラスタの実験結果

装置の直径 1.05 m 部分を使用して実施した実験から、推進剤ガス供給流量 1.0 SLM の時、ガス温度 1,900 K を達成した。この時の水素換算比推力は約 707 秒となり、800 秒という目標にかなり接近した。

今後の課題として、モリブデンよりも高融点であるタングステンの単結晶材を用いて試作したスラスタの実験を行う予定である。太陽集光装置としては既存の直径 1.05 m を用い、さらに高性能化を目標として、スラスタキャビティ入り口と集光装置の焦点との位置合わせを容易にさせるような真空チャンバの微動装置を用い、ターボ分子ポンプによる高真空とタンタル箔を用いた多層断熱 (MLI) 採用による高断熱効果を確認する予定である。

さらに、本研究を含む従来の実験結果をもとに、太陽集光鏡を 2 枚を用いる対向型太陽熱スラスタ (軌道変換用のアポジおよびペリジ两点での噴射作動が可能) の実験装置整備と評価試験も計画している。

参考文献

- 1) 佐藤 等, 他, 「モリブデン単結晶材を用いた太陽熱スラスタの 1.6 m 径集光鏡による加熱実験」, 平成 9 年度宇宙輸送シンポジウム, pp. 125-128, 1998.
- 2) M. Shimizu, et. al., “Solar Thermal Thruster Made of Single Crystal Molybdenum,” Acta Astronautica, Vol. 41, No. 1, pp. 23-28, 1998.
- 3) 佐藤 等, 他, 「中型 (外径 30 mm) 単結晶モリブデン製太陽熱スラスタ」, 平成 10 年度宇宙輸送シンポジウム, pp. 162-165, 1999.
- 4) M. Shimizu, et. al., “Single Crystal Mo Solar Thermal Thruster for Microsatellites,” Acta Astronautica, Vol. 44, Nos. 7-12, pp. 345-352, 1999.
- 5) M. Shimizu, et al., “Large Solar Thruster Made of Single Crystal Molybdenum,” IAF Paper, IAF-00-S.6.01, 2000.
- 6) M. Shimizu, et al., “50 mm Cavity Diameter Solar Thermal Thruster Made of Single Crystal Molybdenum,” AIAA paper, AIAA 2001-3733, 2001.
- 7) 佐藤 等, 他, 「超小型 (外径 8 mm) 太陽熱スラスタの集光加熱・噴射実験」, 平成 11 年度宇宙輸送シンポジウム, pp. 287-290, 2000.

第 8 章 イリジウム製太陽熱スラスタ

8.1 はじめに

本章では、耐火金属の一種であるイリジウムを採用しての太陽熱スラスタの試作・実験結果について報告する¹⁾。前章までに述べたように、これまで主に単結晶モリブデンにて窓なしキャビティ型の太陽熱スラスタを数機、試

作・評価をおこなってきた。しかし、単結晶モリブデンは直径または厚さにして 20 mm 以上の部材を作成することが難しく、スラスタの大型化が困難である。一方、イリジウムの短所としては、その融点が約 200 K ほどモリブデンより低い、長所としては高温度条件での運転においては比較的酸化され難い。さらに、溶接が可能 (さほど脆性化しない) であるためにスラスタの大型化が容易であると期待される。そこで、本研究ではイリジウムにてスラスタを試作して、直径 1.6 m の全円回転放物面鏡を太陽集光装置を用いて行った加熱・噴射実験について述べる。

8.2 スラスタ

本研究で使用するイリジウム製太陽熱スラスタは、図 8.1 に示すように、いわゆる窓なしキャビティ型であり、これまでの小型単結晶モリブデン製スラスタとはほぼ同様な形状および寸法、つまりキャビティ径は同じ 10 mm としたが、外径寸法は、イリジウムによる製作の容易さから、20 mm より大幅に小さい 15 mm^{2), 3), 4)} で製作可能であった。

またノズルを含む全長は 37.7 mm とした。推進剤ガスは、外筒部に対向してつけられた一組のパイプを通して供給される。一方、単結晶モリブデン製の太陽熱スラスタは、推進剤ガス供給管、ノズル部分、外筒および内筒など、要素に分割して加工製作され、組み立てられるが、そのネジ部分からの推進剤ガスの漏れ防止が必要である。今まで、カーボン・ガスケットを用いたり²⁾、Mo/Ru ろう付 (約 2,300 K)、タングステン CVD コーティングを行ってきた³⁾。しかし、本研究で用いたイリジウムは溶接が可能であるため、各要素全てを溶接で取り付けることが可能であり、推進剤ガスの漏れ防止に特別な対策は不要である。また、内筒部の外側表面に、熱交換の高効率化を目的として、ネジ状に切り込みを入れている。外筒部表面およびプレナム・チャンバ内の推進剤ガス温度は、Ir/Ir-40 %Rh 熱電対 (約 2,300 K 以内) により測定する。また、これまでと同様に、スラスタ周囲に断熱材としてカーボン・フェルトを必要に応じて巻いた^{5), 6)}。

8.3 真空チャンバ

スラスタは、パイレックス・ガラス製の半球状の受光窓を備えた小型真空チャンバ内に設置される (図 8.2) が、そのチャンバは第 4 章の図 4.3 に示す太陽集光装置の焦点付近に取り付けられる。真空チャンバの排気系は排気速度 270 リットル/分の油回転ポンプで、それによる真空チャンバの真空度は約 0.1 kPa である。推進剤ガスとしては、安全性を考慮して水素は用いず、窒素とヘリウムを用いた。ガス流量は 0 ~ 5.0 SLM の範囲で変化させた。

