

ZrO₂/Ni 系完全傾斜機能型燃焼器の高空性能試験*

黒田 行郎*¹ 佐藤 政裕*¹ 只野 真*¹
森谷 信一*¹ 日下 和夫*¹ 熊谷 達夫*¹
毛呂 明夫*¹ 田口 秀之*² 川又 善博*³
三木 陽一郎*⁴ 下田 信之*⁵

High Altitude Performance Tests of Perfect ZrO₂/Ni FGM Chamber

Yukio KURODA*¹, Masahiro SATO*¹, Makoto TADANO*¹, Shinichi MORIYA*¹,
Kazuo KUSAKA*¹, Tatsuo KUMAGAI*¹, Akio MORO*¹, Hideyuki TAGUCHI*²,
Yoshihiro KAWAMATA*³, Yoichiro MIKI*⁴ and Nobuyuki SHIMODA*⁵

ABSTRACT

Ceramic thermal barrier coating systems will be of growing importance for the reusable high performance orbiting maneuvering engine (OME). These coatings have been previously studied for many years aiming to improve the resistance to extreme conditions of high temperatures and oxidizing atmosphere at the inner walls of the combustion chamber. These are very attractive ways to achieve a high performance engine because of their potential for reducing the film-cooling requirements in the rocket chamber. However, as shown in the test results of the thermal fatigue properties of functionally graded materials (FGM) specimens, due to the large difference in thermal coefficient of expansion between the coating materials and the metal wall and the low ductility of the ceramic coating, cracks occur in the ceramic coating layer or spalling occurs during repeated thermal cycles. One method of improving adhesion of the coating to the metal wall is to apply FGM.

In this test series, high altitude performance tests (HAPT) of a regeneratively cooled 1200N thrust engine composed of ZrO₂/Ni FGM chambers were conducted with nitrogen tetroxide/monomethyl hydrazine (NTO/MMH) bipropellant. To enhance the engine performance, we employed the high performance unlike quadlet element injector. The film cooling fraction was reduced to zero percent of the total fuel flow rate to obtain high performance. The combustion chamber used in HAPT was composed of perfect ZrO₂/Ni FGM, i.e., the chamber inner wall was made of ZrO₂-8% Y₂O₃ (8YSZ: 100 vol %), the cooling wall side was made of pure Ni and intermediate materials were ZrO₂/Ni FGM. The method of applying perfect FGM is to spray 8YSZ mixed with NiCoCr AlY onto a mandrel and electro-form onto the sprayed 8YSZ (24.5 vol %) / NiCoCr AlY (75.5 vol %) FGM layer. We believe that this reversed process of composing perfect FGM will provide an improved ceramic-metal bond between the sprayed FGM layer and electro-formed FGM layer.

* 平成8年12月26日 受付 (received 12 December 1996)

*¹ 角田宇宙推進技術研究センター (Kakuda Research Center)

*² 原動機部 (Aeroengine Division)

*³ 宇宙開発事業団 (National Space Development Agency of Japan)

*⁴ 三菱重工業 (株) (Mitsubishi Heavy Industries, LTD.)

*⁵ 新日本製鐵 (株) (Nippon Steel Corporation)

This series of tests was initiated at Kakuda Research Center (KRC) to evaluate the real engine performance and to study the effect of FGM coatings on thrust chamber life. A total of 50 firing tests including sea level tests were performed to evaluate the engine performance in terms of vacuum specific impulse (I_{spv}), and also to obtain chamber thermal data. The high performance of the engine, i.e., $I_{spv} = 318s$ at $P_c = 1.4$ MPa, was verified. This paper also presents the preliminary design concept of FGM, used for the thrust chamber, which prolongs thrust chamber life.

