

6. 航空宇宙分野における SiC系セラミックス複合材料開発

小笠原 俊夫

(宇宙航空研究開発機構 総合技術研究本部先進複合材料評価技術開発センター)

Recent Research Activities regarding SiC-Based Ceramic Composites for Aerospace Applications

OGASAWARA Toshio

Advanced Composite Evaluation Technology Center (ACE-TeC), Institute of Space Science and Technology (ISTA),

Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA), Mitaka 181-0015, Japan

(Received 25 September 2003)

In this article, the present and future prospects of the research and development regarding continuous SiC fiber reinforced ceramic matrix composites (CMCs) for aerospace applications are reviewed. These activities in Japan are described in term of their major applications, i.e. turbo fan engine components for aircrafts, rocket propulsion components, thermal protection system for future re-entry vehicles, thruster for satellites. It is suggested that high performance, affordable processing cost, and excellent reliability will be important factors in the practical use of CMCs in the future.

Keywords:

ceramics, SiC fiber, composite, high temperature, aerospace application, turbo fan engine, rocket

6.1 はじめに

核融合動力炉とは少し趣が異なるが、本章では、SiC系セラミックス複合材料の航空宇宙分野における開発動向と将来展望について紹介する。航空宇宙分野においても、損傷許容性に優れた耐熱材料の果たす役割は大きく、近年高性能化が進んでいるSiC系セラミックス複合材料は、将来の有望な耐熱材料のひとつとなっている。

航空宇宙用途とは言っても、高耐熱性、高強度、高靱性など、複合材料に要求される力学特性は核融合動力炉用途と類似している。航空宇宙用途では、高熱伝導性やガスバリア性、耐照射性等は一般には要求されないが、コストや製造性、損傷許容性等については、おそらく核融合動力炉用途よりも要求が厳しいと思われる。例えば、SiCマトリクスの形成プロセスとして、化学気相浸透法(CVI)ばかりでなく、前駆体ポリマー含浸焼成法(PIP)が多用されるのは、大規模な設備投資を必要とせず、大型部品への適用が可能であることによる。また、結晶性SiC繊維よりも非晶質のSiC繊維が好んで使われるのは、製造性(織物の織りやすさ)や耐損傷許容性(破断ひずみ)等の点で有利であることに加えて、コストが低いことも大きな理由である。

このように材料に対する要求性能や、これを反映した詳細な仕様では若干の相違はあるが、基本的な材料仕様については航空宇宙と核融合動力炉用途で大きな違いはないと

author's e-mail: ogasawara.toshio@jaxa.jp

思われる。そこで、本章では材料の比較ではなく、航空宇宙分野における実際の適用事例および開発事例に焦点をあて、航空機用ジェットエンジン、将来宇宙輸送システム、および人工衛星スラスタ等におけるSiC系セラミックス複合材料の適用に関する開発動向と将来展望を中心に紹介することとしたい。

6.2 航空機用ジェットエンジン

近年の厳しい航空運輸市況を反映して、民間機用ジェットエンジンに対する低燃費化の要求は、軽量・高出力化(推重比)の要求にも増して、ますます高まっている。一般に、エンジン出力および燃料消費効率の向上と、タービン入口温度(Turbine Inlet Temperature, TIT)の間には良い相関があり、1960年代初めに800であったTITが、現在では1,600まで上昇してきている。この傾向は今後も続くとみられており、燃費および推重比の向上を目的として、TITを上昇させるための研究開発が国内外で精力的に進められている。

当然のことながら、ジェットエンジンのTITを高くするためには、優れた耐熱材料が不可欠である。一世代前のジェットエンジンでは、高温部となる燃焼器、タービン動静翼およびディスク用にはニッケル基合金が使用されていたが、最近では、タービン動翼にはニッケル基単結晶合金、タービン静翼には酸化物分散強化合金、タービンディスク