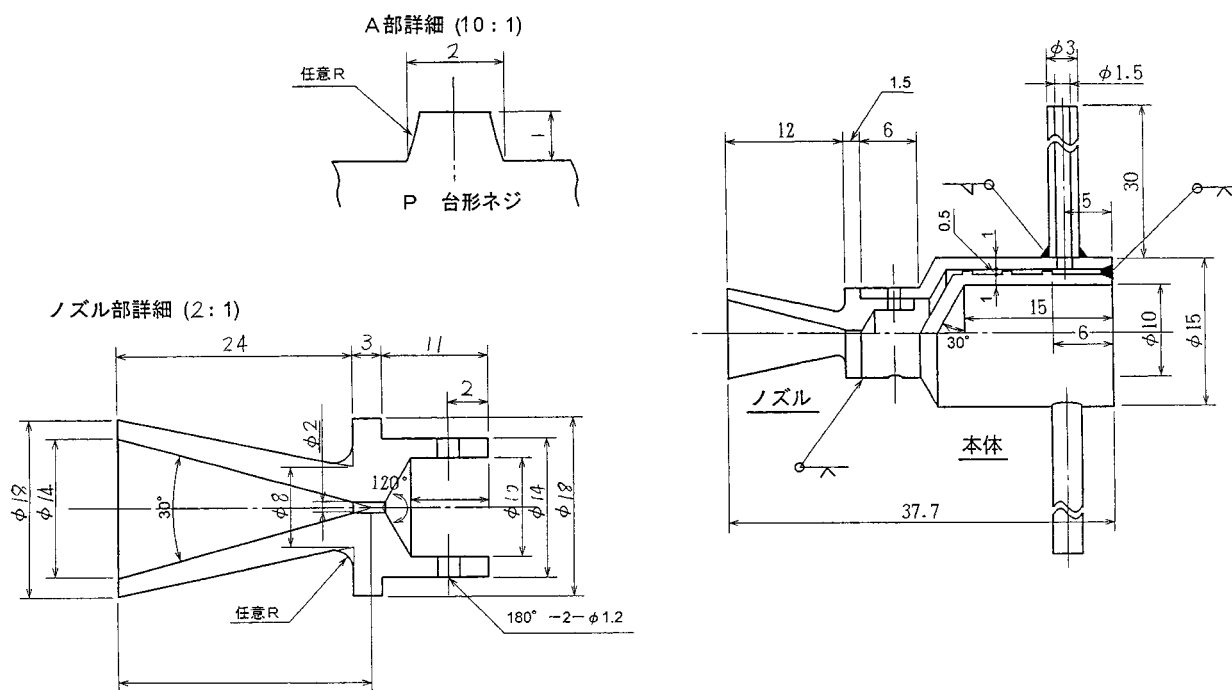


図 8.1(a) イリジウム製小型太陽熱スラスタの形状寸法

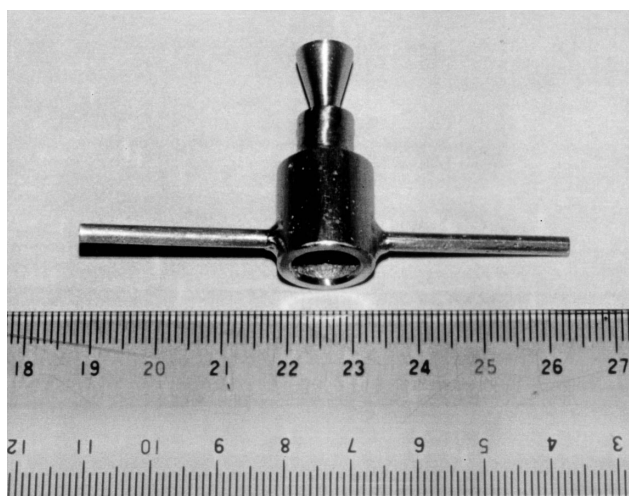


図 8.1(b) イリジウム製小型太陽熱スラスタの写真

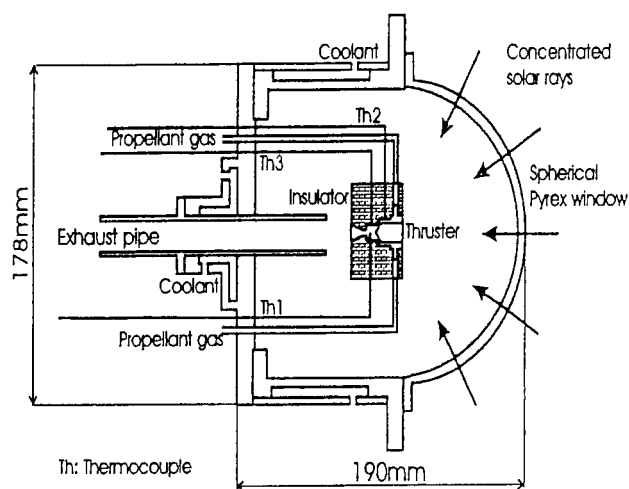


図 8.2 真空チャンバ内のイリジウム製スラスタ

8.4 太陽集光装置

本研究で用いられる太陽集光装置は、第4章の図4.3に示すように、全円の回転放物面鏡である。鏡面は、厚さ15 mm のガラスで裏面をアルミニウムコーティングしてある。鏡の直径 (D) および焦点距離 (f) はそれぞれ1.56 m および0.65 m であり、口径比 (D/f) は2.4 となる。焦点付近の理想的な太陽像の直径は7 mm (実際には約15 ~ 20 mm) である。この仕様の場合、焦点付近の温度は最高で3,750 K 以上が期待できる。また、この装置は、水平および鉛直方向の軸にそれぞれパルス・モータを備えており、経緯儀式に太陽を追尾する方式となっている。

8.5 結果と考察

8.5.1 加熱噴射実験

まず、カーボン・フェルト断熱材を用いずに、推進剤として窒素を用いて行った実験の代表的な結果を図8.3に示す。太陽エネルギー密度は、第3章の3.4項にて述べた測定法にて、 800 W/m^2 であった。また推進剤ガス流量は1.0 ~ 4.0 SLM である。窒素の供給流量が1.0 SLM の時、スラスタ外筒部の温度 T は1,850 K に到達している。プレナム・チャンバ内のガス温度 T_g は、最高で約2,000 K に達している。

同様に、推進剤ガスとしてヘリウムを用いた場合の結果を図8.4に示す。この時もカーボン・フェルトは使用し

ていない．太陽エネルギー密度は，希にみる晴天のために図8.3の場合よりかなり高く， 930 W/m^2 であった．そのため，外筒部温度とガス温度はそれぞれ $1,900 \text{ K}$ および $2,000 \text{ K}$ 以上であり，図8.3の場合よりも高い結果が得られている．以上の二つの結果から，プレナム・チャンバ内のガス温度が $2,000 \text{ K}$ 以上に達しており，水素を推進剤とした場合の換算比推力は約 725 秒 以上に達する．

次に，スラスタの周囲に断熱材としてカーボン・フェルトを巻いた場合の実験結果を図8.5を示す．この時の太陽光エネルギー密度は 800 W/m^2 である．この条件での数度の実験中に，ベルジャー状の半球窓にくもりが生じた．これはスラスタ周囲に巻いた断熱材を留めるために用いたセラミックス接着剤の成分が高温で蒸発し，窓内側に付着したと考えられたため，半球窓を洗浄して透明度の良好なことを確認した後，再び実験を行って得られた結果である．この図8.5において， 0.5 SLM のガス流量の時にプレナム・チャンバ内のガス温度が $2,100 \text{ K}$ に達してい

る．その時，理想的な推進剤としての水素ガスを同様に加熱したとすると，水素換算比推力は約 750 秒 に相当する．

8.5.2 スラスタ表面検査

実験前後でのスラスタ表面の微細構造を比較するために，デジタルマイクロスコブ（ $900,000$ 画素）で表面観察を行った．図8.6は実験前，図8.7は実験後のスラスタ表面である．これらは，7倍に拡大されている．図8.6では，比較的大きな結晶粒界の間隙がいくつか見られ，さらに粒子間隔が大きい部分もあるが，ガス漏れに関してはこの段階では問題はないようである．次に，図8.7では，同じような結晶粒界の間隙が観察されるが，特に構造に関して問題はないようである．しかし，繰り返し実験を重ねた場合には，このような間隙は増大して，推進剤の漏れや，最終的にはスラスタの破壊に繋がる恐れもある．さらに，スラスタ端面にイリジウムの溶解物，またはそれとスラスタ周囲に巻いた断熱材を留めるために用いたセラミックス接着剤との混合物と思われる物質が付着している．この端面は，集光された太陽光に直射されるために，イリジウムの融点以上の予想を超える高温になったことも考えられる．

8.6 結論

イリジウムを用いて試作された太陽熱スラスタの太陽集光装置を用いた加熱・噴射実験を行った．その結果，スラスタのプレナム・チャンバ内の推進剤ガス温度が $2,100 \text{ K}$ 以上（この値は，第4章に示した単結晶モリブデン製の小型スラスタ実験の結果より少し低い．）に達し，水素を実際の推進剤とした場合の換算比推力として約 750 秒 が得られた．しかし，繰り返し実験を重ねれば，製作