Key words: ZrO_2/Ni , Chamber, FGM, Reusable, Engine, HAPT, Bipropellant

概 要

将来の宇宙往還機用軌道制御システムの実現には、既存の二液式エンジンより高性能で耐久性を有する再使用型エンジンの実用化が不可欠である。この要求に応えるため、エンジンの高性能化に対してはフィルム冷却率を0%とした噴射器を用い、また燃焼器の耐久性向上の対応にはセラミック系の傾斜機能コーティングを燃焼器の内壁面に施した推進システムを構成した。燃焼器の内面に施した ZrO_2 コーティング層と金属の接合界面の強度を高めるために、燃焼器の内壁面から冷却側の金属までの材料組成を連続的に変えた ZrO_2/Ni 系の完全傾斜機能構造を有する熱応力緩和層を適用した。

試作した燃料器を用いて、高空性能試験を行いエンジンの性能に関する基礎データを取得し、合せて燃焼の安全性を確認した。また、高空性能試験に先立って製作した噴射器の着火確認試験を行い、長秒時試験ではエンジンの熱特性に関する基礎データを取得した。

記 号

A_e : ノズル出口面積	Q_e : 総吸熱量 [W]
A_{th} : 燃焼器スロート面積	R_N : ルーベ数
C_{ODE}^* : 準一次元化学平衡流を仮定して求めた特性排気速度の理論計算値	t : 燃焼時間 [sec]
C^* : 特性排気速度 (m/sec)	T : 推進薬温度 [K]
d : 噴射オリフィス径	T_{b1} : 燃焼器材の第 1 層と第 2 層間の温度 (K)
F : 推力 (測定値)	T_{b2} : 燃焼器材の第 3 層と第 4 層間の温度 (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_{CIF} : 再生冷却入口温度 [K]
F_V : 真空推力	T_{COF} : 再生冷却出口温度 [K]
g_e : 重力加速度	T_g : 燃焼ガス温度 (K)
I_{spv} : 真空比推力 [sec]	T_{JF} : 燃料噴射器温度 [K]
L : 加熱側の燃焼器内壁面からの距離 (mm)	T_{sat} : 冷却温度の飽和温度 [K]
L_x : 燃焼器スロート部からの距離 (燃焼器の長手方向 : cm)	$T_{TH1.2}$: 燃焼器スロート温度 [K]
m : 推進薬の質量流量 [cm^3/sec]	T_{we} : 再生冷却の壁面温度 (K)
MR : 混合比	T_{wgs} : 燃焼器内壁面温度 (K)
m_t : 推進薬の全質量流量 [cm^3/sec]	T_{wl} : 冷却壁温度 [K]
M : 混合係数	u : 推進薬の噴流速度
n : 組成分布パラメータ	V_f : Ni の体積含有率
P_e : 燃焼圧 (MPa)	C^* : C^* 効率 [%]
P_V : 低圧室圧力	: 推進薬の密度
Q : 体積流量 (cm^3/sec)	Δp : 噴射差圧
q_e : 熱流束 [MW/m^2]	ΔT : 再生冷却出口温度と入口温度の差 [K]

添 字

f : 燃料
o : 酸化剤

第一章 まえがき

将来、H- 発展型ロケットを利用して打上げが計画されているH- ロケット打上げ型有翼回収機 HOPE(H- Orbiting Plane)には、これまでの使い捨て型輸送システムの形態とは異なり、高度の信頼性を有する再使用化輸送システムの採用が計画されている¹⁾。そのため、HOPE の推進システムには、従来の使い捨て型エンジンに比べ格段に高い寿命を有した高性能エンジンが要求される。エンジンの寿命を高めるには、燃焼器母材に用いる材料が従来材よりも高い耐熱性と退散化性を有することが必要であり、新たな耐熱材料の開発が不可欠である。

エンジンの耐久性を高める為に、過去に念小規模材の金属に ZrO₂ コーティング材を用いた研究が行われたが²⁾、燃焼試験の初期に ZrO₂ コーティング材に割れが発生したり燃焼器母材の金属と ZrO₂ コーティング材の接合界面に破壊が生じるなどの問題が生じたため、これまでに十分に耐久性の有する ZrO₂/ 金属系の燃焼器は実用化されていない³⁾。

