熱応力緩和型 ZrO_2/Ni 系傾斜機能材料の再生冷却燃焼器への適用に関する研究 (その1)^{*1}部分 FGM 型 ZrO_2/Ni 電鍍燃焼器の耐久性試験A Study on the Thermal-Stress Relief Type ZrO_2/Ni Functionally Graded Materials for Regeneratively Cooled Thrust Engine Applications (Part 1)Durability Test of the Partial FGM Chamber Made of ZrO_2/Ni Electro-Formed Method黒田 行郎^{**}・日下 和夫^{**}

Yukio KURODA, Kazuo KUSAKA,

毛呂 明夫^{**}・青木 由雄^{**}

Akio MORO, Yoshio AOKI,

新野 正之^{**}・三木 陽一郎^{**}

Masayuki NUNO, Yoichiro MIKI,

川又 善博^{**}・今野 彰^{**}

Yoshihiro KAWAMATA, Akira KONNO,

河内山 治朗^{**}

and Jirou KOUCHIYAMA

Key Words: Reusable, Propellant, Functionally Graded Materials, Thrust Engine, Ceramic Coating

Abstract

The reusable regeneratively cooled thrust engine is a candidate for the orbital maneuvering system (OMS) engine of H-II orbiting plane. The high performance thrust chamber, however, coupled with extended reuse requirements impose difficult cooling requirements particularly at throat region. To meet the cooling and life enhance requirements, the inner wall of the thrust chamber are fabricated with thermal barrier, such as ceramic coating. However, the main drawback to the use of these ceramic coatings are the delamination between the ceramic side and the metal one during repeated thermal heat load. One promising method of improving adhesion of the ceramic coating to the metal wall in the thrust chamber is to apply the functionally graded materials (FGM) composed of ZrO_2 and nickel. The FGM chamber consists of different materials components of ZrO_2 and Ni with sequential variation of characteristics from one side of ZrO_2 to the other side of nickel. In this study, the long firing tests and the durability tests of the regeneratively cooled 1,200 N

thrust engine composed of ZrO_2/Ni FGM were conducted with nitrogen tetroxide (NTO)/monomethyl hydrazine (MMH) propellant. The film cooling fraction were reduced to 0% to obtain high performance. An optical multichannel analyzer was used to acquire the exhaust plume spectral data in the firing test. A total of 260 firing tests were performed to evaluate the performance of the engine and to obtain thermal data, and also to inspect the damage of the thermal barrier coatings by using the Replica method.

記 号

 C^* : 特性排気速度 [m/s] D_{th} : 燃焼室スロート径 [mm]

F: 燃料

L: 燃焼器スロート部からの距離

 L_x : 材料の厚み [mm]

MR: 酸化剤と燃料の混合比

O: 酸化剤

 P_c : 燃焼圧 [MPa] q_c : 熱流束 [MW/m²] Q_c : 総吸熱量 [KW] t : 燃焼時間 [s] T_{bi} : 燃焼器遮熱コーティング材の第3層から第4

^{*1} 平成7年10月31日、第39回宇宙科学技術連合講演会で発表。平成9年5月22日原稿受理

^{**} 航空宇宙技術研究所角田宇宙推進技術研究センター

^{**} 航空宇宙技術研究所

^{**} 三菱重工業(株)

^{**} 宇宙開発事業団

層間の温度 [K]

 T_{12} : 燃焼器遮熱コーティング材の第4層から第5層間の温度 [K] T_{C1F} : 再生冷却入口温度 [K] T_{C2F} : 再生冷却出口温度 [K] T_g : 燃焼ガス温度 [K] T_F : 燃料噴射器温度 [K] T_{2A} : 燃焼器外壁温度の最高値 $T_{T1,2}$: 燃焼器スロート温度 [K] T_{WC} : 再生冷却の壁面温度 [K] T_{W1} : 燃焼器遮熱コーティング材の第1層から第2層間の温度 [K] X : 加熱側からの距離 [mm] ΔT : 再生冷却出口温度と入口温度の差 [K] ηC^* : C^* 効率 [%]

