

# ロケット・エンジン部品のセラミックコーティング

河 嶋 千 尋・村 田 順 弘

## 1. まえがき

ロケットおよびジェット・エンジンなど特に高熱に曝される金属表面に耐熱珪藻を施して高温での安定化を図ろうとする Ceramic Coating の研究は、近年諸外国で急速な発展をみせている。ロケット・エンジンの Chamber wall, Nozzle, ガスタービンの Roter blade, Guide-Vein, Combustion chamber, After burner の部分など高温高速ガスに接触する金属材料の選択とその耐用温度の問題はエンジンの設計ならびに効率に関係するところが多大で、今後の重要な研究課題とされているが現在の耐熱合金では Rupture strength, Creep limit, Oxidation resistance などからその限界点に達しているものと考えられる。

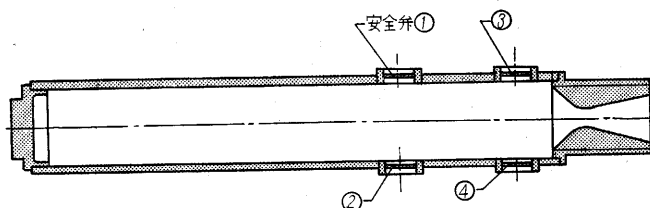
さらに、近い将来におけるロケット推進の急速な進歩によって、ますます燃焼ガスの圧、温度および時間が増大する傾向にあるのでその対策として、最近、米国では金属、黒鉛などのロケットノズルの表面に高温蒸着法 (Vapor plating) または焰熔射法 (Flame fusion Spraying) で酸化物、炭化物、窒化物、硼化物、珪化物などの耐熱材料あるいはサーメット (Cermet) の被覆が試みられている。

また、最近ではセラミックコーティングの耐熱、耐酸化性のはかに高温の火焰に対する Radiation Emissivity の効果が大きく評価されているが、先般実施された Rocket Engine の Test stand 試験において検討したのでその概要について報告する。

## 2. ロケットエンジン燃焼室安全弁に対する

### Ceramic Coating の実験結果

この実験は第 1 図に示すエンジン略図の 1, 2, 3, 4, の 4 ヶ所に設けられた安全弁の内面、すなわち燃焼 flame



第 1 図 安全弁の位置とエンジンの概略

にじかに接触部分に Ceramic Coating を施し、燃焼にともなう Coating 面の剥離、熔融、酸化および侵蝕状態を観察するとともに、その背面の温度上昇、最高温度、試料の変形状態を実測して、Coating の熱遮断特性を考察した。

### (a) エンジンと燃焼条件

第 1 図は実験に使用されたエンジンの概略図である。

### (b) 安全弁の材質と Ceramic Coating の組成

安全弁は SPS 軟鋼材で 66.5φ×2.6mm の円板を用いたが各位置によって Coating の厚さおよび Back metal の有無が相違する。第 3 表には Coating の厚さならびに Back metal の有無を記載した。すなわちエンジン・ノズルに近い安全弁 3 および 4 はそれぞれ銅板 (66.5φ×2.5mm) を裏面にあてがい高温高圧による破壊を防

第 1 表 Ceramic Coating の化学組成と焼付温度

化学成分	Frit A	Frit B
SiO <sub>2</sub>	40.9%	49.2%
Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	7.7	7.7
B <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	17.5	17.4
CaO	8.4	2.9
K <sub>2</sub> O	4.5	4.5
Na <sub>2</sub> O	15.3	15.2
F <sub>2</sub>	3.5	0.04
NiO	0.5	0.7
CoO	0.6	0.6
MnO <sub>2</sub>	1.2	1.4

ミル添加物：Frit A；50 Frit B；50 に対し Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>25、粘土 10、CoO 3、クエンサン 0.5、水 50。

焼付温度：窒素 (99.98%) 気流中において 870°C、5 分間、温度の測定はその背面で行った ノズルに近い所に位置した安全弁 1 および 2 は Back metal なしで、Coating の厚さをそれぞれ 0.20、0.05mm とした。