この問題に対処するため、我々は平成6年度の初期には ZrO₂/ 金属系の傾斜機能材料を燃焼器遮熱コーティング材の断面組成の一部に取り入れた部分傾斜機能型燃焼器を試作し(第1次試作燃焼器)エンジンの耐久性試験を行った⁴⁾。第1次試作燃焼器に適用した遮熱コーティング層は、共析電鍍法により製作したため、傾斜機能材料の加熱側 ZrO₂ の含有率は最大で 24.5% であった。この燃焼機による耐久性試験では、再生冷却に係わる熱負荷の増加は遮熱コーティング層に傾斜機能構造を有しない ZrO₂/Ni 系燃焼器の結果に比べてわずかであり、耐久性に優れていることが確認された。しかし、燃焼試験サイクルの初期には、熱負荷の小さい燃焼器平行部で内壁面の ZrO₂ 100 vol % (厚み 350 μm) のコーティング層に損傷が生じた。また、試験後半には燃焼器スロート部で剥離が生じ再生冷却液温の上昇が顕著となる現象が認められた。そのため、本試験に用いる燃焼器には耐久性の向上を狙って、遮熱コーティング層の ZrO₂ の含有率を 100% から 0% まで傾斜させた完全傾斜機能材料を適用することを検討した。本試験シリーズで用いた第2次試作の燃焼器の遮熱コーティング層には、完全形状の傾斜機能材料を形成するため ZrO₂ 100 vol % から 25 vol % までを減圧プラズマ溶射法で、また 25 vol % から純 Ni 材までを共析電鍍法で製作した。また、エンジンの性能を上げるため、本試験シリーズではフィルム冷却率(燃料 MMH の一部を噴射機面より燃焼器の内壁面に吹付けて燃焼器を冷却する方式。フィルム冷却率 = フィルム冷却流量 / 全流量)を 0% とした高性能な噴射器を新たに製作し、高空性能試験に供した。

本報では、第2次試作の推力 1200N 級の完全傾斜機能型燃焼器を用いて、推進薬 NTO/MMH により高空性能試

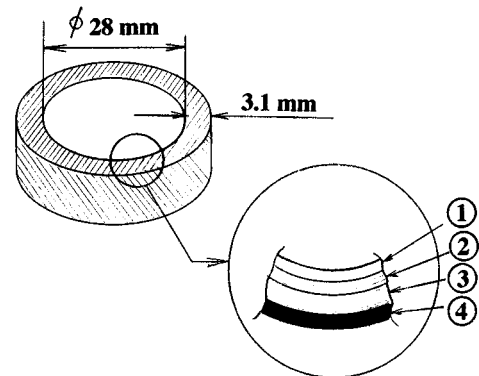
験を行い、エンジンの性能と燃焼器温度の基礎特性を取得したので、その結果について報告する。

第2章 燃焼器

2.1 燃焼器材料系の検討

燃焼器材料系を検討するのに用いた試験片(円筒形状)の材料組成を表1に示す。試験片全体は、4層の材料系から構成されている。燃焼器内壁面の第1層(表1の に示す厚み t_1 の層)と第2層(厚み t_2 の層)は、減圧プラズマ溶射法で製作し、第3層と第4層は共析電鍍法で製作した。この内、第2層と第3層は傾斜機能材料で構成されており、ZrO₂ の含有率を 100% から 0% まで連続的に変えている。即ち、第2層の減圧プラズマ溶射層では、加熱側から冷却側までの ZrO₂ の含有率を 100% から 25% まで分布させ、第3層からの共析電鍍法では 25% から 0% まで変えて、第2層と第3層間で ZrO₂ 含有率を 100% から 0% まで連続的に変化させた構成としている。第2層の形状指数 n (1)式で

表1 燃焼器材料系の設計に用いた試験片の材料組成



- ① t_1 , ZrO₂ LPPS layer
 - ② t_2 , ZrO₂/Ni LPPS layer
 - ③ 2, ZrO₂/Ni CEF layer
 - ④ 0.5, Ni layer
- FGM (n=1)
- Unit (mm)

Sample	Thickness (mm)		Compositional Profile of ZrO ₂ /Ni LPPS layer
	t_1	t_2	
A	0.2	0.4	n = 1
B	0	0.4	1
C	0	0	1
D	0.1	0.5	0.2~5
E	0.05	0.55	0.2~5
F	0	0.6	0.2~5

