宇宙往還機用 SiC/SiC 系セラミックス基複合材料の模擬環境暴露後の強度特性と模擬部品の製造及び評価

後藤 淳・戸梶恵郎*

川崎重工業(株)航空宇宙カンパニー, 504-8710 岐阜県各務原市川崎町 1

*岐阜大学工学部機械システム工学科, 501-1193 岐阜県岐阜市柳戸 1-1

Strength Evaluation after Environmental Exposure and Fabrication of Trial Parts in SiC/SiC Ceramic Matrix Composite for Space Re-Entry Vehicles

Jun GOTOH and Keiro TOKAJI*

Kawasaki Heavy Industries, Ltd., Aerospace Company, 1, Kawasaki-cho, Kakamigahara-shi 504-8710

*Department of Mechanical and Systems Engineering, Faculty of Engineering, Gifu University, 1-1, Yanagido, Gifu-shi 501-1193

Ceramic matrix composite (CMC), made by a processing technique using a polymer impregnation and pyrolysis method, was evaluated environmentally under thermal exposure. After thermal exposure simulating practical use in the future space vehicles, the material possessed approximately 80 to 90% of the strength at ambient temperature and showed no reduction in strength at a high temperature of 1673 K. Trial parts using the present CMC material were fabricated successfully to the shape of a TPS flat panel and a leading edge curved panel. Although the density of the trial parts increased with increasing densification cycle and slightly smaller than a flat panel, the integrity was confirmed by an ultrasonic NDI method. Furthermore, the trial parts had sufficient strength as a structural component and the strength and fracture morphology were predicted reasonably by a FEM analysis using the material data resulted from coupon size specimens. Therefore, it was concluded that the CMC material had potential as candidate of structural heat resistant material for space re-entry vehicles.

[Received April 18, 2002; Accepted July 11, 2002]

Key-words: Ceramic matrix composite, Thermal exposure, Mechanical properties, Fabrication process, Trial parts

1. 緒 言

近年、連続繊維により強化されたセラミックス基複合材料 (CMC) が、軽量及び高耐熱性などの優れた特性から、宇宙機の機体材料やエンジン用耐熱材料として盛んに研究されている¹⁾。宇宙機に関しては、米国のスペースシャトルと同様に、我が国でも地上と宇宙との往還技術の確立を目的とした試験機 (HOPE-X; H-II Orbiting Plane-Experimental) が開発されており、その開発アイテムである新材料の一つとして CMC が掲げられている^{2),3)}。その中で著者らは⁴⁾、2 次元繊維強化の SiC/SiC 系 CMC (以後、CMC と記す) について、大型平板構造用途に適した製造方法を提案するとともに、その基礎的な特性の評価を行い、耐熱材料として有望であることを示した。

本研究では、前報⁴⁾で報告した CMC を HOPE-X の表面耐熱部材へ適用することを想定して、(1) 使用模擬環境暴露前後の強度試験、(2) 実機仕様による模擬部品の試作と検査、及び (3) 試作部品に対する実機荷重を模擬した構造要素試験を行った。これらの結果に基づいて、HOPE-X で想定される使用環境における CMC の耐環境性や実機模擬部品の製造性について検討するとともに、試験片から得られた解析強度と試作部品の強度との比較から、実機部品への適用性について明らかにした。

2. 実験方法

2.1 模擬環境暴露前後の強度評価

HOPE-X 用耐熱部材として強度面から適用性を検討するために、使用環境を模擬した高温減圧環境中に CMC を暴露し、その暴露前後の強度を評価した。

2.1.1 模擬環境暴露

HOPE-X は宇宙との往還技術の確立を主目的とした技術試験機であり、大気圏への再突入時に過酷な空力加熱に曝され、

表面温度は 1273 K 以上の高温に達する。図 1 に HOPE-X 機体表面に配置する熱防御の候補材と CMC の適用想定部位を示す⁵⁾。高温側から見てみると、約 1573 K 以上の部位はカーボン/カーボン複合材料 (C/C)、それ以下の部位がセラミックタイル (CT) となっている。今回の CMC については、C/C との比較では低コストで信頼性に優れ、CT との比較では整備性を含めて再使用性に優れる特長を活かした適用を検討し、素材の特性から 1673 K までの使用を上限とした。その上限を考慮した想定部位としては、最高温となり C/C にて製造されることとなるノーズキャップや翼前縁の周辺境界部や、翼端のチップフィン前縁等が挙げられる。