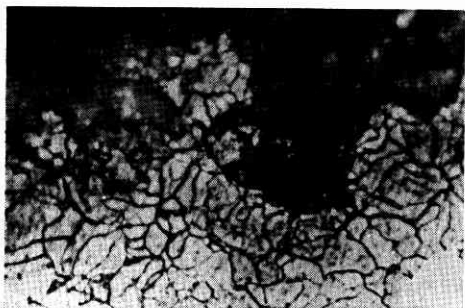
次にこの実験に用いた Coating の組成および焼付け温度は第 1 表に示す。

すなわち Frit は A, B の 2 種の各 50 parts に上記ミル添加物を加え、ボールミルで粉碎 (回転数 70rpm で 5 時間) し篩 (Tyler 200 mesh) で 95% 通過程度の粒度に調整したものに前記

の安全弁を浸漬法で粘掛けしこれを乾燥した。焼付けは窒素気流中で行った。それは安全弁が比較的肉厚で焼成に時間がかかるため金属表面の酸化を防止するためである。一般に窒素ガス中の焼成では硝子質層と金属との接着層の生成が微弱で従って接着強度が空気中の焼成に比して弱く、前記の耐熱衝撃性が低いことが著者らの最近の研究で判明しているの、特に CoO の添加量を多くして 3% (一般には 1%以下) とし接着性を良好ならしめた。第 2 図はその接着境界層の顕微鏡写真である。こ



(a) CoO 添加量 1%



(b) CoO 添加量 3%

第 2 図 Ceramic Coating の接着層の微構造  
(倍率 430)

の写真に見られるようにミル添加した CoO の量が 1% の (a) 図より 3% を添加した (b) 図の方が粘層と金属との反応が激しく行われていることに注意できる。このことは熱衝撃耐性を高め急激な温度上昇に対しても Coating 層が剥脱したりすることが極めて少ない。なお Coating 層の厚さの調節は Slip (泥漿) の粘性、すなわちこの場合には水分の量を変えることによって行った。0.2mm 程度の比較的厚い施釉に対しては特に水量を減少して浸し掛けを行った。

### (c) Ceramic Coating を施した安全弁の熱遮断特性

第 1 図の装置で行った実験結果を第 2 表に示す。この実験の目的は 2 つある。一つは Ceramic Coating を施したものと無釉のものとの差異、他の一つは Ceramic Coating 層の厚さが熱遮断特性に及ぼす影響である。安全弁 3, 4 は前者の点について、1, 2 は厚さが 0.20mm と 0.05mm であるから後者の点について考察したこと

第 2 表 安全弁の最高温度と変形量

安全弁の番号	材質	背面板	コーティングの厚さ (mm)	最高温度 °C	最大変形量 (mm)
0	SPS 軟鋼材	なし	0	—	5.75
1	"	なし	0.20	645	4.67
2	"	なし	0.05	—	4.77
3	"	銅板	0	240	1.20
4	"	銅板	0.05	180	0.28

になる。まず、安全弁 3, 4 については同背面中央部で実測された最高温度はそれぞれ 240°C, 180°C, さらにその時の最大変形量 (第 3 表の図の hm の値) は 1.21 mm と 0.28 mm であった。温度および変形量が比較的小さい理由は前記銅板を背面に当てたためである。この結果から、Coating (0.05mm) を施した場合は 60°C (%にして 25%) の温度降下があり、変形量もそれに対応して減少していることが判る。

