

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1294

軌道変換用OMSサブスケールエンジンの耐久性試験

黒田行郎・只野 真・佐藤政裕・日下和夫
毛呂明夫・青木由雄・三木陽一郎

1996年6月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目次

第1章 まえがき	2
第2章 試験装置	3
2.1 推進薬供給装置	3
2.2 燃焼器	3
2.2.1 燃焼器の製作	3
2.2.2 燃焼器の形状及び材料構成	5
2.3 噴射器	8
2.4 共析電鍍層の材料基礎特性	8
2.4.1 共析電鍍層の引張り特性と線熱膨張係数	8
2.4.2 共析電鍍傾斜機能材料の界面強度	11
2.4.3 共析電鍍層の熱伝導率	11
第3章 性能パラメータ	12
第4章 計測	12
第5章 試験方法	13
第6章 試験結果	14
6.1 冷却特性	14
6.2 長秒時試験	15
6.3 耐久性試験	17
6.4 レプリカ検査	21
第7章 結論	25
第8章 謝辞	26
参考文献	26

軌道変換用OMSサブスケールエンジンの耐久性試験*

黒田行郎*¹・只野真*¹・佐藤政裕*¹・日下和夫*¹
毛呂明夫*¹・青木由雄*²・三木陽一郎*³

Durability Tests of OMS Subscale Engine for H-II Orbiting Plane

Yukio KURODA, Makoto TADANO, Masahiro SATO, Kazuo KUSAKA,
Akio MORO, Yoshio AOKI, Yoichiro MIKI

ABSTRACT

The reusable regeneratively cooled thrust engine, powered by nitrogen tetroxide (NTO)/ monomethyl hydrazine (MMH) propellant, is a candidate for the Japanese orbital maneuvering system (OMS) engine. To improve engine performance, the current generation of this kind of reusable rocket engine is designed to operate with a minimum amount of cooling. Its high performance thrust chamber, however, coupled with extended reuse requirements imposes difficult cooling requirements, particularly in the throat region. To meet the cooling and life enhancement requirements, the inner wall of the thrust chamber incorporates a thermal barrier, such as a ceramic coating to reduce the large wall temperature difference. Such ceramic coatings on the wall of rocket thrust chambers have been employed for many years. However, the main drawback to the use of these ceramic coatings are the delamination between the ceramic side on the hot-gas wall and metal side on the cooling wall, and spalling or eventually flake-off during repeated thermal heat load in the combustion test. This is due to the large difference in the thermal coefficient of expansion between the ceramic coating and metal wall, and also to the low ductility of the ceramic coating.

One promising method of improving adhesion of the ceramic coating to the metal wall in the thrust chamber is to apply functionally graded materials (FGM) composed of ZrO₂ and nickel which can withstand the lower thermal expansion of the ZrO₂ thermal barrier coating and which is characterized by high thermal conductivity.

For the past 5 years, we have examined the thermal fatigue properties of FGM specimens with a diameter of 30 mm by exposing them to the combustion gases of NTO/MMH propellant. The results of the heat cycle tests revealed improvement of ceramic-metal bonding. The FGM chamber employed in these tests consists of both ZrO₂ and Ni components with sequential variation of characteristics from one side composed of ZrO₂ to the other side composed of nickel.

In this study, durability tests of a regeneratively cooled 1200 N thrust engine composed of ZrO₂/Ni FGM were conducted with NTO/MMH propellant. The film cooling fraction was reduced to zero percent of the total fuel flow rate to obtain high performance. 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 thermal barrier coatings after the cycle of tests in this series.

Key Words: ZrO₂/Ni chamber, FGM, Reusable rocket engine, Durability tests

-
- * 平成8年4月8日 受付 (received 8 APRIL 1996)
 - * 1 角田宇宙推進技術研究センター (Kakuda Research Center)
 - * 2 構造力学部 (Structural Mechanics Division)
 - * 3 三菱重工業(株) (Mitsubishi Heavy Industries, LTD.)

概要

将来の宇宙往還機に対応する再使用型高性能二液式エンジンの要求に応える為、金属とセラミックスの異種材料の組成を変化させた材料を一部に用いた燃焼器を製作し、エンジンの高性能化のためフィルム冷却率を0%にした噴射器を用いて推力1200N級のNTO/MMHを推進薬とする再生冷却式サブスケールエンジンの耐久性試験を行った。耐久性試験に先立って長秒時試験を行いエンジンの熱特性を調べた。また、燃焼器の損傷評価に用いたレプリカ試験法は燃焼器の損傷を推定するには有効であることが確認された。ここで行った試験結果は、現在計画されている完全傾斜機能化した(燃焼器部材の加熱部から冷却部までの全てが傾斜機能材料で構成されている場合を、完全傾斜機能化した燃焼器と称す)ZrO₂溶射/Ni電鍍燃焼器の製作に必要な基礎データとするものである。

記号			
Ath	: 燃焼器スロート面積	T _{ClF}	: 再生冷却入口温度[K]
C*	: 特性排気速度[m/s]	T _{COF}	: 再生冷却出口温度[K]
C* _{ODE}	: 準一次元化学平衡流を仮定し求めた 特性排気速度の理論計算値	T _g	: 燃焼ガス温度[K]
C _{TE}	: 線熱膨張係数[1/K]	T _{JF}	: 燃料噴射器温度[K]
D _{th}	: 燃焼室スロート径[mm]	T _{JO}	: 酸化剤噴射器温度[K]
F _c	: フィルム冷却率[%]	T _{LF}	: 燃料ライン温度[K]
f _c	: 噴射器部で測定した燃焼室圧力P _c からノズル入口平行部端面のよどみ圧力を求めるための補正係数	T _{LO}	: 酸化剤ライン温度[K]
f _{dis}	: 流出係数(実験値の相関曲線から求めた値の0.99を用いた)	T _{RA}	: 燃焼器外壁温度の最高値
f _p	: 補正係数	T _{TH1,2}	: 燃焼室スロート温度[K]
g _c	: 重量と質量の換算係数[g _c =9.807kg・m/(kgf・sec ²)]	T _{wc}	: 再生冷却の壁面温度[K]
I _{SPV}	: 比推力[sec]	T _{wg}	: 燃焼器材の第1層から第2層間の温度[K]
MR	: 混合比	ΔT	: 再生冷却出口温度と入口温度の差[K]
\dot{m}_t	: 推進薬の質量流量[cm ³ /sec]	ηC*	: C*効率[%]
P _c	: 燃焼圧[MPa]	σ	: 熱伝導率[W/m・K]
P _{FM1}	: 再生冷却入口圧[MPa]		
P _{FM0}	: 再生冷却出口圧[MPa]		
P _{JF}	: 燃料噴射器圧[MPa]		
P _{JO}	: 酸化剤噴射器圧[MPa]		
P _{LF}	: 燃料ライン圧[MPa]		
P _{LO}	: 酸化剤ライン圧[MPa]		
P _{TF}	: 燃料タンク圧[MPa]		
P _{TO}	: 酸化剤タンク圧[MPa]		
q _c	: 熱流束[MW/m ²]		
Q _c	: 総吸熱量[KW]		
\dot{Q}_F	: 燃料流量[cm ³ /sec]		
\dot{Q}_O	: 酸化剤流量[cm ³ /sec]		
t	: 燃焼時間[sec]		
T _{b1}	: 燃焼器材の第3層から第4層間の温度[K]		
T _{b2}	: 燃焼器材の第4層から第5層間の温度[K]		

第1章 まえがき

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候補の一つとして検討されている。再使用型エンジンを実現するには、燃焼器に用いる材料が従来材[(ニッケル(Ni), 銅(Cu), コロニウム合金等)]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⁽¹⁾。

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・研究が同研究所を中心として昭和62年度から5ヶ年計画で実施され、科学技術振興調整費によるプロジェクト「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、宇宙往還機用の部材として要求される完全再使用型の超耐熱材料の開発が進められてきた⁽²⁾。

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た。

本試験では、宇宙往還機推進システムの燃焼器内壁と同じ環境を模擬するもので、円盤形状の試験片に対して定常加熱試験を実施し遮熱性・耐熱性を評価すると共に、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⁽⁵⁾。これまでの同試験片によるスクリーニング試験では、FGMが燃焼器材として適していることが示された。この試験では、ZrO₂/Ni系FGMについて二液推進薬(NTO/MMH)によるバーナー試験では試験片の制約から十分な特性が得られなかったが、バーナー加熱試験やレーザー照射による熱衝撃試験⁽⁴⁾では、ZrO₂/Ni系FGMの高温における耐久性の優れている結果が示された。

そのため、基礎試験と同組成の部材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十分評価し、宇宙環境下で同燃焼器が要求されるペイロードを確保できるものか検証することにした。

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(燃料MMHの一部を燃焼器の内壁面に噴射器より吹付け、燃焼器を冷却する冷却方式)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。エンジン性能を上げるためには、フィルム冷却量を軽減することの他に、高燃焼圧下で高膨張ノズルを用いること、燃焼器の燃焼ガスの混合を促進するため燃焼器長さ(燃焼器の長手軸方向)を長くする等の方策がある。しかし、性能の上昇に伴い燃焼器内部の温度が上昇するため、採用した燃焼器材料の許容温度で達成可能な性能が制限される⁽⁵⁾。そのため、推進薬及び冷却方式が同じならば使用した燃焼器材料系によってエンジンの構成(燃焼器長さ、ノズル開口面積比、フィルム冷却量等)及び試験条件(燃焼圧、混合比等)が決まる。ここでは、エンジン性能を上げるためフィルム冷却率0%の噴射器を用いた。

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大きいので吸熱量を小さくするのに冷却流量を多くし、燃焼器の肉厚を厚くする必要があるが、これによりエンジン重量が増加するため実機型燃焼器としては好ましくない。そのため重量を軽減するのに燃焼器内面に遮熱性の高いジルコニア(ZrO₂)のコーティングを施すことが検討されているが、ZrO₂の母材との密着力が小さいため金属とZrO₂の接合界面破壊の問題が生じる⁽⁶⁾。そこで、この問題を回避するために耐熱・耐食性材料を一方に、高靱性・高熱伝導性金属を他方に配置し、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ZrO₂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、接合界面の破壊を回避するFGMを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ZrO₂をNiと混存させ、燃焼器内壁面の内側から冷却部近傍までの間でZrO₂の濃度を変化させることにより断熱性と機械的強度を高める効果の両立を狙ったものである。

試作した燃焼器は、燃焼器を製作した時点では共析電鍍法により体積含有率が100%(以降、100Vol%と記す)のセラミックスから100Vol%の金属へ連続的に組成を変化させるFGMの合成が困難であったため、セラミックスと金属が混在する割合を燃焼器内壁側から冷却溝側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(燃焼器部材の一部が傾斜機能材料で構成されている場合を、部分傾斜機能型燃焼器と称す)を採用した。

報告では、試作した推力1200N級の部分傾斜機能型ZrO₂/Ni電鍍燃焼器の長秒時を含む耐久性地上燃焼試験の結果と試験後の燃焼器内壁面の観察結果の一部についてまとめたので述べる。

第2章 試験装置

2.1 推進薬供給装置

試験に用いた推進薬供給装置の系統を図1に示す。耐久性試験は、大気圧環境下で行ったが、試験装置の設置上の理由からロケット燃焼試験設備内の10L低压室内に設けた推力2000N級の推力スタンド及び推進薬供給装置を用いた。供給系は、加圧操作系と推進薬供給系から成る。供給系の最大使用圧力は7MPaで最大推進薬流量は466cm³/sである。推進薬タンク容量はそれぞれ100リットルで約300秒の連続による燃焼試験が可能である。各推進薬タンクと推進薬供給配管には、ヒータを巻き冬季には凍結防止のため燃焼試験後に推進薬温度を5℃に設定した。推進薬の供給は窒素ガスによる加圧方式を用いた。また、燃焼試験後には安全性を考慮して遮断弁の下流側配管内と燃焼器の冷却溝内に残留した推進薬を投棄するため、窒素ガスのパージ配管を遮断弁下流側に配置する構成とした。流量測定は、エンジン性能評価の重要なパラメータの一つである。そのためタービン式流量計の較正係数は、メーカーによる水較正值を用いずに我々が開発した実液流量較正器⁽⁷⁾を用いて求めた。

2.2 燃焼器

2.2.1 燃焼器の製作

燃焼器の製作工程を図2に示す。以下に製作工程を図2に従って説明する。始めに、アルミマンドレルを燃焼

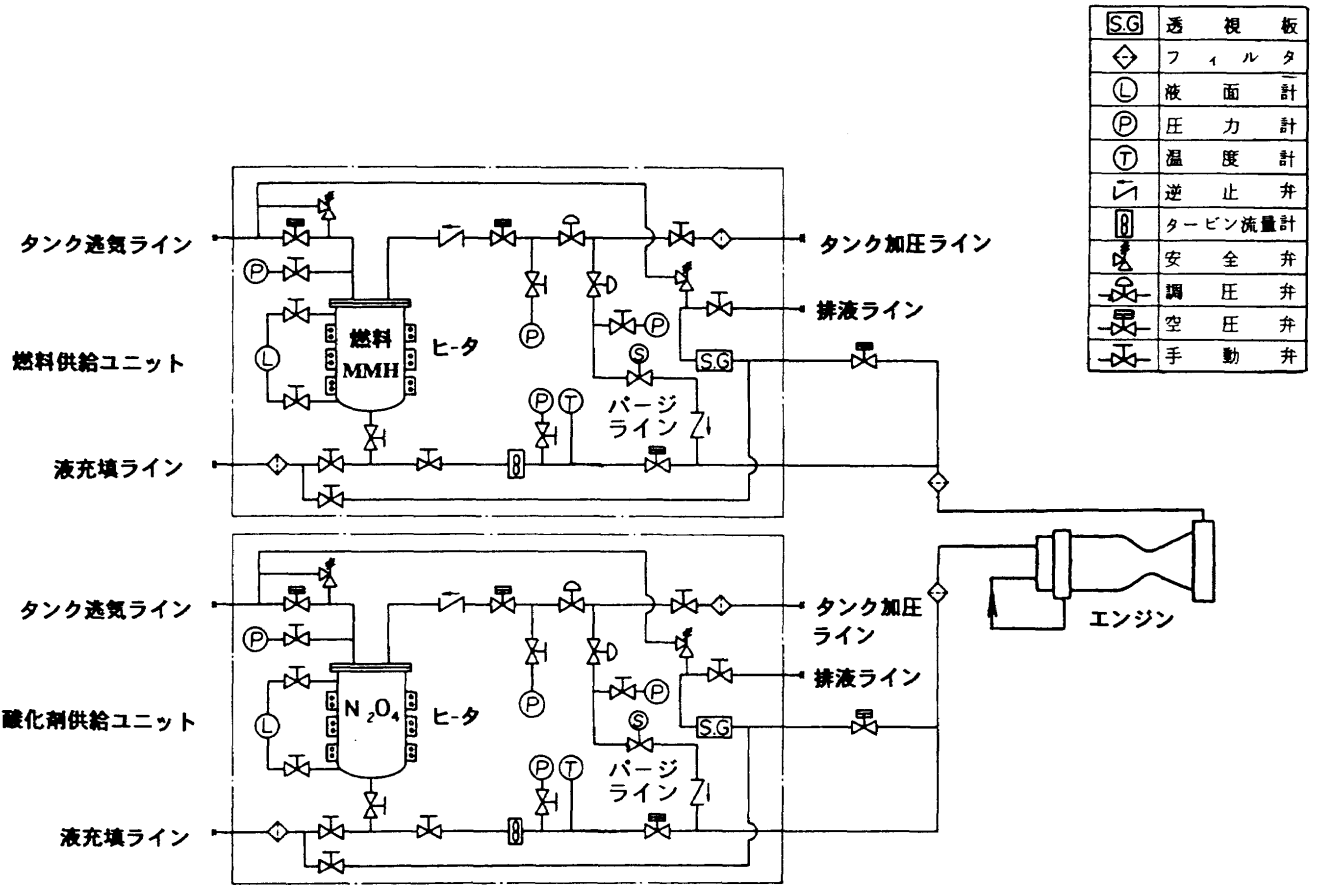


図1 推進薬供給装置

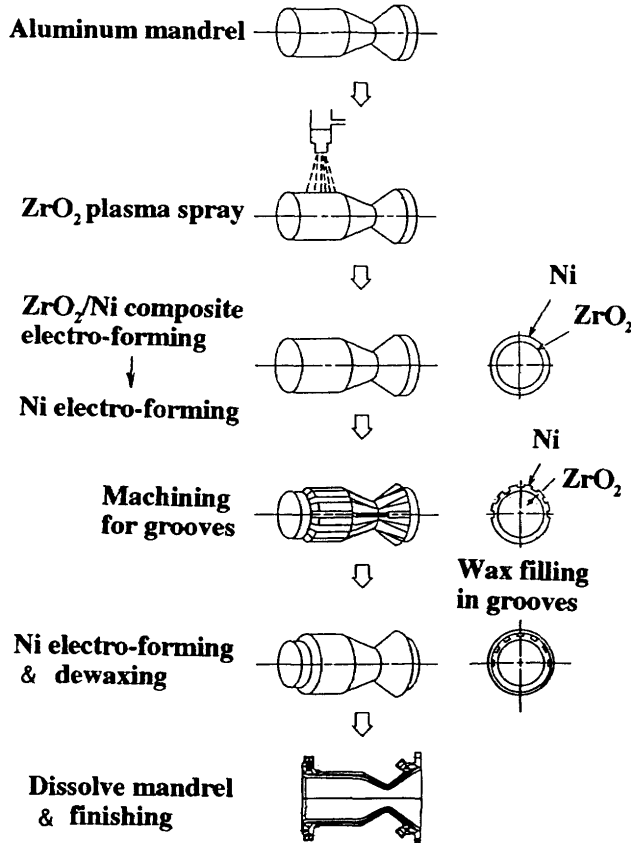


図2 燃焼器の製作工程

器内筒形状に合せて機械加工する。加工したアルミマンドレルは、 ZrO_2 を分散してあるNi塩溶液中に浸し、その表面に ZrO_2/Ni 複合材とFGMのメッキ皮膜層を共析電鍍法により形成する。FGMを作成する場合、電流密度は始めに $3A/dm^2$ の条件で設定し、その後ジルコニアの全添加量を28.5時間内にNi溶液中に投入してメッキ浴中での分散量を変化させる。電流密度は $1A/dm^2$ の条件で12時間処理し、更に12時間を要して電流密度を $0.5A/dm^2$ にまで徐々に下げてFGM層を作成する。この方法で $80\mu m$ の厚さのFGMを形成させるのに30日要する。続いて ZrO_2/Ni 共析電鍍層の表面にNi電鍍を施し、冷却溝加工を施して冷却剤通路を形成する。冷却溝内にはワックスを埋込み、更にその上からNi電鍍層を形成する。設計の厚みにNi電鍍層が形成された後、冷却溝内のワックスを溶かし冷却剤通路を形成する。最後に、アルミマンドレルを溶解・除去した後、燃焼器の強度を高めるためにステンレス鋼(SUS304L)で製作した外筒をNi電鍍層の外側に被せ、機械加工にて仕上げる。ジルコニアは大阪セメント(株)製の3Y-PSZ[3mol% イットリア(Y_2O_3)]、部分安定化ジルコニア(直径 $D=1.44\mu m$)を用いた⁽⁸⁾。

