宇宙時代を支える材料技術—事故に学ぶ高信頼性設計

衛星用セラミックスラスタ —セラミックス部材の高信頼性設計

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***

1. はじめに

人工衛星や惑星探査機などの宇宙機では、姿勢制御や軌道変更などに用いられるロケットエンジンをスラスタと呼んでいる。火星探査機「のぞみ」に用いられた軌道変更用 500 N (推力500ニュートン) スラスタの例を図1の探査機下面の中央部に示す。宇宙機用のスラスタにおいては、構造が単純で軽量であること、宇宙空間で長期間運用可能な推進剤であること等により、例えば上述の「のぞみ」においてはヒドラジン(N_2H_4)/NTO(四酸化二窒素, N_2O_4)を用いた二液式スラスタが用いられている。

スラスタには軽量かつ高性能が求められており、特に高比推力の要求が強い。比推力はスラスタの燃焼性能を表すものであり、この向上には燃焼温度の高温化(排気速度の増加)が有効である。一方で構造簡素化・軽量化の必要から、再生冷却等の特別な冷却手段がとれず、従来の材料(表面に耐酸化コーティング(多孔質 SiC 等)を施した高融点金属(ニオブ合金等))ではその耐熱性(約1400℃)の限界にきている。しかもこのコーティングおよび合金素材は非国産技術であり、非常に製造コストが高い。このため、より高温(1500℃以上)に耐え、なおかつ製造コストの低い材料が強く求められている。新材料の候補としては貴金属系とセラミック系があるが、経済性と国産技術適用の点でモノリシックセラミック、セラミック基複合材(CMC: Ceramic Matrix Composite)等のセラミック系材料が注目されている。

著者らは、窒化珪素(京セラ特製 SN282)を候補材料とし、スラスタの試作および燃焼試験を行ってきた。SN282

図1 火星探査機「のぞみ」500 N スラスタ。

は靱性および熱伝導性に優れ、通産省(現経済産業省)の「300 kW 級セラミックガスタービンの研究開発」ではタービン入口温度1350℃での作動にも成功している⁽¹⁾。また発電用ガスタービンの高温部品等にも適用が期待されている⁽²⁾。

図2に試作したスラスタの外観を示す。試作スラスタは推力 500 N クラスであり、全長 460 mm、ノズル開口部の直径 280 mm である。

* 三菱重工業長崎研究所(〒851-0392 長崎市深堀町5-717-1)

** 三菱重工業長崎造船所

*** 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部

Ceramic Thruster for Spacecraft—High Reliability Design of Ceramic Components; Yoshinori Nonaka*, Katsushige Morishima**, Hiroyuki Mishima**, Katsumi Furukawa**, Eiichi Sato***, Shujiro Sawai***, Kuninori Uesugi***(*, **Mitsubishi Heavy Industries, Ltd., Nagasaki. ***Institute of Space and Astronautical Science, Japan Aerospace Exploration Agency, Sagami-hara)

Keywords: thruster, ceramics, silicon nitride, reliability, fracture statistics

2005年4月28日受理

図2 500 N 級窒化珪素製スラスタ。

2. モノリシックセラミックスの強度評価

(1) ワイブル統計に基づく強度評価(多軸破壊統計論)

セラミックスのような脆性材料は、材料内にあらかじめ存在している微小欠陥の最大のものからき裂が伝播して破壊が起こる。したがって、ある部材の強度は、その部材に含まれる欠陥寸法の最大値の分布を反映した極値分布に従う。この極値分布関数として一般にワイブル統計が用いられている⁽³⁾。この考え方から、強度の体積依存性(大型の部品ほど低強度になる)等のセラミックスの特徴的な挙動も導き出される。

分布応力 σ のかかっている部材のワイブル統計に基づく破壊確率評価は、以下の式で表される。

累積破壊確率：

$$G = 1 - \exp \left[- \int_V \left(\frac{\sigma}{\sigma_0} \right)^m dV \right] = 1 - \exp \left[- \left(\frac{\sigma_R}{\sigma_0} \right)^m V_E \right] \quad (1)$$

m, σ_0 ：材料のワイブル係数(形状母数)，尺度母数

σ_R, V_E ：部材の最大応力，有効体積

一般の多軸応力場に対しては、材料中にランダムな方向にき裂が分布しているものとして、き裂に対する垂直応力とせん断応力の混合モード破壊を考慮して破壊クライテリアの定式化を行い、それぞれの方向について確率を算出し、それらを全方向について足し合わせる⁽⁴⁾。「セラミックスの破壊確率は最大主応力に依存する」と一般に言われているが、多軸状態においては最大主応力が等しい単軸状態よりも破壊確率が高くなる。これはせん断応力によるモードⅡ破壊も生じるからである。