これらの部位の最高温度到達時点の圧力は、大気静圧と動圧の総和として約 1 kPa であり、1 フライト中に最高温度近傍に曝される時間は約 16 min と想定される。強度的には、突入後の着陸前に負荷が最大となることから、環境暴露後の特性が最も重要となる。以上の HOPE-X に対する想定環境から定めた模擬環境暴露条件を図 2 に示す。大気中 1 kPa の圧力において 1673 K で 16 min の暴露を 1 cycle とし、試験片に対して計 5 cycle の暴露を実施した。これは 5 フライトを保証するとの要求に基づくものである。この暴露条件を満足するために大型減圧チャンパー付きの電気炉を製作した。内部体積約 2 m³ のチャンパー内の圧力は、排気用真空ポンプ前の電磁仕切弁と絞り機能を有する空気導入電磁弁の ON/OFF により制御される。そのチャンパー内に設置される電気炉は、炭化ケイ素製ヒーターを 12 本内蔵し、500 mm 角の開口部面積と 2 ゾーン制御による 300 mm 角×50 mmH の均熱域を有する。温度及び圧力は調節器によりそれぞれ±10 K、圧力を±133 Pa の範囲に制御され、実際の昇温及び降温速度は 70 K/min 及び 35 K/min であった。

Fig. 1. Thermal protection system and the considerable sections of applying CMCs in HOPE-X.

Fig. 2. Exposure conditions simulating requirements of CMC's parts in space reentry vehicles.

Table 1. Specifications of CMC Specimen

Items		Specifications
Fiber		UBE Tyranno ^R (Lox-M grade)
Matrix precursor		Polycarbosilane
Cloth	Textile	8 harness (2D)
	Ply number	8 ply
	Ply direction	Quasi-isotropic
Densification process	Method	Polymer impregnation & pyrolysis
	Number	5 cycles
Volume fraction of fiber Vf		55~60 vol%
Volume fraction of pore Vp		12 vol%
Bulk density		$2.2 \times 10^3 \text{ kgm}^{-3}$

2.1.2 供試材及び強度試験方法

用いたCMCの詳細を表1に示す。本CMCはプリプレグ化したSiC繊維8枚朱子織りクロスを積層したSiC/SiC系の材料である。強化繊維はSi-Ti-C-O系繊維（宇部興産製チラン纖維 Lox-M grade）であり、マトリックスは添加した β -SiC粉（イビデン製ベータランダム）とポリカルボシラン（日本カーボン製ニブシタイプSグレード）を焼成転化した非晶質なSiCからなる。本CMCに対しては特別な界面処理を施しておらず、その宇宙機用途としての耐久性を調査すること自体も本報の目的としている。なお、製造工程の概要は2.2.1項模擬部品の試作において述べる。

暴露前後の試験片に対する強度試験の内容、方法及び試験片数を表2に示す。強度試験として、引張、圧縮、曲げ、及び層間剪断（ILSS）試験を樹脂系繊維強化材料の米国試験規格（ASTM）に準拠して実施した。また、曲げ試験片に対しては、暴露前、暴露1 cycle及び5 cycle後に重量及び長手方向の寸法測定を実施した。

2.2 実機模擬部品の試作及び評価

実機部品の製造性及び評価を目的に、模擬部品の試作と検査、及び構造要素としての強度試験を行った。

Table 2. Items and Conditions of Mechanical Tests

Items	Specimen number			Methods (ASTM)
	As fab.	After exposure		
	RT	RT	1473K	
Tensile	5	3	—	D 638
Compressive	5	3	—	D 695
Bending	5	3	3	D 790
ILSS	5	3	—	D 3846