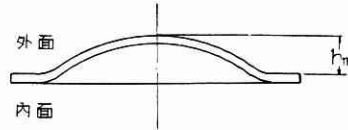
つぎに、Coating の厚さの影響であるが、これはノズルに遠い所に位置した 1, 2 の試料について比較した。試料 1 は厚さ 0.2mm で厚い方、試料 2 は 0.05mm で薄い方であるが、この場合には銅板を当てていないので、3, 4 の試料に比して指示温度は高く、かつ変形も著るしい。試料 1 について最高温度は 645°C と記録されたが、2 については都合で測定ができなかつた。しかし最大変形量は 1, 2 についてそれぞれ 4.68 mm, 4.77 mm で余り差はなく、厚い方が僅かに変形量が小と見られるわけで、従って温度上昇も僅かに低かったのではないかと判断される。

以上、Ceramic Coating の熱遮断性についてははいわゆる Luminous flame の短時間の噴流に対しては相当効果があるとみなされるが、粘層の厚さはそれほど顕著な影響がないことが一応判った。それは結局、Coating 層の表面状態、とくに熱輻射に対する emissivity の問題であって、後述するように Zirconium Oxide, Magnesium Oxide など、極めて、Emissivity の低いものが有望である。

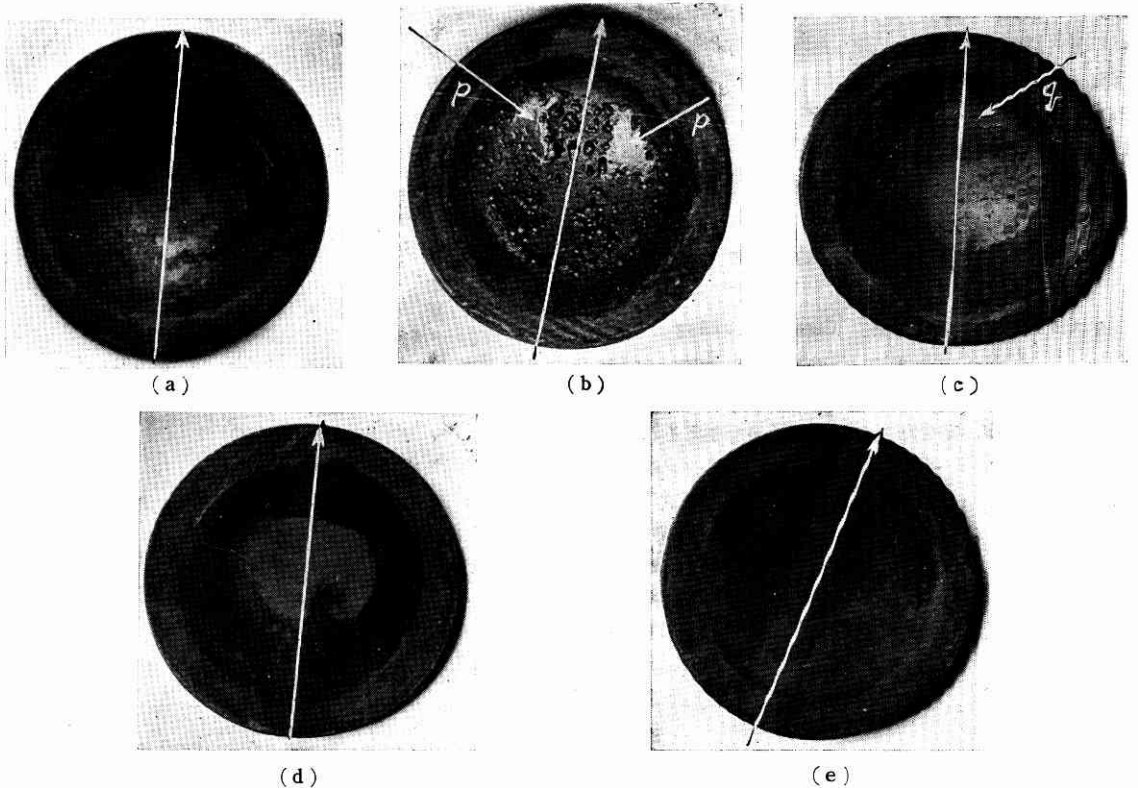
なお、第 2 表の 0 なる記号の安全弁は今回の実験で得られた試料ではないが、実験装置ならびに実験条件は同様であって、弁の位置は 1, 2 に相当し、Coating をしない時のものである。温度記録はないが最大変形量を測定したところ 5.75 mm で本実験の 1, 2 の 4.68, 4.77 mm に比してかなり大きく、従って温度上昇もそれ相当にあったのではないかと推測できる。この結果からも、Coating の効果があることは一応考えられよう。