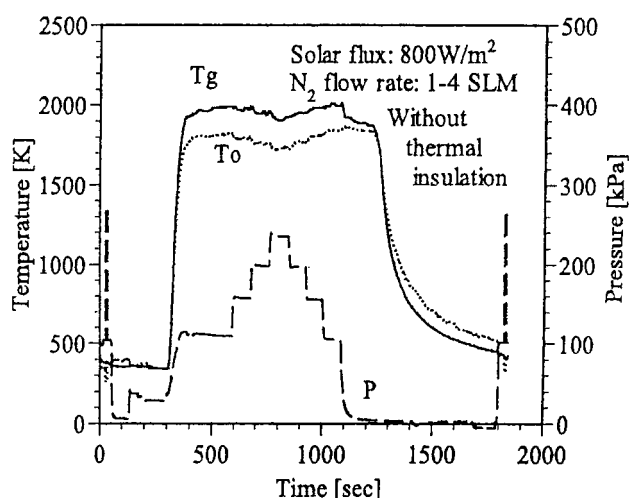


図8.3 窒素推進剤を用いた実験結果（断熱材無し）

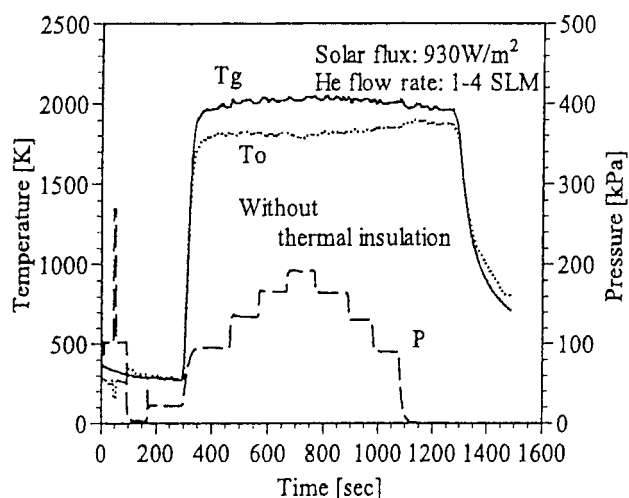


図8.4 ヘリウム推進剤を用いた実験結果（断熱材無し）

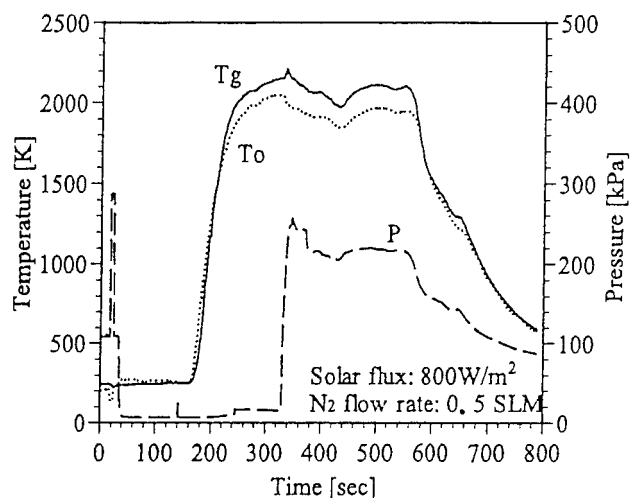


図8.5 窒素推進剤を用いた実験結果（断熱材付）

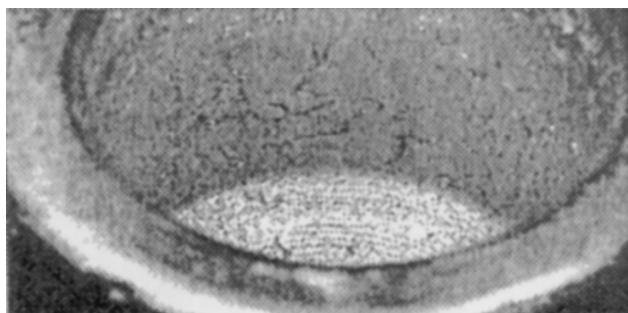


図 8.6 実験前のイリジウム製スラスタの表面状態写真



図 8.7 実験後のイリジウム製スラスタの表面状態写真

時から存在する結晶粒界の間隙が増大して、推進剤の漏れや、最終的にはスラスタの破壊に繋がる恐れもある。

今後の課題としては、粒界強度を増したイリジウム合金にて大型スラスタを試作する事が考えられる。既に、単結晶モリブデンを用いて作られたキャビティ径 50 mm の大型化を試みて作られたスラスタを用いて、東北大学の直径 10 m 高精度大型反射鏡を用いての加熱・噴射実験を成功裏に実施した。今後もイリジウムと単結晶モリブデンの両材料について引き続き研究を進める予定である。

参考文献

- 1) J. M. Shoji, "Solar Rocket Component Study," Air Force Rocket Propulsion Laboratory, TR-84-057, 1985.
- 2) M. Shimizu, et al., "Solar Thermal Thruster Made of Single Crystal Molybdenum," 47 th International Astronautical Congress, IAF-96-S.4.01, 1996.
- 3) M. Shimizu, et al., "Fabrication and Tests of Single Crystal Mo Solar Thermal Thruster," 48 th International Astronautical Congress, IAF-97-S.6.03, 1997.
- 4) M. Shimizu, et al., "JSUS Solar Thermal Thruster and Its Thermionic Power Converter," Space Technology and Application International Forum – 1998 (STAIF-98), AIP-420, pp. 364-369, 1998.
- 5) H. Sato, et al., "Solar Thermal Thruster Made of Iridium," 21 st International Symposium on Space Technology and

Science, Japan, ISTS 98-a-2-02, 1998.

- 6) 佐藤 等, 他, 「イリジウム製太陽熱スラスタ」, 第 42 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 98-2 D 2, pp. 781-786, 1998.

第 9 章 単結晶タングステン製対向キャビティ型太陽熱スラスタ

9.1 はじめに

航空宇宙技術研究所では 1985 年頃から太陽熱推進の予備的調査を開始し、現在までに幾つかの太陽熱スラスタを製作して、加熱・噴射実験を行って来た。米国ではレニウムを材料としての太陽熱スラスタの研究開発が行われてきたが、日本ではレニウム関連技術が未成熟であり、レニウムによるスラスタの試作は困難であった。幸運にも物質・材料研究機構らによって、モリブデンやタングステンの単結晶の製造技術が確立され^{1),2),3)}、日本及び米国の特許(第 3 章 3.2 項参照)が取得されていた。これらは強靱な材料強度を有する金属であり、かつ高温再結晶化による脆化の原理的に起こり得ないので、スラスタ材料として理想的なものである。当所ではアボジ又はペリジのどちらか一方で噴射可能な軸対称型スラスタとして、大型(外径/キャビティ径 = 65 mm / 50 mm)、中型(30 mm / 20 mm)、小型(20 mm / 10 mm)、超小型(8 mm / 4 mm)の単結晶モリブデン製太陽熱スラスタ^{4)~10)}を試作して、太陽集光加熱・推進剤噴射試験を成功裏に実施してきた。すなわち、これらのスラスタ外径にできるだけ適した外径の太陽集光鏡によって加熱・噴射試験を行い、小型スラスタでは最高温度 2,300 K(水素換算比推力約 800 秒)を達成した。

ここでは、アボジとペリジの両方で加熱・噴射を可能とする対向キャビティ型のスラスタを試作して、太陽集光加熱・噴射実験を実施した。対向キャビティ型スラスタの実験結果の発表は世界初であろう¹¹⁾。しかも、現在までに世界で実験研究されている唯一の形式である窓無しキャビティ型スラスタとしては究極の高比推力を目指して、ここでは単結晶モリブデンではなく、単結晶タングステンにてスラスタ(8 mm / 4 mm × 2)を製作した。そして、その予備試験として同形状寸法の SUS 316 製超小型対向型スラスタを用いて予備実験を行った¹²⁾。

9.2 対向型太陽熱スラスタと対向窓付真空チャンバ集光鏡

対向型太陽熱推進スラスタ(Opposed-Cavity STP Thruster)は、スラスタ受光部と集光系を相対的に可動とすることにより、軌道上の任意の点で太陽集光加熱・推進剤噴射が実現できる形態であり、図 9.1 のように対面す

る軸外し型集光鏡により加熱される。この対向型太陽熱スラスタは一般に図 9.2 のように、2 つの対向する受光部（キャビティ）を有し、キャビティの中心軸と推力方向とは通常は直交する。これを加熱するための真空チャンバは、対向する一対の半球窓を有する（図 9.3）。真空チャンバの排気系は排気速度 270 リットル/分の油回転ポンプで、それによる真空チャンバの真空度は約 0.1 kPa である。スラスタのノズルから推進剤が真空チャンバ内に排気される時は、真空チャンバの真空度は数 kPa であり、MLI には適さない。そこで、断熱材としてカーボン・フェルトをスラスタ周囲に巻くこととした。