混合モードでの破壊クライテリアについては種々の式が提案されているが、セラミックススラスタに適用を計画している窒化珪素に対しては、以下の Shetty による混合モード破壊条件式⁽⁵⁾を用いた。

$$\frac{K_I}{K_{IC}} + \left(\frac{K_{II}}{CK_{IC}} \right)^2 = 1 \quad (2)$$

K_I ：モードⅠ応力拡大係数

K_{II} ：モードⅡ応力拡大係数

K_{IC} ：モードⅠ破壊靱性

ここで C はせん断に対する敏感性を表すパラメータであり、材料によって $C=0.8 \sim 2$ の間で大きく変化する。今回の評価では円盤圧縮試験結果を参考に $C=1.7$ とした。

(2) 設計安全率の確保

前項でまとめた通り、セラミック部材の安全率評価では、ワイブル統計に従い破壊確率を算出する。一方、通常の金属部材では、材料の許容応力に基づいた設計が行われ、許容応力の設定にあたっては統計的処理が行われるものの、個別の部材に対して破壊確率を算出することはない。このように破壊に対する設計思想が異なるため、セラミック部材設計において破壊確率を具体的に幾ら以下に抑えれば従来の金属部材と同様の安全率が確保できるのか、以下のように検討した。

安全率としては、荷重側および材料強度側の2つを考えなければならないが、荷重側の安全率としては、従来と同様、想定される最悪条件の負荷がかかったものとする。一方、材料強度に関しては、通常の金属部材の設計で使用される許容応力(平均強度 $-3 \times$ 標準偏差)を材料下限強度として当てはめることとする。すなわち、

$$\sigma_A = \mu - 3\alpha \quad (3)$$

σ_A ：材料下限強度(許容応力)

μ ：平均強度 α ：強度の標準偏差

通常の金属部材の設計では、部品に発生する最大応力を σ_m 、安全係数を S_F 、安全余裕を Ms としたとき、 $Ms > 0$ であることが求められている。

$$Ms \equiv \frac{\sigma_A}{\sigma_m S_F} - 1 > 0 \quad (4)$$

ワイブル統計に基づく破壊確率評価式を上述の考え方に適用する。式(1)に示す累積破壊確率分布より破壊応力の平均と標準偏差は以下の式のようにになる。

破壊応力の平均値：

$$\mu = \sigma_0 V_E^{-1/m} \Gamma \left(1 + \frac{1}{m} \right) \quad (5)$$

破壊応力の標準偏差：

$$\alpha = \sigma_0 V_E^{-1/m} \left[\Gamma \left(1 + \frac{2}{m} \right) - \left(\Gamma \left(1 + \frac{1}{m} \right) \right)^2 \right]^{1/2} \quad (6)$$

$\Gamma(x)$ ：ガンマ関数

式(3)～式(6)より、部材にかかる等価垂直応力の最大値 σ_R が満たすべき条件は以下となる。

$$\sigma_R < \frac{\sigma_A}{S_F} = \frac{\sigma_0 V_E^{-1/m} \left[\Gamma \left(1 + \frac{1}{m} \right) - 3 \left[\Gamma \left(1 + \frac{2}{m} \right) - \left(\Gamma \left(1 + \frac{1}{m} \right) \right)^2 \right]^{1/2} \right]}{S_F} \quad (7)$$

また、式(7)を満足する場合の部材の破壊確率は以下の式により求められる。これが、ワイブル統計に従う部材設計における許容破壊確率に相当する。

$$G < 1 - \exp \left[- \left[\frac{\Gamma \left(1 + \frac{1}{m} \right) - 3 \left[\Gamma \left(1 + \frac{2}{m} \right) - \left(\Gamma \left(1 + \frac{1}{m} \right) \right)^2 \right]^{1/2}}{S_F} \right]^m \right] \equiv G_{\text{limit}} \quad (8)$$