共析電鍍法によるFGMの製作方法は、プラズマ溶射法、薄膜積層法、粒子配列焼結法等に比べて複雑形状の加工処理に適していることや、室温付近で処理可能なこ

とから作成時に大きな熱応力を受けない等の長所を有する。

2.2.2 燃焼器の形状及び材料構成

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表1と図3に、燃焼器の外観写真を写真1(a)に示す。又、燃焼器をスタンドに取付けた状況を写真1(b)に示す。燃焼圧 $P_c=1.0\text{MPa}$ 、混合比1.65におけるエンジン推力は1200Nである。図3のFとOは、それぞれ燃料MMHと酸化剤NTOを示す。冷却溝は燃焼器の長手方向に30個備え、熱負荷が最大となるスロート部の冷却溝近傍の位置2箇所にか熱電対を挿入し燃焼時における燃焼器の温度上昇を観察した。スロート径は28mmで、燃焼器出口での開口比は11.3である。燃焼器の再生冷却は、噴射器面より、スロートの下流41mmの位置までである。噴射器側の再生冷却溝の詳細を図4に示す。再生冷却は噴射面より開始されているが定常幅になるのは噴射面より7mm下流側の位置である。燃料のMMHは、ノズル側の再生冷却用マニホールドから入り、燃焼器を冷却した後噴射器側の再生冷却マニホールドから出て噴射器に導かれる。再生冷却溝の圧力損失は燃焼圧力 $P_c=1\text{MPa}$ の場合で0.2MPaである。燃料MMHによる再生冷却を行

う場合は、燃焼器の内筒材料は熱伝導率が悪く融点の高い特性を有するものが望ましい。そのため、表2に示す入手性の良い3種の材料の内、最も融点の高く、Low

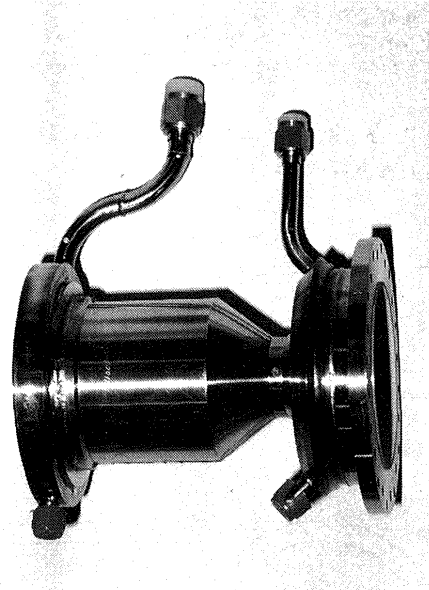


写真1(a) 燃焼器の外観写真

表1. 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 dia.	28 mm
Nozzle area ratio	11.3:1
Slotted cooling channels	30

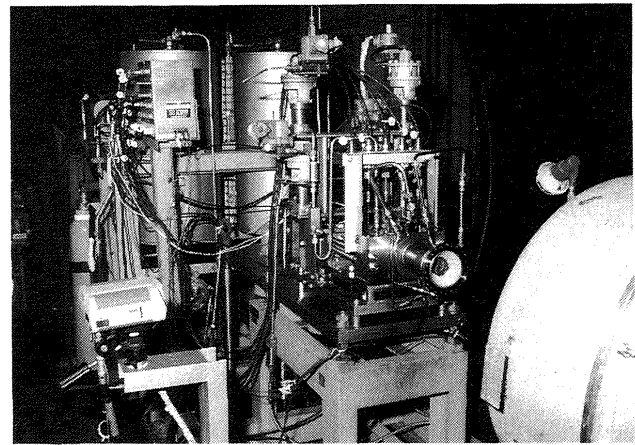


写真1(b) 燃焼器をスタンドへ取り付けた状況写真

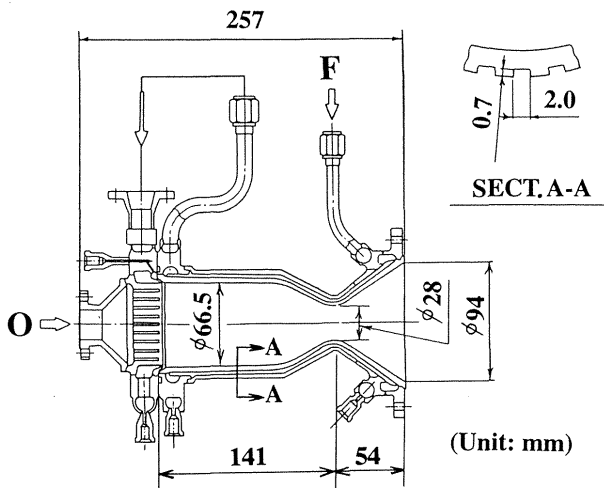


図3 燃焼器の外略図

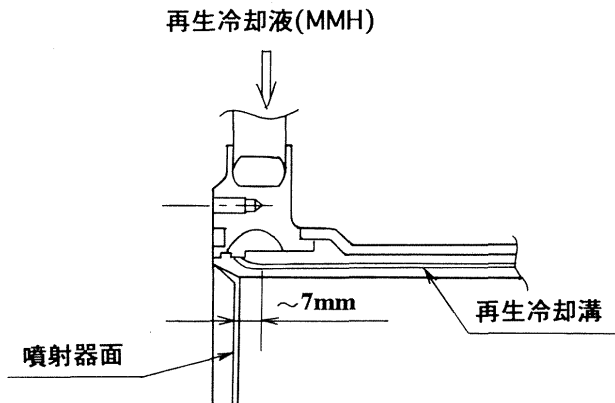


図4 再生冷却溝の詳細(噴射器側)

表2. 燃焼器の候補材料
候補材料

	SUS-304L	INCO-718	Nc-Ni
融点(°C)	1371	1260	1454
熱伝導率(20°C) σ (W/m·K)	15.06	11.13	75.94

Carbon Nickelより機械的強度の高いNormal Carbon Nickel(Nc-Ni)を採用した。

図5に燃焼器の内筒形状と冷却溝内部形状の詳細図を示す。熱負荷の最も大きいスロート部では、冷却溝の径は0.9mm、燃焼器平行部では径2mmで、冷却溝深さは0.7mm一定である。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(図5に形状を示す)を設ける形状とした。

図6に、燃焼器の材料構成を、表3にその材料の組成を示す。図6の T_g は燃焼ガス温度、 T_{wc} は冷却液側のNi材壁面温度である。図6のNo.2及びNo.3の層は、燃焼器

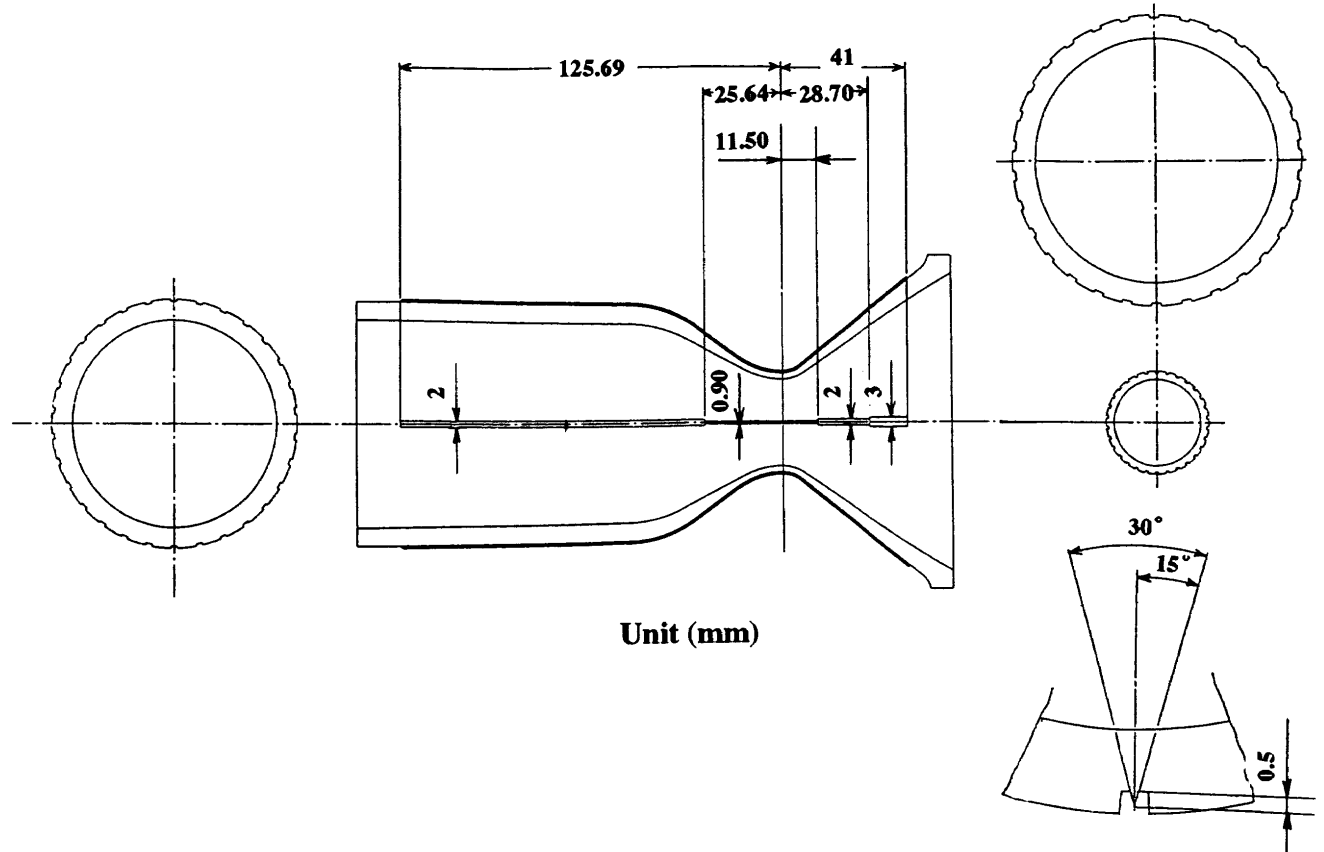


図5 燃焼器の内筒形状と冷却溝内部形状の詳細図

表3. 燃焼器部材の組成

No	1	2	3	4	5
Items FGM/N-FGM	N-FGM	N-FGM	N-FGM	FGM	N-FGM
Materials	ZrO ₂ (100 vol%)	Mo/Ni/ Cr/Ni	ZrO ₂ (24.5 vol%) /Ni(75.5 vol%)	ZrO ₂ /Ni	Ni (100 vol%)
Thickness (μ m)	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

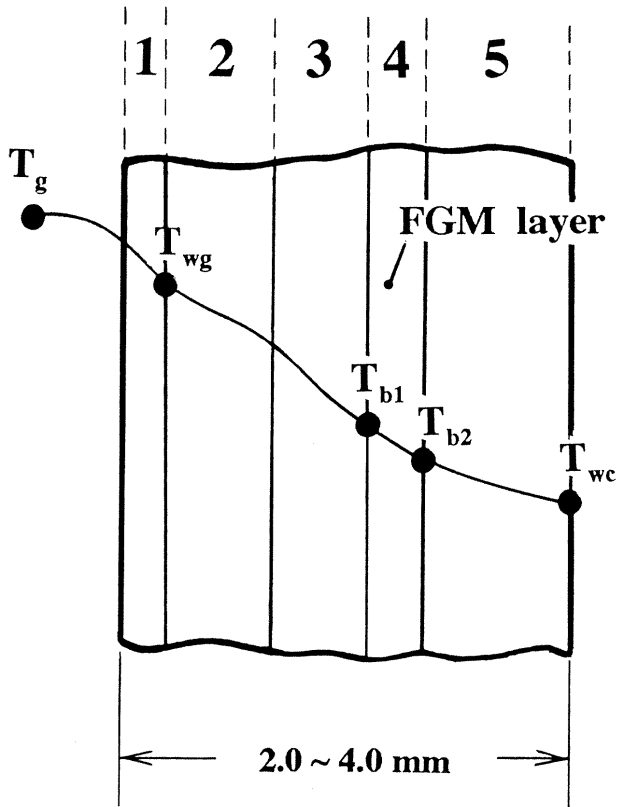
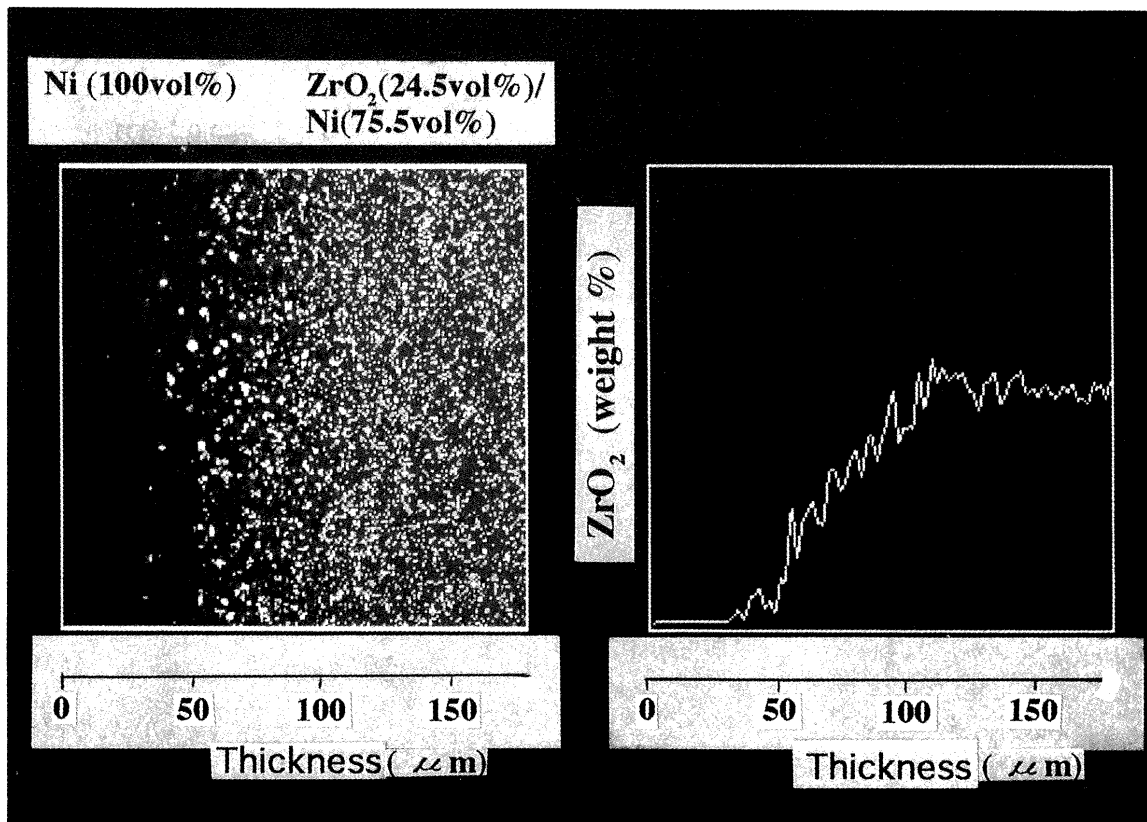


図6 燃焼器の材料構成

内壁面側[図6のNo.1の ZrO_2 100Vol%の位置]の層とNo.4の傾斜機能材料の層(傾斜層)とのボンド層である。No.4の傾斜層は、厚みが $100\mu m$ (設計値)で、 ZrO_2 の体積含有率は加熱側から冷却側にかけて24.5%から0%にほぼ連続的に変化させて製作した。写真2は、燃焼器と同材料系について製作した試験片(平板)の断面組成分布で、No.4の傾斜層の組成分布状況と ZrO_2 組成変化のパターンが示されている。写真2では、 ZrO_2 の体積含有率がほぼ連続的に変化している様子が判る。製作した燃焼器の断面組成分布は、写真2に示す試験片の組成分布とは異なっていることが考えられるので、これについては本試験シリーズの終了後に燃焼器を切断し観察する計画である。No.5のNi電鍍層の厚みは、熱負荷の大きいスロート部では $150\mu m$ とし、燃焼器の平行部では $2150\mu m$ の厚みである。

図7に、燃焼器の長手方向に対して図6で示した材料構成の各位置における温度と熱負荷 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、 $T_{wc}=479K$ 一定とした。図7に示す様に、スロート部の熱負荷は燃焼器平行部の8倍程度である。