9.3 外径 1,000 mm 簡易对向型太陽集光鏡

対向型スラスタを太陽集光加熱するために最初に使用した対向型集光鏡の製作には、市販の外径 1,000 mm 通信衛星受信用パラボラ・アンテナを利用した、そしてその

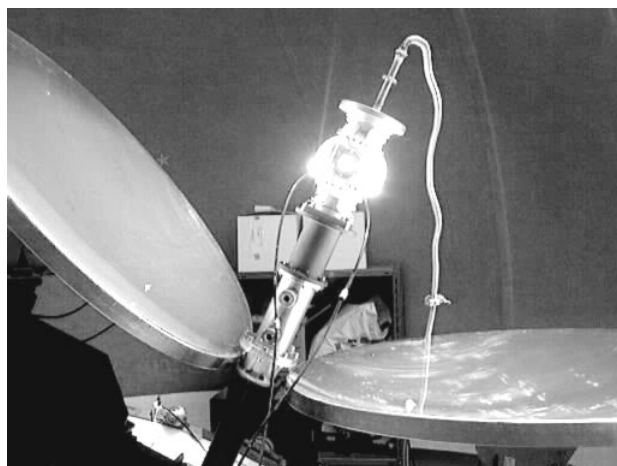


図 9.1 外径 1,000 mm 通信衛星受信用パラボラ・アンテナ利用の簡易対向型太陽集光鏡による加熱状況

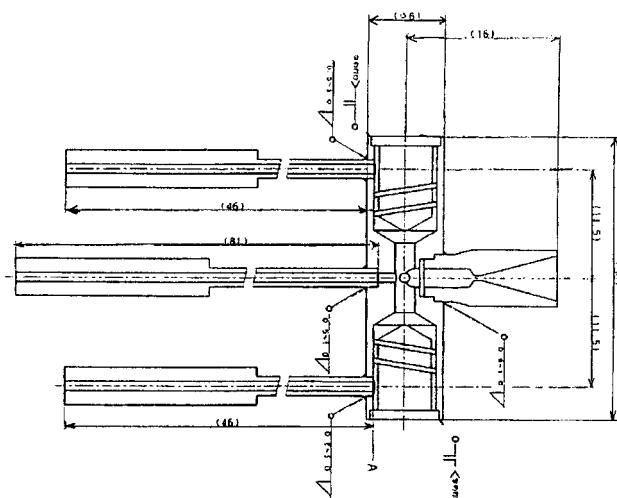


図9.2(a) 対向型スラストの形状

回転放物面反射板を覆うように厚さ $50\text{ }\mu\text{m}$ のアルミ蒸着ポリエステル膜を反射面の外周縁に接着し、その反射面とポリエステル膜との間の空気を真空ポンプにて排気することにより、大気圧によってリエステル膜をアンテナの軸外し回転放物面に密着させる方法で製作した。この方法によって有効径 1000 mm の軸外し回転放物面太陽集光鏡 2 個を製作して、これを対向位置に設置することで対向型集光鏡を構成した。これにより SUS 316 製対向型スラスタを加熱した結果、 $1,400\text{ K}$ のスラスタ温度を達成した¹²⁾。しかしこの対向型集光鏡には 2 つの問題点があり、そのために加熱温度は $1,400\text{ K}$ に留まったと考えられる。第 1 に、集光鏡の形状精度不足のために、太陽集光像径がガウス分布を仮定したときの全半値幅 (FWHM) で 18.1 mm となり、スラスタのチェンバ外径 8 mm より遥かに大きいので、集光エネルギーの僅かな部分しかスラスタに入力されない。第 2 に、太陽光は円錐に近い形状で集光されており、その円錐の中心軸が回転放物面鏡の回転軸と直交 (すなわちスラスタの円筒キャビティ軸にほぼ一致)、あるいはそれに近い角度でスラスタのキャビティに入力されることが望ましい。しかし、この集光鏡で



Before W-CVD coating

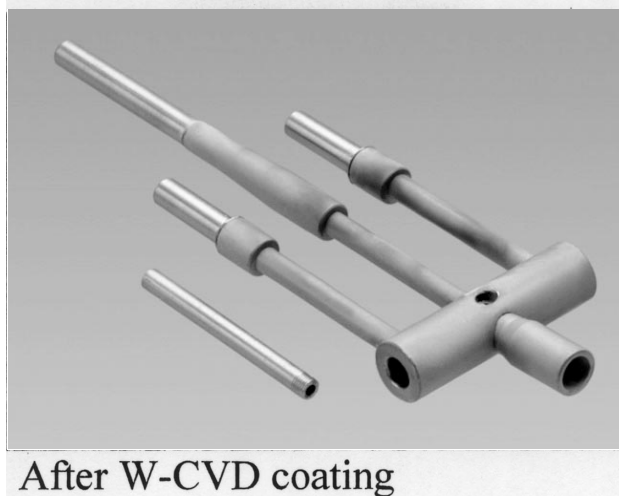


図9.2(b) 対向型スラストの写真

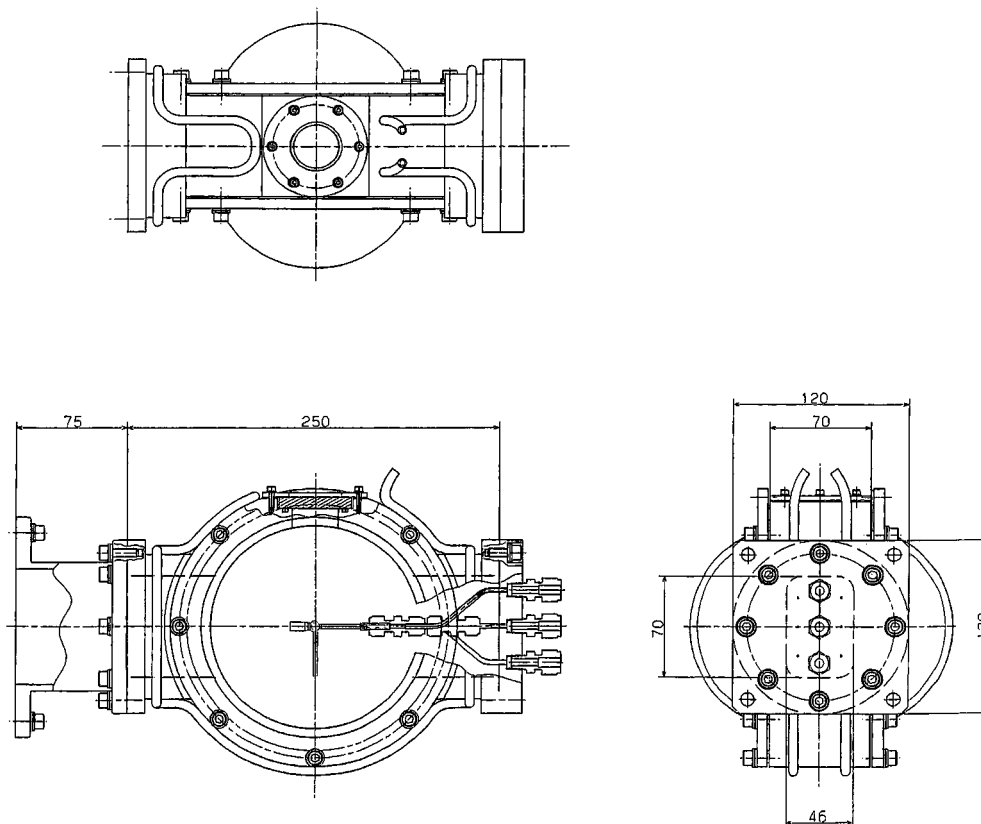


図 9.3(a) 対向窓付真空チャンバの形状

はこの角度が小さく、集光太陽光形状の円錐の中心軸がキャビティ軸と約 45 度もずれた方向からスラストを照射するために、スラストの加熱が効率的でなかった。

9.4 新方式の外径 600 mm 高精度対向型集光鏡

前項での問題を解決するために、集光太陽光の中心軸とキャビティ軸とをほぼ一致させる方式を考案し¹²⁾、これに基いて、新しく図 9.4 に示す有効径 600 mm の軸はずし回転放物面形状の対向型集光鏡を NC 加工機械にて製作した。但し、反射面を鏡面とするための研磨は施していない。その代わり、この新方式対向型集光鏡（焦点距離 470 mm）に、アルミ蒸着ポリエステル膜を上記の有効径 1,000 mm の集光鏡の場合と同様の方法で圧着させることで、反射面の高反射率（約 80 %）を確保している。