1. はじめに

次世代のH-IIロケット打上げ型有翼回収機(HOPE)及び宇宙往還機等の軌道制御用エンジンとして、燃料にモノメチルヒドラジン(MMH)を、酸化剤に四酸化二窒素(NTO)を用いた再使用型二液式エンジンが検討されている。スペースプレーン等の高性能な再使用型エンジンを実現するには、燃焼器に用いる材料に関して従来の材料に比べてより高い耐熱性と耐久性が要求されており、新たな耐熱材料の開発が切望されている。このような背景において、新しい超耐熱材料としての傾斜機能材料(Functionally Graded Materials: FGM)が提案され、FGMの開発・研究に関するプロジェクト「熱応力緩和のための傾斜機能材料の基盤技術の研究」により、宇宙往還機の部材として要求される再使用型超耐熱材料の開発が進められてきた¹⁾。同プロジェクトにおいて、これまでに金属/セラミックス系耐熱傾斜機能部材で想定される熱負荷を模擬するために、ガスバーナー加熱による基礎試験を実施し、円盤形状の試験片に対して定常加熱試験により導熱性・耐熱性を評価して、バーナー加熱環境下における破壊発生条件の検討を行った²⁾。バーナー加熱試験やレーザー照射による熱衝撃試験では、 ZrO_2/Ni 系FGMの高温における耐久性の優れた結果が示されたり、そのため、基礎試験と同組成のコーティング材料を用いた燃焼器を製作し、燃焼器形状における実環境評価試験を行って燃焼器内壁面の急激な加熱に対する熱衝撃、過渡的な熱負荷を含む定常加熱、及びその繰返しによる熱疲労等に対する耐熱特性を評価し、同燃焼器が要求されるペイロードの確保について本試験で検証した。ヒドラジン類を冷却燃料とする再生冷却エンジンは、再生冷却用の燃料

への過大な入熱を抑えるため一般にフィルム冷却を併用しているが、これにより性能の低下が伴うため小型の高性能エンジンを開発する上でフィルム冷却量をいかに少なくするかが重要な問題となっている。しかしながら、性能向上を目指せば燃焼器内部の温度上昇が伴うため採用した燃焼器材料の許容温度で達成可能な性能が制約される³⁾。従来の燃焼器材料として銅(Cu)やニッケル(Ni)等の材料を用いた場合には、これらの材料の熱伝導率が高いため吸熱量を小さくするのに再生冷却の流量を多くしたり、燃焼器の内厚を厚くするためエンジン性能低下と重量の増加が伴い実機型の燃焼器としては適さない。そこで、この問題を回避するために燃焼器内面に耐熱・耐食性材料で導熱性の高いジルコニア(ZrO_2)コーティングを施すことが検討されたが、 ZrO_2 の母材である高純性・高熱伝導性金属との密着力が小さいため、金属と ZrO_2 の接合界面における破壊の問題が生じた⁴⁾。そのため、その間の組成分布を連続的に変化させ、熱伝導率が燃焼ガス側で小さく冷却液側で大きくなるように ZrO_2 の耐熱材から冷却側の金属への材料組成を連続的に変えてその遮蔽効果を高めて接合界面の破壊を回避するFGMを燃焼器の遮熱コーティングに用いる検討を行った。試作した燃焼器では、燃焼器の加熱部には熱伝導率の小さい ZrO_2 をNiと混在させ、燃焼器内壁面から冷却部近傍までの間で ZrO_2 の組成割合を変化させることにより断熱性と機械強度を高める効果の両立を狙った。また、母材のNi基材との緻密化を計るため、FGM層は母材と同製法の共析電鍍法を用いて製作した。しかし、共析電鍍法ではセラミックス100%から金属へ連続的に組成を変化させた完全形状のFGMの合成が困難であったため、本試験で用いた燃焼器ではセラミックスと金属の混在の割合を内側層から外側層に徐々に変化させた傾斜機能材料を燃焼器の内壁と外壁の間に挟み込んだ構造とした。本報告では、一次試作の推力1200 N級の部分FGM型 ZrO_2/Ni 電鍍燃焼器の地上レベルでの長秒時を含む性能確認試験及び耐久性試験について述べる。

2. 傾斜機能材料

2.1 熱応力緩和効果 一般にセラミックス材と金属材料から構成される不均質材料を1000 K以上の温度差のある燃焼器コーティング材に用いる場合に、その最大の問題は界面の存在であり、界面における熱膨張の違いをはじめとする物性値の大きな差が材料の製造・使用時の制約条件となるケースが多い。即ち、不均質材料の製造時における高温から室温への温度履歴や、使用時において材料の表裏にわたる大きな温度差