には粉末冶金合金が適用されるようになってきた。これらの耐熱材料の耐用温度は1,200 程度であるが、タービン動静翼内部に複雑な冷却構造を構成して効率的な冷却を行うことで、耐用温度よりはるかに高い温度で運用することが可能となっている。しかしながら、合金の耐熱性は限界に近くなっており、無機系の複合材料、特にSiC系セラミックス複合材料の適用が期待されている。

SiC系セラミックス複合材料の適用部位が期待されている部品として、燃焼器、タービン部品、排気ノズル、アフターバーナーなどが上げられる。我が国では、経産省（通産省）/NEDOによる「超音速輸送機用推進システム開発プロジェクト」（HYPER,平成3年度～10年度）、「環境適合型次世代超音速推進システム」（ESPR,平成11年度～15年度）、経産省/基盤技術研究促進センターによる「先進材料利用ガスジェネレータ技術開発（AMG）プロジェクト」等が継続的に進められ、これらのプロジェクトを通して、SiC系セラミックス複合材料の著しい研究の進展が報告されている。

Fig. 1にHYPRプロジェクトで試作されたSiC/SiC製の静止系部品（テールコーン、排気ノズルの吸音パネル）と、テールコーンの運転試験状況を示す[1]。運転条件は、TIT 1,700、排気温度は約1,300である。また、Fig. 2は、AMGおよびESPRプロジェクトで試作されたSiC/SiC複合材料製のプリスク（ブレードとディスクが一体となったタービン部品）と、燃焼器ライナーである。プリスクは30mmを超える厚さの3次元織物から試作され、高温ガス流回転装置などにより強度および金属シャフトとの結合構造について評価試験が行われている[2]。一方の燃焼器ライナーはブレーディング法で成形されたプリフォームを用いて試作されており、最高温度1,200における耐熱試験お

よびサイクリック試験に成功している[3]。これらの研究を通して、短時間の試験的な運転条件であれば、SiC系セラミックス複合材料製部品の適用が実機においても十分に可能であることが実証された。

しかしながら、航空機用ジェットエンジンのように数千時間を超えるような耐久性が要求される場合には、繊維/マトリクス界面層や、繊維・マトリクス自体の酸化劣化を抑制することが必要で、実用化にあたってはまだ多くの課題が残されている。近年は、耐酸化性を向上させるための耐環境コーティング（EBC: Environmental Barrier Coating）が注目されており、例えば米国の空軍研究所（AFRL）が中心となって進めているIntegrated High Performance Turbine Engine Technology（IHPTET）プログラムでは、EBCを施したCMC製燃焼器に対して、数千時間レベルの耐久試験が実施されている[4]。

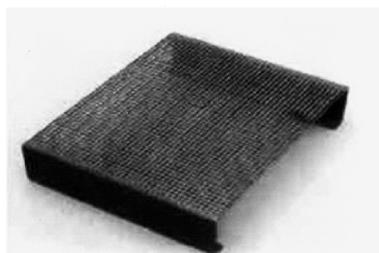
CMCはこれまでのジェットエンジンの性能を大きく向上させる可能性を持っているため、欧米の主要各国では国家プロジェクトを中心とした開発が精力的に進められている。金属を用いた部品の限界を超えることが可能な材料として今後とも積極的な研究開発が進められるものと考えられる。

6.3 将来型宇宙輸送システム

6.3.1 再使用型宇宙輸送システムについて

衛星打ち上げコストの飛躍的な低減、ますます増大する衛星打ち上げに伴う地球環境の保護、宇宙のゴミ（スペースデブリ）問題といった観点から、使い捨て型の打ち上げロケットに代わって、完全再使用型もしくは部分再使用型宇宙輸送システムの開発が検討されている。