この反射鏡による集光太陽像は図 9.5 に示すように、ほぼ円形となっており、回転放物面形状の精度の良さが期待される。それを確認するために、この集光像の水平・垂直方向の直径上における光量分布を求めた。その結果、その分布がガウス分布であると仮定した場合の FWHM はそれぞれ 5.14 mm, 4.82 mm であった（図 9.6）。この光量分布は実際にはガウス分布から若干外れているものの、この集光像は約 5 mm の FWHM 直径を有するものとみなすことができる。太陽集光像径は幾何光学によれば焦点距離の約 1 / 100 倍であるので、この集光鏡の理論集光像

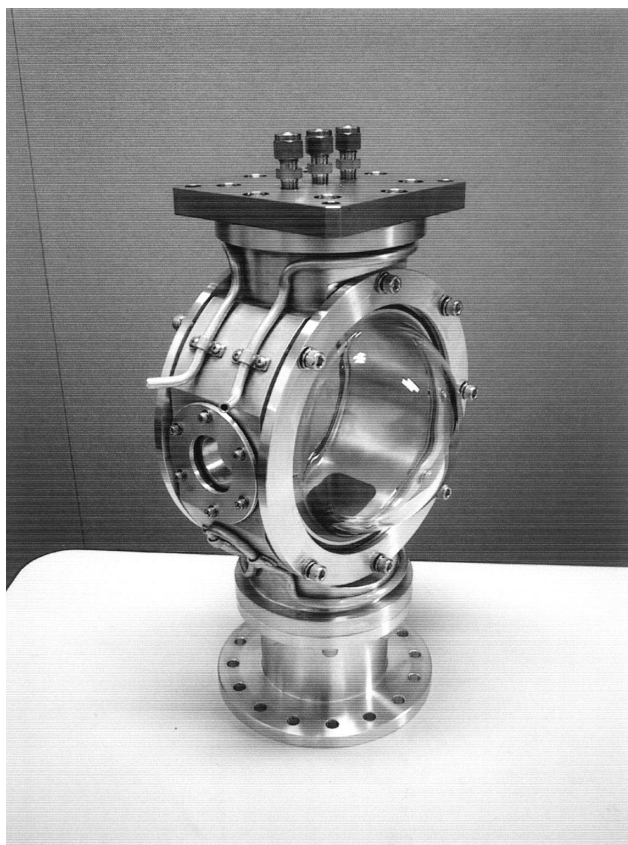


図 9.3(d) 対向窓付真空チャンバの写真

径は約 4.7 mm となる．実際，集光像が約 5 mm のほぼ円形であることから，この新方式 600 mm 対向型集光鏡は極めて良好な形状精度を有するものであることが確認された．この結果から，「600 mm 対向型集光鏡」は，「先述の既製品アンテナを用いた場合（有効径 1000 mm，FWHM = 18.1 mm）」に比べて面積比で $(600 / 1000)^2$ 倍，すなわち約 36 % になっているものの，集光度は $(18.1 / 5)^2$ 倍すなわち 13.1 倍になっている．このために，集光エネルギー密度は総じて約 4.7 倍に向上すると見積られる．これは「既製品アンテナに TERC 型二次集光器 13）を組み合わせた場合（約 2.2 倍の向上^{12）}）」と比べても，集光鏡単体で遙かに向上している．

ここで超小型スラスタの加熱を模擬して，10 mm（ ）又は 9.2 mm（TERC 出口径， ）の円形有効集光領域に 10 mm × 10 mm × 1 mm のタングステン板を配置し，これを大気中にて加熱させた予備加熱実験の結果を図 9.7 にま

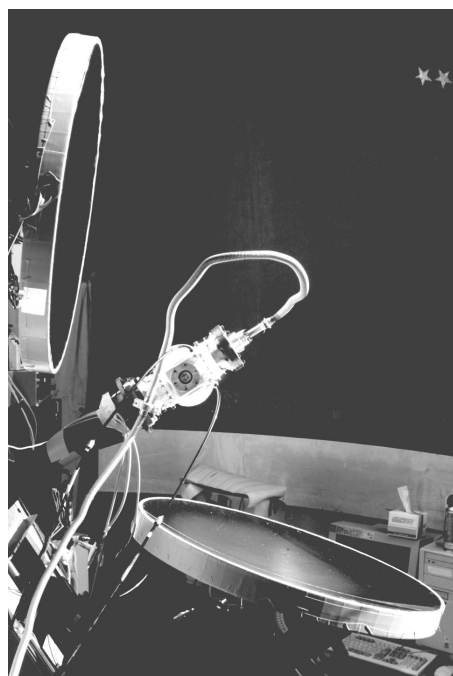


図 9.4 新方式 600 mm 高精度対向型太陽集光鏡と対向窓付真空チャンバ

とめて示す．ここで，横軸は焦点位置からの距離であり，集光鏡から遠ざかる向きを正としている．予備加熱実験は 及び を同一日に， を別の日に行ったが，太陽光エネルギー密度が同じ（850 W/m²）である快晴の日を選んで行った．それぞれは焦点近傍にて最高温度 1,625 K（ ），1,097 K（ ），1,394（ ）を得た．この結果を，非加熱体が均一温度で熱伝導，熱対流による熱損失が無く，放射損失のみであるとの仮定において，Stefan-Boltzmann の式を適用すると，

$$S_{\text{whole}} \varepsilon \sigma T^4 = S_{\text{focal}} \alpha I_{\text{concentrated}}$$

となる．従って，集光鏡の集光面積をも考慮すれば， は に比べて約 2.2 倍， は に比べて約 4.8 倍の集光エネルギー密度の向上となっている． と比べても は約 1.6 倍の向上となっており，実際の加熱においてもこの 600 mm 対向型集光鏡によって集光度が遙かに改善されていることが分かった．真空中におけるスラスタ加熱の場合，熱伝達等の熱損失が大気中での加熱より小さいと考えられるので，対向型スラスタ加熱においても で達成された 1,400 K を上回るスラスタ温度が期待できる．

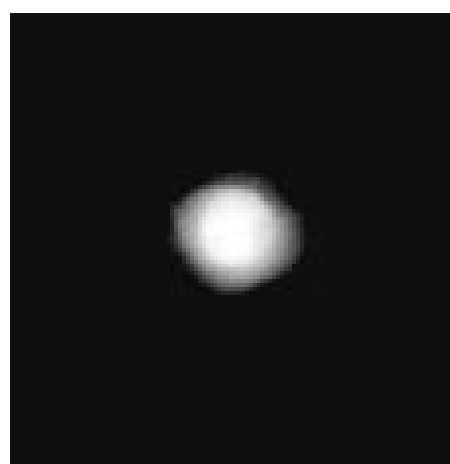


図 9.5 新方式 600 mm 高精度対向型太陽集光鏡による集光太陽像

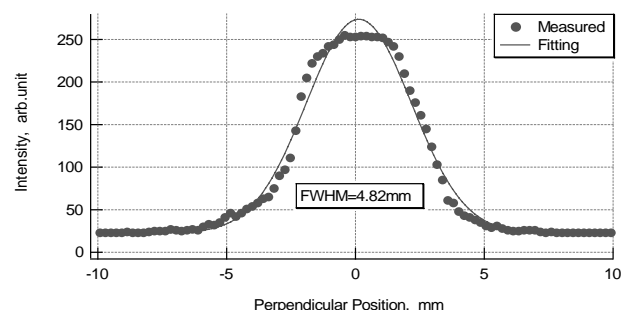
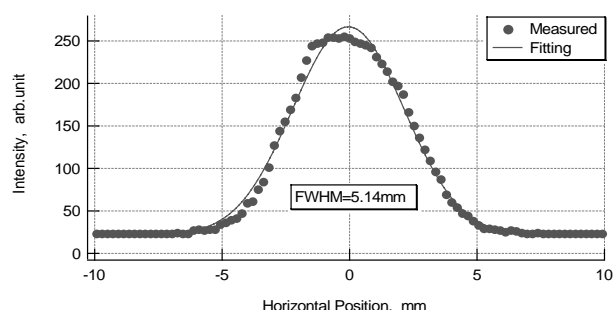


