

セラミックススラスタの開発 Development of Ceramic Thruster

宇宙科学研究本部 技術開発部 推進系技術開発グループ 中塚 潤一

Junichi Nakatsuka, Propellant Development Group, Technology Development Department, ISAS

宇宙科学研究本部 宇宙航行システム研究系 澤井 秀次郎

Shujiro Sawai, Department of Space Navigation System, ISAS

abstract : In recent days, the propulsion subsystem of spacecraft is required to achieve higher reliability and performance simultaneously. The performance of thrusters has a great impact to the weight budget of the propulsion subsystem, because high performance thruster can reduce the quantity of propellant by high-temperature combustion. If the Thruster improves performance, the spacecraft can save the weight. Ceramics is one of the most promising materials for the spacecraft on-board thrusters because of their superior performance on heat resistance. However they are brittle, and thus they have not been used in the real flight missions so far. It might be fractured due to mechanical vibration at launch, thermal shock at firing, or by collision of space debris. This paper summarizes the status of development, in which a prototype 500 N bipropellant thruster made of Si-based monolithic ceramic has been developed.

1. はじめに

宇宙機の軌道や姿勢を制御するために使用される小型のロケットエンジンであるスラスタには、圧縮された気体を噴射するコールドガスジェットと推進剤を触媒分解して高温・高圧のガスを発生させて推力を得る一液スラスタ、燃料と酸化剤を混合し、燃焼ガスを噴射して推力を得る二液スラスタがある。それぞれの特徴について表1にまとめた。

Table.1 : Comparison of Thruster Character

Thruster type	Weight	Thrust force
Bipropellant thruster	△	◎
Catalytic decomposition thruster	○	○
Cold gas jet	◎	△

宇宙機に搭載される機器は、軽量、高性能かつ信頼性が高いことが求められる。特に宇宙機の軌道・姿勢制御用スラスタは、高温燃焼によって比推力を上げて高性能化することで、宇宙機の重量を大きく占める燃料を減らして軽量化に大きく貢献できる。二液スラスタは、一液スラスタと比較して高温燃焼が可能であるが、2 000℃を越えるような燃焼ガスに耐える特殊な耐熱合金が必要となる。従来の二液スラスタにはニオブ系耐熱合金が使用されていたが、耐熱温度が1 300℃程度であり、また耐酸化コーティングが必要であることから、性能・信頼性の面で大きな制約があった^{[1][3]}。

そこで、耐熱温度のポテンシャルが大きいセラミックス系材料に注目し、数種類のセラミックスについて検討した結果、耐熱温度1500℃で高強度・高靱性の構造用セラミックスである窒化珪素系セラミックスが燃焼器材料として有望であることが分かった。

ISAS/JAXAでは、金星大気を観測する PLANET-C

の2010年打ち上げを目指して現在プロジェクトが進行中であり(図1)、現在PMフェーズを終えてFMフェーズへと移行して衛星の設計を行っている。そのPLANET-Cの地球脱出時及び金星軌道投入時に用いるOME(Orbit Maneuvering Engine; 軌道変換スラスタ)として”のぞみ”で実績のあるニオブ系耐熱合金の500N二液スラスタが候補であるが、それとともに、スラスタの素材をセラミックスに置き換えることも検討している。

本稿では、PLANET-Cでのより高性能な推進系の採用を期待し、セラミックス材料で試作した500N二液スラスタの燃焼試験、振動試験および衝突試験を実施して実用化について考察した。

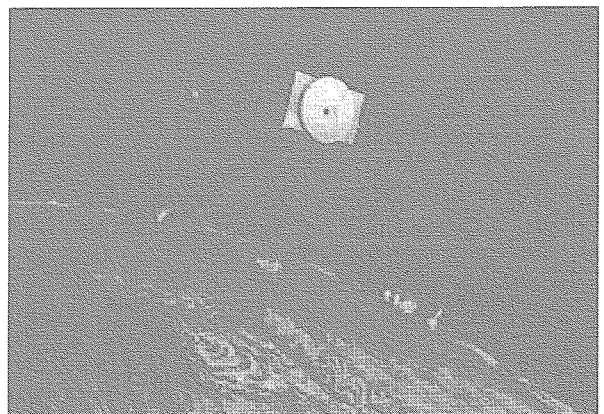


Fig.1 : PLANET-C Spacecraft Exploring Venus

2. 材料の選定

2. 1 スラスタの概要

スラスタには軽量かつ高性能が求められており、特に比推力を高くする要求が強い。比推力はスラスタの燃焼性能を表すものであり、向上のためには燃焼温度を高温化して排気速度を増加させることが有効である。一方で構造の簡素化及び、軽量化の必要から再冷却等