種々のワイブル係数および安全係数に対して破壊確率 G_{limit} を求めると表 1 に示すような値となる。例えば、 $m=20$ の材料で $S_F=1.25$ を要求すると、許容破壊確率は 1×10^{-4} となる。逆に、金属部材 ($m=100$ 程度) で $S_F=1.25$ を要求することは、 2×10^{-12} という非常に小さな許容破壊確率に相当する。このことは、図 3 のワイブルプロット上で検討すると理解しやすい。この図では、様々な m のワイブルプロットの直線(実線)上に、それぞれの S_F における許容破壊確率と許容応力の関係を波線でプロットしてある。 $S_F=1.0$ の場合には許容破壊確率は m に強くは依存せず G_{limit} も正規分布に基づく 1.5×10^{-3} に近い値である。しかしながら S_F として 1.0 以上の値をとると、 m が大きい場合許容破壊確率は

は極端に小さくなる。

このように、一般的な指標に当てはめた場合、ばらつきの大きいセラミック材料では無視し得ない値の破壊確率が生じることがある。逆に、セラミック部材を金属部材と同等の破壊確率にしようとする必要以上に安全側の設計となってしまう。したがって、個々の部材に応じ、システム上要求される部材の故障確率を適切に設定することが必要となる。また、統計的に故障確率を十分に小さくできない場合には、全品スクリーニング等の品質保証行為が必要となる。

衛星用スラスタの場合、機械環境試験および燃焼試験により、実運用中に受ける負荷はすべて事前経験させ、それに耐荷した部品のみを実機に搭載することとしている。

3. 運用条件に対する強度評価

セラミック材料をスラスタに適用するためには、スラスタ環境下での適用性を明らかにする必要がある。宇宙機用のスラスタは、打ち上げ時に過酷な振動環境下に置かれる。スラスタのようにそれ自身の剛性は十分に高い場合、横方向加速度が厳しい荷重となる。また、スラスタの運用は打ち上げ後の機械的荷重のほとんどかからない条件で行われ、このときスラスタには熱的荷重がかかる。ここでは 500 N クラスを想定した機械的荷重評価、および非定常温度・熱応力に対する評価を実施した。

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。ノズル部分の板厚は主に製造性の制限から最小板厚を 2 mm 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、機械的荷重(板厚を厚くすることが望ましい)と熱的荷重(板厚を薄くすることが望ましい)の相反する 2 種類の荷重条件に対して最適な板厚設計を行うことが必要である。いくつかのパラメータ検討の結果、試作スラスタにおいては燃焼室部分の板厚を 3 mm、ノズルスロート部の板厚を 7.5 mm とした。

なお、応力解析については汎用有限要素解析プログラム NASTRAN を、破壊確率算出については NASA において開発された破壊確率評価プログラム CARES⁽⁶⁾ を用いた。機械的荷重と熱的荷重のそれぞれに対する破壊確率評価を表 2 にまとめる。

表 1 許容破壊確率.

m	G_{limit} ($S_F=1.0$)	G_{limit} ($S_F=1.25$)	G_{limit} ($S_F=1.5$)	G_{limit} ($S_F=2.0$)
5	2.0×10^{-3}	6.4×10^{-4}	2.6×10^{-4}	6.1×10^{-5}
10	6.9×10^{-3}	7.4×10^{-4}	1.2×10^{-4}	6.7×10^{-6}
20	9.5×10^{-3}	1.1×10^{-4}	2.9×10^{-6}	9.1×10^{-9}
30	1.0×10^{-2}	1.3×10^{-5}	5.4×10^{-8}	9.7×10^{-12}
100	1.1×10^{-2}	2.3×10^{-12}	2.8×10^{-20}	9.1×10^{-33}

図 3 様々な m に対するワイブルプロットと、許容破壊確率および許容応力。

表2 破壊確率評価結果.

	機械的荷重	熱的荷重
最大応力, $\sigma_{\max}$ /MPa	204	187
破壊確率	1.67×10^{-6}	3.43×10^{-3}

図4 機械的荷重負荷時の最大主応力分布.

図5 機械的荷重負荷時の破壊確率密度分布.

(1) 機械的荷重

従来のスラスタ環境(「のぞみ」相当)から想定される加速度条件を負荷した場合の3次元応力解析の結果を図4に示す. 燃焼室付根とノズルスロート部分に, 高い曲げ応力が発生している. これから求められた破壊確率分布を図5に, 部材全体の破壊確率を表2に示す. 発生応力を200 MPa程度に抑えることで, 破壊確率は十分に低く保たれている.

(2) 熱荷重

スラスタの運用に関しては, 連続燃焼およびパルス燃焼の2種類のモードがあるが, 熱的に厳しいのは連続燃焼モードである. 特に, 連続燃焼モードの燃焼開始時はごく短時間で定常燃焼状態に達することから, 過渡的な温度変化による熱応力発生(熱衝撃)が懸念される. ここでは連続燃焼モード

図6 過渡熱応力履歴.