2.2.1 模擬部品の試作

試作対象として、翼前縁部品の取付け/点検用のために設置される平面状のアクセスパネルとチップフィンの前縁となる曲面部品（図3内に記載）を選択した。試作部品の製造方法⁴⁾は、織物へのSiC粉入り前駆体の含浸によるプリプレグの製造→型上へのプリプレグの積層→オートクレーブ内での加圧成形（温度：463 K、圧力：0.6 MPa、時間：3 h）→焼成によるマトリックス前駆体のセラミックス転化（温度：1573 K、圧力：

Ar 中 0.2 MPa, 時間: 1 h) → 前駆体の真空含浸・焼成による 5 回の緻密化処理 (焼成条件は初回転化時と同じ) からなる。なお、形態やサイズ等は試作結果において詳しく述べる。実機部品では表面の平滑性が要求されることから、積層治具への積層面を部品表面となるように配慮し、曲面部品の場合には凹表面の型治具に積層した。更に、電着ダイヤモンド工具を利用した機械加工によって最終の形状加工 (外周トリム及び取付け穴加工) を行った。

実機への適用に対して、製造工程及び最終部品の健全性の評価は不可欠であるので、製造した平面模擬部品について緻密化工程中の密度変化、板厚測定、及び非破壊検査を実施した。非破壊検査の方法として、前報⁴⁾で本 CMC に対して有効であることが確認された周波数 1 MHz の超音波透過方式を採用した。検査結果を強度試験片の採取用に製造した単純平板のデータと比較することにより、試作部品の健全性を評価した。

2.2.2 強度試験

部品としての最終的な成立性を検討するために、構造要素としての模擬部品に対する強度試験と試験片により求めた強度に基づく有限要素法 (NASTRAN) による応力解析との比較を行った。両部品の強度試験方法を図 3 に示す。アクセスパネルを模擬した平面パネルの場合、表面と裏面の差圧が最大となる条件を模擬するために、部品を皿頭ファスナによって金属製ポストにネジ止めした状態で、内部からエアバックにより圧力を負荷した。また、平面パネルには強度試験前に、図 2 に示した条件を 5 cycle 暴露した。一方、チップフィン前縁を模擬した曲面パネルの場合、飛行時の気流による負荷状態を模擬するため、パネルの外弦側裏面にゴムパッドを介して負荷ロードによって引張荷重を負荷した。曲面パネルには、暴露装置の寸法上の制約から環境暴露は行っていない。

上述の強度試験とともに、実機の負荷条件とクーボン試験片の強度に基づいた有限要素法 (NASTRAN) による応力解析を実施した。両部品とも固定支持の条件下で、平面パネルではパネル単独、曲面パネルでは取付け金具を含めた状態で解析を行った。得られた解析結果と強度試験結果との比較により両模擬部品の健全性を評価した。

3. 実験結果及び考察

3.1 模擬環境暴露前後の強度

全試験の模擬環境暴露前後における強度及び初期弾性率を表 3 に示す。表 3 には比較のために、同様な繊維織物を使用し化学気相充填法 (CVI) により製造された各種 CMC の強度特性^{6),7)}を括弧書きにて併記した。室温及び高温強度について

の考察を以下に記述する。

3.1.1 室温強度と界面特性

CVI 法による CMC との室温強度の比較より、引張強度及び曲げ強度が若干低く、圧縮強度が同等、ILSS (54 MPa) が高いことが分かる。特に ILSS は先行材料である C/C⁸⁾と比較しても高く、構造設計における自由度を高め、製造時の層間割れ等の不具合抑制に寄与する。この点を検討するために界面近傍の詳細な観察を行った。透過型電子顕微鏡 (TEM) による組織観察結果及びエネルギー分散型 X 線分光分析 (EDS) による元素分析結果を図 4 及び図 5 に示す。繊維とマトリックスの境界は明確ではないが、数 nm 程度の界面層が存在することが分かる (図 4(b))。この領域では繊維の構成元素である Ti がわずかに検出されたことから、繊維とマトリックスの界面で拡散、もしくは反応が生じたものと考えられる。この層の形成に

Fig. 3. Schematic side view diagrams of mechanical test of (a) flat and (b) curved CMC's trial parts. The configurations of CMC parts can be seen in Fig. 8 and Fig. 9.