組成分布状況

セラミックス (ZrO_2) 組成変化パターン写真2 燃焼器部傾斜機能層の組成分布状況と ZrO_2 組成変化のパターン

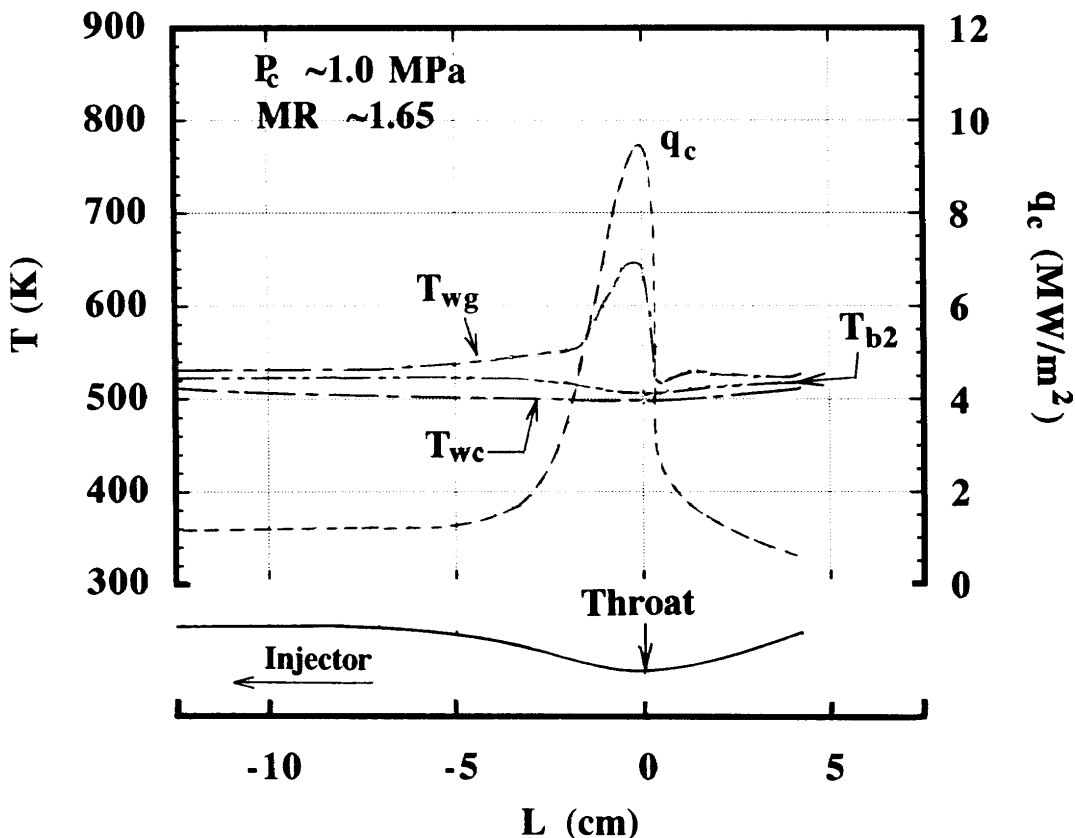


図7 燃焼器材料の各位置における温度と熱負荷の計算結果

2.3 噴射器

噴射器の断面図を図8に示す。材質は、SUS-304Lである。燃料MMHは、燃焼器の再生冷却溝を通過した後、噴射器マニホールド部から供給される。噴射器の外観及び噴射孔の配置を写真3に示す。噴射孔は、異種4点衝突型〔Unlike Quadlet (2 on 2) 型〕で衝突点数は69である。図9に異種4点衝突型の噴射エレメントの位置を示す。噴射エレメント設計の基本方針として、噴流分離を起こさない範囲でスプレー混合が最適となる設計パラメータを選定した。写真4にフロンを噴射器より流した噴流の状況を示す。エンジン性能の向上のためフィルム冷却率は0%に設定し製作した。

2.4 共析電鍍層の材料基礎特性

2.4.1 共析電鍍層の引張り特性と線熱膨張係数

試験に用いた組成の異なる (Ni材へのZrO₂体積含有率の異なる) 6種類の試験片は、始めZrO₂/Ni共析電鍍層をアルミ板上に厚さ2mm~3mmの割合で形成させ、その後アルミ板を溶解・除去して製作したものである。この様にして得られた板材から図10に示す形状に引張り試験片を切出し室温、673K、1073K、1196Kの各温度に対して引張り試験を実施すると共に線熱膨張係数を測定した。代表的なマイクロ組成の顕微鏡写真と試験結果を写真5及び図11~図13に示す。ここで写真5はZrO₂/Ni複合材表

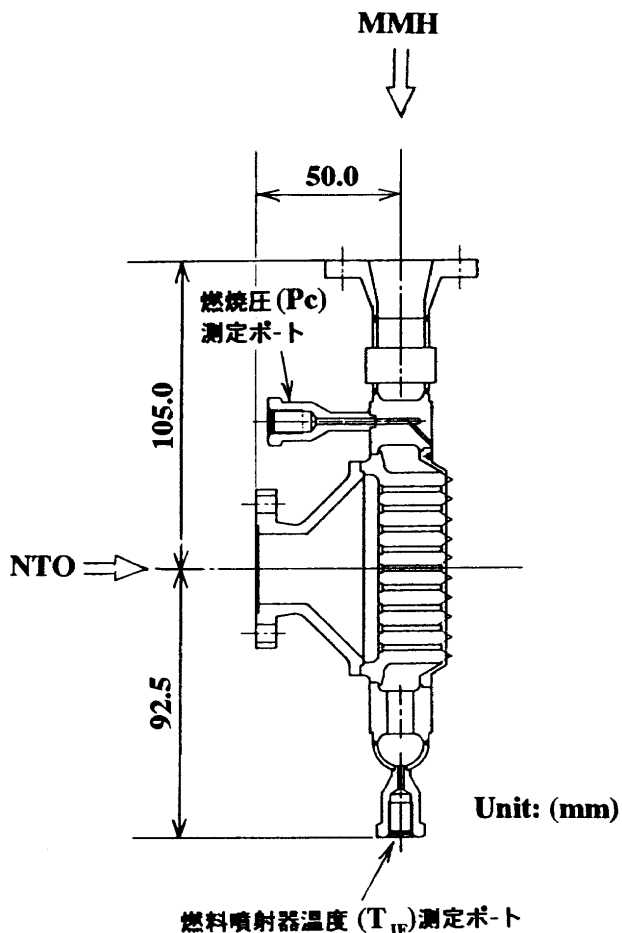
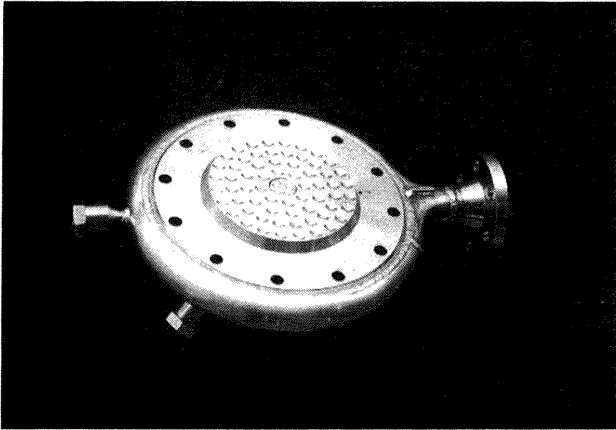


図8 噴射器の断面図



噴射器の外観

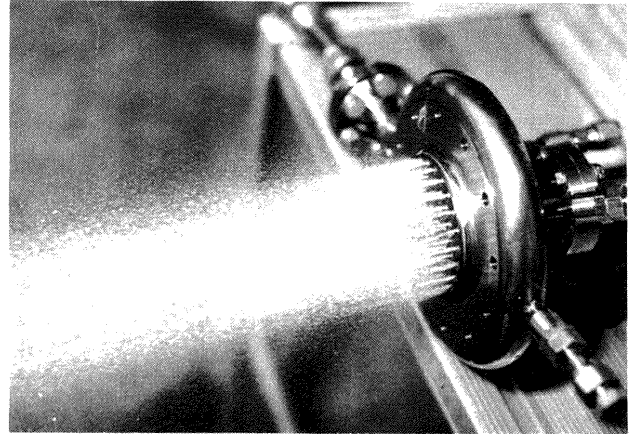
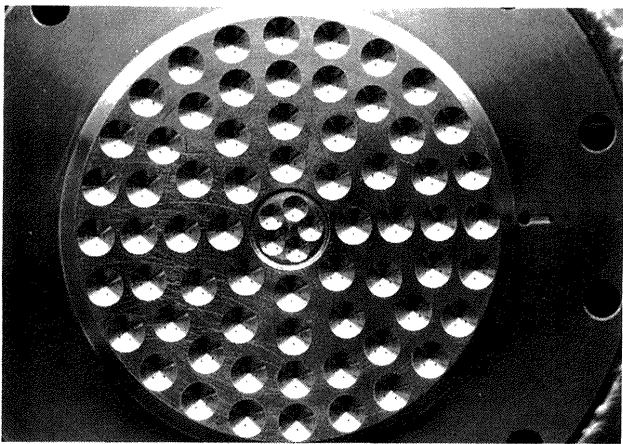


写真4 噴射の状況



噴射孔の配置

写真3 噴射器

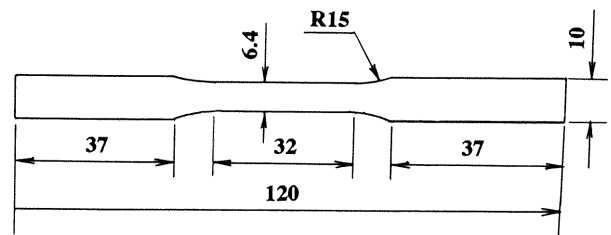


図10 引張り試験片の形状

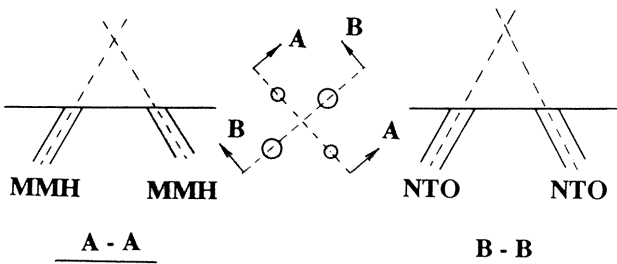


図9 異種4点衝突型の噴射エレメントの位置

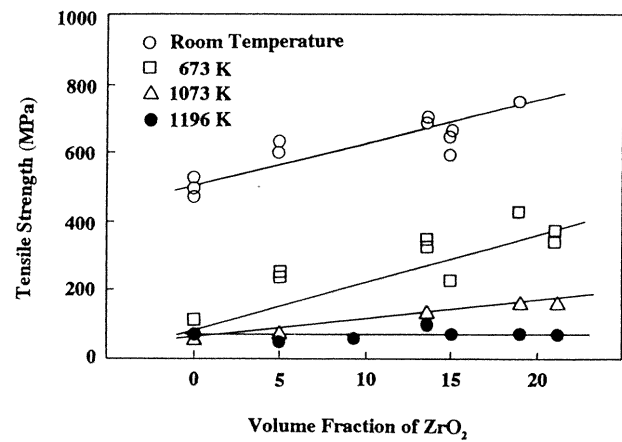


図11 ZrO₂含有率と引張強度の関係

面の組織写真, 図11は各試験温度に対するZrO₂含有率と引張強度の関係, 図12は6種類の試験片に対する試験温度と引張強度の関係, 図13はZrO₂含有率と線熱膨張係数の関係を示す。写真5に示す様に, ZrO₂のNi電鍍材への分散状態(写真5で黒く点存するのがZrO₂)はミクロ的には必ずしも均一ではなく, 1μm~2μm程度に凝集した状態で電析している場合が多い。特に, ZrO₂含有量が低い場合にこの凝集傾向が強い。しかし, 半ミクロ的(ここでは倍率が400倍程度の場合を, 半ミクロ的と定義する)には凝集の大きさが小さいので, ほぼ均一に分散していると判断される。

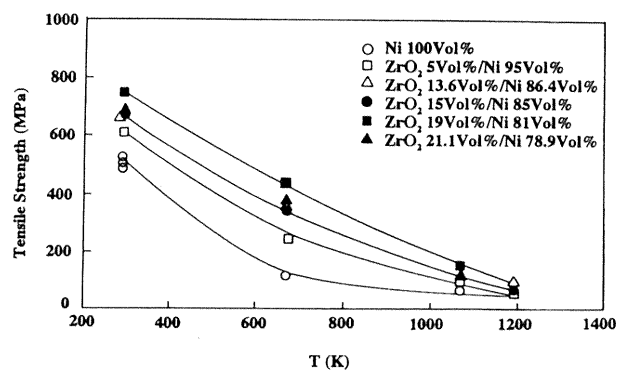


図12 試験温度と引張強度の関係

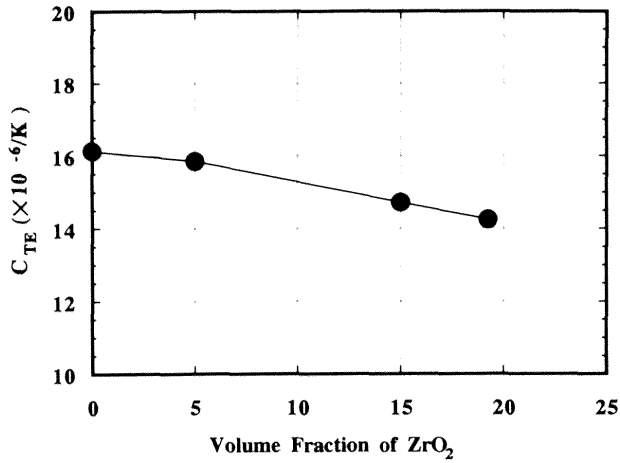
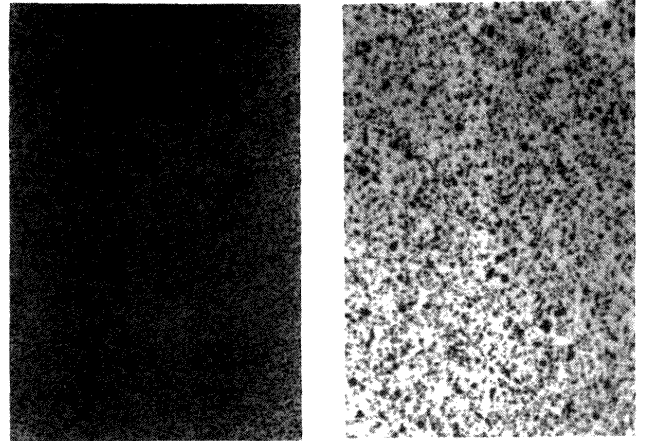
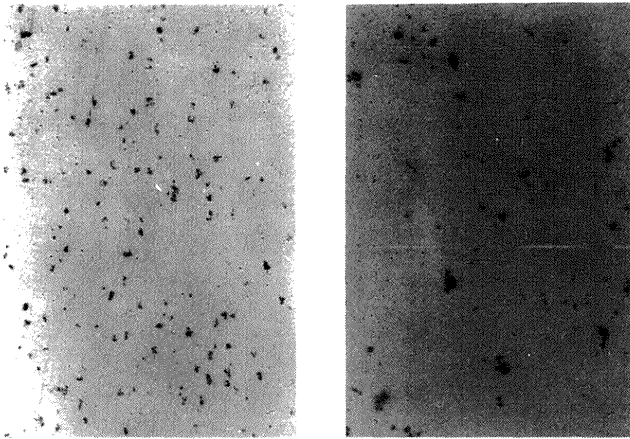


図13 ZrO₂含有率と線熱膨張係数

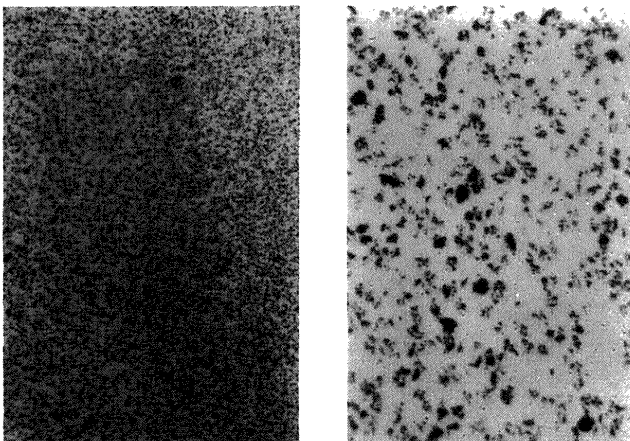


×400 ×1000
(c) ZrO₂19Vol%/Ni81Vol%

写真5 ZrO₂/Ni複合材の組織(光学顕微鏡像)



×400 ×1000
(a) ZrO₂5Vol%/Ni95Vol%



×400 ×1000
(b) ZrO₂15Vol%/Ni85Vol%

写真5 ZrO₂/Ni複合材の組織(光学顕微鏡像)

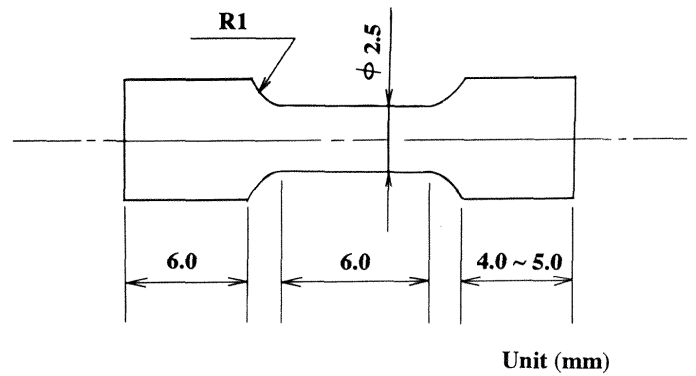
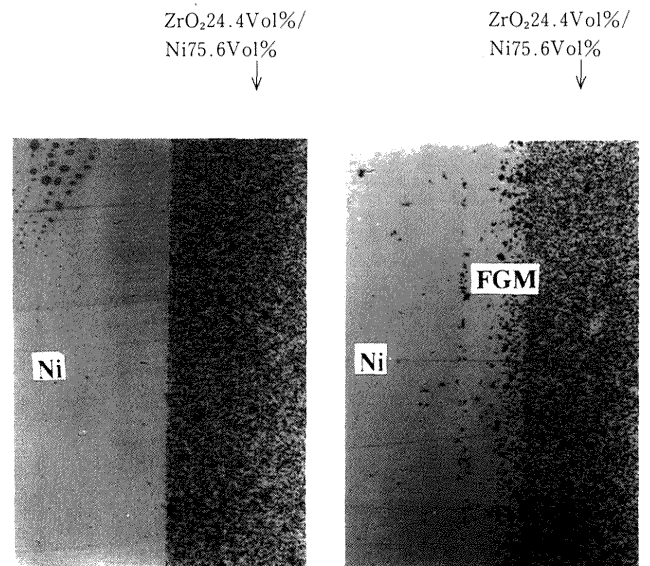
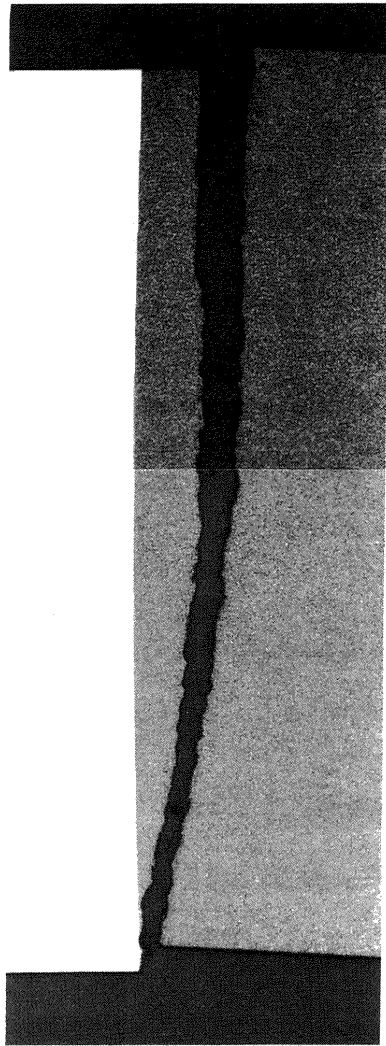
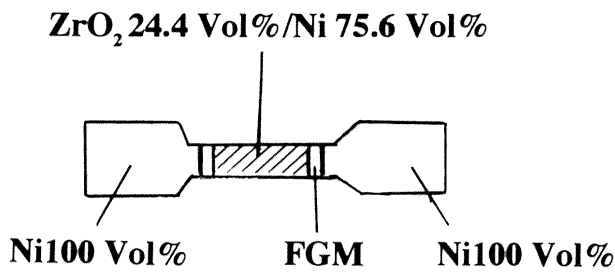