LPPS : Low Pressure Plasma Spray

定義)を表1に示す。ここで、第3層の形状指数 n は、簡略化のため一定値1に設定した。加熱条件として、第1層側の表面全体の一様加熱を設定した。円筒の内径 28mm は、燃焼器スロート部の内径に合わせた。

設計の境界条件として、燃焼器スロート部内壁面の温度 1990K、冷却側壁面の温度 479K(燃焼器スロート部の温度落差 $\Delta T = 1511\text{K}$)、透過熱流束 $4\text{MW}/\text{m}^2$ を与えた。この条件で求めた材料系が試験片Aである。試験片Bは、 ZrO_2 100 vol % の減圧プラズマ溶射層 ($t_1 = 0.2$) が剥離・脱落した場合、試験片Cは、 ZrO_2 100 vol % の減圧プラズマ溶射層 ($t_1 = 0.2\text{mm}$) と ZrO_2/Ni の減圧プラズマ溶射

層(ZrO_2 の組成が 100 vol % から 25 vol % まで傾斜機能化した FGM 層)厚み $t_2 = 0.4\text{mm}$ が共に剥離・脱落した場合の材料系である。試験片 A, B, C に対しては、 ZrO_2/Ni 減圧プラズマ溶射層(厚み t_2)と ZrO_2/Ni 電鍍層(厚み 2mm)の形状指数 n は簡略化のため、1 で近似した。試験片 B, C は、燃焼試験により溶射 t_1 及び t_2 が脱落した場合の状態を模擬した試験片である。

試験片 A, B, C に対し、材料厚み方向の温度、熱流束、熱応力と引張比応力及び圧縮比応力の分布について行った2次元線形有限要素解析の結果を図1～図4に示す。加熱条件として、表面(表1の ZrO_2 LPPS 層側)全体の一様加