第 3 表は各安全弁の外側面の変形量を実測したもので直径上を 5mm 間隔に測定した。もちろん、変形は対称でなく中央から燃焼方向、すなわち、ノズル側に僅かにずれて最大値の部分がある。

第 3 表 燃 焼 後 の 各 安 全 弁 の 変 形



安全弁の種類	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13
0	-0.03	0.18	1.58	2.55	4.98	5.68	5.75	5.33	4.36	2.14	1.60	0.25	0
1	0.02	0.16	1.12	2.39	3.65	4.44	4.68	4.16	3.27	2.18	1.08	0.19	0
2	0.04	0.17	1.25	2.84	4.06	4.73	4.77	4.24	3.34	2.06	0.87	0.02	0
3	0	0.11	0.33	0.65	1.03	0.33	0.40	1.21	0.94	0.62	0.38	0.15	0
5	-0.05	0.13	0.23	0.21	1.11	0.08	0.16	0.28	0.28	0.21	0.13	0.06	0



第 3 図 安 全 弁 の 表 面 状 態

(d) 安全弁の表面状態の観察

第 3 図は各安全弁が高速高温ガス噴流に接触した表面の外観写真である。各写真の円板の中央を横ぎる矢印の直線は、この直線の方に噴流が流れたものと考察されると同時に、この直線を中心として表面状態および変形量(第 3 表)が、対称となっていることに注意できる。

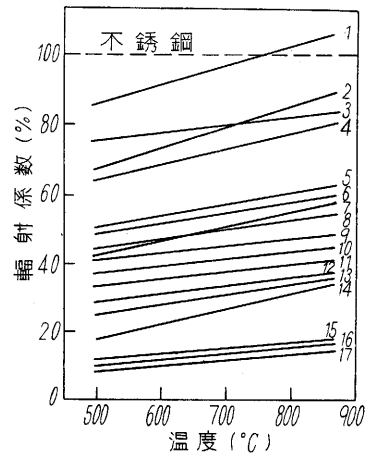
(a) は無釉の弁で表面の酸化状態は他の施釉した弁より激しく表面温度が上昇したことを知ることができる。(b) は釉層 0.20mm の場合の表面状態であるが、釉層はいわゆる熱衝撃で剥脱してはいないが Luminous flame によって、表面は完全に熔融し斑点球状化している。その状態は厚さが厚いために判然としており上述の

噴流線を中心に、左右対称的で焰が最も吹付けたと想像される  $p$  領域では、熔融硝子層は吹き飛ばされ局部的に酸化が進行している。(c) は釉層 0.05mm の場合であるが(b)のような顕著な模様は呈しないが、大体の傾向は類似している。噴流線に垂直な  $q$  領域で薄膜は吹き寄せられいわゆる対称な Shivering line が観察される。この場合も(b)と同様剥離はなく、耐酸化性も一応良好と判断できる。(d) は施釉しない時の第 1 図の位置 3 に相当する安全弁であるが、酸化程度は全般的には(a)に比してはげしくない。この点、恐らく最高温度は 1, 2 の安全弁より低かったのではないかと想像される。すなわち、(e) の 0.05mm に施釉した弁 4 の状態から想像する

と温度上昇速度がこの場合には高かったものと考えられる。それは(e)では釉層が熔融する前に花型模様に剥落しているからで熱衝撃が激しかったことを示し、参考になる現象である。