図7 熱的荷重負荷時の最大主応力分布(燃焼開始後120 s).

図8 熱的荷重負荷時の破壊確率密度分布(燃焼開始後120 s).

(120秒燃焼)における過渡温度・熱応力評価を実施した.

解析の結果得られた応力の時間履歴を図6に示す. 熱応力は燃焼時間とともに増加し, 燃焼開始後120秒時に最大となる. 当初懸念されていた熱衝撃の発生は, 窒化珪素の高い熱伝導率により解析上は生じていない. 燃焼開始後120秒時での応力分布を図7に示す. ノズルスロートの内側が大きく熱膨張し, 外側部分に軸対称の高い引張応力が発生している. これから求められた破壊確率分布を図8に, 部材全体の破壊確率を表2に示す. 機械的荷重に比べ, 最大応力は小さいものの温度による許容応力の低下により破壊確率は大きくなっており, さらなる設計の最適化が必要である.

図9 燃焼試験装置.

図10 燃焼試験状況.

表3 燃焼試験結果.

項 目	計画値	試験結果
燃焼圧, P_c /MPa	0.69	0.70
推力*1, F /N	500	504
比推力*1, I_{sp} VAC/s	310	314

*1: 開口比 = 150として推定.

4. 開発状況および今後の展開

試作したスラスタを用いて、実際の宇宙機用スラスタで想定される運用条件での燃焼試験を実施した。燃焼試験は宇宙空間での使用を模擬し低圧チャンバ内で実施した。図9に燃焼試験装置全景、図10にチャンバ内にセットしたスラスタを示す。図10左の筒は燃焼ガスを外に導くエジェクタである。推進剤には、ヒドラジンおよびNTOを用いた。燃焼条件および得られた性能を表3に示す。予定された性能を十分に発揮したことが確認されている。

試作スラスタについては、今後機械環境下での健全性確認や長時間の耐久性確認を行う予定である。現在、推力500 Nクラスを想定して開発を進めているが、この推力クラスのス

図11 Planet-C.

ラスタは惑星探査機の軌道変更用として用いられる。ISAS/JAXAにおいては、2008年打ち上げを目指して金星探査機Planet-Cが計画されており(図11)、この軌道変更用スラスタに適用することを提案している。

5. お わ り に

脆性材料であるという点を除けば高温耐熱材料として魅力的なセラミックスを重要な部品に使用するためには、定量的な設計・評価方法の確立が必要である。我々は、セラミックスラスタの開発に当たって、通常金属部材と同等の定量的な設計・評価手順の確率を目指したが、許容破壊確率あるいは安全係数の設定において問題を抱えたままである。また過大荷重がかかったときに塑性変形による応力緩和が期待できないこと、材料プロセスに依存して強度のばらつきが大きいことなど、信頼度評価の上で考慮しなければならない事項が多い。セラミックスの製品化においてはこれらの現象に慎重に配慮することが必要である。

なお、本研究は、日本学術振興会科学研究費補助金により実施されているものであり、本稿は、第8回軽金属フォーラム「宇宙時代を支える材料技術—ロケット、衛星から将来型輸送系へ—」における著者の一人の講演を元にしたものである。ここに日本学術振興会と軽金属奨学会に謝意を表する。

文 献

- (1) 産業技術審議会：ニューサンシャイン計画，セラミックガスタービン技術開発最終評価報告書，(1999)。
- (2) 川崎重工技報，148(2001)，20。
- (3) 材料強度確率モデル研究会：材料強度の統計的性質，養賢堂，(1992)，269-289。
- (4) 松尾陽太郎：機械学会論文集，46-406A(1980)，605。
- (5) D. K. Shetty: Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 109(1987)，282。
- (6) N. N. Nemeth, J. M. Manderscheid and J. P. Gyekenyesi: Design of Ceramic Components with the NASA/CARES Computer Program, NASA TM-102369, (1990)。

野中吉紀

★★★★★★★★★★★★★★★★★★★★

野中吉紀

1994年 東京大学工学系研究科修士課程修了
 1994年-現在 三菱重工長崎研究所強度研究室
 専門分野：高温構造設計，材料信頼性評価
 セラミックス・CMC(セラミックス基複合材)等の材
 料開発・信頼性評価，およびそれらを用いた航空宇宙
 用構造の設計・開発に従事している。

★★★★★★★★★★★★★★★★★★★★

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