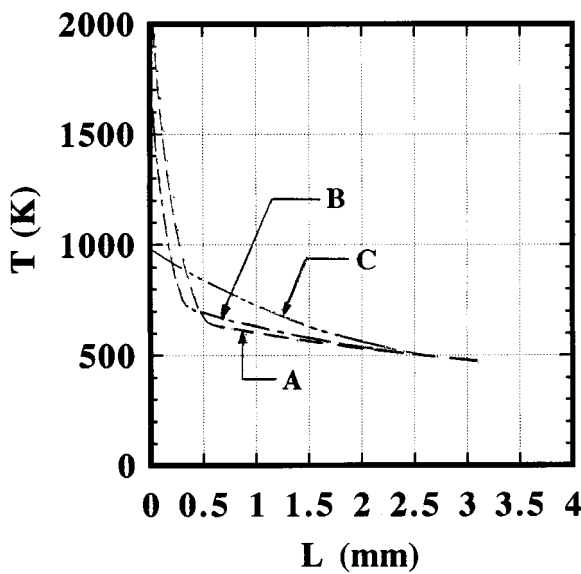


図1 材料厚み方向の温度

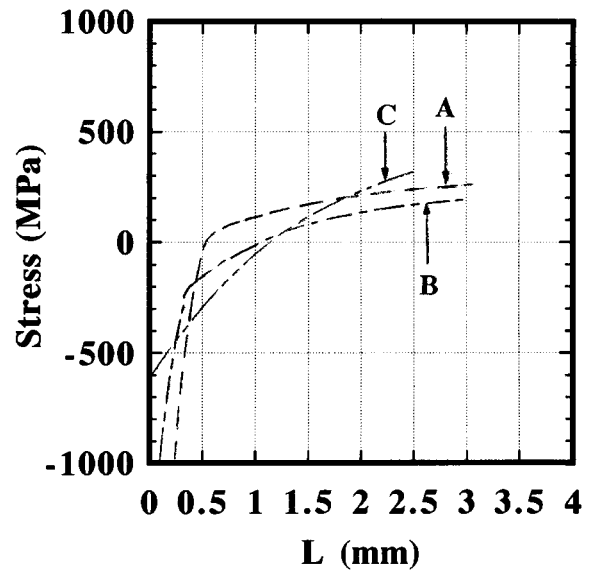


図3 材料厚み方向の熱応力

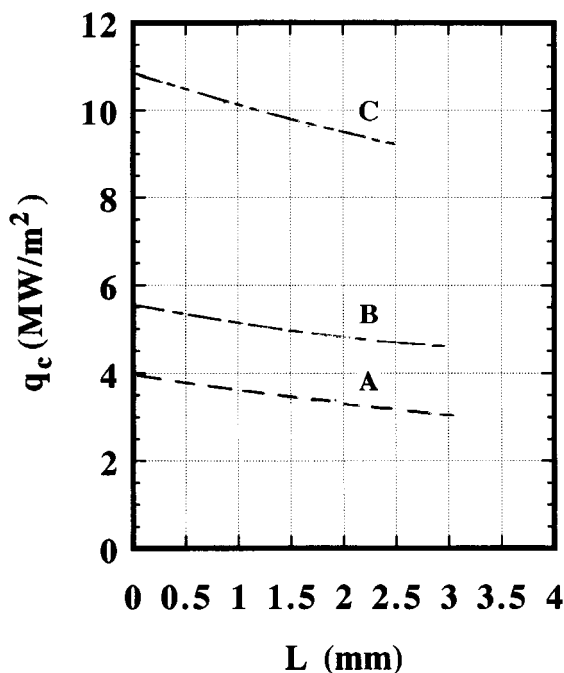


図2 材料厚み方向の熱流束

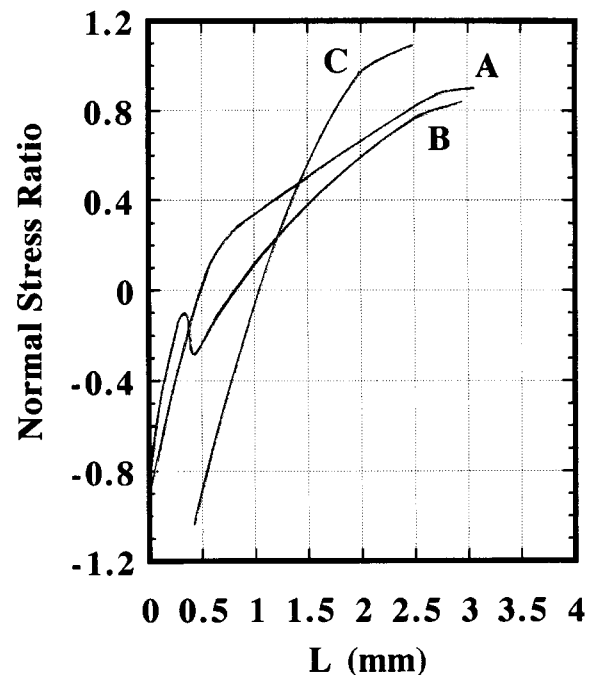


図4 材料厚み方向の引張比応力と圧縮比応力

熱を設定した。図4に示す引張比応力と圧縮比応力は、それぞれ加熱時の材料内部に生じる周方向応力に対する材料の引張強度の比、及び圧縮強度の比を表わす。図の横軸 L は、燃焼ガス側の燃焼器内壁面からの距離で、距離 $L = 0$ は燃焼ガス側の壁面の位置、 $L = 3.1\text{mm}$ は燃焼器冷却溝までの位置に相当する。試験片 A, B, C 共に燃焼ガス側で圧縮応力、冷却側で引張応力となるが、引張比応力(材料内部に発生する周方向の引張応力に対する材料の引張強度の比)は試験片 A, B, では1以下、試験片 C では逆に1以上で圧縮比応力(材料内部に発生する周方向の圧縮応力に対する材料の圧縮強度の比)も非常に大きくなる。熱流束は、試験片 C で最大値 11MW/m^2 である。圧縮比応力が1以上の場合は、材料の破壊応力よりも大きな熱応力が加わることになる。図3は定常状態での熱応力であるが、試験片が拘束されていない図3の条件では、加熱側表面の熱応力は加熱時初期に圧縮応力が最大となり、定常状態に達すると徐々に減少する傾向にある⁵⁾。そのため、図4に示す圧縮応力比が1程度の場合には、加熱時に表面に塑性変形を生じる。燃焼終了後の冷却過程では、表面の応力は引張りに転じるため、表面に亀裂が発生する可能性がある。 t_1, t_2 層が脱落した試験片 C (圧縮応力比が1以上)の場合は、透過熱流束は試験片 A に比べて3倍程度に増加し、また圧縮比応力が1以上と成るために FGM 層で破壊が急速に進むと考えられる。