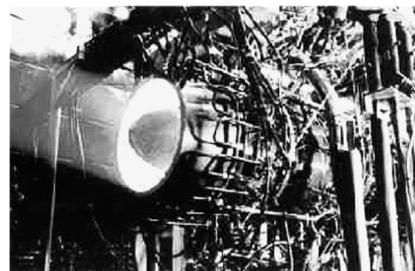
再使用型宇宙輸送システムとしては、Fig. 3(1)に示すよ



Exhaust nozzle skin panel

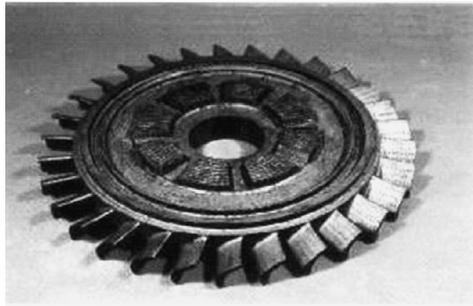


Exhaust tail corn

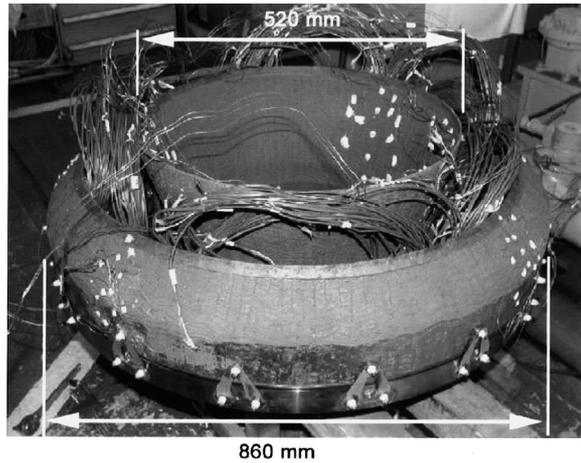


Combustion testing for a tail corn
(TIT 1700°C, Exhaust gas temp. 1300°C)

Fig. 1 SiC-f/CMC components developed by HYPR project for aircraft jet engines (NEDO-IHI).



(1) Blisk (AMG, IHI)



(2) Combustion Liner (ESPR, NEDO-KHI)

Fig. 2 SiC-f/CMC components developed by AMG and ESPR projects for gas turbine engines.



(1) Single stage to orbit (SSTO)



(2) Two stage to orbit (TSTO)

Fig. 3 Artist images of future re-usable launch vehicles (JAXA).

うな単段式の SSTO (Single Stage to Orbit) と、(2) に示すような二段式の TSTO (Two Stage to Orbit) が提案されている[5]. SSTO は、打ち上げロケットと宇宙往還機が一体になったもので、機体全体が宇宙まで達し、ミッション終了後はそのまま地上に帰還する。SSTO 実現のためには、エンジンの性能向上と機体重量の低減が極限まで要求されるため、成立性も含めて、技術的な難度が極めて高い。一方の TSTO は、ブースターと呼ばれる一段目のロケットで打ち上げられ、途中でブースターは切り離されて二段目のロケットのみ宇宙に達する。ブースターを自動操縦によって地上に帰還させることによって部分再使用の運用形態となる。また、二段目のロケットを宇宙往還機とすることで完全再使用型へと発展させることができる。再使用ロケッ

トを実現するためには、軽量で高い信頼性を有する超耐熱材料が必須であり、以下、その具体的な適用部位について概説する。

6.3.2 ロケットエンジン(進展ノズル, エアロスパイクエンジン)

SSTO では、地上から高空まで、優れた推進力を発揮できるロケットエンジンが必要とされ、進展ノズル機構やエアロスパイクエンジンの開発が検討されている[6]. 現在の打ち上げロケットは多段式であり、各ステージのエンジンは外気圧に対応した適切なノズル出口面積が決定されている。これに対して、一段で高空まで達する再使用型ロケットのエンジンでは、その性能を十分に発揮するために、気圧の低い高空でノズル出口面積を大きくする必要がある。そこで、Fig. 4(1) に示すような、高空においてノズルを進展させる機構を有したロケットエンジンの開発が検討されている。進展ノズルでは、構造上、燃料による進展ノズル部分の再生冷却が困難であるため、超耐熱複合材料の適用が必須となる。例えば、再使用型ではないが、米国デルタ3 ロケットの第二段エンジンでは、C/C 複合材料を用いた進展ノズルが実用化されている[7].