Table 3. Results of Mechanical Tests before and after Thermal Exposure of 5 Cycles under the Conditions of 1673 K in Temperature, 1 kPa in Air Pressure and 16 min. in Holding time. These Values with Asterisk (*) are the Data of the CMCs Fabricated by Chemical Vapor Infiltration Method^{6),7)}

Test items	As. fabrication		After exposure			
	RT		RT		1673K	
	Strength /MPa	Modulus /GPa	Strength /MPa	Modulus /GPa	Strength /MPa	Modulus /GPa
Tensile	200 (215-340)*	134 (140-210)*	161	128	-	-
Compressive	554 (502)*	139 (145)*	486	132	-	-
Bending	363 (450-550)*	117	316	110	372	70
ILSS	54 (30-48)*	-	48	-	-	-

Fig. 4. TEM images of the fiber/matrix interface of the $\text{SiC}_f/\text{SiC}_m$ composite with a) low magnification and b) high magnification. Observation points of EDS analysis in Fig. 4. are shown in a) with asterisk.

Fig. 5. EDS analysis results of a) point 1 (fiber), b) point 2 (fiber/matrix interface) and c) point 3 (matrix) in Fig. 3. a).

よって界面の結合力が高くなり、結果としてCVI法によるCMCよりも高いILSSになったものと考えられる。ただし、本材料の場合には前報⁴⁾で示したとおり、面内の破壊靱性値が約 $10 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ と低いのでこの相反する特性に設計上注意が必要である。なお界面層では、繊維やマトリックスと比較して、C濃度が高いことも確認された(図5(b))。これはクロス購入時に繊維表面に塗布されている微量のサイジング樹脂の残炭、あるいは製造工程における繊維内の余剰カーボン分の拡散^{9),10)}などによるものと考えられる。

3.1.2 環境暴露による強度変化

暴露後の強度は暴露前に比べて約2割の強度低下を示すが、暴露後再高温での強度は低下しない。図6に曲げ試験片の暴露時間に対する重量及び寸法変化を、図7に暴露前後の引張試験片の破面を示す。5回の環境暴露により0.5%程度の寸法減少を示す。また、破面観察では、暴露前の試験片の破面には繊維の引抜けが比較的多く認められるが、暴露後の破面ではほとんど認められず、脆性的な破壊形態を示していることが分かる。Okamuraらは、本供試材のCMCの製造に使用したSi-Ti-C-O繊維及びマトリックス前駆体と同じポリカルボシランから成るSi-C-O繊維では、大気中での高温暴露により $\text{SiO}(\text{g})$ や $\text{CO}(\text{g})$ の離脱を伴う熱分解が起こり、その結果として大きく強度劣化すること、及び繊維表面での酸化膜の形成が熱分解を防ぎ強度劣化を抑制することを明らかにしている^{11)~13)}。本研究の高温暴露は減圧下で行われているので酸化膜が形成され難いことから、分解ガス放出による熱分解が生じたことが推測さ

Fig. 6. Changing ratio of weight (●) and size (▲) with total thermal exposure time in bending strength specimens.

れる。したがって、高温減圧暴露による強度低下は、CMCを構成する非晶質な繊維及びマトリックスの熱分解による脆化によるものと考えられる。

以上のように、本CMCは高温暴露によって強度低下を生ずるものの、依然として8割の強度を維持することから、実機構造材料として満足すべき特性を有すると言える。ただし、高温減圧暴露により寸法変化を示すことから、実機使用時にはその変化を許容する取付様式を検討する必要がある。

3.2 模擬部品の試作及び評価

3.2.1 模擬部品の状況

試作された両部品の外観写真を図 8 及び図 9 に示す。両者の

Fig. 7. Fracture surface observations of tensile test specimens a) before and b) after thermal exposure.