3. Ceramic Coating の Emissivity に及ぼす各種酸化物の影響<sup>1)</sup>

ロケットには熱遮断特性の良好な Coating が必要であるが、それは釉層の化学組成ならびに粒度に関する。各種酸化物並に耐火原料について測定した結果を第4図に示す。これは18-8不銹鋼の表面に0.35mmの厚さに施釉し、各温度での Emissivity を測定したもので、不銹鋼を100としそれに対する比較値として表示してある。その結果、ZrO<sub>2</sub>, MgO, Uveriteなどの酸化物ならびに耐火原料の遮断特性が最も良好であることが判る。事実、最近、General Electric Co. の 8473-CI (U. S. Patent No. 2,564,497)は MgO を主体とする Vitreous Coating で高温遮断特性は極めて高く、その焼付け温度は1000°Cと報告されている。なお、第4図に記した番号は次の材料名を示す。



- (1) リシヤ雲母 (Lepidolite)
- (2) 橄欖石 (Olivine)
- (3) 石英 (Quartz)
- (4) 藍晶石 (Kyanite)
- (5) 蛭石 (Vermiculite)
- (6) 蛭石 ( " )
- (7) 雲母 (Mica)
- (8) リシヤ輝石 (Spodumene)
- (9) 黄玉 (Topaz)
- (10) 葉蠟石 (Pyrophyllite)
- (11) 菱苦土鈦 (Magnesite)
- (12) ダイアスポア (Diaspore)
- (13) 酸化錫 (SnO<sub>2</sub>)
- (14) 酸化チタン (TiO<sub>2</sub>)
- (15) ジルコニア (ZrO<sub>2</sub>)
- (16) マグネシア (MgO)
- (17) ユベライト (Uverite)

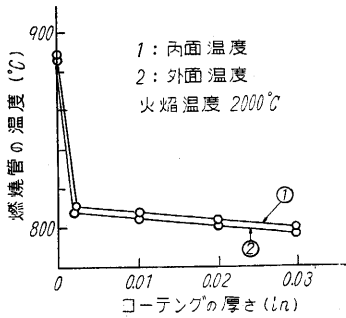
第4図 高温における各種酸化物の熱輻射係数<sup>1)</sup>

4. ガスタービン燃焼管への Ceramic Coating の応用

ガスタービンには燃焼管に Ceramic Coating が実用され、その結果 Combustion chamber の内外面における温度が下り、使用耐熱合金の選択にもなる経済上の問題と機関の効率、寿命などに良好な結果を与えることが報告されている。<sup>2)</sup> 今回のロケットテストスタンドの報告とも関係が深いのでその概要について記す。第4表

第4表 ガスタービン燃焼室へ Ceramic Coating を施した時の実験結果<sup>2)</sup>

Column No.	Combustion chamber with high and gas velocity										Combustion chamber with low air and gas velocity		
	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	
	Bare metal throughout		Ceramic lining in flame tube thickness				Ceramic Coating, 0.002in thick, on inside and outside of flame tube		ceramic Coating, 0.002in thick, on inside and outside of both flame tube and air casing		inside of flame tube covered by a thin layer of Carbon	Bare metal	0.030 in thick Ceramic lining inside flame tube
Flame temp., °C(assumed)	2,000	1,600	2,000	1,600	2,000	2,000	2,000	2,000	2,000	2,000	2,000	1,800	1,800
Inner surface of Ceramic lining in flame tube: temp., °C.....	—	—	814	664	820	828	838	853	853	—	—	—	1,334
Inner surface of metal flame tube: temp., °C	890	716	811	662	807	803	800	850	850	960	1,585	1,312	
Outer surface of metal flame tube: temp., °C	887	714	808	660	804	800	797	847	847	957	1,572	1,302	
Outer surface of Ceramic outer coat on flame tube: temp., °C.....	—	—	—	—	—	—	—	844	844	—	—	—	
Mean temp. of secondary air, °C (assumed).....	200	200	200	200	200	200	200	200	200	200	450	450	
Air casing temp., °C	283	240	261	230	260	259	258	221	221	291	1,442	1,125	