燃焼器は ZrO_2/Ni 圧縮プラズマ溶射層の剥離・脱落が生じないことが必要であるが、冷却側が拘束された試験条件では、冷却時に生じる引張応力が小さいため、周方向に拘束されている燃焼器形状の場合には、ここで検討された条件より安全側で試験されるものと推察される。

また、試験片全体の厚み(3.1mm)は一定とし、遮熱性を調べる為、 t_1, t_2 の厚みを変えて上記で示した燃焼器スロート部の温度落差 $\Delta T = 1151\text{K}$ を与えて検討したのが、試験片 D, E, F である。この場合、 ZrO_2/Ni 減圧プラズマ溶射層(厚み t_2)の形状指数 n は、組成分布を調べるために、 $n = 1$ を中心として $0.2 \sim 5$ までの範囲に設定した。ここで、傾斜機能材料の組成分布関数の例を図5に示す。組成分布関数は形状指数 n を用いて(1)式で表される。

$$V_t/V_0 = 1 - (x/t)^n \quad (1)$$

ここで、 V_t および V_0 はそれぞれ距離 x および表面における ZrO_2/Ni の組成、 t は傾斜構造の厚さである。

図6に、 ZrO_2/Ni 減圧プラズマ溶射層(厚み t_1)の形状指数 n を変えた場合の試験片 D, E, F に対する透過熱流束を示す。 $n = 3$ 以上にすれば、燃焼ガス側内壁面の第一層が剥離・脱落した試験片 F の場合でも試験片 A ($n = 1$) と同等程度の遮熱効果があることが判る。しかし、ここでは製作上の問題から形状指数 n は1にし、燃焼器の材料系には試

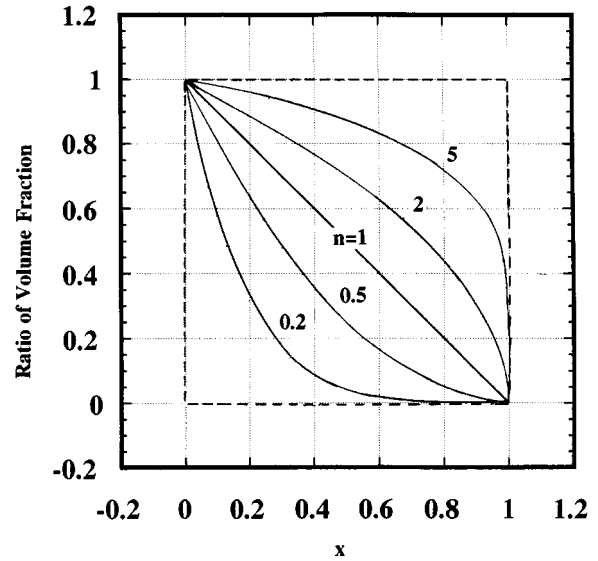


図5 傾斜機能材料の組成分布

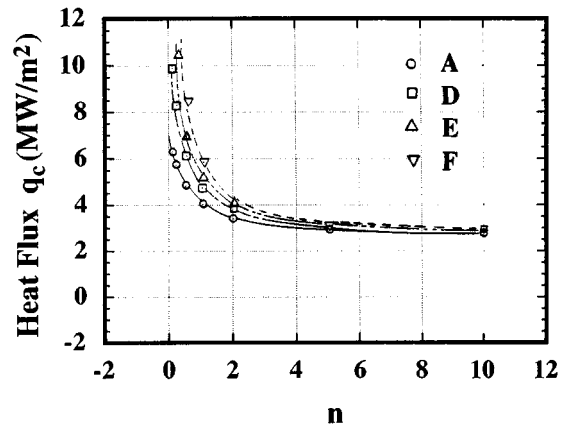


図6 形状指数 n に対する透過熱流束

験片 A を適用することとした。

付録Aに、設計で用いた材料定数を示す。 ZrO_2/Ni 電鍍材の温度依存性のデータ(温度範囲 $294\text{K} \sim 1144\text{K}$)は取得したが、 ZrO_2/Ni 溶射材の温度依存性のデータは、試験スケジュールの都合から今回は取得出来なかったため、ここでは 293K での値を代表値として設計に用いた。