の冷却手段がとれない。また、二液スラスタでは、自着火性を持ち常温で長期保存が可能であることから、従来燃料としてヒドラジン(N_2H_4)あるいはモノメチルヒドラジン($\text{N}_2\text{H}_3\text{CH}_3$)と、酸化剤である四酸化二窒素(N_2O_4)を反応させることで燃焼ガスの温度を2 000 °C以上にしている^[4]。このように、スラスタには厳しい温度環境に耐えうる仕様が求められている。

これまでのスラスタには耐熱温度約1 300 °Cのニオブ合金(C-103)が使用されている。ニオブ合金は、融点が2 350 °Cと高く高温での強度低下が少ないという長所を持つが、酸化に弱いため、多孔質 SiC 等による耐酸化コーティングが必要であった。このコーティングの耐熱性が材料の寿命を制限し、性能・信頼性の面で大きな制約があるだけでなく、コーティング及び合金素材が非国産技術であることから生産コストが高くなる可能性がある。これに対し、国産技術であるセラミックスを用いることでコスト面が良くなるだけでなく品質の管理も容易になると思われる。

2. 2 窒化珪素セラミックスの特性

燃焼器材料に求められる厳しい耐熱性を満足する材料として、数種類のセラミックスおよび、従来使用されてきた材料について、比較検討を行った(表2)。その結果、耐熱温度はセラミックス系材料の中ではそれほど高くはないが、強度・靱性の高さ、加工性の面から窒化珪素(京セラ(株)製SN282)を燃焼器材料として選定した。スラスタの燃焼器材料としてみた場合、高い耐熱温度と高温での強度低下が小さい窒化珪素セラミックスは非常に優れているといえる。また、熱伝導率が大きく、熱衝撃に対する耐性が強い材料であり、これらの面から窒化珪素は従来から使用されているニオブ合金と同等以上の性能を持つものであるといえる。

Table.2 : Comparison with New Materials

Material	Temperature limitation	Notes
Rare metal (i.e. Ir Pt)	<2000°C	High cost High density
C/C composite	>2000°C	Oxidation Unstable quality
Ceramic composite (SiC CMC)	<1600°C	Oxidation Unstable quality Exfoliation by layer
Monolithic ceramics (Si_3N_4)	<1500°C	Low cost Low density
Niobium alloy	<1350°C	Conventional Low temperature limitation

3. 運用条件に対する強度評価

セラミックス材料をスラスタに適用するために、運用環境下での適応性を明らかにする必要がある。運用に際して宇宙機のスラスタは2種類の過酷な条件下におかれる。まずは打ち上げ時のロケットによる機械的

な振動条件である。スラスタのように自身の剛性が十分に高いものは横方向の加速度が特に厳しい条件となる。一方でスラスタが運用される宇宙空間では機械的荷重のほとんどかからない条件となるが、自身の燃焼による熱的荷重が与えられる。宇宙機への搭載を実現するためにはこの2つの条件を満足させる設計が必要である。スラスタの構造設計における主要な設計パラメータは燃焼室部分およびノズルスカート部分の板厚設計である。ノズルの部分の板厚は主に製造性の制約から最小板厚を2mmとしている。一方、燃焼室部分やノズルスロート部分においては板厚を厚くすることで機械的荷重を満足させられるが、熱的荷重的には熱衝撃による破損を回避するためには板厚を薄くすることが望ましい。この2つの対照的な条件を考慮した結果、試作においては燃焼室部分を3mm、ノズルスロート部分を7.5mmとした^[5]。試作したスラスタを図2に示す。この500N二液スラスタの燃焼器は、長さ約465 mm、出口直径280 mmとセラミックス部品としては世界最大級のサイズである。

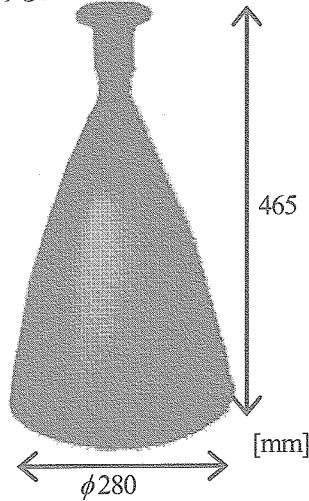


Fig.2 : 500N Ceramic Thruster

4. 実証試験

試作した500N二液セラミックススラスタの燃焼器を図3に示す。試作したスラスタが機械荷重・熱荷重に耐えうるかを実際に想定される環境下での実験を行って検証した。なお、実験には“ のぞみ ”での経験から得られた条件を用いた。