図 9.6 新方式 600 mm 高精度対向型太陽集光鏡による集光太陽像の光量分布

9.5 対向型スラスタ加熱実験

9.5.1 SUS 316 製対向型スラスタ

対向型スラスタの予備加熱実験として、同一形状・寸法の SUS 316 製対向型スラスタの加熱実験を行った。集光鏡には先述の 600 mm 対向型集光鏡 2 枚を用いた(図 9.4)。従来と同じくスラスタ及び配管をカーボン・フェルトを巻いて断熱し、カーボン・フェルトの酸化、若しくは昇華による消失の防止と輻射断熱の意味を兼ねて、更にその上にアルミテープを巻いた。太陽光エネルギー密度が、第 3 章の 3.4 項にて述べた測定法にて、およそ 800 W/m^2 の晴天下における加熱実験状況を図 9.8 に、結果を図 9.9 に示す。

残念ながら、実験に用いたデータ取得装置の不具合があり、そのために、計測された温度履歴は加熱の最終段階、即ち温度飽和状態から太陽加熱を終了して自然冷却に入る直前からのみのものとなっている。真空チャンバ内のスラスタ雰囲気気圧は推進剤供給系の不具合があり、加熱の有無にてそれぞれ約 5 kPa (約 38 Torr)、約 2.5 kPa (約 19 Torr) であった。記録された最高温度はチェンバ端で 1,457 K、チェンバ基部で 1,589 K、また図 9.9 には記録されていないが、プレナム室内で約 1,400 K となった。ところが、加熱実験後のスラスタを観察すると、図 9.10 に示すようにチェンバ端でスラスタ材質が溶融していた。

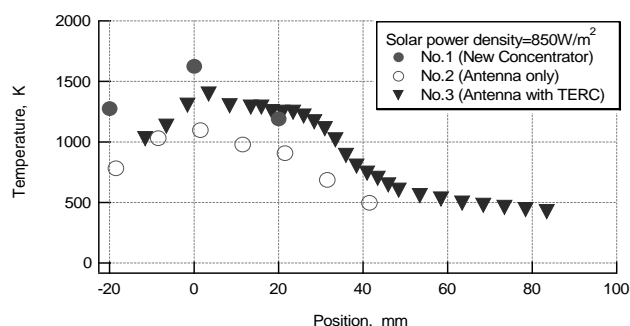


図 9.7 真空チャンバ内でのタングステン小板の予備加熱実験による光量分布の比較 (No.1 : , No.2 : , No.3 :)

従って、チェンバ端で SUS 316 の融点である約 1,700 K 程度にまで加熱されていたと推定される。これは先述のによる加熱結果¹²⁾(チェンバ端：1,241 K、チェンバ基部：1,402 K、プレナム室内：1,241 K)と比べると、大幅な温度上昇となっている。ここで更に高温を目指す為に、ターボ分子ポンプ (TMP) による真空排気を加えて真空度を向上し、熱伝達による熱損失を低減させることを試みた。その際、太陽光量が 800 W/m^2 を越えるような澄んだ空の晴天日を選ぶこととし、以後の加熱実験は単結晶タングステン製対向型スラスタを用いることにした。

9.5.2 単結晶タングステン製対向型スラスタ

単結晶タングステン製対向型スラスタは全面に渡ってタングステン CVD (W-CVD) コーティングが施されており、ネジ結合部のシーリングの役目を果たしている。タングステンの融点は約 3,655 K である。加熱実験は太陽光エネルギー密度が、第 3 章の 3.4 項にて述べた測定法にて、 950 W/m^2 の希にみる晴天下で行った。その結果を図 9.11 に示す。加熱有無時の真空チャンバ内のスラスタ雰囲気気圧は SUS 316 製対向型スラスタと同条件である約 5 kPa (約 38 Torr)、約 2.5 kPa (約 19 Torr) であった。この結果、最高温度がチェンバ中心で 1,308 K、チェンバ基部で 1,362 K、プレナム室内で 1,303 K となった。これは前項 (9.4.1)

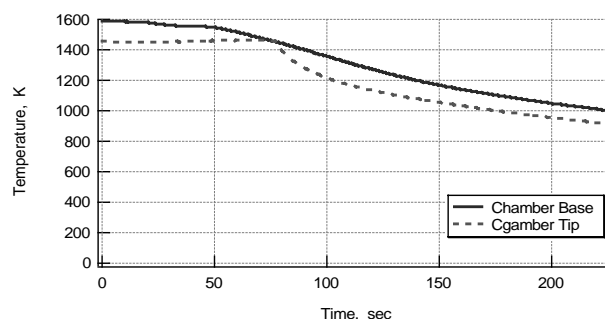


図 9.9 SUS 316 製対向型スラスタの加熱実験結果



図 9.8 SUS 316 製対向型スラスタの加熱実験の状況

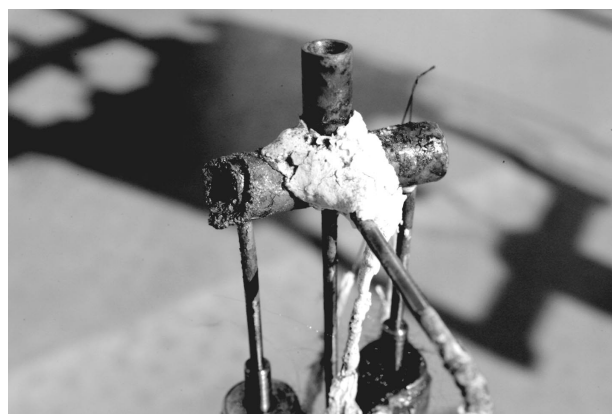


図 9.10 溶融したキャビティ周辺部

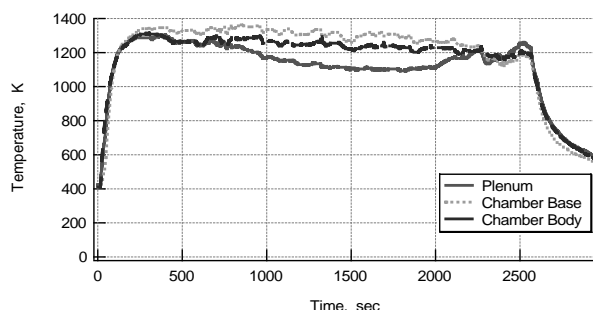


図9.11 単結晶タングステン製スラスタの加熱実験装置と加熱実験結果 (No.1 : , No.2 : , No.3 :)

の SUS 316 製対向型スラスタでの結果 (図 9.9) と比較すると、温度分布の傾向は先述の原因により同じであるが、太陽光エネルギー密度が今回の方がはるかに高かったにも拘らず、各測定点で 100 ~ 200 K 程度低い到達温度に留まった。この原因としては、タングステンの高い熱伝導特性による熱損失が大きく寄与していると考えられる。SUS 316 及びタングステンの熱伝導率はそれぞれ 0.034 cal/cm/sec/K 及び 0.39 cal/cm/sec/K であり、タングステンは SUS 316 の 10 倍以上の熱伝導率を示す。このため、SUS 316 製対向型スラスタの場合よりも、スラスタ支持を兼ねる推進剤供給管やプレナム圧測定ポートを経ての熱エネルギー損失が遙かに大きく、図 9.9、図 9.10 の両結果にこのような違いが生じたと考えられる¹⁴⁾。

今後、単結晶タングステン製対向型スラスタでの更に高い到達温度を達成するために、小型ターボ分子ポンプ (TMP) (大阪真空機器製作所, TF-62, 窒素ガス排気速度: 60 リットル/秒) による真空排気によって高真空下での加熱実験を行う予定である。TMP を用いた場合の真空チャンバ内のスラスタ雰囲気圧は、非加熱・推進剤不供給時で 0.6 Pa (4.5×10^{-3} Torr) 以下であり、熱対流による熱損失が大幅に低減されることでより高い到達温度が期待される。