Fig. 4(2) に示すようなエアロスパイクエンジンも、再使用型ロケットにおける有力な候補と考えられており、NASA / ロケットダイン社ではプロトタイプエンジンの開発が終了している[8]. エアロスパイクエンジンでは、複数の燃焼器を有し、燃焼ガスはエアロスパイクノズルを用いて自然膨張する。すなわち、外気圧の変化に応じて、空力的にノズル出口面積を変化させることで、地上から高空まで優れたエンジン性能を発揮することができる。燃焼器およびエアロスパイクノズルには、耐酸化性に優れた軽量の耐熱材料を適用することが必要で、SiC 系セラミックス複合材料も有力な候補材料のひとつとなっている。

6.3.3 スクラムジェットエンジン

一般にロケットエンジンでは、液体水素やメタン、ケロシンなどの推進剤と、酸化剤である液体酸素が必要である。しかしながら、大気密度が比較的大きな低空領域では、

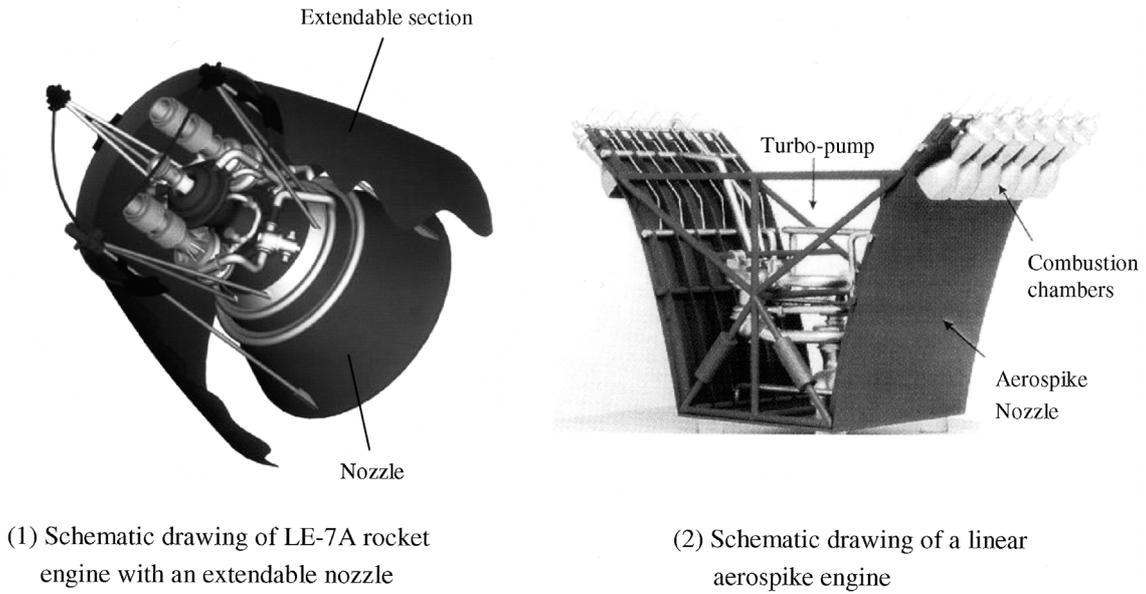


Fig. 4 Concepts for reusable propulsion systems for a future launch vehicle (ISTA/JAXA).