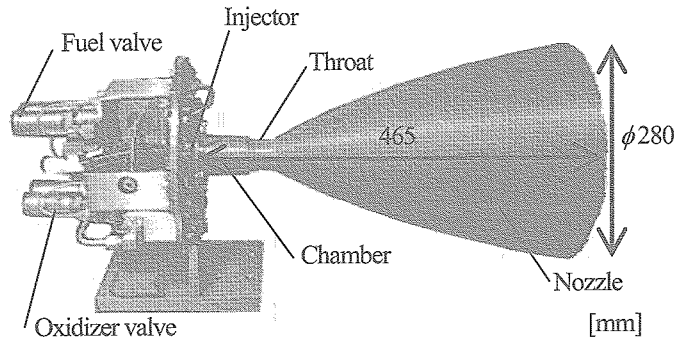


Fig.3 : 500N Bipropellant Thruster

4. 1 機械環境試験

スラスタにとって最も過酷な機械環境条件は打上げ時の振動環境である。ロケットから与えられる加速度条件を更に過酷なものとした、振動条件としては、過去に500Nスラスタを搭載した“のぞみ”で与えられたQTレベルを参照しつつ、厳しい側の設定としてQT+3dBを負荷して荷重の1.4倍程度は強度的に保障されるレベルでの振動試験を実施した。図4,5の試験装置を用い、図6のランダム振動の加振条件を、平面内及び垂直面内で与える試験を実施した。その結果、ほぼ予想通りの応力発生であり、供試体の損傷等もなく、強度的に問題ないことが確認された。

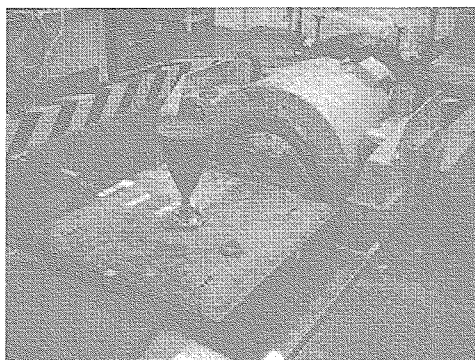


Fig.4 : Random Vibration Test (Lateral)



Fig.5 : Shock Test (Vertical)

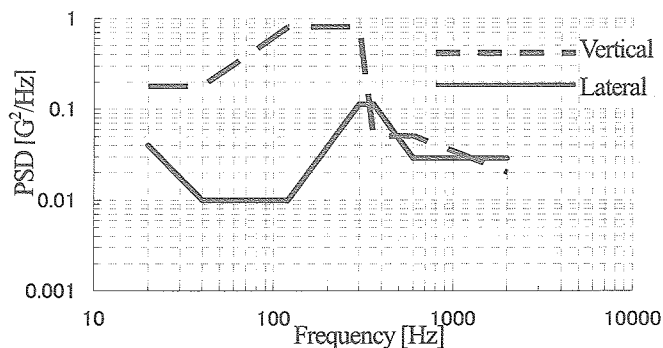


Fig.6 : Random Vibration Test Level

4. 2 燃焼試験

燃焼試験は、宇宙空間での使用を模擬した低压チャンバ内で実施した。図7にチャンバ内にセットしたスラスタを示す。燃焼試験から得られた500N二液スラスタの性能値を表3に示す。この結果は予定された性能を十分に発揮していることを示すものであった。また、燃焼器温度がセラミックスの耐熱温度1500℃に対して300℃程度余裕があり、更なる性能向上の余地があることが分かった。そのため、通常スラスタの温度上昇を抑えるためにノズルへ燃料を流して冷却するフィルムクーリングを減らすことにより、冷却に用いられる燃料を減らして宇宙機の重量を減らすことを試みた。フィルムクーリング率を従来の宇宙機の20%まで落として試験した結果、燃焼室部分の温度が上昇したためにスラスタが破損してしまった。この原因については現在検討中であるが、フィルムクーリング率を下げることによって推薬量を減らすことは魅力的な性能の向上であり、早急に解決したいと考えている。(破損したセラミックスラスタの例を図8に掲げる。)



Fig.7 : Set-up for Firing Test

Table.3 : The result of firing test

Propellant	N ₂ H ₄ /MON-3
Burn time	300s
Combustion pressure	0.72MPa
Thrust (Vacuum)	533N (estimated)
O/F	0.78
Specific impulse (Vacuum)	319s (estimated)
Max temperature	1180℃