図14 試験片形状



×400
ZrO₂24.4Vol%/Ni75.6Vol%
写真6 供試体の組織(光学顕微鏡像)

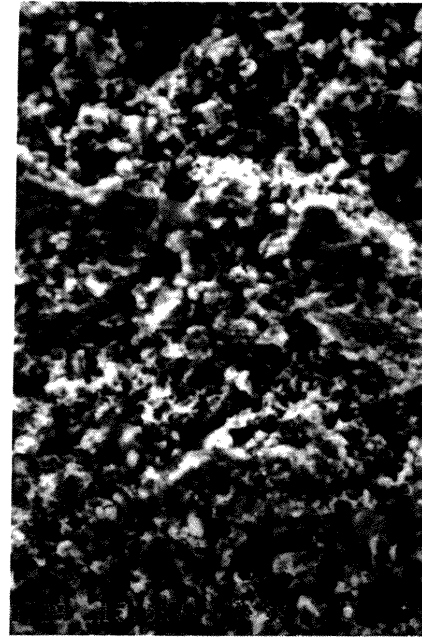
図11に示す様に、引張強度はZrO₂含有量が増すに従って高くなっており、この傾向は1196Kでは弱いが、室温から1073Kの範囲では顕著となる。又、図12の結果から、共析電鍍材の強度はZrO₂含有率が20%程度で最高となり、その後は逆にZrO₂含有率増加に伴い低下する傾向があ



×50

写真7 引張試験後の破断部断面(光学顕微鏡像)

る。これは、ZrO₂添加による共析電鍍材の延性が低下したためと推定される⁽⁹⁾。図13に示す様に、線熱膨張係数はZrO₂含有量が増大するに従って低下する傾向が認められる。これらの事より、加熱面の内表面側と冷却溝部との間に大きな温度差が生じる溝冷却構造のロケットエンジン燃焼器へ本材料系を適用することは、断熱性向上以外に強度向上と熱応力抑制の面でも極めて有効であると言える。



×1000

写真8 引張試験後の破断表面(光学顕微鏡像)

2.4.2 共析電鍍傾斜機能材料の界面強度

燃焼器の材料構成を模擬して、ZrO₂の体積含有率を0%~24.4%に傾斜させたFGM層(厚さ90μm)とZrO₂(24.2Vol%)/Ni(75.6Vol%)の共析電鍍層をNi電鍍層で挟み込んだ供試体を製作し、室温で引っ張り試験を行った。その試験片形状を図14に示す。写真6に供試体のマイクロ組織を、写真7と写真8にそれぞれ引張試験後の破断部断面と破断表面の拡大写真の一例を示す。写真7に示す様に、破断はZrO₂(24.2Vol%)/Ni(75.6Vol%)の共析電鍍層中に生じており、その箇所はNi電鍍層との界面近傍で生じることが認められた。破断の強度は、Ni電鍍層の強度と同程度の500MPaであることから、FGM界面強度は500MPa以上であると判断できる。写真8に示す破断面には、微小なデンプルが観察されており、典型的な粒子分散強化型金属の破断面形態が認められる。

2.4.3 共析電鍍層の熱伝導率

熱伝導率を測定する試験には、直径10mm(厚さ2mm)の円板形状の試験片を用いた。試験片の表面に複合メッキ被膜を行い、レーザーフラッシュ法⁽¹⁰⁾により熱伝導率を測定した。試験は、室温から1073Kまでの範囲で熱拡散率及び熱容量を測定し熱伝導率を求めた。図15に、複合メッキ被膜中のZrO₂含有率と熱伝導率の関係を示す。熱伝導率は、ZrO₂含有率の増加と共に低下する傾向を示し、2相分散系の熱伝導率の複合則⁽¹¹⁾の計算値と合致する結果を示した。燃焼器材に用いたZrO₂含有率24.5%の場合は、Ni材の熱伝導率に対して2/3程度である。図16

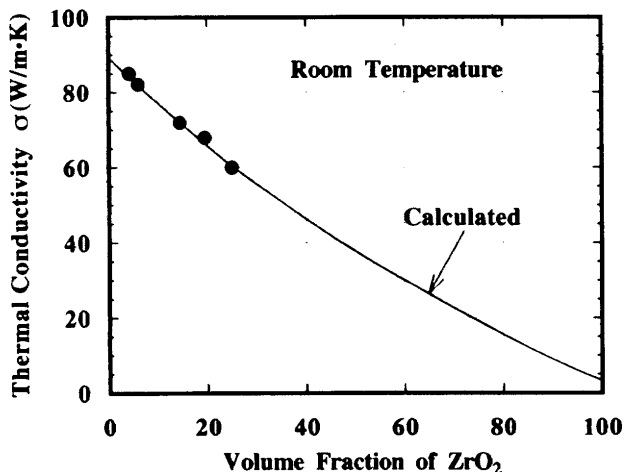


図15 ZrO₂含有率と熱伝導率の関係

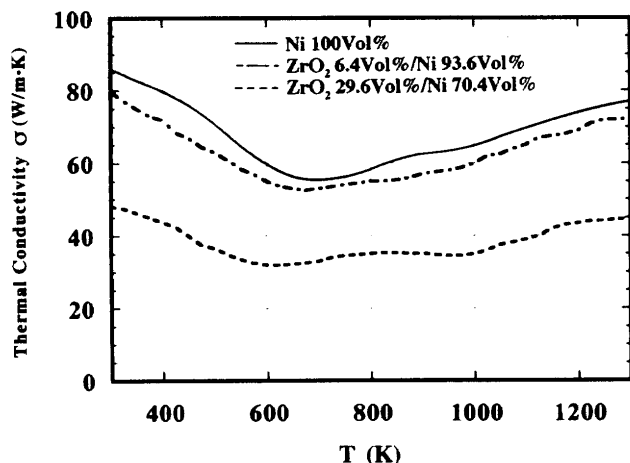


図16 試験温度と熱伝導率の関係

に、試験温度と熱伝導率の関係を示す。室温から温度の上昇と共に熱伝導率は低下し、700K程度で最小となる。その後は、温度の上昇によりわずかに熱伝導率が増加し定常値となる傾向があり、1300K程度で400Kと同程度の熱伝導率となる。これらの結果から、ZrO₂/Ni系の複合材により製作した溝冷却構造の燃焼器の場合は、室温の熱伝導率を用いることにより安全側に設計出来ることが判る。この傾向は、体積含有率を変えた3種類の試験片に対しても同じである。

第3章 性能パラメータ

燃焼器の性能を表わすパラメータとして、試験には特性排気速度C*、C*効率 ηC^* を用いた。特性排気速度C*、 ηC^* は次の式で算出した。

$$C^* = g_c \bar{P}_c f_p A_{th} f_{dis} / \dot{m}_t \quad (1)$$

$$\eta C^* = C^* / C^*_{ODE} \quad (2)$$

ここで、C*_{ODE}はODEプログラム⁽¹²⁾を用いて算出した。又、 ηC^* は燃焼圧の定常時における測定値と常温時のスロート径の測定値を基にしており、ノズルスタグネーション

ョン圧の補正の不確実、燃焼時のスロート径の変化や燃焼器壁面への熱損失の影響についての補正は検討が十分のため行わなかった。

第4章 計測

計測項目は、燃焼性能の評価に必要な燃焼圧力、各推進薬流量、温度等の他に冷却性能評価に必要な再生冷却入口及び出口圧力、燃焼器スロート部温度等である。また、監視項目として燃焼器の外壁温度と冷却液マニホールド等の変動圧力と温度及び燃焼器の加速度である。計測項目を表4に、検出器取付位置を図17に示す。各測定物理量は、A/D変換器により各チャンネル当り100点/秒でデジタル収録され、試験時にはこの内の主な測定量がペン書オシロによりモニタされる。流量については、タービン式流量計で体積流量を測り、流量計位置で測定した温度、圧力から測定流体の密度を求め質量流量を求めた。測定流体のそれぞれの密度は、文献⁽¹³⁾により求めた。タービン式流量計の実液に対する校正係数は、実液インプレースによるEND-TO-END校正(エンジンの燃焼試験時と同じ配管系を用いて流量計から計測系までを含めた流量測定系全体の校正)より定めた。流量の校正は、試験直前に行うことが望ましいが、試験設備の制約から今回の試験では、数ヶ月前に行った校正より求めた校正係数を用いた。流量計単体の校正精度は±0.25%であるが、流量計の経時変化(±0.2%)⁽⁷⁾を考慮すると今回の流量測定系の精度は±0.32%と定めた。C*(第3章に示す)の測定誤差に関連する要因は、流量測定系の精度の他に燃焼圧と燃焼器スロート部の測定精度がある。

燃焼圧力及び噴射器圧力の測定には無冷却のストレングージ式センサーを用いた。各圧力計は、試験直前に油圧式圧力校正器により校正を行っており、ここでは圧力計単体の校正精度は±0.21%⁽⁷⁾である。圧力測定の誤差の要因として圧力導管の影響⁽¹⁴⁾が有るが、燃焼圧力及び噴射器圧力の測定部からの圧力導管の長さは30cm程度であったため、圧力変動の応答の遅れは無視できる程度である。燃焼性能に大きな影響を及ぼす燃焼器のノズルスロート径は、耐久性試験ではその変動量が大いと考えられたので、燃焼試験の各シリーズ毎に予めマイクロメータによりスロート径を測定し用いた。ノズルスロート部3箇所の平均値からスロート径を定めたことを考慮すると、ノズルスロート径の計測値の標準偏差は±0.01mm程度で測定誤差を見積っても±0.02mm程度である。これらの誤差の要因を考慮すると、C*の測定精度は、±0.47%となる。但し、燃焼時におけるスロート径の変化については検討していないので、そのことによる誤差は含まれるものと推察される。

表4. 計測項目
計測項目

計測項目	記号	メーカーおよび形式		
酸化剤タンク圧	P_{TO}	新興B&H	DHF-50	ストレンゲージ式
燃料タンク圧	P_{TF}	"	"	"
酸化剤ライン圧	P_{LO}	"	"	"
燃料ライン圧	P_{LF}	"	"	"
酸化剤噴射器圧	P_{JO}	"	"	"
燃料噴射器圧	P_{JF}	"	"	"
燃焼圧	P_C	"	DHF-20	"
再生冷却入口圧	P_{FMI}	"	DHF-50	"
再生冷却出口圧	P_{FMO}	"	"	"
酸化剤ライン温度	T_{LO}	岡崎(製)	シース ϕ 1.6	JIS-K
燃料ライン温度	T_{LF}	"	"	"
酸化剤噴射器温度	T_{JO}	"	シース ϕ 1.0	"
燃料噴射器温度	T_{JF}	"	"	"
再生冷却入口温度	T_{CIF}	"	"	"
再生冷却出口温度	T_{COF}	"	"	"
燃焼室スロート温度1	T_{TH1}	"	シース ϕ 0.5	"
燃焼室スロート温度2	T_{TH2}	"	"	"
酸化剤流量	\dot{Q}_O	COX	FT-8-8A	タービン式
燃料流量	\dot{Q}_F	"	"	"
酸化剤遮断弁信号	O_V			
燃料遮断弁信号	F_V			

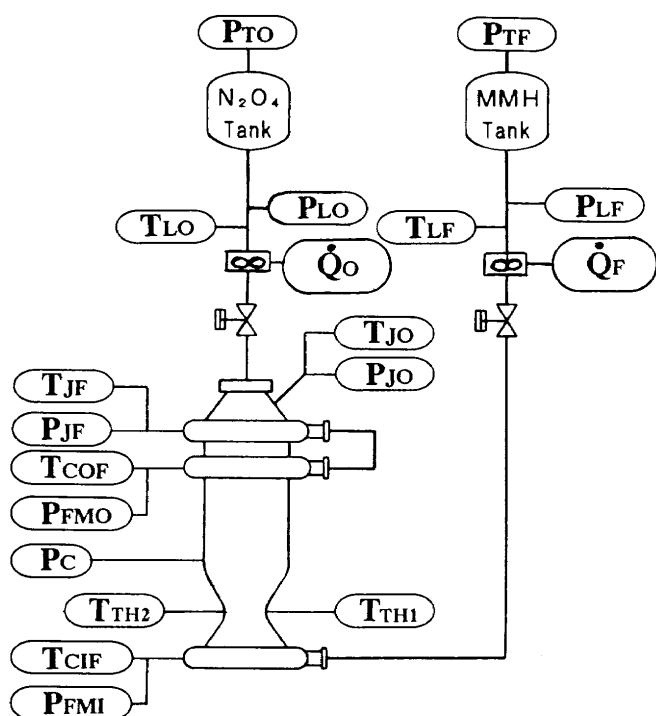


図17 検出器取付位置

第5章 試験方法

エンジンの安全な着火と停止のシーケンスを確保するため、耐久性試験に先立って燃焼時間5秒において着火試験を行った。燃焼シーケンスの設定には、次の点を留

意した。

燃焼器の再生冷却には、燃料MMHを用いたためF側遮断弁開のシーケンスはO側遮断弁開より若干早くする必要があり。燃料 N_2H_4 の場合には、着火時にハードスタートが生じやすいため、噴流衝突点でのタイミングは酸化剤リードにする必要があるが、燃料MMHの場合には高空環境でも燃焼着火時に振動燃焼が生じ難いので⁽¹⁵⁾、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。図18に燃焼時間を10秒に設定した地上燃焼試験のシーケンスを示す。エンジンの混合比依存性を調べる試験では、混合比を設計の最適混合比1.65を中心に種々変化させ、燃焼圧一定の条件でデータを取得した。試験では、噴射器の性能の混合比依存性が認められたので(第6章の第1節参照)、耐久性試験では混合比を1.65一定とした。定格時の燃焼条件が設計した安全領域にある確認をするため、長秒時の試験を行った。長秒時試験では、燃焼圧は直ちに定常に達するが、ノズルスロート部の平衡温度がほぼ安定に成るには、燃焼条件によっては燃焼時間が20秒~50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、当初のHOPE推進系の使用回数(設計値)とされた130回であったので、安全率2倍を考慮して総計260回に設定し耐久性試験に供した。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~15秒とし、長秒時試験結果と比較し

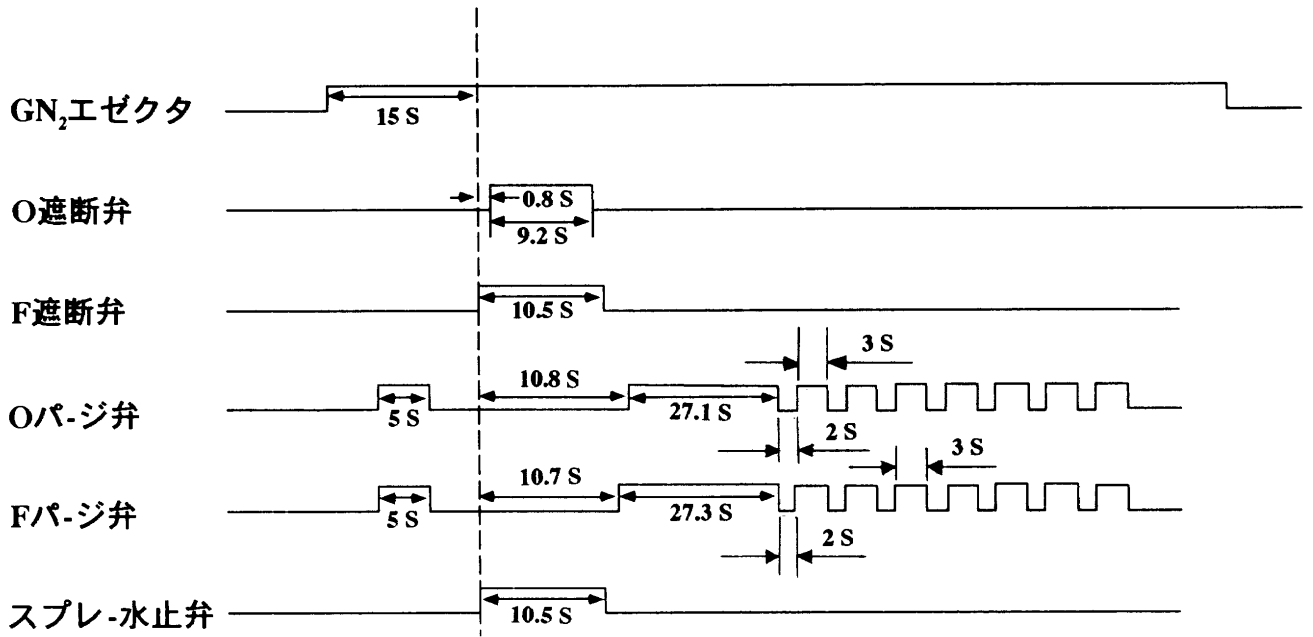


図18 燃焼シーケンス(燃焼時間10秒)

て最終的に燃焼時間を定めた。燃焼時間10秒~15秒ではノズルスロート部では定常温度に達しないが、ZrO₂/Ni材料系の損傷は冷却時及び加熱時に生じる熱応力により起きることがφ30mmの供試体を用いたバーナー試験の結果から示されており⁽¹⁶⁾、耐久性を確認するには長秒時の試験よりも短秒時でのサイクル試験が重要と判断した。そのため、耐久性試験では短秒時で燃焼器損傷の確認を行うこととした。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。燃焼器の冷却溝でバーン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温度を監視した。耐久性試験の途中には燃焼器の損傷の程度を調べるため燃焼器をテストスタンドより取外し、燃焼器のX線コンピュータ断層撮影装置(以降、X線CTと称す)による冷却溝の観察と燃焼器内部の写真撮影並びに損傷部のレプリカ計測を行った。