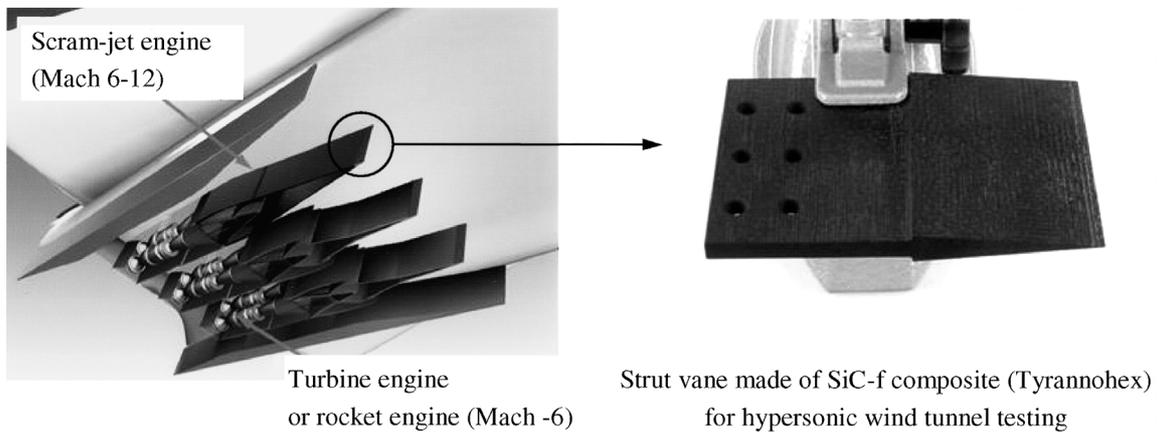


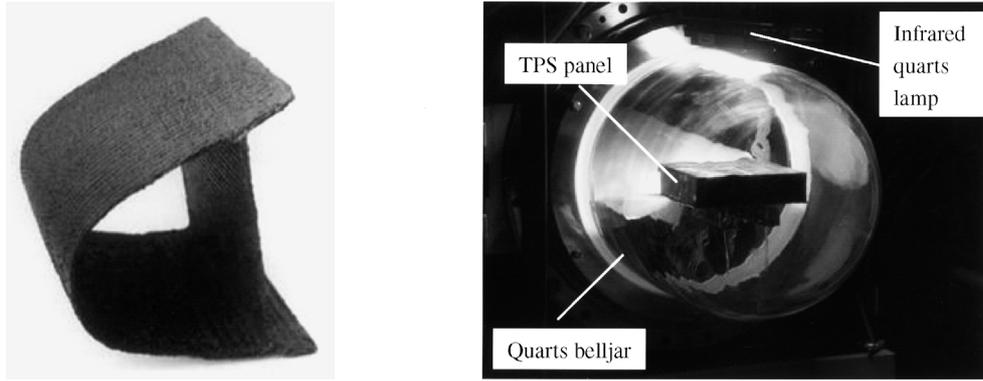
Fig. 5 Concept of a scramjet engine for a future space plane (ISTA/JAXA).

一般のジェットエンジンのように、酸化剤のかわりに空気を利用することもできる。このようなエンジンはエアブリーディング(空気吸い込み式)エンジンと呼ばれる[9]。スクラムジェットエンジンのようなエアブリーディングエンジンをを用いることで、ロケットに積み込む液体酸素の量を減らせるため、システム全体の重量を飛躍的に軽量化することが可能となる。

スクラムジェットエンジンの概念図を Fig. 5 に示す。スクラムジェットエンジンは、エンジンと機体が一体化しているのが大きな特徴である。このエンジンは、超音速～極超音速で使用されるため、排気側ばかりでなく、吸気側の温度も空力加熱によって著しく上昇する。そのため、エンジンのほぼ全体が耐熱材料で構成される必要がある。宇宙航空研究開発機構(JAXA)では、空気取り入れ口先端部(ストラットベーン)に、Fig. 5 に示すようなSiC系セラミックス複合材料であるチラノヘックスの適用を検討しており、基礎的な設計解析や、極超音速風洞による空力加熱試験等を実施している[10]。