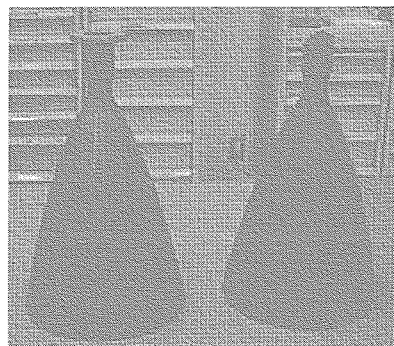


Fig.8 : Broken Nozzle

4. 3 耐衝撃性試験

宇宙空間で使用する場合、軌道上での高速浮遊物であるスペースデブリやマイクロメテオロイドの衝突を無視することはできない。特にセラミックスのような脆性材料においては、スペースデブリとの衝突による衝撃で、構造体全体が破壊しないことを確認する必要がある。そこで、図9に示す二段式軽ガス銃を用いて、ノズル先端部の厚さを模擬した試験片に直径0.3 mmのガラスビーズを4.0 km/s で衝突させる実験を実施した。これは、惑星間空間で宇宙機に衝突する可能性がある速度約20 km/s、直径0.1 mmのメテオロイドの運動エネルギーに相当する。これば、セラミックスラスタをPLANET-Cに搭載した場合に最大1回程度想定される最大規模の衝突である。衝撃試験結果を図10に示す。その結果、クレータが見られるものの、試験片自体は破壊しなかった。また図11に、より高エネルギーの直径0.3mmのSUS球を4.2km/sで衝突させた結果を示す。クレータやスポレーションと共に穴が開いたが、破碎することはなかった。以上よりスペースデブリやマイクロメテオロイドの衝突に対して一定の強度を持つことが確認できた。



Fig.9 : 2-Stage Light-Gas Gun

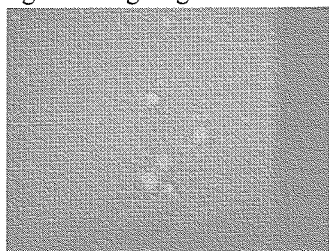
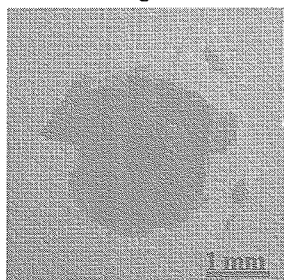
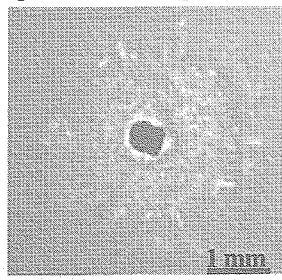


Fig.10 : Craters on the Impact Test Piece (glass)



Craters (SUS)



Spallation(SUS)

Fig.11 : Craters /Spallation the Impact Test Piece (SUS)

5. 結論

本稿ではスラスタの燃焼温度を高温化して排気速度を増加させ、スラスタの燃焼性能である比推力を高くするセラミックスラスタを開発し、従来のニオブ合金製のものと比較して性能が向上している面を比推力の観点から確認できた。また、高強度・高靱性が特徴である窒化珪素セラミックスを使用した二液スラスタを試作し、燃焼試験、機械環境試験および衝撃試験で実用化にあたって十分な性能を満たしていることが確認できた。

今後は更に効率の良い燃焼を実現すると共に、インジェクタ及びノズルスロートの形状の最適化を行ってスラスタの性能向上を図り、実機搭載に向けての品質確認試験を実施する予定である。特に、スラスタ壁面冷却については、性能・信頼性に直結する重要な部分であり、情報・計算工学センターや、総研本部衛星推進技術グループなどとも密接に連携しつつ、解析を行っているところであり、これにより、少ない試験回数での高性能エンジン開発が可能になると期待される。

謝辞

セラミックスラスタの開発全般にわたり、多くのご指導をいただいた(独)宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部の佐藤英一教授、元屋敷助手、同機構総合技術研究本部の長田様をはじめとする関係各位、基礎データの提供、製造に関するご支援を頂いた京セラ(株)の関係各位、実験、解析にご支援いただいた三菱重工業(株)長崎造船所の関係各位に深く感謝の意を表します。

参考文献

- [1]H. Mishima, K. Furukawa, T. Takami, K. Takita, Y. Nonaka, S. Sawai "Development of Low Thrust Hydrazine/MON-3 Bipropellant Thruster" ISTS 2002-a-19, 2002
- [2]S. Sawai, E. Sato, K. Uesugi, K. Furukawa, H. Mishima, K. Morishima, Y. Noanka, M. Kondo "Development of Ceramic Based 500N Class Bipropellant Thruster" IAC-05 C4.3.01, 2005
- [3]K. Takita Y. Nonaka, H. Mishima, K. Hisatsune, K. Uesugi, E. Sato, S. Sawai "Development of Ceramic Thruster for Spacecraft Propulsion System" Proc. 4th Spacecraft Propulsion Conference, 2004
- [4]三島弘行, 森島克成, 野中吉紀, 西野宏, 澤井秀次郎 "人工衛星軌道姿勢制御用セラミックスラスタの開発"三菱重工技報 vol.42 No.5, pp.250-253, 2005
- [5]野中吉紀, 森島克成, 三島弘行, 古川克己, 佐藤英一, 澤井秀次郎, 上杉邦憲 "衛星用セラミックスラスタ-セラミックス部材の高信頼設計" まてりあ Vol.44 No.7, pp.565-570, 2005