第6章 試験結果

6.1 冷却特性

図19は、特性排気速度C*とC*効率(ηC^*)の混合比依存性を示す。燃焼圧 $P_c=1.0\text{MPa}$ は一定である。図19に示す様に、使用したエンジンの性能は混合比依存性が大きい。ため、高性能での試験を行うには混合比を1.65一定にする必要がある。

図20は、燃焼器スロート温度 T_{TH1} 及び再生冷却出口温度 T_{COF} と燃料噴射器温度 T_{JF} の混合比による変化を示したものである。フィルム冷却を用いた場合には、液膜による冷却のためスロート部の温度の混合比依存性は少ない傾向があるが⁽¹⁷⁾、ここではエンジンの高性能化のためフィルム冷却量を0%としたためスロート部の温度は混

合比により変化している傾向が認められる。噴射器の設計最適混合比は1.65であり混合比が大きくなると燃料流量が少ない事から再生冷却に伴うスロート部の温度上昇は大きくなっている。

T_{JF} 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再生冷却マニホールドに伝導したためと推測される。図20に示す様に、 T_{JF} 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る。燃焼終了後に、再生冷却が停止してから燃焼器の高温部

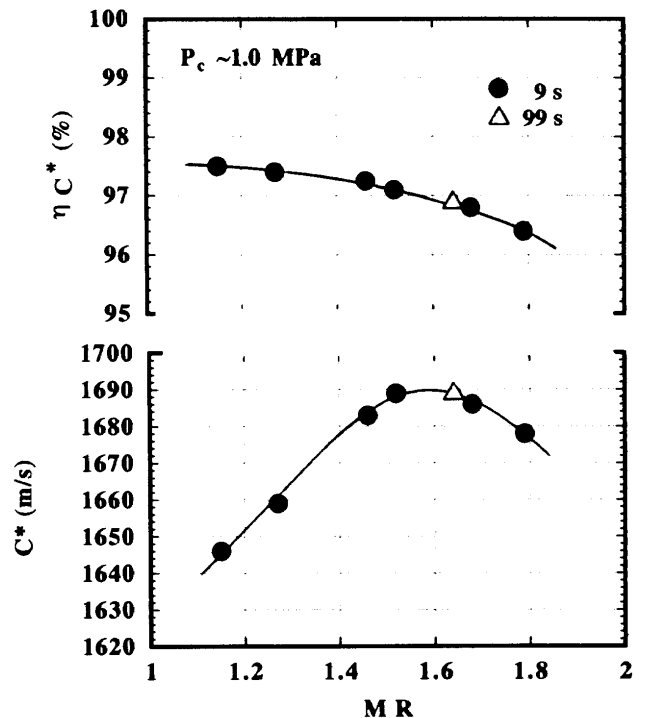


図19 C*, ηC^* の混合比依存性

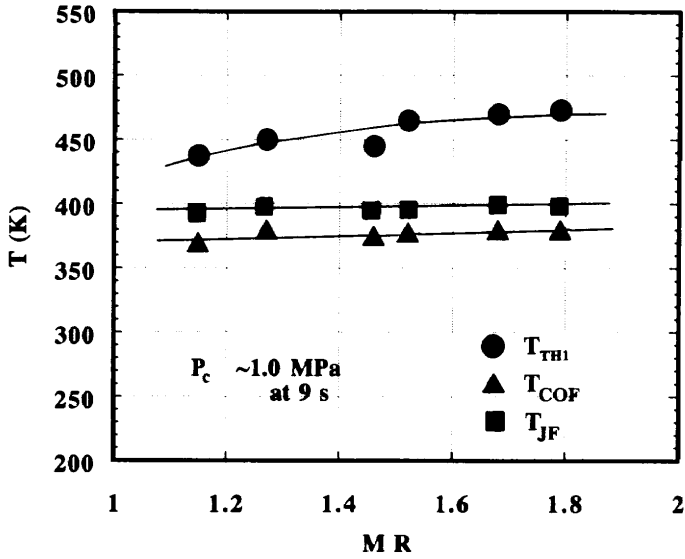


図20 T_{TH1} , T_{COFF} , T_{JF} の混合比による変化

より低温部への熱の移動が起きると、再生冷却マニホールド内の残留燃料の分解が生じ危険な状態に成るが図20の結果では T_{JF} の温度上昇はわずかであり、長秒時試験が可能であることが判る。図21は、再生冷却液温の上昇 ΔT (再生冷却出口温度と入口温度の差)と総吸熱量 Q_c の混合比MRによる変化を示す。混合比MRが大きくなるにつれて再生冷却流量が減少するため、再生冷却出口温度は

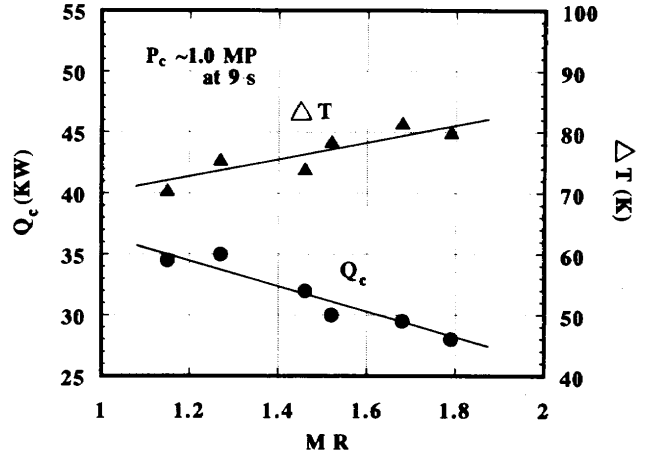


図21 再生冷却液温の上昇 ΔT と総吸熱量 Q_c の混合比MRによる変化

ほぼ直線的に上昇している。図21に示すように、総吸熱量 Q_c は $P_c=1.0\text{MPa}$, $MR=1.65$ で30KW程度であり、設計点は $P_c=1.0\text{MPa}$, $MR=1.65$ で $Q_c=54\text{KW}$ のため、図21の試験条件では試験は安全な領域で行われたことが示されている。

6.2 長秒時試験

ZrO₂/Ni電鍍燃焼器は、Ni系の燃焼器と比較して冷却液の吸熱量を低く抑えられるため、フィルム冷却量を低

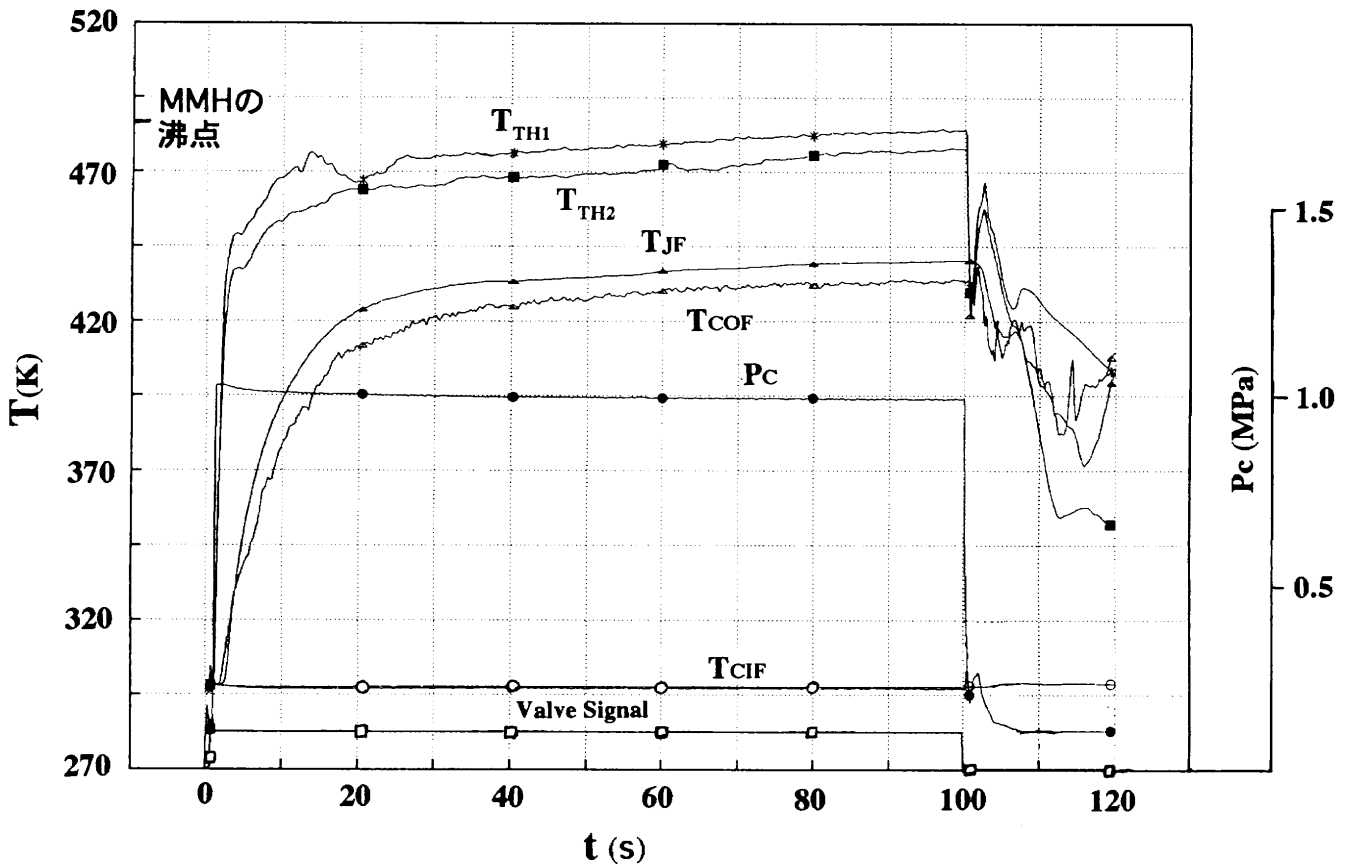


図22(a) 燃焼器各部温度の時間履歴

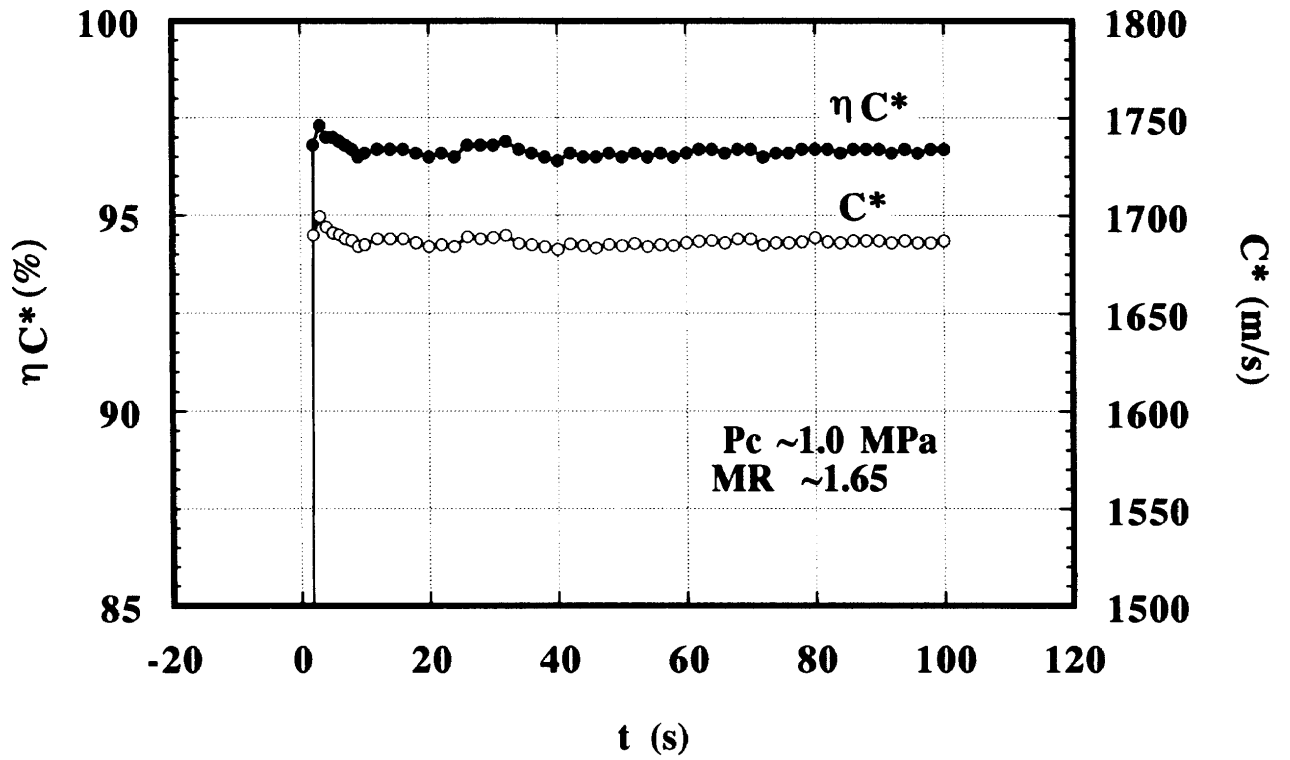


図22(b) C^* , ηC^* の時間履歴

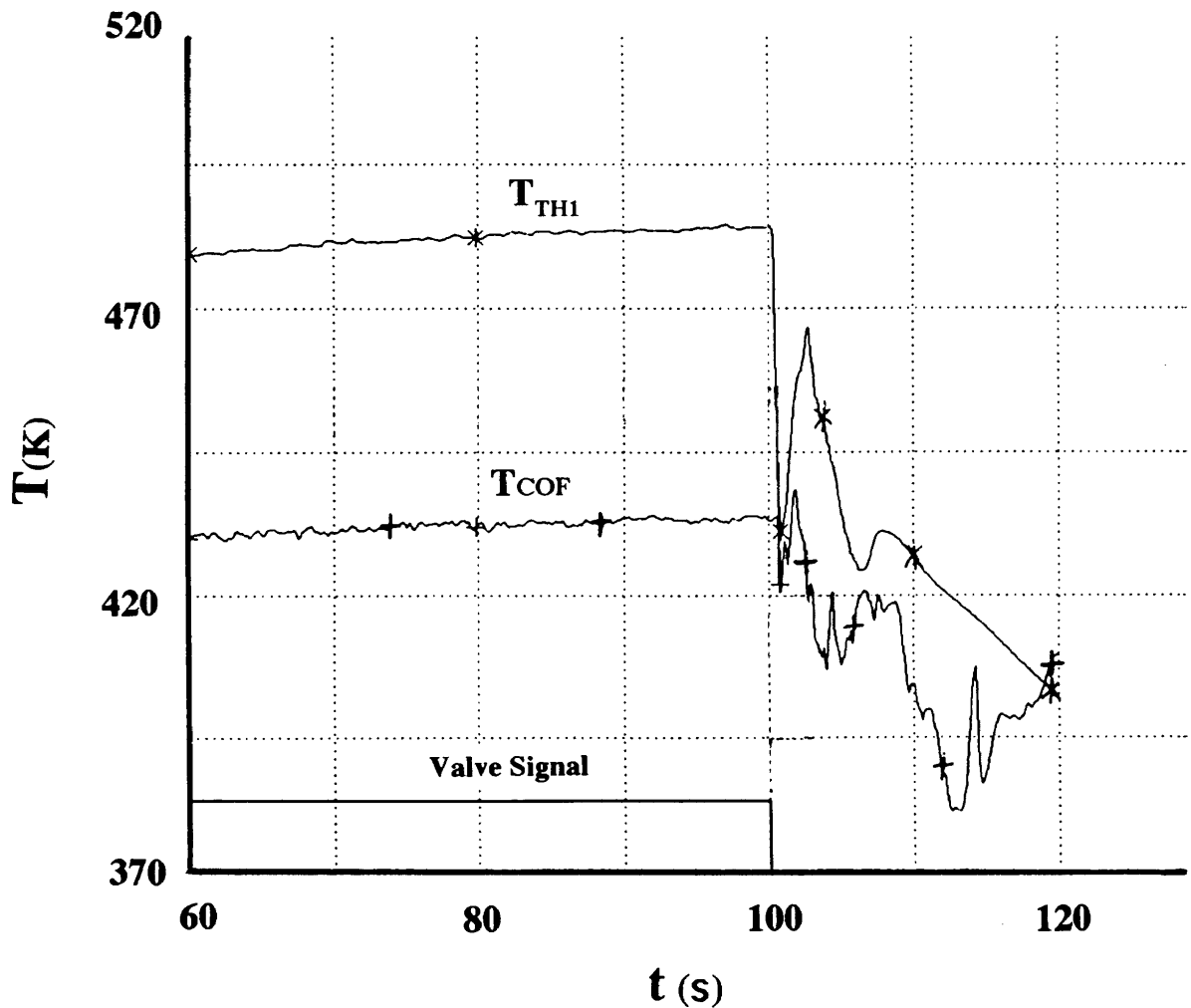


図23 エンジン停止後のヒートソークバックの例

減化でき、それにより高いエンジン性能が得られる。フィルム冷却量の低減化により、燃焼器内壁面の温度が上昇するので、エンジンの実用化に際しては、長秒時試験を行って試験に耐えることを確認する必要がある。長秒時試験では、燃焼試験直後に生じた燃焼ガスや残留冷却剤を、窒素ガスによって排出するため、燃焼停止時における燃焼器の安全性の確認は十分に出来ないが、ここで用いたシーケンスは耐久性試験でも取入れるため、燃焼停止時の窒素ガスパージを含むシーケンスの安全性を長秒時試験で確認することは重要である。そのため、長秒時試験では燃焼時間100秒の後に20秒間の燃焼器各部の温度履歴を取得した。

図22(a)は、100秒の長秒時地上燃焼試験を行った時の再生冷却に伴う燃焼器各部の温度の時間履歴である。燃焼圧 $P_c = 1.0 \text{ MPa}$ 、混合比 $MR = 1.65$ は一定である。熱伝導率の小さい ZrO_2 を燃焼器内壁面に用いたためスロート部の温度 T_{TH1} 、 T_{TH2} は、100秒の燃焼試験でも十分に一定の値に達していない。再生冷却出口温度 T_{coF} 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定常値に達していないが、図22(b)に示すように ηC^* は燃焼時間10秒では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、 $\pm 0.5\%$ 以内であった。