6 3 4 宇宙往還機

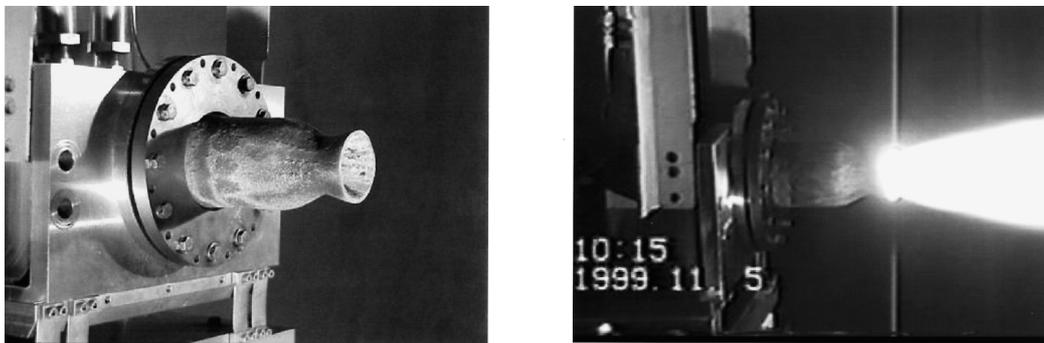
2003年2月に発生したコロムビアの事故は記憶に新しいところであるが、宇宙往還機では、大気圏再突入時の空力加熱から機体を防御するための熱防御システム(TPS; Thermal Protection System)が不可欠である。現在運用されている唯一の宇宙往還機であるスペースシャトルでは、C/C複合材料、多孔質セラミックタイル、可とう断熱材等のTSP材料が使用されている[11,12]。このうち、空力加熱による温度上昇が大きく、かつ空気力学性能の観点から形状変化を許されない部位として、機体先端のノーズコーン、翼先端のリーディングエッジ等がある。シャトルでは、これらの部位に耐酸化コーティングを施したC/C複合材料が適用されているが、本質的に耐酸化性に優れ、高い強度と損傷許容性を併せ持ったSiC系セラミックス複合材料の適用が期待されている。JAXAでは、民間企業と共同で開発したSiC/SiC複合材料(NUSK-CMC)を用いた耐熱舵面構造の研究を進めており、再突入環境下における耐熱性評価や各種試験、基礎的な設計評価等を実施している[13]。



(1) Trial product of leading edge (NUSK-CMC)

(2) Thermoelastic testing under vacuum for a NUSK-CMC TPS panel

Fig. 6 Thermal Protection System (TPS) for a future re-entry vehicle (ISTA/JAXA).



(1) Combustion chamber (NUSK-CMC)

(2) Combustion testing in progress

Fig. 7 Combustion chamber for Reaction Control System (RCS) thruster (ISTA/JAXA).

Fig. 6 (1) に NUSK-CMC 製リーディングエッジ試作品を示す。NUSK-CMC は三次元織物をプリフォームとするため、複雑・大型形状の部品を一体成形できることが特徴である。Fig. 6 (2) は試験研究の例で、NUSK-CMC 製の TPS パネル(箱形状、280 mm x 70 mm)に対して、真空中加熱環境下での熱弾性試験を実施している状況を示している。

6.4 姿勢制御用スラスタ

宇宙往還機や人工衛星には、宇宙空間における軌道制御および姿勢制御を目的としたロケットエンジン(スラスタ)が搭載される。ほとんどのスラスタは、燃料の貯蔵性や、システムの簡便性、軽量性、高信頼性などを考慮して、モノメチルヒドラジン(MMH)/四酸化窒素(NTO)などの自己着火型燃料系ロケットエンジンである。スラスタでは、燃料、構造および重量の制約から再生冷却ができず、燃焼器やノズルには必然的に超耐熱材料が要求される。現在最も多く用いられている材料はコバルト系耐熱合金(コロンビウム)である。燃焼ガスの温度は材料の使用限界温度以上なので、スラスタでは未燃焼の燃料を燃焼器内壁に噴射することによる壁面冷却(フィルム冷却)が行われる。