差は材料内部に過大な熱応力を生じ、多くの場合材料の破壊につながる。このように、熱応力の抑制が不均質超耐熱材料開発上の重要な問題となっている。傾斜機能材料の最大の利点は、不均質材料で生じた熱応力を構成要素を連続的に制御することによって緩和できる点にある⁷⁾。傾斜機能材料の概念を第1図(a)に示す。数千度の高温ガスに接する面にはセラミックスを配して耐熱性を与え、冷却面には金属材料を配して熱伝導性と機械的強度を与え、その間の組成を分布、組織及び空孔率を制御することにより熱応力を緩和させ、大きな温度差にも耐える材料を創製するものである。

2.2 定常熱伝導状態における熱応力モデル 表裏に大きな温度落差を有する無限平板において、定常熱伝導方程式、2成分A、Bの濃度分布関数および物性値分布関数を定義する。ただし傾斜機能材料内の物性値は各成分の混合平均則で決める。このような条件のもとで板厚内での濃度分布を種々変化させ、傾斜機能材料内での発生熱応力の最小条件を探った結果、成分A、Bの組合わせにより熱応力を最小にする最適の

第1図(a) 傾斜機能材料の概念

第1図(b) PSZ/Ni系FGMの設計例

濃度分布が存在することが分った。第1図(a)にはPSZ ($\text{ZrO}_2\text{-8 mol\% Y}_2\text{O}_3$)/Niの組合わせでさらに熱応力を減少させるには第3成分として高強度成分あるいはマイクロボアを含む低ヤング率成分を熱応力分布に合せて添付することも有効である。その一例を第1図(b)に示す。第1図(b)は、厚み2mmのFGM層に対してPSZとNi成分の組合わせで接合界面の熱応力を最小にした設計例である。設計の加熱条件は高温部が1600 K、低温部が800 Kである。プラズマ溶射法により製作したPSZ/Ni系FGMはこのケースに当たると考えられる。

3. 供 試 体

共析電鍍法により製作した燃焼器の主要諸元と概略図をそれぞれ第1表と第2図に、燃焼器をスタンドに取付けた状況を第3図に示す。熱負荷の最も大きいスロート部では、冷却溝の径は0.9 mm、燃焼器平行部では2 mmである。また、燃焼器には核沸騰における泡の離脱を速やかに行うために、冷却溝内部にフィン設ける形状とした。第4図に、遮熱コーティング層の材料構成を、第2表にその材料組成を示す。第4図の第2層及び第3層は、燃焼器内壁面の第1層と第4層のFGMとの接合層である。第4層のFGMは、厚みが100 μm (設計値)で、 ZrO_2 含有率は加熱側から

第1表 燃焼器の主要諸元

Propellants	NTO/MMH
Engine thrust (sea level)	1200 N
Combustion chamber pressure	1.0 MPa
Nominal mixture ratio	1.65
Film cooling ratio	0%
Injector element	Unlike Quadlet
Nozzle throat diameter	28 mm
Nozzle area ratio	11.3 : 1
Slotted cooling channels	30

第2図 燃焼器の概略図

第2表 燃焼器遮熱コーティング層の材料組成

Items	No. 1	2	3	4	5
FGM/N-FGM	N-FGM	N-FGM	N-FGM	FGM	N-FGM
Materials	ZrO_2 - 8 mol% Y_2O_3	Mo/Ni/ Cr/Ni	ZrO_2 (24.5%)/ Ni (75.5%)	ZrO_2/Ni	Ni
Thickness (μm)	350	900	500	100	150~2150
Fabrication method	PS	LPPS	EF	EF	EF

N-FGM: non-FGM, LPPS: low pressure plasma spray, EF: electro-forming, PS: plasma spray.

第3図 燃焼器をスタンドへ取付けた状況写真

第5図 FGM断面状況と ZrO_2 組成分布状況

第4図 燃焼器の材料構成

冷却側にかけて 24.5% から 0% に連続的に変化させ製作した。第5図に、共析電鍍法により製作した平板形状の試料の FGM 断面状況と ZrO_2 組成分布状況を示す。第5図では、 ZrO_2 の含有率がほぼ連続的に変化している様子が判る。燃焼器内部では、スロート部が最も熱負荷が高いので、スロート部の内壁面の温度上昇を抑えるためスロート部の Ni 電鍍層厚みは燃焼器平行部や収縮部等と比べて薄くする必要がある。そのため、第5層の Ni 電鍍層厚みは、スロート部と平行部でそれぞれ 1500 μm と 2150 μm に設定した。第6図に、燃焼器の長手方向に対して求めた各部の温度と