第 5 図 燃焼室の温度とコーティングの厚さの関係

はその結果であって、Column No. 2~11 は Flame tube の直径が 5.25in で高速ガスの場合に関する結果であり、12~13 は Flame tube の直径が 20in で低速ガスの場合に関するものである。火焰の温度は 1600°C~2000°C と推定されているが、いま 2000°C の場合について Flame tube の内外面における温度上昇についてみると、Flame tube の内面のみを 0.030in に Coating した場合、約 800°C となり、しない時は約 890°C であって、その間に約 90°C (すなわち 10%) の温度の降下が認められている。また、火焰温度が 1600°C の時は施釉しない時は 715°C で、施釉した時は 660°C であるから約 54°C、すなわち 7.5% の温度の降下が記録されている。この実験は長時間連続運転の実例であろうから、ロケットのように短時間燃焼の時ほどは温度降下は認められない。ただ、この場合、Coating 層の厚さの影響であるが、第 5 図に示すように僅かな勾配をもって厚さが厚くなるにしたがい温度は降下することが判るが、それほど著しいものではない。この点はロケットの安全弁の場合にその変形量から推測した結果と同じような傾向がある。ゆえに、0.05mm~0.65mm の厚さの範囲ではむしろ釉層の他の高温特性および剥落などの点からして不必要に厚くすることは適当でなく、むしろ Ceramic Coating には熱輻射係数の小さな材料を薄く用いる方が好ましい場合が多い。

5. 焰熔射による耐熱被覆<sup>3)</sup>

この新しい耐熱被覆は Flame spray ceramics と呼ばれている。米国、Illinois Inst. Techn. で始めて着手せられ、その後 Norton Co. その他の民間会社でロケット、ジェット・エンジンの燃焼筒などへの応用研究が進められている。メタリコンと全く同様な方法で耐火材料、特に Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>, ZrO<sub>2</sub> など粉末を Flame gun で金属の表面に熔射して得られる極めて耐熱、耐蝕性のコーティングであるが従来の Ceramic Coating の如く金属の予備加熱を必要としない点が大きな特徴とされている。工具鋼よりもさらに硬度の高い Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>, ZrO<sub>2</sub> などの耐熱材料を 10mils (1mil=1/1000吋) の厚さに、鋼や Al、特にロケ

ットノズルに被覆して耐用温度を高めることに成功している。また Die-Cast 合金、軟鋼などの比較的軟かい金属の表面に吹きつけて硬度を増す目的、例えばポンプ用インペラ、タービン翼、キャピテーション用パイピングなど、さらに鑄型、その他電気絶縁材料、化学的耐熱材料、装飾用などにも応用せられているが、余りに被覆の厚さが多すぎると内部歪によって急熱急冷による損傷の原因となる。

Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> のコーティングは電気絶縁性にも優れた性能を示し、高温用の機械部品、その他熔融金属の濡れ (Wettability) に対しても安全であるので Al の鑄型にも応用されている。ZrO<sub>2</sub> のコーティングは Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> よりも硬度は若干低いが、耐熱性に優れて、ロケットの Flame duct, Burner 用部品、噴射孔の内張用、型材などに新しい用途を見出している。

また、金属のみならず非金属材料、例えば黒鉛の表面に SiC の被膜を吹付けてロケット用ノズル、燃焼筒、パーナー装置などの高温における耐酸化性、耐蝕性、耐摩耗など改善に著しい効果を挙げている。しかし、この耐熱被膜は比較的脆い欠点があり、また 10~15% 程度の気孔率を残存し、ガス透過に対して十分でない。最近では軟かい金属と一緒に熔射する方法、すなわち "Solution Ceramics" の新被覆法が研究せられている。この種の耐熱被覆の試験には密着度、衝撃強さ、曲げ強さ、対スポーリング (熱衝撃試験) などが行われる。