2.2 燃焼器の製作

アルミンドレル上に減圧プラズマ溶射により ZrO_2 100 vol % 及び ZrO_2/Ni 減圧プラズマ溶射層(ZrO_2 100 vol % から 25 vol % までの FGM 層)を形成後、共析電鍍により ZrO_2/Ni 層(ZrO_2 25 vol % から 0 vol % までの FGM 層)及び Ni 電鍍層を形成し、その上に冷却用マニホールドを電子ビーム溶接(Electron Beam Welding, 以降 EBW と記す)する方法で燃焼器を製作した。その際に Ni 電鍍の界面(電鍍層全体は一次電鍍と二次電鍍の界面に相当)に割れが発生する問題が生じた。この原因が、電子ビーム溶接時の施工上の問題か、 Ni 電鍍形成に起因するものかにつ

いては、現在のところ明らかでない。そのため、電鍍材の入熱量を低く抑えるために、金ろう材によるブレース溶接にて損傷部を補修したが、新たに写真 1 に示す燃焼器出口側端面部の FGM 電鍍層と Ni 一次電鍍層に割れが発生した。電鍍前の減圧プラズマ溶射層 (FGM) 表面の状況を観察したところ、割れが燃焼器表面の一部に入っていることが確認された。Ni 電鍍面の割れがこの原因に起因したことは、この結果だけでは判断出来ないが、このような状況が有るならばアルミマンドレル除去後の燃焼器内壁面にも同種の微細な割れが入っていた可能性がある。

燃焼器製作のスケジュールの都合から、今回の不具合の対応は、電鍍面に熱の影響を与える EBW を避けて、フランジ部の結合をネジ結合とすることとした。そのため、図 7 に示す燃焼器出口側 A 部を除去し、除去した位置に Ni 電鍍を施してフランジ部と燃焼器の接合部 2ヶ所に Oリングを取付けた。フランジを取付けた状況を写真 2 に示す。製作上の検討事項