第6図 燃焼器遮熱コーティング層の各位置における温度と熱負荷の計算結果

熱負荷 q_c の計算結果を示す。計算では、冷却溝内の冷却液温は核沸騰領域とするため、 $T_{wc}=479\text{ K}$ 一定とした。スロート部の熱負荷は、平行部の 8 倍程度である。

4. 試験設備と試験方法

燃焼試験は 10 L 低圧室に設置した推力 2000 N 級

第7図 分光計測の測定概略図

の推力スタンド及び推進薬供給装置を用いて大気圧下で行った。供給系の最大供給圧力は7 MPa、最大推進薬流量は466 cm³/sで、燃焼圧 $P_c=1.0$ MPa、混合比 $MR=1.65$ では300秒の連続燃焼が可能である。流量測定にはタービン式流量計を用いた。流量計の校正係数は、試験前に実液による“インブレース”“END-TO-END”校正²⁾を行い、各流量計の校正係数を定めた。流量測定系の校正精度は、ノミナル流量値の $\pm 0.3\%$ である。燃料MMHの場合には、高空性能試験でも燃焼着火時に振動燃焼が生じ難いので³⁾、試験では燃焼器の安全性を考慮して、噴射器部の噴流衝突点でのタイミングは燃料MMHリードに設定した。試験に用いたUnlike quadlet (2 on 2)型の噴射器は、Unlike doublet型の噴射器に比べて混合比依存性が少なかったが、有意な依存性が認められたので耐久性試験では混合比を設計点の1.65一定とした。長秒時試験では、ノズルスロート部の平衡温度は燃焼条件によっては燃焼時間が最大20秒を要したため、燃焼時間は100秒に設定した。耐久性試験での燃焼回数は、本実験の実証機のHOPE推進系の使用回数(設計値)が130回であったので、安全率2倍を考慮して総計260回に設定した。耐久性試験での燃焼時間は、ノズルスロート部の温度がほぼ定常に達する10秒に定めた。また、耐久性試験に用いた性能評価パラメータは C^* を用いた。スロート部は、損傷が進行しスロート径が変わることが考えられたので、 C^* の重要なパラメータの一つであるノズルスロート径の測定は燃焼開始時に毎回行った。流量測定、及びノズルスロート径、圧力測定の誤差要因を考慮すると C^* の測定精度は、 $\pm 0.47\%$ である。燃焼器の冷却溝でパージアウトが生じた場合の緊急の安全性の対応策として、放射温度計で燃焼器の外壁を監視した。データ処

理に際しては、1秒間に取得した50個のデータの平均値をもって性能の評価を行った。試験時には、遅熱コーティング部の損傷をリアルタイムで監視するため、燃焼生成物の分光計測を行った。また耐久性試験では、非破壊検査法として、レプリカ法を用いて遅熱コーティング層の損傷評価を行い、切断後の検査結果と比較した。第7図に分光計測の概略図を示す。検出器のフォトダイオード・アレイは、紫外線から近赤外線の特長波長のスペクトルを512点のデータとして測定する。分光器の分解能は1.6~1.7 nmである。光ファイバーの総写光角は23°で、その先端は燃焼器出口より下流側5 cm、燃焼器中心軸より40 cmの位置に設定し、エンジンから計測器までを特設の70 m光ファイバーで接続した。

5. 試験結果と考察

5.1 長秒時における性能確認試験および耐久性試験 第8図は、燃焼器スロート温度 T_{TH} 及び再生冷却出口温度 T_{COF} と燃料噴射器温度 T_{IP} の混合比 MR による変化を示す。フィルム冷却量 F_c を0%としたためスロート部温度 T_{TH} は MR により変化する傾向がある。 MR が大きくなると燃料流量の減少により再生冷却に伴うスロート部の温度上昇は大きくなる。 T_{IP} が T_{COF} よりわずかに高いのは噴射器部で発生した高温の燃焼ガスによる熱が噴射器マニホールドに伝導したためと推測される。 T_{IP} と T_{COF} の温度差はほぼ一定であり噴射器部の温度上昇はわずかであったため、長秒時試験が可能と判断した。第9図は、再生冷却液温の上昇 ΔT と総吸熱量 Q_c の MR による変化を示す。 MR が大きくなるにつれて再生冷却流量が減少するため、 T_{COF} はほぼ直線的に上昇しているが、吸熱量は逆に減少している。第10図(a)は、100秒