上記の焰熔射による耐熱被覆の方法は現在、米国 Norton Co. において次の商品名のものがすでに実用化されている。

**Rokide A** Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> 98.5, 酸素アセチレン焰を用い 2770°C で 0.127~2.54 mm の厚さに被覆する。耐熱度 2030°C, 化学的侵蝕, 熱および電気の絶縁性, 超硬耐摩性など優れた特性を有している。

**Rokide C** 黒鉛質, 高温蒸着で純 SiC の耐熱被膜を施したものの、ロケットノズル、エンジンの内壁用、ラムジェットの排気ノズルなど、厚さ 0.05~0.025mm, ダイヤモンド, B<sub>4</sub>C などに匹敵する硬度を有している。

**Rokide ZS** Zircon 質, 性能は Rokide A と同様であるが融点, 硬度, 通気度などが若干小さい。ZrSiO<sub>4</sub> → ZrO<sub>2</sub> + SiO<sub>2</sub>. すなわち, SiO<sub>2</sub>-ZrO<sub>2</sub> 系ガラス相の中に ZrO<sub>2</sub> の微晶を析出させたもの。

**Rokide Z** Stabilized zirconia 質, すなわち, ZrO<sub>2</sub> の結晶変態による亀裂発生を CaO の添加で防止している。この研究はごく最近に完成せられたが Zirconia の熱伝導率が極めて低いことによって優れた断熱効果を示す。

6. 蒸着による耐熱被覆<sup>4)</sup>

これは Vapor plating, Vapor-phase deposition とも呼ばれている。I. Campbel 等 (Trans Electrochem.

第 5 表 蒸着法における諸反応例<sup>4)</sup>

蒸着の反応	蒸着温度(°C)	反応の形式	蒸着の反応	蒸着温度(°C)	反応の形式
$TiBr_4 + H_2 \rightarrow Ti + HBr$	900~1400	1(a)	$BCl_3 + H_2 \rightarrow B + HCl$	800~1100	1(a)
$TiI_4 \rightarrow Ti + I_2$	1200~1400	2(a)	$SiCl_4 + BCl_3 + H_2 \rightarrow \text{Siboride} + HCl$	1100~1300	1(b)
$ZrBr_4 + H_2 \rightarrow Zr + HBr$	900~1400	1(a)	$TiCl_4 + BCl_3 + H_2 \rightarrow \text{Ti boride} + HCl$	1000~1300	1(b)
$ZrI_4 \rightarrow Zr + I_2$	1300~1800	2(a)	$ZrCl_4 + BCl_3 + H_2 \rightarrow \text{Zr boride} + HCl$	1700~2500	1(b)
$PtCl_2 + 2CO \rightarrow Pt + Cl_2 + CO$	600	2(b)	$Cr + BCl_3 + H_2 \rightarrow \text{Cr boride} + HCl$	1200~1600	1(a)
$BCl_3 + H_2 + CxHy \rightarrow B_4C + HCl + [CH]$	1200~2000	1(b)	$Ti + SiCl_4 + H_2 \rightarrow \text{Ti silicide} + HCl$	1100~1500	1(a)
$SiCl_4 + H_2 + CxHy \rightarrow \alpha\text{-SiC} + HCl + [CH]$	1300~2000	1(b)	$Zr + SiCl_4 + H_2 \rightarrow \text{Zr silicide} + HCl$	1100~1500	1(a)
$SiCl_4 + H_2 + CxHy \rightarrow \text{BSiC} + HCl + [CH]$	2000~2400	1(b)	$Mo + SiCl_4 + H_2 \rightarrow \text{Mo silicide} + HCl$	1100~1800	1(a)
$TiCl_4 + H_2 + CxHy \rightarrow \text{TiC} + HCl + [CH]$	1300~1700	1(b)	$W + SiCl_4 + H_2 \rightarrow \text{W silicide} + HCl$	1100~1800	1(a)
$ZrCl_4 + H_2 + CxHy \rightarrow \text{ZrC} + HCl + [CH]$	1700~2400	1(b)	$AlCl_3 + CO_2 + H_2 \rightarrow Al_2O_3 + CO + HCl$	800~1000	1(b)
$MO + H_2 + CH_4 \rightarrow \text{MOC} + H_2 + [CH]$	700	1(c)	$SiCl_4 + CO_2 + H_2 \rightarrow SiO_2 + CO + HCl$	600~1000	1(b)
$W + H_2 + BxHy \rightarrow \alpha\text{-W}_2\text{C} + H_2 + [CH]$	2100~2400	1(c)	$ZrCl_4 + CO_2 + H_2 \rightarrow ZrO_2 + CO + HCl$	800~1000	1(b)
$BCl_3 + 3N_2 + 1H_2 \rightarrow BN + HCl$	1200~2000	1(b)	$AlCl_3 + ZrCl_4 + CO_2 + H_2$	800~1000	1(b)
$TiCl_4 + 3N_2 + 1H_2 \rightarrow BN + HCl$	1100~1700	1(b)	$\rightarrow Al_2O_3 + ZrO_2 + CO + HCl$		
$ZrCl_4 + 3N_2 + H_2 \rightarrow ZrN + HCl$	1100~2700	1(b)			