燃焼時間10秒では、燃焼器スロート部の温度 T_{TH1} 、 T_{TH2} は平衡温度に対して95%程度に相当する温度にし

か達しないが、燃焼器の内面コーティングの耐久性を評価する上では、十分な熱特性が得られるものと判断し、耐久性試験では燃焼時間を10秒に設定することにした。図23は、エンジン停止後のヒートソークバックの例を図22(a)の燃焼時間60秒後を拡大して示したものである。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った温度上昇は僅かであった。又、再生冷却出口温度 T_{coF} は、燃焼停止直後に行った再生冷却液(MMH)の窒素ガスパージにより、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様子が判る。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。又、長秒時試験での再生冷却入口、出口のマニホールド部において圧力のスパイク状変化が観察されなかったことから、燃焼試験の安全性が確認された。そのため、以後の耐久性試験ではここで設定したシーケンスを用いることとした。

6.3 耐久性試験

以下の報告では、損傷は試験した条件下での破壊の主要原因となるものの進行状態と定義する。ここで破壊の主要因は、燃焼時及び冷却時における熱衝撃及び二液燃焼ガスと不燃性酸化剤によるエロージョンであり、破壊によ

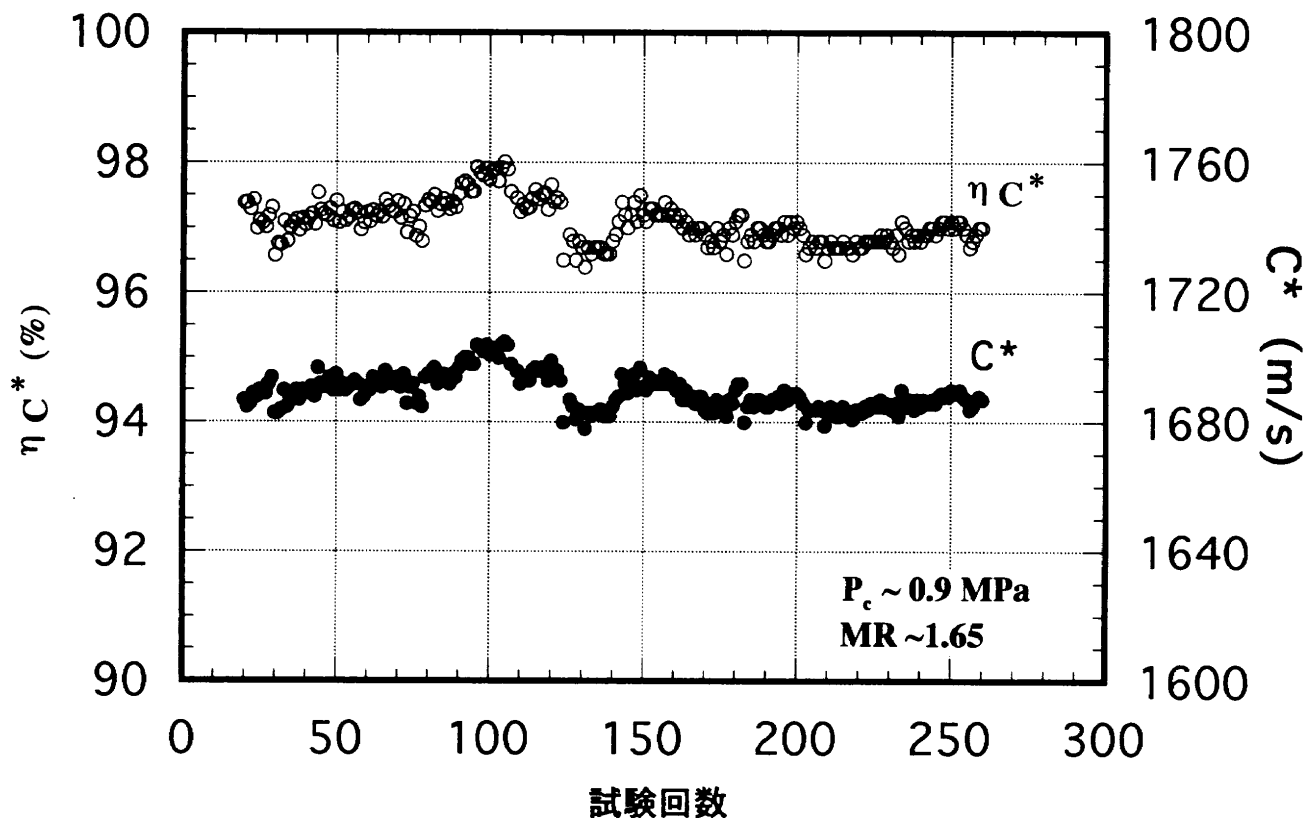


図24 C^* 、 ηC^* の試験回数に対する履歴

って生じた損傷は主に一部コーティング層の浸食及び脱落である。

燃焼器は、前期122回、後期138回の計260回の地上燃焼による耐久性試験を行った。累積燃焼時間は、長秒時試験を含めて2790秒である。

図24は、燃焼圧 $P_c=0.9\text{MPa}$ 、混合比 $MR=1.65$ における C^* と ηC^* の結果を示す。図24の横軸は、燃焼試験の回数である。 C^* と ηC^* 共に、試験回数100回程度までは試験回数と共に $\pm 1\%$ 程度増加している。これは燃焼試験の間に、燃焼器内壁面の $100\%ZrO_2$ コーティングの一部脱落が生じ、それにより燃料側噴射器マニホールド部の燃料温度が上昇(図25に再生冷却燃料の温度上昇を示す)して推進薬の微粒化が促進され、エンジン性能が上昇したためと推定される⁽¹⁸⁾。本試験シリーズでは、 C^* の測定精度は $\pm 0.47\%$ であったため、図24に示す C^* 及び ηC^* 値の $\pm 1\%$ の上昇分の内 $\pm 0.47\%$ を差引いた残りの上昇分($\pm 0.5\%$ 程度)については、上記のエンジン性能の上昇が起因しているものと推察される。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、 C^* と ηC^* は減少しそれ以降の試験回数では $\eta C^*=97\%$ の一定値となった。耐久性試験の間に

噴射器を検査した結果、耐久性試験の後半には噴射器の噴流オリフィス部に燃焼生成物がわずかではあるが付着する傾向があり、それにより噴射エレメントの一部オリフィス径の減少、及び噴流角度の異なる噴流パターンが観察された。この原因が直接に噴射器の性能に影響を及ぼしたとは言えないが、試験回数が重なるにつれて性能の劣化との傾向が一致していた。そのため、以後の試験では性能の劣化が観察された場合には、噴射器を洗浄して噴流パターンが正常であることを確認することとした。

図25は、再生冷却液温の上昇 ΔT ($\Delta T=T_{COF}-T_{CIF}$; T_{COF} :再生冷却出口温度, T_{CIF} :再生冷却入口温度)とノズルスロート径 D_{th} の燃焼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燃焼の始めに進行し、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段階の挙動が認められる。この傾向は、図25における温度上昇の傾向と一致している。この2段階の挙動をここではStage I, Stage IIと定義することにする。また、内視鏡観察からは燃焼器内壁面、特に熱負荷の高いスロート部及びスロート部上流位置において損傷がわずかではあるが進行し、浸食箇所の増加及び浸食部の拡大が進んだため、220回よりスロート径 D_{th} の変化が

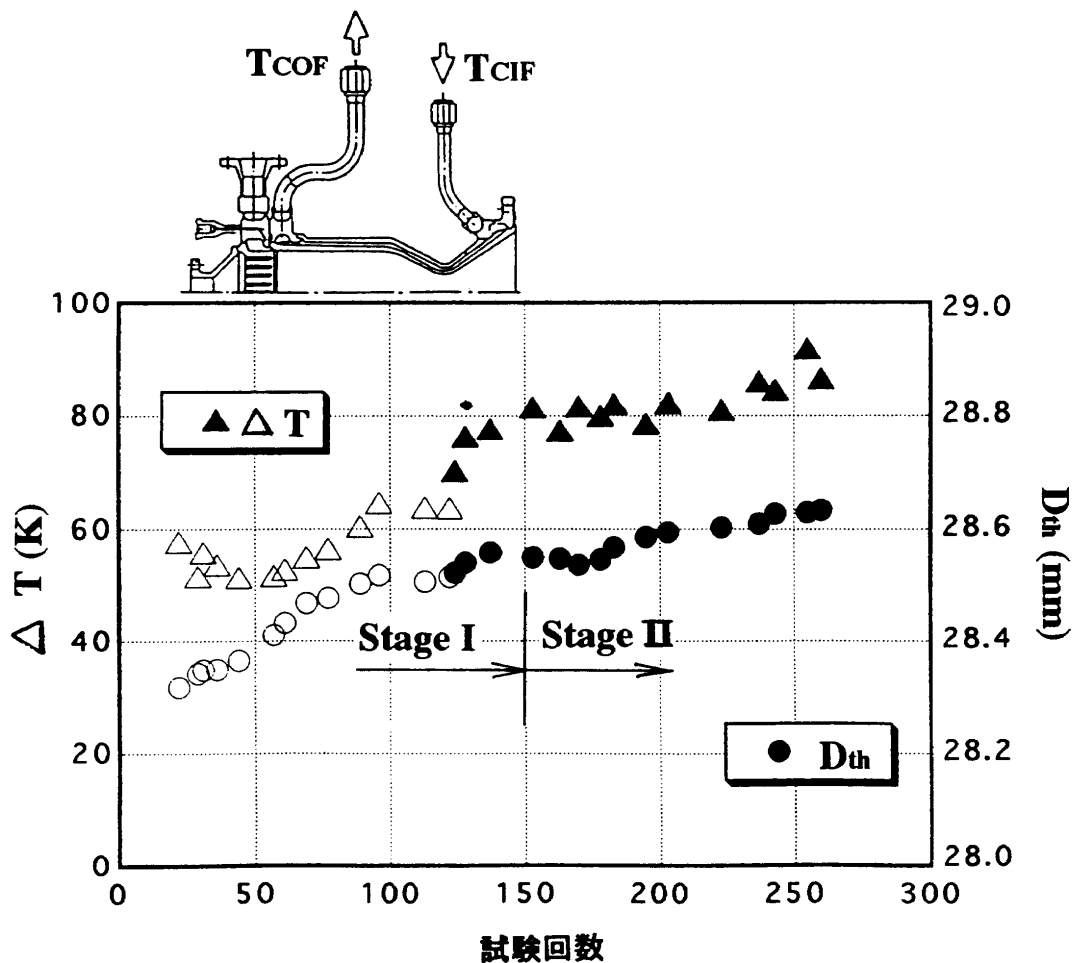
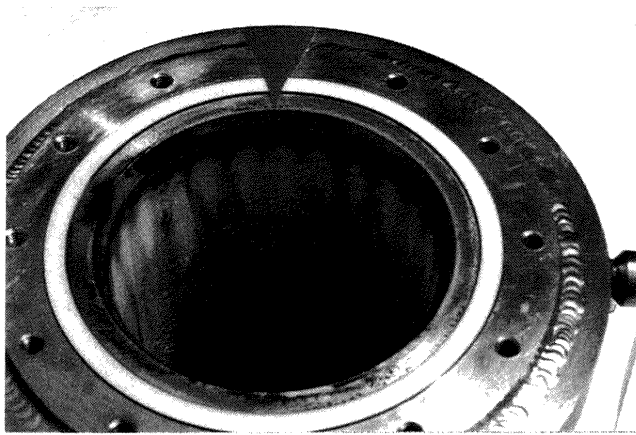
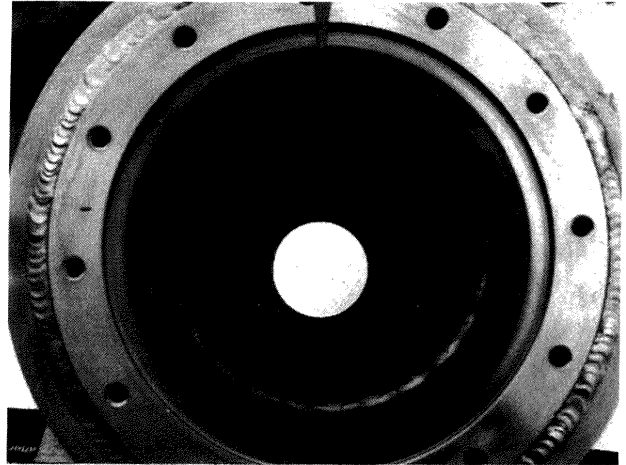


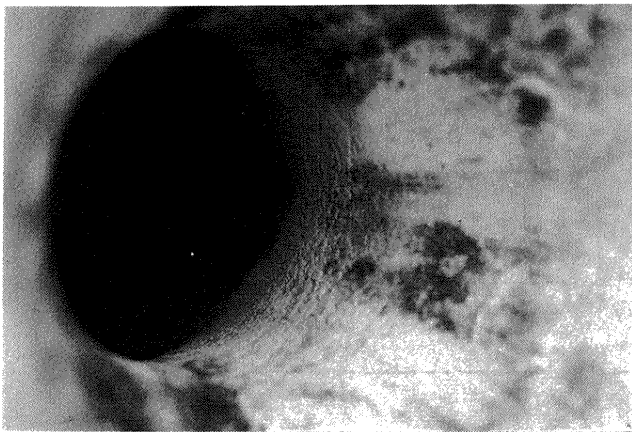
図25 ΔT , D_{th} の試験回数に対する履歴



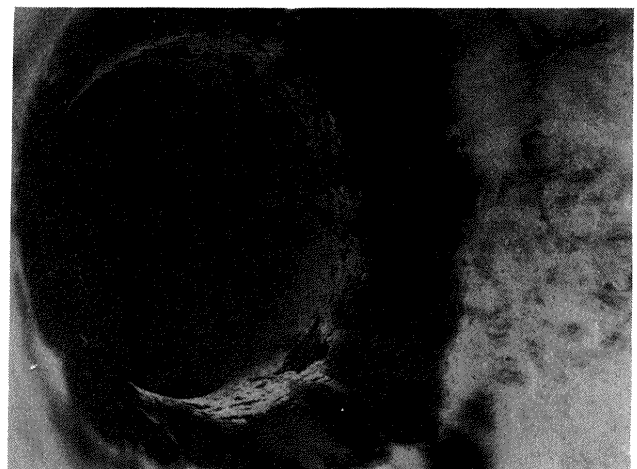
燃焼器入口部



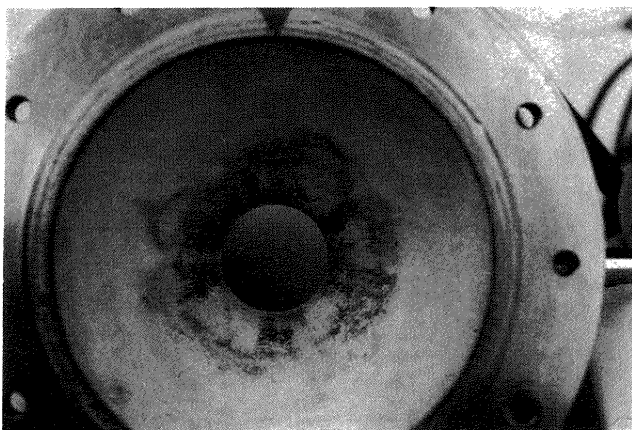
燃焼器入口部



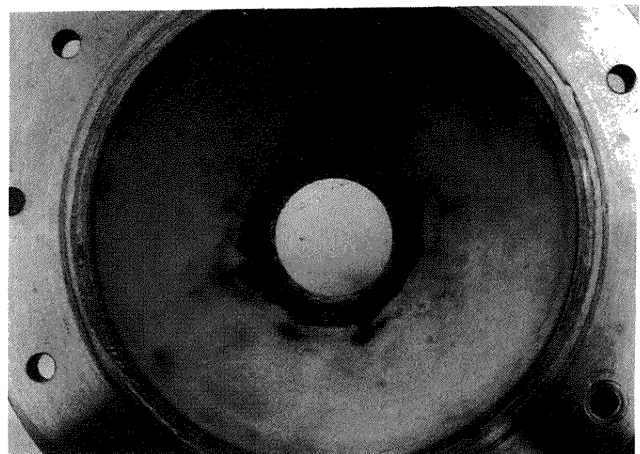
燃焼器スロート部



燃焼器スロート部



燃焼器出口部



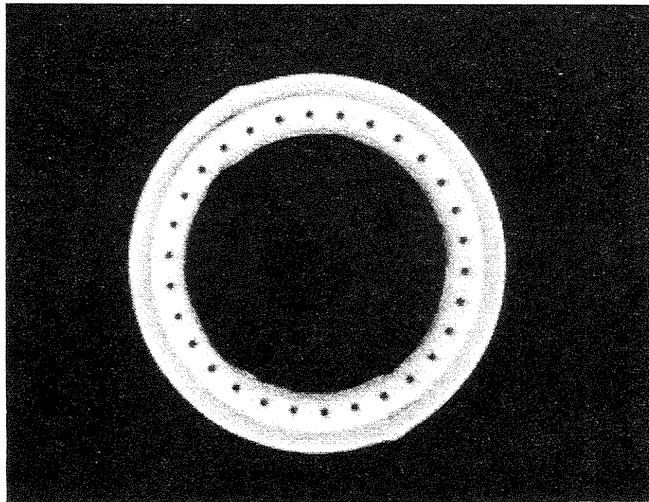
燃焼器出口部

写真9 (a) 燃焼試験数6回の後に取得した燃焼器内壁面の状況写真

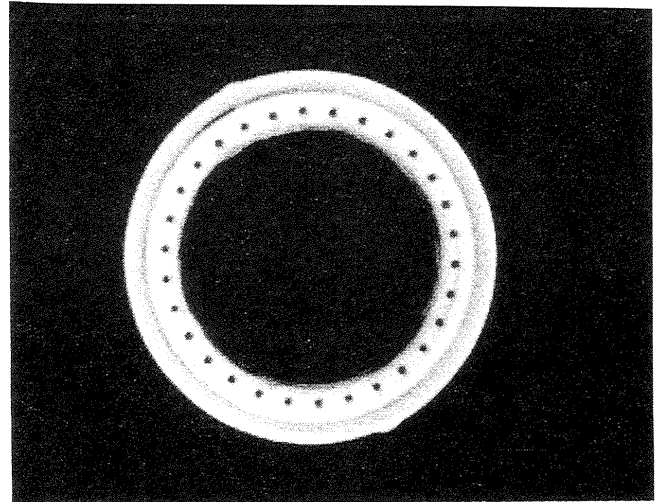
大の傾向を示した。損傷の多くが燃焼の初期に行われた原因の1つとして、溶射被膜中の気孔の影響が考えられる。溶射被膜中には数%以上の気孔率を有することが報告されているが、もし溶射被膜表面に気孔が多く存在する場合には、その気孔の働きによって被膜表面の摩擦係