可能な限り耐熱性の高い材料を適用することによってフィルム冷却に使われる余分な燃料を低減することは、スラスタの性能向上に対して極めて有効であり、C/C 複合材料やセラミック系複合材料が次世代スラスタの有望な候補材料として期待されている。Fig. 7 は、JAXA と民間企業が共同で開発した NUSK-CMC 製のスラスタ用燃焼器で、MMH/NTO 燃料によるスラスタを用いて、推力 1.5 kN、燃焼圧 1 MPa、燃焼時間 30 秒、最高温度 1,500 の燃焼試験に成功している[14]。

6.5 おわりに

これまでに俯瞰してきたように、航空宇宙分野における SiC 系セラミックス複合材料適用の現状は、(1)実用化に向けて具体的な技術課題が明確になってきている航空機用ジェットエンジンシステムと、(2)具体的なシステムの姿が見えていない将来型宇宙輸送システムという、対局的フェーズがあることがわかる。いずれの適用分野においても、技術開発における重要課題は、優れた性能と機能、適正な製造コスト、信頼性、評価・設計技術の確立である。特に材料面から言えば、界面の長期安定性は、現状技術では全く不十分で、EBC の適用が不可欠となっている[15]。

界面層に対するブレイクスルー技術が見出されればEBCが不要となり、コスト低減と信頼性の向上を同時に実現できるため最も望ましい解決となる。高価なセラミックス繊維や界面/マトリクス形成プロセスが適用されているため、残念ながらコストの壁を克服することは容易でないが、エネルギー分野、環境保全分野、航空宇宙分野などの高付加価値の技術システム高度化に対してSiC系セラミックス複合材料が大きな貢献を果たすことを期待しつつ本稿のまとめとしたい。

参考文献

- [1] 夏村 匡, 船渡川治, 野嶋泰資, 村田裕茂: 石川島播磨技報 40 [2] (2000).
- [2] 荒木隆人, 鈴木宣行, 夏村 匡: 日本ガスタービン学会誌 30, 162 (2002).
- [3] 松田喜宏, 島田幸雄, 宮本裕晶, 井頭賢一郎, 松原剛, 秋川尚史: 第1回環境適合型次世代超音速推進システム国際シンポジウム予稿集(2002) p.16.
- [4] R.P. Jeffere *et al.*, ASME, 99-GT-351 (1999).
- [5] 野村茂昭: 日本航空宇宙学会誌 49 [568], 89 (2001).
- [6] K. Kusaka, A. Kumakawa, A. Niino, A. Konno, H. Aoki, E. Namura and M. Atsumi, ISTS 2000-a-39P, *Proc. 22nd International Symposium on Space Technology and Science* (2000).
- [7] M. Lacoste, *Extremes (SEP)* 33, 18 (1996).
- [8] R.I. Baumgartner and J.D. Elvin, AIAA 95-3531, AIAA (1995).
- [9] 杉山 弘, 新井隆景, 溝端一秀: 日本航空宇宙学会誌 49 [570], 159 (2001).
- [10] T. Morimoto, *Ceram. Sci. Eng. Proc.* 24 (2003), *in press*.
- [11] NASA report, *Current Technology for Thermal Protection Systems*, NASA CP 3157 (1992).
- [12] 紙田 徹: セラミックス 36, 835 (2001).
- [13] 石川隆司: セラミックス 36, 27 (2001).
- [14] T. Ishikawa, T. Ogasawara, K. Kusaka, M. Sato and M. Tadano, ISTS 2000-c-33, *Proc. 22nd International Symposium on Space Technology and Science* (2000).
- [15] 小笠原俊夫: セラミックス 38, 274 (2001).