第8図 T_{TH1} , T_{CO2} , T_{JF} の混合比による変化

第9図 再生冷却液温の上昇 ΔT と総吸熱量 Q_c の混合比 MR による変化

第10図(a) 燃焼器各部温度の時間履歴

第10図(b) C^* , ηC^* の時間履歴

の長秒時試験を行った時の再生冷却に伴う燃焼器の各部の温度の時間履歴である。 T_{TH1} , T_{TH2} 及び T_{CO2} は、スロート部からの熱侵入のため100秒の燃焼時間でも十分には定常値に達しないが、第10図(b)に示す ηC^* は燃焼時間10秒でほぼ定常値に達している。

ηC^* の燃焼時間10秒と100秒の試験結果の差は、 $\pm 0.5\%$ 以内である。また、エンジン停止後のヒートソークバックは少なかったため、燃焼器で最も高温となったノズル部では、燃焼終了時の冷却剤パージに伴う温度上昇はわずかであった。 T_{CO2} は、燃焼停止直

後に行った再生冷却液のGN₂ パージにより、急激な温度上昇が押さえられており、以後のガスパージ等に影響され振動しながら低下している。燃焼停止後の温度上昇は燃料MMHの供給停止によるが、急激な温度上昇は冷却溝内での燃料の自己分解反応の危険性があるが、試験結果では5°C程度の温度上昇であった。耐久性試験の累積燃焼時間は、長秒時試験を含めて2790秒である。第11図は、 C^* と ηC^* の試験回数に対する履歴を示す。 C^* と ηC^* 共に、試験回数100回程度までは試験回数と共にわずかに増加している。これは燃焼試験の間に、燃焼器内壁面の第1層の一部脱落が生じ、燃料側噴射器マニホールド部の温度が上昇してエンジン性能が上昇したためと推定される。100回の試験の間では ηC^* の最大値は、98%の高性能が示された。燃焼回数が100回から150回までは、噴射器性能の劣化により C^* と ηC^* は減少した。それ以降の試験回数では $\eta C^*=97\%$ 一定である。第12図は、

再生冷却液温の上昇 ΔT とノズルスロート径 D_{th} の試験回数に対する履歴である。コーティング層の損傷の多くは、耐久性試験の初期に進行し、その後比較的安定した期間を経て後期以降の破壊に至る過程の2段階 (Stage I, Stage II) の挙動が認められる。燃焼器平行部の第1層の表面が、燃焼器の長手方向に沿って剥がれる傾向があった。また、試験回数を重ねると、スロート部の損傷が進行している。Stage II以降の破壊に至る前段階では、スロート部での損傷が急激に進行した。第13図は、燃焼回数に対する燃焼器スロート部の温度履歴を示す。熱電対により測定した温度(T_{TH})の傾向は、赤外線温度計により測定した外壁温度(T_{RA})と追従している。耐久性試験の後半では、スロート部の損傷が進行したが、この傾向は第13図の T_{TH} の上昇と一致している。第14図は、燃焼回数に対する燃料の総吸熱量 Q_c を示す。第14図で●印は、設計点を示す。燃焼器内壁部をNi電鍍で製

第11図 C^* 、 ηC^* の試験回数に対する履歴

第12図 ΔT 、 D_{th} の試験回数に対する履歴

第13図 試験回数に対する燃焼器スロート部の温度履歴

第14図 燃料の総吸熱量 Q_c の試験回数に対する履歴

作した純 Ni 電鍍燃焼器の場合は耐久性試験の前半で損傷が進み、熱負荷が急激に上昇して熱負荷は耐久性試験の初期に比べて2倍程度に達している。一方、部分FGM型 ZrO_2/Ni 電鍍燃焼器では、熱負荷はわずかな増加であり耐久性が優れていることが認められる。