Soc., 1949, 96(11), 318) てによって始めて系統的に研究せられたもので新しい様式の耐熱被覆として大いに注目されている。

すでに米国では黒鉛質のロケットノズルの表面に次のような化学反応によって耐熱金属および非金属耐熱材料(炭化物, 窒化物, 珪化物, 硼化物, 酸化物)などの蒸着が試みられている。それらの反応生成物ならびに蒸着反応の実例は第5表に示す。

- (1) 材質の表面における化学的反應あるいは還元によるもの
  - (a) Halide の水素による還元
  - (b) Halide と C, N, B, Si および O などを含むガスとの反応
  - (c) 材質とガス相との反応または置換
- (2) 材質の表面における熱分解によるもの
  - (a) Halide と酸素を含む成分との高温における反応
  - (b) Carbonyl または Halide との低温における反応

7. あとがき

本稿にはロケット・エンジンのテストスタンドにおける Ceramic Coating の実験結果を中心に記述した。Ceramic Coating は火焰の輻射熱伝達に有効に作用し、0.05~0.20mm の薄膜層でも安全弁背面温度を下げる役目をする事が判ったがその場合、Coating の材質ならびに表面状態が Emissivity に著るしく関係し、例えば MgO, ZrO<sub>2</sub> にあたりては不銹鋼表面の 0.78 に対し 0.18 あるいはそれ以下であること、ならびにロケット・

エンジンにはこの種の Coating を施すことが極めて効果的であることなどを明らかにした。以上の実験結果を要約すると次のようである。

- (1) ロケット・エンジンの安全弁 (66.5φ 2.6mm) の内側片面に Coating したものはしないものより約 25% の温度降下が認められた。
- (2) Coating の厚さの影響は安全弁の変形量から推測するときほど顕著ではない。
- (3) 高温高圧の火焰に対する Ceramic Coating の高温強度ならびに熱衝撃抵抗性は窒素気流中で焼付した試料にも拘わらず十分耐える。
- (4) Ceramic Coating を厚くすることは火焰による釉表面の熔融、飛散などがあり 0.1mm 以下におさえることが適当と思われる。

終りに本実験に当って直接ご援助下された東京大学・糸川英夫、玉木章夫両教授ならびに富士精密工業 K K ・戸田康明博士始め関係の諸氏に厚くお礼申上ます。

(1956. 4. 22)

文 献

- 1) ASTM Special Technical Publication No. 153
- 2) F. G. Code Holland; N. G. T. E. Memorandum. Feb., 1948
- 3) Ceramic Age, July. p. 14, 1955
- 4) I. Campbell, C. Powell, D. Nowicki and B. Gonser Trans. Electrochem. Soc. Vol. 96, 1949