写真9 (b) 燃焼試験数100回の後に取得した燃焼器内壁面の状況写真

数が不安定になり被膜表面のガス吸着が促進され損傷が進行したことが考えられる⁽¹⁹⁾。このような現象を抑えるために、試験の始めに連続摩擦で“ならし運転”を行ない摩擦係数を安定化させることが制動板に用いた溶射被膜に適用した例があるが⁽¹⁹⁾、燃焼器にこの方法が適する



(a) 燃焼試験128回後



(b) 燃焼試験260回後

写真10 X線CTによるスロート部の状況

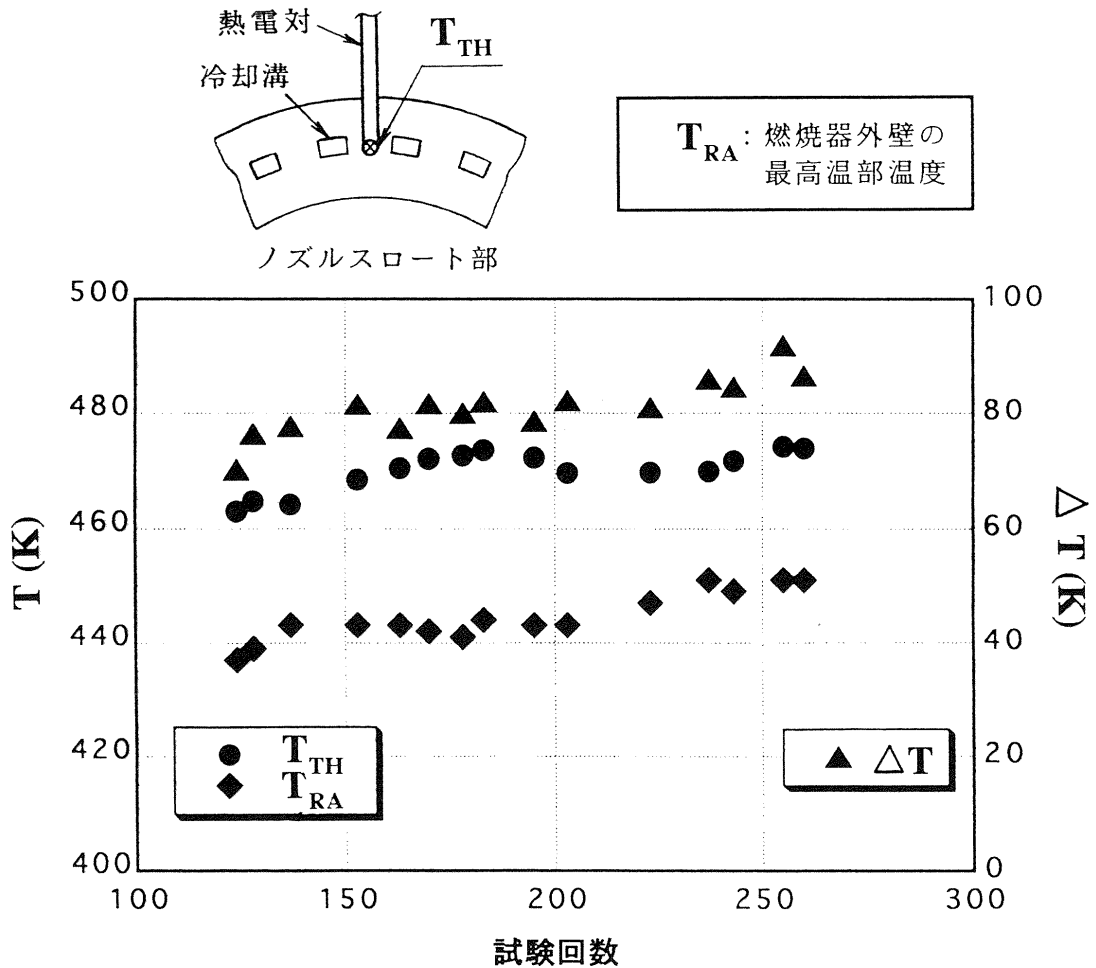


図26 試験回数に対する燃焼器スロート部の温度履歴

かは今後の検討を要する。又、溶射被膜の抵抗を安定化させる1方法として、アルミナドレル上に薄膜のグラファイトカーボンを形成し、その上にプラズマ溶射を行った例もあるがこれについても今後検討を行う。

写真9 (a) (b)は、それぞれ燃焼試験回数が6回と100

回の後取得したStage Iにおける燃焼器内壁面の状況写真である。損傷の特徴として、写真9 (a)で示す様に燃焼器平行部の100vol%ZrO₂コーティング層がスジ状に剥がれる傾向が示された。これは、主に燃焼試験の初期に燃焼器平行部での不燃性の酸化物によりエロージョン

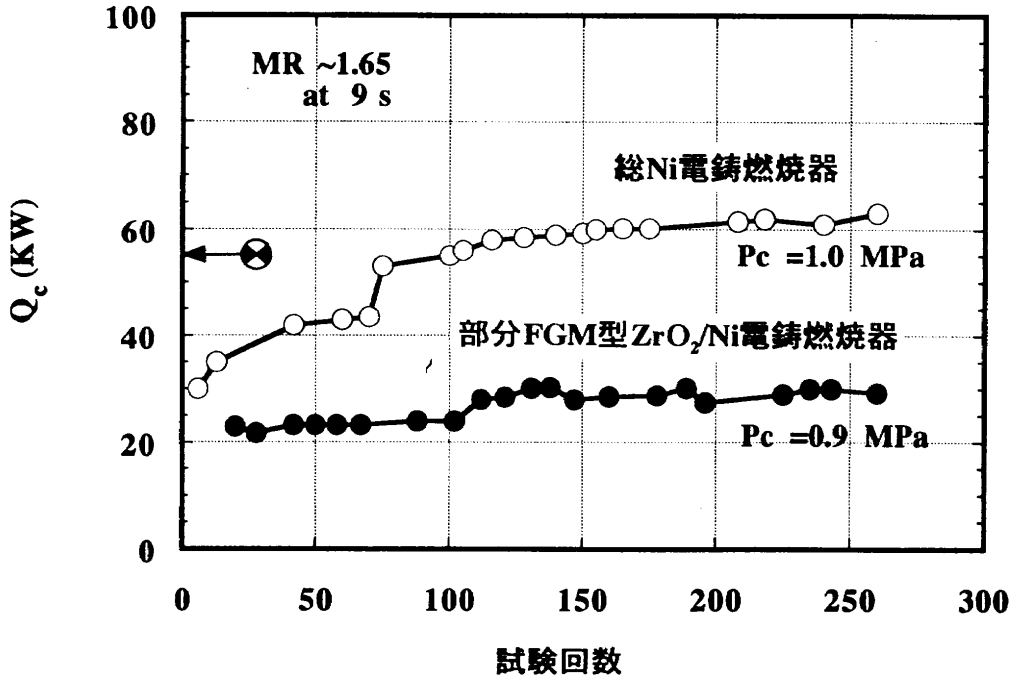


図27 燃料の総吸熱量 Q_c の試験回数に対する履歴

が生じたものと推察される。試験回数が重なると、写真9 (b)で示す様に熱衝撃によるスロート部での損傷が進行する傾向が認められた。StageII以降の破壊に至る前段階(図25のサイクル数150回以降)では、スロート部での損傷が急激に進行した。写真10にX線CTによるスロート部の状況を示す。ここで用いた、X線CTの欠陥分解能は、写真10の映像条件に対して $80\mu\text{m}$ なので内壁面コーティングの損傷深さは測定できないが、燃焼器冷却溝の損傷を確認するには十分である。写真10(b)に示す燃焼試験260回後の映像では、冷却溝間の貫通や剝離等は認められていない。

図26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。図26の T_{TH} は、スロート部冷却溝の間に挿入した熱電対により測定した冷却溝近辺の温度で、 T_{RA} は赤外線温度計により測定した燃焼器スロート部の外壁温度(燃焼器の外壁SUS304Lの外壁温度)である。熱電対により測定した温度の傾向は、赤外線温度計により測定した結果と追従している。燃焼試験の後半では、スロート部の損傷が進行した(第6章4節で示す)が、この傾向は図26のスロート部の温度 T_{TH} の上昇と一致している。

図27は、燃焼回数に対する燃料の総吸熱量 Q_c を示す。図27で●印は、燃焼器の設計点を示す。図27には、総Ni電鍍により製作した燃焼器を用いた推力2000N級のエンジン(フィルム冷却率、 $F_c=23\%$)の燃焼試験結果を示す。図27に示す様に、総Ni電鍍燃焼器の場合は燃焼の前半で損傷が進み、熱負荷が急激に上昇し燃焼初期に比べて、熱負荷は2倍程度に達したのに比べて、傾斜機能コーティングを一部に施した 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。

6.4 レプリカ検査

燃焼試験後の燃焼器コーティング層の損傷の程度をレプリカによる検査方法で調べた。レプリカによる検査方法は、①実機からの採取が容易である。②採取には特別な装置が必要でない。③材料の受けた損傷が比較的容易に反映される⁽²⁰⁾等の利点がある。そのため、燃焼器試験

表5. レプリカ検査結果

Test Cycles	122	260	
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	Cylindrical
12	0.6	0.7	
13	0.7	1.0	Cylindrical-Injector
14	0.5	1.3	
15	0.3	0.4	

における熱歪の繰返しによる熱疲労が主の負荷の場合には、歪の繰返しに伴う累積歪や微視表面亀裂が主たる損傷形態となる為、熱歪による主としてキャビティーの検出のためにはレプリカ法が有効と判断した。

表5に、レプリカ検査法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。表5の損傷箇所(表1のNoで示す)に対応する位置を図28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に比べて大きいにも拘らず、損傷の多くは燃焼試験の始めに行われ、122回からは損傷の程度はほとんど進展していないように見える。燃焼器スロ