Fig. 8. CMC's flat panel like a TPS panel.

Fig. 9. CMC's curved panel like a tipfin leading edge.

概寸は縦横（曲面は高さも）約250 mm である。両部品の機体装着は、1/4in 径の皿頭ファスナによって行うことが想定されており、部品は皿穴加工をするために必要な部分をパッドアップ（＝プリプレグの積層数を増やすこと）により増厚されている。例えば平面パネルの場合、パッドアップ部（16 Ply）以外はすべて8 Ply であり、型面（＝表面側）4 Ply、その上にパッドアップ部のみ8 Ply、その上を覆うように更に4 Ply を積層している。なお、プリプレグの積層単位を最小4 Ply とし積層方向（0/90°と±45°）を規定することにより、特性を疑似等方的に扱うことができるように配慮している。また平面パネルには、隣のパネルとの重ね部となるジョグルも設けられている。最終の機械加工を含めて、外観上は両部品ともに所望の形状に精度良く成形されている。

3.2.2 製造工程中の密度及び板厚変化

試作部品の製造工程での健全性を評価するために、平面パネルに対して密度測定、板厚測定を行った。緻密化工程中の密度変化を強度試験に供した8 Ply 積層の単純平板と比較して図10に示す。模擬部品の密度変化は単純平板の変化と同様の傾向を示し、緻密化回数の増加に伴い密度が増加しているが、平板より試作部品の密度は全体的にやや低い。次に、平面パネルの板厚測定結果を単純平板の板厚と比較して表4に示す。複合材料の設計には、普通1 Ply 当たりの公称板厚が使用され、本CMC の場合は多数の単純平板のデータから公称板厚を0.235 mm/Ply と設定している。部品全体の板厚測定の結果から、公称板厚よりも若干部品全体が厚く製造されていることが分かる。特に、パッドアップに周囲を囲まれたスキン部（場所3）

Fig. 10. Changes in bulk density with densification cycle in flat specimens (●) and trial part (▲).

Table 4. Results on Thickness Measurement of Trial Flat Panels. Nominal Thickness is Decided 0.235 mm/ply by the Large Number of Sampling Test on Flat Specimens (Right Figure Shows Illustration about Measuring Points of Thickness on Trial Flat Panel)

Measuring point data			Average thickness /mm	Nominal thickness /mm	Difference /mm
Point No.	Sampling No.	Prepreg ply No.			
1	3	8	2.028	1.880	0.148
2	3	8	1.882	1.880	0.002
3	5	8	2.069	1.880	0.189
4	8	16	3.875	3.760	0.115

Fig. 11. Ultrasonic NDI results with 1 MHz on a CMC's flat panel after (a) D2 and (b) D3 in densification process. Darker section as compared with indicator means to be filled with matrix insufficiently.

Fig. 12. Modification of laminated prepregs in padup section of a flat panel (a) before and (b) after forming process in an autoclave with the conditions of 463 K in temperature and 0.6 MPa in forming pressure. A continuous line indicates prepregs of 2 ply in this figure.

においてその傾向が強い。前述の単純平板と模擬部品の密度差も、この板厚差に起因するものと考えられる。設計データは単純平板から得られるので、製造部品における板厚増加は繊維含有率の減少や内部ポイド率の増加につながり、設計的に危険側の現象であるから、後述の試作部品の構造強度試験によって板厚増加の影響を評価しておく必要がある。