5.2 燃焼生成物の分光計測 燃焼時間10秒の試験において測定した分光計測の一例を第15図に示す。第15図では、10秒燃焼の初期に発光スペクトルのピークが示されている。第15図の発光スペクトルで最大のピークが示された時間0.91秒の波長と発光スペクトルの関係を第16図に示す。第16図に示す燃焼時間では、発光スペクトルのピークは、波長が580~600 nm (以降、第1ステップのピーク)、および760~820 nm (以降、第2ステップのピーク)の範囲にある。第16図のスペクトル分布から、輝線の存在するピーク波長とそのピーク波長に相当する化学種を第3表に示す。試験に用いた分光計測装置での酸化ジルコニアの検出可能な成分は ZrO であったので、試験時における燃焼器内壁面第1層の ZrO_2 の損傷の

程度は、検出された ZrO のピーク値で判断した。第3表に示す様に、試験結果では ZrO を示す波長が認められており、着火時に燃焼器内壁面の ZrO_2 が損傷を受けていることが想定される。30 mm ディスク形状の同材料系によるスクリーニング試験では¹⁰⁾、冷却時に ZrO_2 コーティングの損傷進展が Acoustic Emission (AE) 計測から示された。この結果を考慮すると、燃焼器試験では燃焼試験終了に伴う冷却過程で、第1層の ZrO_2 コーティングが損傷を受け、次の燃焼試験の着火時において前試験の冷却時に損傷を受けた ZrO_2 コーティング層が脱落したことが推測される。第17図に試験条件と同条件に対して準一次元化学平衡流を仮定し ODE プログラム¹¹⁾を用いて求めた燃焼生成物を示す。第3表の測定結果と比較すると、損傷によると考えられる生成物の ZrO を除いてほぼ同じ成分が含まれている。これらのことから、第3表で示

第3表 ピーク波長と化学種

ピーク波長 (測定値)	波長 (nm)	化学種
315.0	315.9	N_2
370.4	387.1	CO_2
588.4	590.6	N_2
603.0	602.6	O_2
622.5	622.9	ZrO
630.7	630.2	NH_2
651.8	651.4	CO
663.2	663.1	CN
695.7		
710.3		
767.2	767.2	TiO
791.6	791.9	NH_3
812.6		
894.1		
916.9

第15図 分光計測結果の一例

第16図 発光スペクトルの最大ピークが示された波長と発光スペクトル

第17図 燃焼生成物 (ODE)

すZrOは、第1層の損傷に起因したものと考えられる。

5.3 コーティング損傷部のレプリカ検査 第4表に、レプリカ検査による燃焼器内面コーティング損傷の最大深さの測定結果を示す。第4表の損傷箇所(第4表のNo.で示す)に対応する位置を第18図に示す。浸食は、熱負荷の大きいスロート部及びスロート部上流域にかけて多く見られ熱負荷の小さい燃焼器平行部では比較的少ない傾向にある。スロート部No.1, 2, 7, 8, 11では、燃焼試験222回以降に損傷が発生した。スロート部では試験時の温度落差が平行部等比べて大きいにも拘らず耐久性試験の初期に損傷が進行し、122回からは損傷の程度は殆ど進展していない。燃焼器スロート部のNo.2とNo.8の位置では、損傷

の深さはそれぞれ0.7mmと0.4mm、燃焼器平行部では最大でNo.13の位置に対応する1.0mmである。スロート部周辺の浸食の進行状況は、始めにZrO₂コーティング層が隆起し周囲に亀裂が発生した後、燃焼サイクルを加えるにつれて始めに生じた亀裂にそってZrO₂コーティング層が剥離し、燃焼を重ねるごとに剥離の面積を拡大させると共に、浸食の深さも増す傾向が示された。収縮開始部および噴射器近傍の浸食部の損傷状況は、スロート部近辺の状況とは異なっている。その状況は、浸食の深さだけが增加し浸食面積の拡大は少なく、損傷は耐久性試験の初期に発生している傾向がある。260回の試験後に窒素ガスにより燃焼器の気密検査を行った結果、燃焼器の気密性は試験前と同程度であり、性能確認のため引続いて高空性能試験を行うには問題は無いものと判断した。燃焼器平行部ではスロート部に比べてコーティング内壁の温度が低いがNo.13で示す様に損傷は大きい。これは、燃焼着火時において酸化性の高い噴霧が燃焼器の平行部に当たるため、これが原因となって燃焼サイクルが増すごとに平行部では浸食が進んだものと考えられる。