9.6 結論

対向型スラスタに対する集光加熱性能を大幅に向上させた新方式の 600 mm 高精度対向型集光鏡によって、低精度の市販の通信衛星受信用パラボラ・アンテナを利用した簡易対向型集光鏡と比べて約 4.7 倍の集光度向上を達成した。これによって約 5 kPa 程度という比較的低い真空条件において SUS 316 製対向型スラスタを太陽集光加熱した結果、スラスタのチェンバ端が融け、約 1,700 K 程度にまで加熱されていたことが示された。また同様の実験を同様の条件にて単結晶タングステン製対向型スラスタに対して行った結果、到達温度は約 1,400 K 程度に留まった。これはタングステンの高い熱伝導率による大きな熱損失

が主因と考えられる。今後、太陽集光鏡の改善やターボ分子ポンプ (TMP) による高真空下での実験によって熱損失を低減させて、到達温度の上昇を目指す予定である。

参考文献

- 1) T. Fujii, "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), Sendai, Japan, Jan. 1995.
- 2) K. Okamoto, et al., "Effects of Dopants on the Secondary Grain Growth in Tungsten Sheet," Proc. Of 12 th Plansee Seminar '89 in Austria, pp. 171-184.
- 3) Y. Hiraoka and T. Fujii, "Welding and Joining of Single Crystals of BCC refractory Metals," Proc. Of 12 th Plansee Seminar '89 in Austria, pp. 265-279, 1989.
- 4) Y. Hiraoka, et al., "Application of tungsten single crystals for fusion reactors," J. of Nuclear Materials, 179-181 (1991) 275-278.
- 5) M. Shimizu, et al., "Large Solar Thermal Thrusters Made of Single Crystal Molybdenum," 51 st IAF, San Paulo, Brazil, Oct. 2-6, 2000, IAF-00-S.6.01.
- 6) M. Shimizu, et al., "Very Small Solar Thermal Thruster Made of Single Crystal Tungsten for Micro/Nanosatellites," 36 th Joint Propulsion Conf. And Exhibit, AIAA-2000-3832, Huntsville, Alabama, Jul. 16-19, 2000.
- 7) M. Shimizu, et al., "Solar Thermal Thruster Made of Single Crystal Molybdenum," 47 th IAF, Beijing, China, Oct. 7-11, 1996, IAF-96-S.4.01, Acta Astronautica, Vol. 41, No. 1, pp. 23-28, 1997.
- 8) M. Shimizu, et al., "JSUS Solar Thermal Thruster and Its Integration with Thermionic Power," Proc. STAIF-98, pp. 364-369, 1998.
- 9) M. Shimizu, et al., "Single Crystal Mo Solar Thermal Thruster for Micro/nanosatellites," 49 th IAF, IAF-98-S.6.01, Acta Astronautica, Vol. 44, No. 7, pp. 345-352, 1999.
- 10) K. Itoh, et al., "Solar Thermal Rocket as an Apogee Engine For Japanese Launch Vehicles," 21 st International Symposium on Space Technology and Science, Omiya, Japan (21 st ISTS), May 24-31, 1998, ISTS-98-a-2-01.
- 11) H. Sahara, et al., "Single and Opposed-Cavity Solar Thermal Thrusters Made of Single Crystal Tungsten," Proc. Of 3 rd International Conference on Spacecraft Propulsion, pp. 195-201, Cannes, France, Oct. 10-13, 2000.
- 12) H. Sahara, et al., "Opposed-Cavity Solar Thermal Thruster

Made of Single Crystal Tungsten,” IEPC-01-214, 27 th International Electric Propulsion Conference, Pasadena, CA, Oct. 14-18, 2001.

- 13) R. P. Friedman, et al., “New High-Flux Two-Stage Optical Designs for Parabolic Solar Concentrators,” Solar Energy Vol. 51, No. 5, pp. 317-325, 1993.
- 14) 佐原宏典, 他, 「対向型太陽熱スラスタの加熱・噴射実験」, 第 42 回航空原動機・宇宙推進講演会講演集, pp. 271-276, 平成 14 年 1 月.

第 10 章 考察と今後の展望

10.1 スラスタ材料

技術開発における最重要の課題は材料であると言われるが, 宇宙環境での超高温作動が要求される太陽熱スラスタはその典型と言えよう. 材料による太陽熱スラスタの性能比較を表 10.1 に示すが, 太陽熱推進の研究/開発の質・量ともに世界をリードする米国空軍/ボーイング社はタングステンに次ぐ高融点金属であるレニウムを使用している. これはタングステンやモリブデンのような高温環境での使用後に常温で脆性を示す問題もなく, ある意味で理想的であるが, 極めて高価であり, 我が国ではこの技術が成熟していないので適用困難である.

タングステンやモリブデンは安価であるが, 高温での使用によって結晶粒の粗大化が生じる. これが常温では脆性を示す原因である. 従って, 高信頼性が要求される宇宙用機器には適用できそうもない. しかしながら, 第 3 章 3.2 項にて述べたように, 幸いにも我が国では物質・材料研究機構などがモリブデンやタングステンの単結晶材料製造技術の日本及び米国特許を有しており, 我が国独自技術としてこれらを太陽熱スラスタに適用する事ができた. これによって, 世界最高水準のスラスタ開発の展望が大きく開けたのである.

米国でも極めて高価なレニウムを避ける試みがある. モリブデンやタングstenは高温環境で上記の脆性化の問題があるが, 結晶粒が粗大化しても, 加熱使用後に常温に戻さず, 800 K 程度以上の高温に保持すれば脆性を示

さない. そこで, 蓄熱材を使う事によって, 上記の脆性の顕在化を防ぐ方式である.

残念ながら, このような 2,000 K 級の高温では適切な潜熱蓄熱材が無い. そこで, やむなくグラファイトの顕熱を使っている. しかし, 高温ではグラファイトは容易に水素と反応するので, やむなくグラファイト表面をレニウムによってコーティングする方法を試みているが, あまりうまくいっていないようである. そこで, グラファイトとの反応を覚悟の上でタングステン合金製のスラスタの外側にグラファイトを配置する方式を採用しているようである.

尤も, 蓄熱方式には大きな魅力がある. 第 1 に, 推進剤噴射時に太陽集光鏡にて加熱する必要がないので, 制御が大幅に簡略化できることである. 第 2 に, 軌道上周回中の推進剤噴射期間(比較的短期間)以外の期間に蓄熱材を長時間にわたって加熱できるので, 太陽熱推進系の重大な弱点である太陽集光鏡の大型化を避けることができることである. この場合, 小型の太陽集光鏡が適用できるので, 回転放物面形状の高精度化も比較的容易であるばかりでなく, 太陽集光鏡による重量増加をあまり懸念する必要がない. 従って, 蓄熱方式については, 蓄熱材料の選定を含めて, 今後とも検討を続ける方針である.

イリジウムについては, 大型スラスタの製作が容易であること等の魅力があるが, 融点やや低く, また密度が大きいのでスラスタの質量がかさむこと等の欠点もある. 最大の課題は, 結晶粒界割れを防ぐための良い添加剤などの研究が未完成であると思われる. ここでは物質・材料研究機構などでの研究の進展を待つことにしたい.