3.2.3 模擬部品の非破壊検査

部品の製造工程評価の最後として、緻密化工程の2回 (D2) 及び5回 (D5: 最終) の状態に対して実施した非破壊検査の結果を図11に示す。図では超音波の通りが良い部分が白く、悪い部分が黒く示されており、欠陥の判別は超音波が不透過となるように供試体に張り付けたインジケータ (鉛板) を示す色との相違によって行った。D2後の部品では、インジケータよりも色が濃い部分が板厚の厚いパッドアップ部、及びパッドアップ部から一般部への板厚が変化するスロープの部分に集中している。透過式であるため、絶対量としてポイドを多く含む厚板部の透過率が低いことは明らかであるが、スロープ部分は緻密化が十分に進んでいないものと危険側に判断すべきである。図12に成形時の板厚収縮に伴うパッドアップ部の断面の変化 (模式図) を示す。部品の板厚は、オートクレーブによる加圧・加熱成形時にほぼ決まるが、その前のプリプレグ積層直後の状態から、成形時に SiC 粉を含む余剰前駆体のブリードや脱揮等により大幅な板厚減少を生ずる。単純平板では問題とならないこの収縮は、積層枚数や形状の変化を有する部品の場合、その変化領域 (今回の平板部品ではスロープ部) において繊維クロスの余り (浮き) を生じやすい。また、もともとこのスロープ部には増厚用に余分に積層されているプリプレグの端部がある。したがって、このスロープ部はマトリックス不足の欠陥部となりやすいものと推測される。しかし、これらのD2

後時点での濃色部も最終のD5後の状態では、D2後の3回の緻密化によって健全と判断される (=インジケータよりも明色部になる) まで内部ポイドが埋められていることが分かる。以上から、厚肉で板厚が部品内で変化する形状品に対する本研究結果と前報⁴⁾の8 Plyの単純平板に対する結果を合わせて、超音波透過式の非破壊検査法がプリプレグ積層方式のCMCに対して有効な手法となりうることが分かった。

3.3 模擬部品の強度評価

両部品のFEMによる応力解析結果と実験結果を表5に示す。両部品ともに最終破壊形態は、事前の解析により負荷点周りの曲げ破壊と予想されたので、表3の曲げ強度に基づいて、両部品の破壊荷重はそれぞれ65 kPa (エアバック内の圧力) 及び4.6 kN (引張ロッドの荷重) と推定された。これらの解析値と比較して、最終破壊時の負荷レベルは、曲面パネルの場合はほぼ同等 (4.1 kN) であるのに対して、平面パネルの場合は8割程度高い値 (117 kN) を示した。本解析には、ばらつき等を考慮した設計許容値ではなく、平均値を入力データとして用いているため、曲面パネルの場合のように実際の強度レベルが若干低い値を示したことは理解できる。一方、固定支持下で解析された平面パネルの場合、実際の強度試験では低剛性の取付け部 (金属ファスナやポスト) においてたわみが発生し回転拘束が緩和され、応力集中の軽減等により負荷が緩和されたと考えられる。これによって、解析値よりも高い圧力まで耐荷したと思われる。

以上の結果から、本CMCによる模擬部品は、試験片よりも若干密度が低く製造されたものの、非破壊検査により内部欠陥がないもの評価され、破壊試験において強度解析データと同等以上の強度を示したことから、構造要素としても成立性があることが分かった。

Table 5. Comparison of the Results of FEM Analysis and Mechanical Test on CMC's Trial Parts

Test articles		Flat panel(after exposure)		Curved panel	
Result items		Analysis	Test	Analysis	Test
Fracture test	Loading value	65kPa (Air bag)	117kPa (Air bag)	4.6kN (Tension rod)	4.1kN (Tension rod)
	Stress level	316MPa(Article)	—	363MPa(Article)	—
	Fracture aspects	Bending around the attachment hole	as same as analysis	Bending around the attachment hole	as sameas analysis

4. 結 言

本報では、大型平板構造部品に適した製造法⁴⁾による SiC/SiC 系 CMC について、宇宙往還機での想定使用条件に基づいた環境暴露前後の強度評価、模擬部品の試作と検査、及び試作部品の構造強度試験を行い、得られた結果に基づいて HOPE-X の表面耐熱部材としての適用性について検討した。本研究で得られた結論は以下のとおりである。