6. 結 論

推力1200N級の部分FGM型ZrO₂/Ni電鍍燃焼器を用いて大気圧下で長秒時を含む性能確認試験及び耐久性試験を行い以下の結論を得た。

- (1) 260回の耐久性試験では、試験回数100回以降で性能の低下がわずかに観察されたが、混合比MR=1.65, $P_c=0.9$ MPaにおいて $\eta_{C^*}=97\%$ の高性能が達成された。
- (2) 100秒の長秒時燃焼試験では、燃焼器スロート部温度及び再生冷却出口温度はほぼ定常値に達した。また、ノズル部では燃焼終了時の推進薬パージに伴った温度上昇はわずかであること、並びに再生冷却出口温度の急激な温度上昇が無

Test cycles	122	260	
Section No.	Spalling thickness (mm)	Spalling thickness (mm)	Section
1	—	0.4	Throat
2	—	0.7	
3	0.5	0.4	
4	0.4	0.4	
5	0.3	0.4	
6	0.3	0.4	
7	—	0.3	
8	—	0.4	
9	0.5	0.5	Throat/ Cylindrical
10	0.4	0.9	
11	—	0.4	
12	0.6	0.7	Cylindrical
13	0.7	1.0	
14	0.5	1.3	Cylindrical/ Injector
15	0.3	0.4

第18図 レプリカ検査箇所

いことなどから、エンジンの着火及び停止の安全性が確認された。

- (3) コーティング層の損傷の多くは、耐久性試験の初期に進行しその後比較的安定した期間を経て後期以降に至る過程の二段階の挙動が認められた。
- (4) 燃焼試験において分光計測を行った結果、10秒燃焼の初期に発光スペクトルのピークが示された。このことから、燃焼終了に伴う冷却過程で損傷を受けた ZrO_2 コーティング表面の一部が燃焼の着火時に脱落したことが推測される。
- (5) 試験では、観察された燃焼器損傷部キャビティの相対深さの検出にはレプリカ計測法が有効な1手法である。
- (6) 純Ni電鍍により製作した推力2000N級の再生冷却二波(NTO/MMH)式エンジン(フィルム冷却率 $F_c=23\%$)による試験では、耐久性試験の前半で損傷が進み熱負荷が急激に上昇して試験の初期に比べて熱負荷は2倍程度に達した。それに対して、本試験で用いた燃焼器では、熱負荷はわずかな増加であり耐久性が優れていることが確認された。

今後は、完全傾斜機能構造を有する燃焼器を製作し、高空性能試験を行ってエンジンの性能及び熱特性に関する基礎データを取得する予定である。

参 考 文 献

- 1) 科学技術庁：長期ビジョン懇談会資料，1994。
- 2) 小泉光恵，他：熱応力緩和のための傾斜機能材料開発の基礎技術に関する研究(第II期 1991～1992年度)成果報告書，先端科学技術協会，1993。
- 3) Kawasaki, A.: Fabrication of Disk-Shaped Functionally Gradient Materials by Hot Pressing and Their Thermomechanical Performance, *Ceramic Transactions, Functionally Gradient Materials*, Vol. 34, November 1-4, 1992, pp. 157-164.
- 4) Hashida, T.: Development of Evaluation Procedures for Functionally Gradient Materials, *Proceedings of the International Workshop on Functionally Gradient Materials*, November 5-6, 1992, pp. 57-63.
- 5) Carl, R.: Modification of the Space Shuttle Primary Thruster (870 Lbf) for Apogee and Perigee Kick Stages, *AIAA-85-1222*, July 8-10, 1985.
- 6) 新野正之：OMSへの傾斜機能材料の応用，*Proceedings of the HOPE Workshop*, 1990, pp. 376-381.
- 7) 新野正之：複合化技術による傾斜機能材料の設計，月刊 機能材料，7, 10 (1987)，pp. 31-43.
- 8) Kuroda, Y.: Calibration of Turbine Flowmeters for Storable Bipropellant Engines, *Proceedings of the Sixteenth International Symposium on Space Technology and Science*, 1988, pp. 249-258.
- 9) 佐藤政裕：ETS-VIアポロエンジンのハードスタートについて，日本航空宇宙学会・北部支部，講演会前集，1989, pp. 38-41.
- 10) 高橋秀明：傾斜機能材料の実環境下における特性評価技術に関する研究，熱応力緩和のための傾斜機能材料開発の基礎技術に関する研究，第II期成果報告書，1990～1991。
- 11) 中嶋和博：ロケットノズルの性能予測計算法，NAL TR-771, 1983。