モリブデンより高融点のタングステンを利用すれば, 推進剤温度 3,000 K が達成できる可能性があり, 水素換算比推力は 1,025 秒以上にも達しうる. 実際, NASA-MSFC では比推力 1050 秒達成を計画していた. これは約 3,030 K に相当する. しかし, 3,000 K 以上の高温を達成することは, 真空断熱性の良好な宇宙空間においても極めて困難であろう. すなわち, 大型かつ極めて高精度の太陽集光

表 10.1 太陽熱スラスタにおけるスラスタ材料による比推力等の比較

項 目	600 秒級	700 秒級	800 秒級	900 秒以上級
水素ガス温度 (K)	1,300	1,750	2,250	2,900 以上
材質	Ni-Cr 系合金	モリブデン	モリブデン	タングステン, セラミックス ガス直接加熱
熱放射損失	小	中	大	極めて大
集光鏡放物面精度	低	中	高	極めて高
集光鏡面平滑度	高	高	高	高
開発要求技術・経費	低	中	高	極めて高

鏡が必要となり、これは重量増加を伴うので、折角の高比推力の効果を減殺しかねない。また、このような高温では水素推進剤の解離が発生しており、これは分子量の低下による比推力の向上の効果があるが、水素の解離エネルギーは相当に大きいので、エネルギー効率の面ではむしろマイナスとなる。つまり、解離させないまま、解離エネルギー分のエネルギーによって水素ガスを温度上昇させる事が出来れば、比推力はより増加する。さらに、このような高温では輻射による熱損失が支配的となるが、集光太陽光を受け入れるためにはキャビティ入口は宇宙空間に開かれており、ここからの放射損失を防ぐ有効な対策が見あたらない。キャビティ入口の前に赤外線反射フィルターを設置することで、キャビティからの赤外線放射損失を低減することが良い方法として考えられるが、高温のキャビティ近辺でのフィルターの耐久性の確保が困難であろう。さらにキャビティ及びその周辺からの脱ガスによるフィルターの汚染によって、可視光や紫外線透過性まで低下して、キャビティへの熱入力的大幅な低下を来して、全体性能としては逆効果となりかねない。また、タングステンや高温用セラミック材料は機械加工が極めて難しく、高価な放電加工等に頼る場合が多くなる。従って、太陽集光鏡技術などとの総合的な検討からは、キャビティ温度を 2,500 K 程度の限定することが良さそうであり、それには単結晶モリブデンに Ru/Mo ろう付やタングステン CVD コーティングを施す方法が適当であり、特にモリブデンや Ru/Mo では不十分な超高温箇所に

限定して、局所的に単結晶タングステンをを用いる方式が最適であろうと思われる。

10.2 超小型衛星による宇宙実証実験構想

宇宙用機器においては宇宙実証実験は極めて重要であり、これは太陽熱推進においても同様である。しかし、その機会にはあまり恵まれないのが通例である。この問題を解決するために、NADSDA は技術の宇宙実証試験用に 50 kg 級の超小型衛星を開発しており、平成 14 年末に、その 1 号機を成功裏に打ち上げた。

そこで、第 7 章にて述べたように、スラスタを超小型化して、この超小型衛星に適合するように設計・試作する研究を開始している。スラスタ外径は約 6 mm、太陽集光鏡直径は 400 ~ 600 mm となる。当面は数年後に打ち上げ予定の 2 号機に搭載して宇宙実証実験を実施する事を提案する予定である。表 10.2 には推進剤として、水素、水、ヒドラジン又はアンモニアを採用した場合の超小型衛星搭載の際の検討事項をまとめて示した。同様の超小型衛星による太陽熱推進の宇宙実証の計画は、超小型衛星の開発・打ち上げ・実験について世界をリードする英国のサリー大学においても、米国空軍の研究者を中心にボーイング社との協力のもとで開始された。どちらが宇宙に 1 番乗りするかは予断を許さない状況であるが、当所としては時期だけでなく技術内容においても世界をリードするように努力する方針である。

表 10.2 推進剤の種類による太陽熱推進系の超小型衛星搭載に伴う課題

STP 関連項目	水素 STP	水 STP	ヒドラジン又はアンモニア分解ガス STP
主 目 的	上段・軌道変換推進系の正攻法の宇宙実証（大きさ以外はほぼ実証できる。）アポジェンジンを想定しての On-Axis 型とする。Off-Axis 型も可。	超小型衛星に適合度の高い推進系の宇宙実証。On-Axis 型とする。アポジェンジンを想定しての On-Axis 型とする。Off-Axis 型も可。	既存推進系の太陽熱による増強（電熱ヒドラジン・スラスタと類似）アポジ・エンジンを想定しての On-Axis 型の宇宙実証。但し、製作が面倒な off-axis 型太陽集光装置が必要？
スラスタ材料	単結晶モリブデン及びタングステン CVD（物質・材料研究機構が日米特許）	ニッケル・クロム系超耐熱合金（航空機エンジンのタービン・ブレード用材料、複雑形状も一体成型可）	単結晶モリブデン及びタングステン CVD（金材研が日米特許）
スラスタ形状	特に問題なし	特に問題なし。	触媒を太陽集光加熱する事で分解効率向上。
推 進 剤	液体水素：将来の開発目標に最も近い。但し、システムは複雑・高価。冷凍機が必要となる？ ガス水素：液体水素に比してかなり簡便化する。但し、増速度は小さい。	安全・安価、取り扱い極めて容易と想定。英国サリー大学にて水電熱スラスタを開発中。他の推進剤と比較しての利害得失の評価に参考になろう。増速度は適度。	ヒドラジン：毒性の為、取り扱い注意 但し、既に衛星の姿勢制御、軌道保持用スラスタとして、わが国でも豊富な実績あり。 アンモニア：毒性は高くない。但し、高温での窒素と水素へに分解が吸熱反応なので、推進剤の高温への加熱が困難。
推進剤温度	2, 0 0 0 K 以上を目標	1, 5 0 0 K	2, 0 0 0 K 以上を目標
比 推 力	7 0 0（～8 0 0）秒	最高で 200 秒	最高で 300 秒（電熱ヒドラジン・スラスタでの実績と同等）
総合特性	将来の高比推力 STP 実証に最も有効。但し、増速度が小さく、他のミッションとの整合性に乏しい？	他のミッションとの整合性はかなりある。衛星によっては汚染の危険性あり。	ヒドラジン：太陽熱による加熱が不能の場合にも、比推力 200 秒級のスラスタとして使用可能（冗長性）。

第 11 章 結論

次世代の上段・軌道変換推進系として有望な太陽熱推進系の最重要部分であるスラスタ（受光加熱部／熱交換部／噴射部）を，物質・材料研究機構などが日本及び米国特許を有する単結晶モリブデンを主な材料として，試作・太陽集光加熱・噴射実験を行った．その結果，太陽熱推進の研究で世界をリードする米国空軍／ボーイング社のグループの研究実績に対して，部分的には優るとも劣らない成果を挙げることができた．そして，我が国に於けるこの分野の将来の宇宙実証実験や開発に明るい見通しを得た．

本資料が将来の超小型衛星による宇宙実証実験などに寄与し，最終的には太陽熱推進系の研究・開発の一助になれば，誠に幸いである．

謝 辞

本研究には関係する多くの方々のご指導・ご協力をいただきました．特に単結晶モリブデン・単結晶タングス

テンの製法を確立され，太陽熱スラスタへの適用にご指導をいただいた物質・材料研究機構の材料研究所の藤井忠行博士には深く感謝いたします．この材料の採用無くしては，本研究の成果はおぼつかなかったと確信しています．

また，この材料によるスラスタの困難な試作を決断・指導されたアライド・マテリアル株式会社（旧 東京タングステン株式会社）の五十嵐廉氏，実施された岡本謙一，高岡重彦の各氏に感謝いたします．

さらに，大型スラスタの太陽熱実験のために，東北大学が世界に誇る大型太陽集光装置の使用を快くご許可いただいただけでなく，種々のご指導をいただいた湯上浩雄東北大学教授に感謝いたします．

最後に，既に当所を退職されましたが，長年にわたり本研究の実験面をリードしていただいた伊藤克弥氏，科学技術特別研究員として 3 年間，研究に参加され，精力的に実験・解析をなさった佐藤 等氏（現 いすゞ自動車株式会社）に感謝いたします．

独立行政法人 航空宇宙技術研究所資料 769 号

平成15年3月発行

発行所 独立行政法人 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7-44-1
電話(0422)40-3935 〒182-8522
印刷所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川2-27-12

©2003 独立行政法人 航空宇宙技術研究所

本書(誌)の一部または全部を著作権法の定める範囲を超え、無断で複写、複製、転載、テープ化およびファイル化することを禁じます。本書(誌)からの複写、転載等を希望される場合は、情報技術課資料係にご連絡下さい。
本書(誌)中、本文については再生紙を使用しております。



Printed in Japan