(1) HOPE-X の再突入時における減圧高温状態を模擬した環境暴露後も、製造のままの状態（暴露前）の 8 割以上の強度を維持した。また、暴露後の再高温試験では強度劣化を示さなかった。

(2) 本研究で用いた製造方法により実機部品を想定した平面及び曲面パネルの試作を行い、所定形状の模擬部品の製造が可能であることが確認された。

(3) 模擬部品の密度は緻密化工程の増加に伴って増加したが、単純平板よりやや低く、また板厚も公称板厚よりも若干厚く製造された。

(4) 超音波透過式による非破壊検査によって、板厚分布を持つ模擬部品の健全性が評価できた。

(5) 試作部品が十分な強度を有すること、またその破壊形態や強度が有限要素解析によりほぼ適切に予測できることを示した。

謝 辞 最後に、本報の内容の大部分は、宇宙開発事業団との委託契約内の業務にて得られた成果であり、開発・研究の機会を与えて頂いたことに謝意を表する。

文 献

1) Nishio, K., Igashira, K., Take, K. and Suemitsu, T., *Trans*

- ASME, 121, 12-17 (1999).
- 2) Kawachiyama, J., "Dai 37 Kai Koukai Kenkyu Happyokai Maezurishu," National Aerospace Laboratory (1999) pp. 28-31 [in Japanese].
- 3) Yamanaka, T., Proc. 9th on Ultra High Temperature Materials '99 in Tajimi (1999) pp. 49-59 [in Japanese].
- 4) Gotoh, J. and Tokaji, K., *Trans. Japan Soc. Mech. Eng.*, A, 67, 1825-32 (2001) [in Japanese].
- 5) Kochiyama, J., Takatsuka, H., Funo, Y., Masaoka, Y., Takanashi, J., Ishikawa, Y., Morito, T., Izumi, T., Wakamatsu, I., Matsuda, M., Tomita, H., Miho, K., Nakano, E., Chiba, T., Kobayashi, T., Fukui, T., Hayashi, Y., Hara, Aoki, Y., Kanno, T. and Ishimoto, S., "Proc. HYFLEX/HOPE Symposium, NAL/NASDA HOPE Joint Team (1996) pp. 10-16 [in Japanese].
- 6) Muhlrazer, A. and Leuchs, M., "Proc. of 4th International Conference on High Temperature Ceramic Matrix Composites, WILEY-VCH, Weinheim, Germany (2001) pp. 288-97.
- 7) "Technical Data of Enhanced Ceramic Grade NicalonTM/SiC (Plain Weave Fabric), Allied Signal Composites (2000).
- 8) Noguchi, Y., Aoki, Y. and Tanamura, T., "Proc. 41th JSASS/JSME Structures Conference," Japan Soc. Aeronautical Space Science (1999) pp. 273-76 [in Japanese].
- 9) Ishikawa, T., Kajii, K., Matsunaga, K., Hogomi, T. and Kohtoku, Y., *J. Mater. Sci.*, 30, 6218-22 (1995).
- 10) Drissi-Habti, M., Despres, J. F., Nakano, K., Hatta, H. and Ishikawa, T., "Proc. of 3rd International Conference on High Temperature Ceramic Matrix Composites, Trans Tech Publications, Switzerland (1999) pp. 189-92.
- 11) Kakimoto, T., Shimoo, T. and Okamura, K., *J. Ceram. Soc. Japan*, 102, 482-87 (1994) [in Japanese].
- 12) Shimoo, T., Tsukada, I., Narisawa, M., Seguchi, T. and Okamura, K., *J. Ceram. Soc. Japan*, 105, 559-63 (1997).
- 13) Yamaoka, H., Shibuya, M., Kumagawa, K. and Okamura, K., *J. Ceram. Soc. Japan*, 109, 217-21 (2001) [in Japanese].