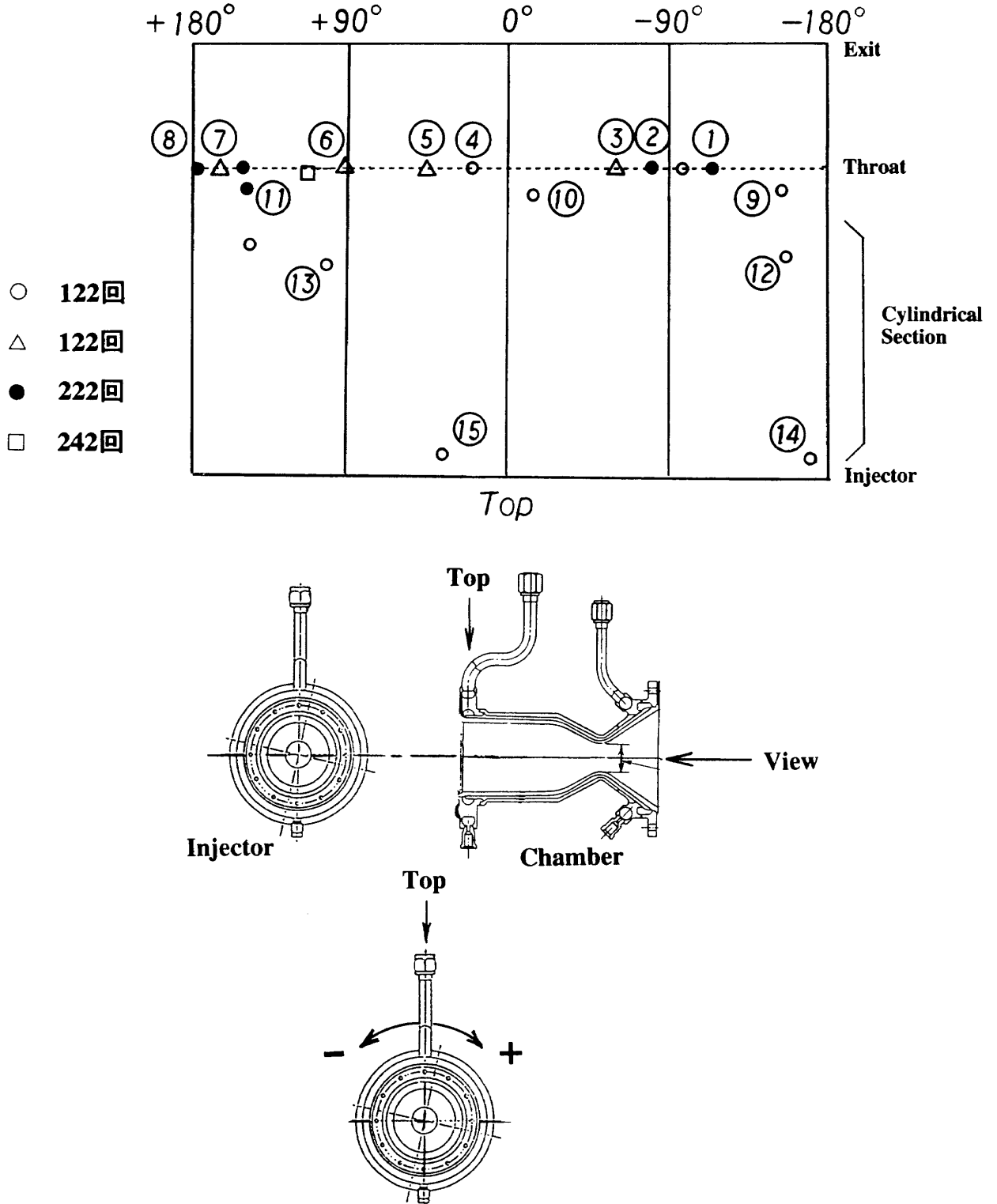


図28 レプリカ測定位置

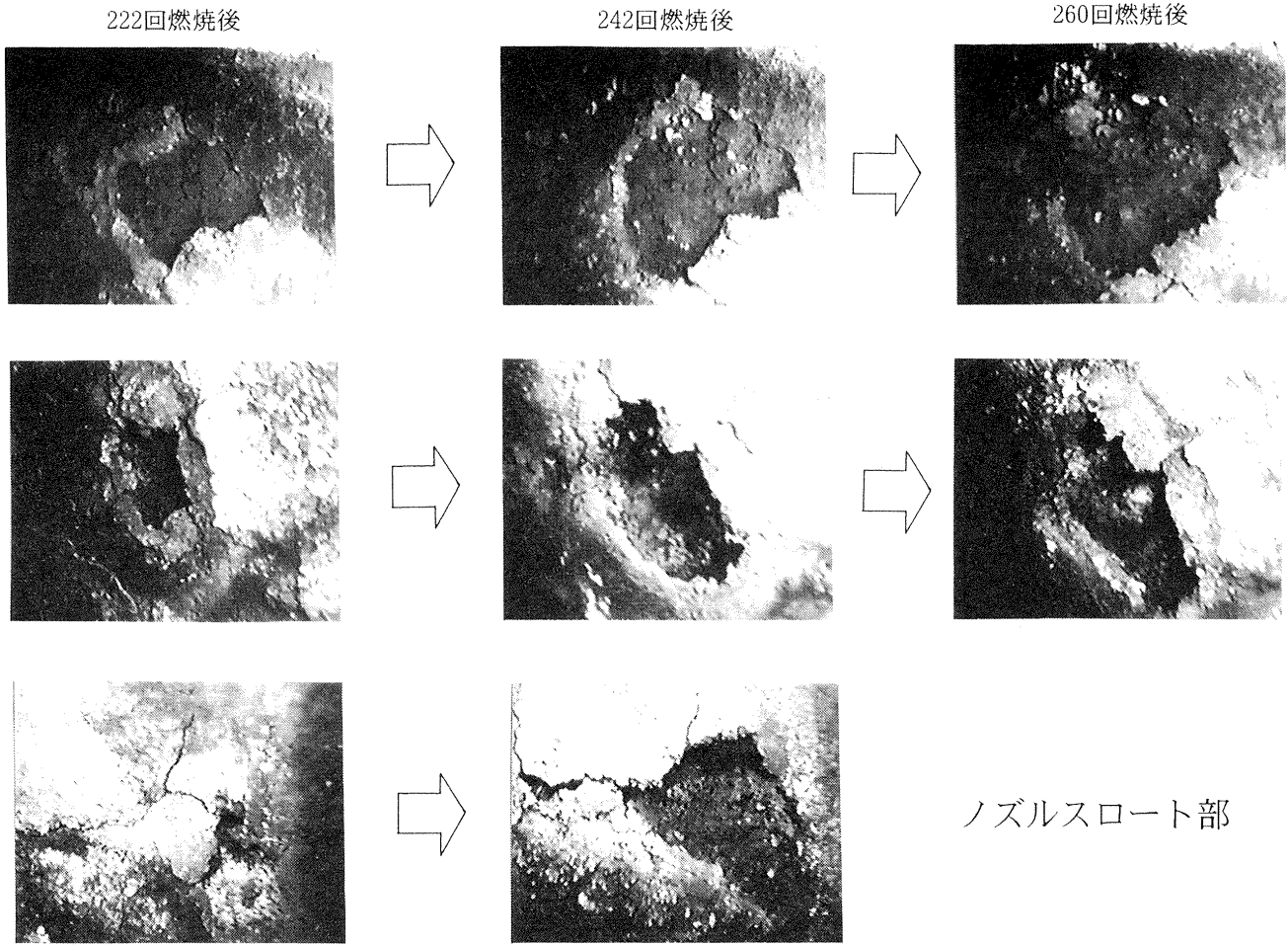


写真11 スロート部の損傷状況写真

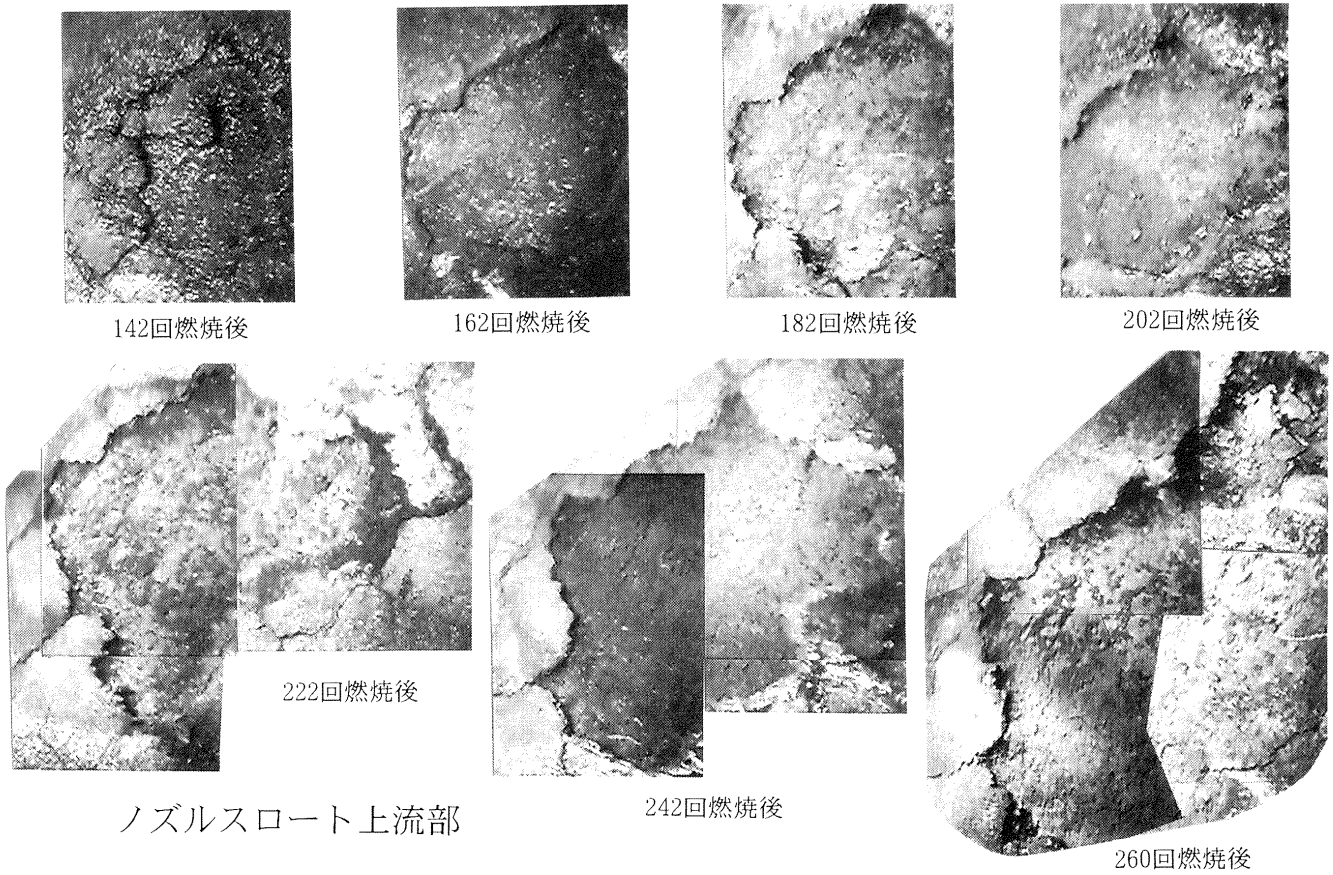


写真12 スロート上流部の損傷状況写真

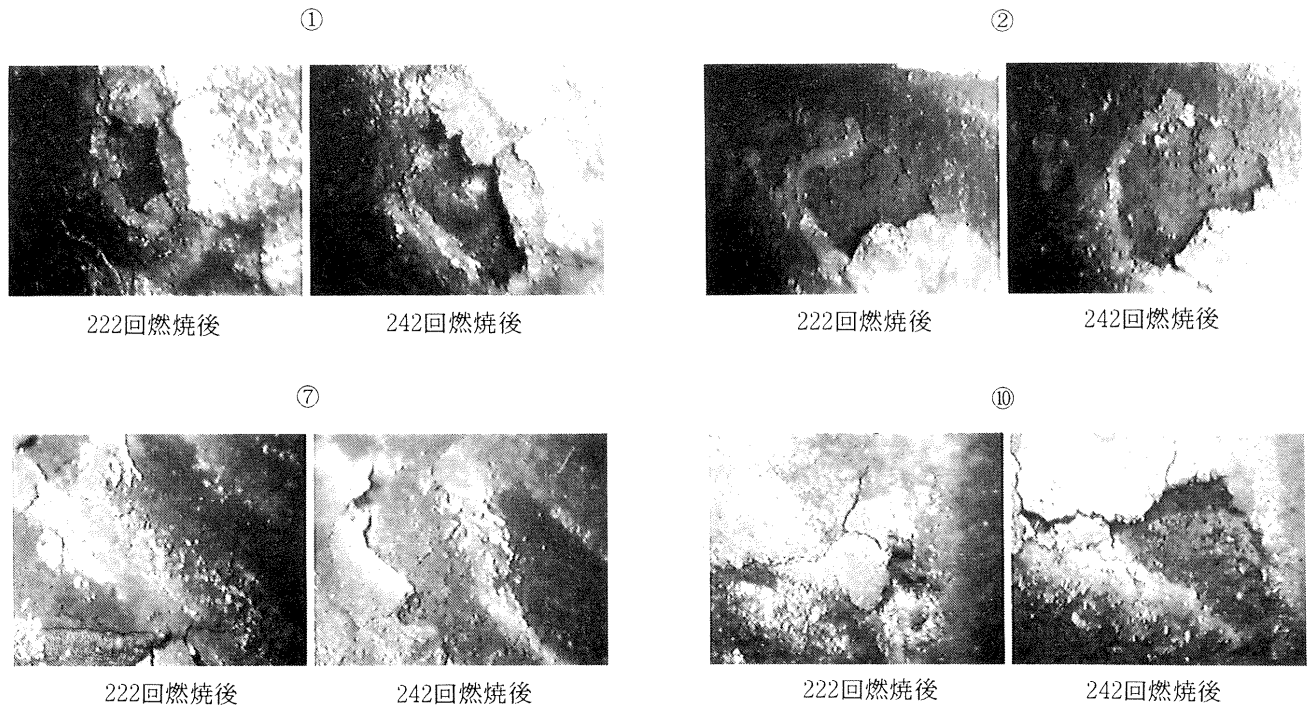


写真13 スロート部(No.1, 2, 7, 10)の損傷状況写真

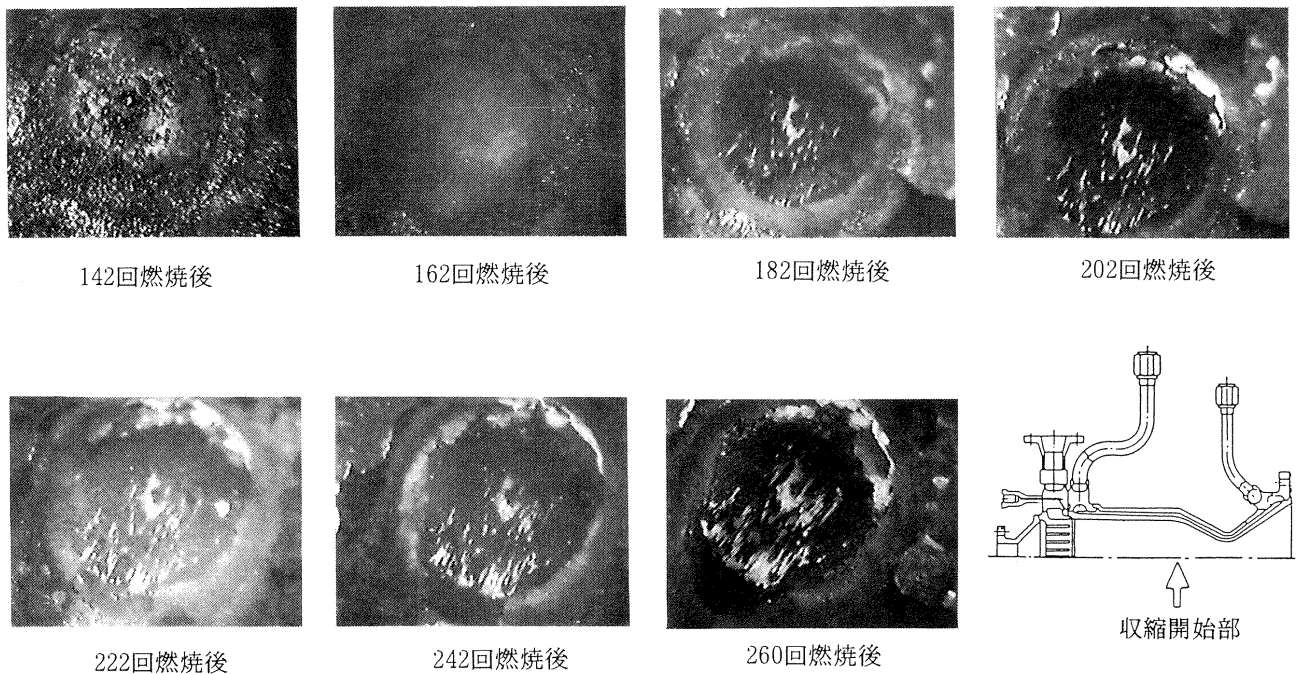


写真14 収縮開始部の損傷状況写真

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。写真11、写真12にスロート部とスロート上流部に対して同位置で測定した損傷の写真撮影を示す。燃焼試験数と共に損傷の範囲の拡がり

められる。スロート周辺ではコーティング表面での亀裂が多く発生しており、試験回数と共に亀裂が原因となった剝離の進行が観察される。この傾向は写真13で示すNo.1, No.2, No.7, No.10でも認められている。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

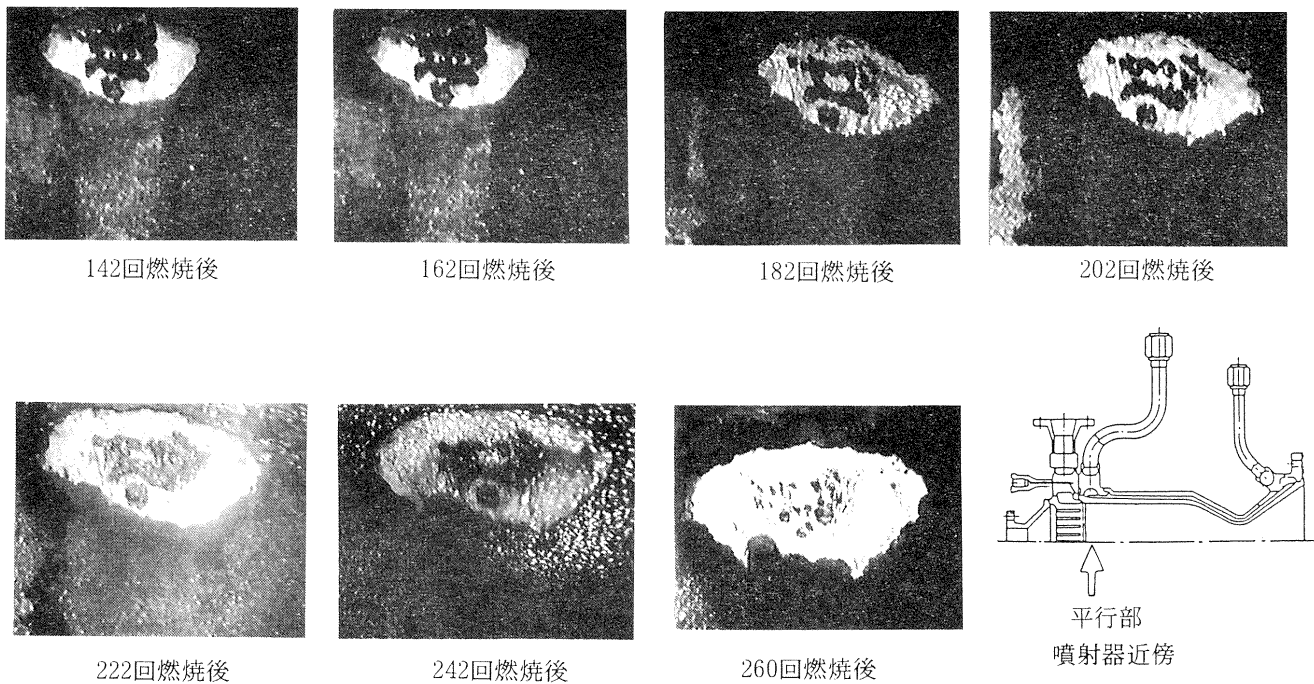


写真15 噴射器近傍の損傷状況写真

層が隆起し周囲に亀裂が発生した後、燃焼回数を重ねるにつれて始めに生じた亀裂にそって ZrO_2 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No.12~15の状況写真を写真14、写真15に示す。損傷の状況は、写真11、写真12で示すスロート部近辺の状況とは異なっている。その状況は、浸食の深さだけが増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た。表5のNo.3では前期試験の122回までの結果よりも後期試験において浸食深さが浅い逆の傾向が認められたが、レプリカ計測は損傷部の周辺からの相対的な損傷形状を測定したため、このような傾向が示されたものと思われる。噴射器の近傍No.14の周辺では、浸食はスロート部に比べて進んでいないため、No.14に示す浸食の深さ1.3mmは、燃焼試験前のコーティング状態からの絶対値と判断した。No.14に示す近傍は、その構造により再生冷却が平行部やスロート部に比べて十分で無いことが想定されるため、局部的に温度が上昇したことが推定される。その他の浸食部は、測定箇所の周囲が浸食されているため、浸食深さの絶対値は特定できないが、内視鏡観察からも ZrO_2 24.5vol%の層には達していないものと推察され、レプリカ計測の結果では浸食の程度はプラズマ溶射の ZrO_2 コーティング層、ボンド層までと考えられる。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、表5に示す浸食にも拘らず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の温度が低いNo.13で示す様に平行部の損傷は大きい。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回数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。

耐久性試験後に損傷部断面を切断し光学計測によって損傷部の深さを測定した結果、主に燃焼器平行部ではレプリカ法により求めた深さ計測の値が、光学計測による値に比べて0.1mm~0.2mm程度深いことが判明した。この原因は、燃焼器平行部の損傷溝の周辺がわずかに隆起しており、レプリカ計測時にはここで示す隆起部位からの相対深さとして測定されたためと推定される。この傾向は特に燃焼器平行部において観察された。燃焼器は、燃焼試験後に6分割にし損傷部の組成分析と損傷深さ及び亀裂進展の程度等について詳しいデータを取得中である。

第7章 結 論

推力1200N級の部分傾斜機能型 ZrO_2/Ni 電鍍燃焼器を用いて大気圧下で耐久性試験を行い、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(燃焼効率： η_c^*)の低下がわずかに観察されたが、混合比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。ノズルス

ロート部の冷却溝近辺の温度は設計値と同程度で燃焼器の総熱量は設計値以内であった。また、ノズル部では、燃焼終了時の冷却剤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燃焼の初期に進行し、その後比較的安定した期間を経て後期以降に致る課程の2段階の挙動が認められた。再生冷却出口温度は燃焼試験150回程度までは上昇し(Stage I)、その後燃焼回数220回程度までは一定値を示し、それ以降は再び上昇する傾向を示した。

(4) 燃焼器の耐久性試験で観察された燃焼器損傷部キャビティの相対的深さの検出にはレプリカ測定法が有効な1手法である。

(5) 総Ni電鍍により製作した推力2000N級の再生冷却二液(NTO/MMH)式エンジン(フィルム冷却率 $F_c=23\%$)の耐久性試験では燃焼の前半で損傷が進み熱負荷が急激に上昇して燃焼初期に比べて熱負荷は2倍程度に達した。部分傾斜機能型 ZrO_2/Ni 電鍍燃焼器を用いたエンジン(フィルム冷却率 $F_c=0\%$)の耐久性試験の場合は、それに比べて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、長秒時の高空性能試験を行ってエンジンの性能[比推力(Ispv)]及び熱特性に関する基礎データを取得する予定である。

第8章 謝 辞

本研究の遂行に際して、東北大学工学部の高橋秀明教授に有益な御教示を承りました。ここに感謝の意を表します。

参考文献

- (1) “熱応力緩和のための傾斜機能材料開発の基盤技術に関する研究” 遮熱性能評価技術に関する研究。昭和63年度研究成果報告書、(平成元年6月)
- (2) Proceedings of the First International Symposium on Functionally Gradient Materials. (1990), October 8-9.
- (3) A. Kawasaki., Fabrication of Disk-Shaped Functionally Gradient Materials by Hot Pressing and Their Thermomechanical Performance. Ceramic Transactions, Functionally Gradient Materials, Volume 34, (November 1-4, 1992), pp. 157-164.
- (4) T. Hashida., 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) R. Carl., 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, (平成元年12月6日-8日), P376-381
- (7) Y. Kuroda., Calibration of Turbine Flowmeters for Storable Bipropellant Engines. Proceedings of The Sixteenth International Symposium on Space Technology and Science, (1988), pp. 249-258, Sapporo.
- (8) 2液式小型ロケットエンジンの燃焼試験, 試験結果要約, 三菱重工(株), (昭和63年12月)
- (9) 藤原 力., 傾斜機能材のロケットエンジンへの適用について, 原動機シンポジウム前刷集, (平成5年1月)
- (10) N. Araki., Evaluation of thermal Diffusivity of Functionally Gradient Materials Obtained by Transient Measuring Methods. Proceedings of the First International Symposium on Functionally Gradient Materials, (1990), pp 345-350.
- (11) T. Hirano., On the Design of Functionally Gradient Materials. Proceedings of the First International Symposium on Functionally Gradient Materials, (1990), pp 5-10.
- (12) 中橋和博., “ロケットノズルの性能予測計算法”, NAL TR-771, (1983年7月)
- (13) “Physical Properties of MMH and NTO”, AFRPL-TR-69-149
- (14) 黒田行郎., “低圧における圧力測定系の時間遅れ”, NAL TR-415, (1980年5月)
- (15) 佐藤政裕., “ETS-VIアポジ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, 1989年講演会前刷集
- (16) Y. Kuroda., ZrO_2/Ni Functionally Gradient Materials (FGM) for Regeneratively Cooled Thrust Engine Applications. Proceedings of the Eighteenth International Symposium on Space Technology and Science, (1992), pp51-60.
- (17) S. Ueda., Bipropellant Performance of N_2H_4/MMH Mixed Fuel in a Regeneratively Cooled

- Engine. Journal of Propulsion and Power, Volume 10, Number 5, (Sept.-Oct. 1994), pp. 646-652.
- (18) B. R. Lawver., High Performance N_2O_4 /Amine Elements Blowpart. NASA CR-160273, Final Report, (March 1979).
- (19) 平岡尚文., “酸化クロム系セラミックス被膜の真空中制御材としての特性”, (社)日本トライポロジー学会トライポロジー会議予稿集, (1994年10月) pp.637-640
- (20) “動力プラント構造物の余寿命評価技術”, 日本機械学会編, 技報堂出版
- (19) 平岡尚文., “酸化クロム系セラミックス被膜の真空

航空宇宙技術研究所報告1294号

平成8年6月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7-44-1
電話 三鷹(0422)47-5911(大代表) 〒182
印刷所 株式会社実業公報社
東京都千代田区九段北1-7-8