今回の燃焼器製作には以上の様な不具合が生じたので、

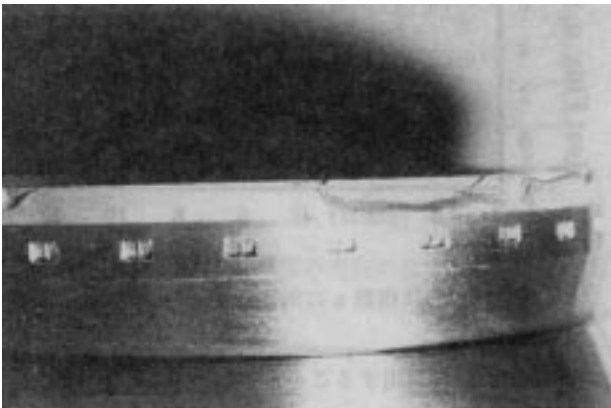


写真 1 燃焼器出口側端面部の割れ

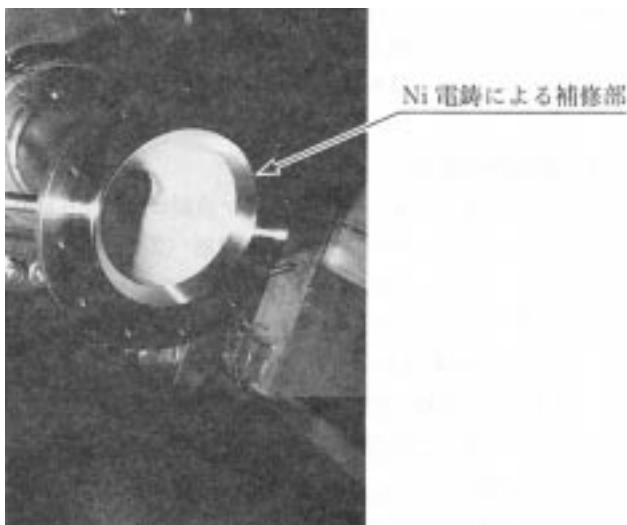


写真 2 燃焼器出口側フランジ部

今後は燃焼器を新たに製作する場合には、次の方策を実施することとした。燃焼器と同材料組成の試験片を製作し、損傷の無い (溶射層や電鍍層及びその境界に割れや剥離等の無い) 材料系を製作するための減圧プラズマ溶射及び共析電鍍法の最適条件を抽出する。減圧プラズマ溶射後の非破壊検査 (超音波深傷法、又は X 線コンピュータ断層撮影法等) を実施する。製作した試験片の熱衝撃及び実環境における耐久性試験を行い、減圧プラズマ溶射及び共析電鍍により製作した FGM 層の界面を検査して界面接合の最適条件を選定する。図 7 で示した燃焼器出口部端面での損傷への対応として、燃焼器を製作する際には燃焼器出口側の長手方向の長さを設計値より若干長めに製作し、最終的に設計値の位置で切断してフランジ部を取付ける方法を検討する。

2.3 燃焼器の形状及び材料構成

燃焼器の主要諸元を表 2 に示す。エンジンの推力は、燃焼圧 $P_c = 1.0 \text{ MPa}$ 、混合比 $MR = 1.65$ において 1200 N (海面高度)、高膨張ノズルの開口面積比 (高膨張ノズルの出口面積 / 燃焼器のノズルスロット部の面積) は 286 (実測値) である。

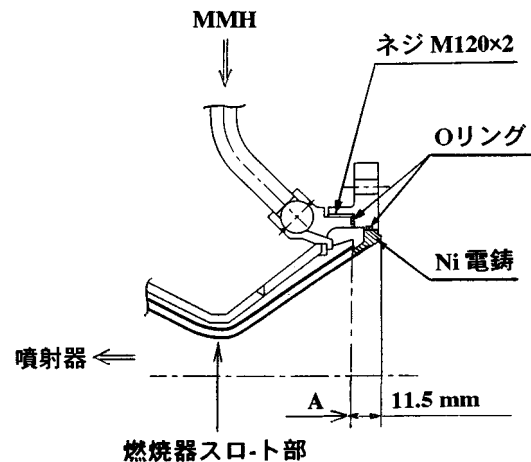


図 7 燃焼器出口側フランジ部の詳細図

表 2 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	286
Slotted cooling channels	30

燃焼器の概略図を図8に示す。燃焼器出口面の直径は、高膨張ノズルの入口面と接合させるため部分傾斜機能型燃焼器⁶⁾の場合より5.3mm大きい99.3mmに設定した。冷却溝は燃焼器の長手方向に30個備え、スロート部の冷却溝近傍の2個所にCA熱電対を挿入し燃焼器の温度上昇を観察した。

燃焼器を高空性試験設備内のスタンドに取り付けた状況を写真3に示す。図9に燃焼器平行部の断面図を示す。燃焼器の強度を高めるため、Ni電鍍の内筒にSUS304L製の外筒(燃焼器の長手方向に半削りした外筒を、電鍍層の内筒に取付けEBWにて接合)を取付けた。

図10に燃焼器の材料構成を、表3にその材料の組成を示す。燃焼器内壁面のガス側に接した層には、遮熱性を高めるためZrO₂ 100 Vol%層を200μmの厚みで施した。表3のNo. 4層に示すNiの厚み500μmは燃焼器の冷却溝までの厚みである。表3で示すNo. 1からNo. 4までの全体厚み3.1mmは燃焼器の平行部からノズル出口部にかけて一定である。

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が2mmで、冷却溝の深さ(燃

焼器の径方向の深さ)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促進するために、冷却溝内部にフィンを設置する形状とした。冷却側の熱流束 q_c は十分発達した核沸騰領域では、冷却液の流れの条件によって

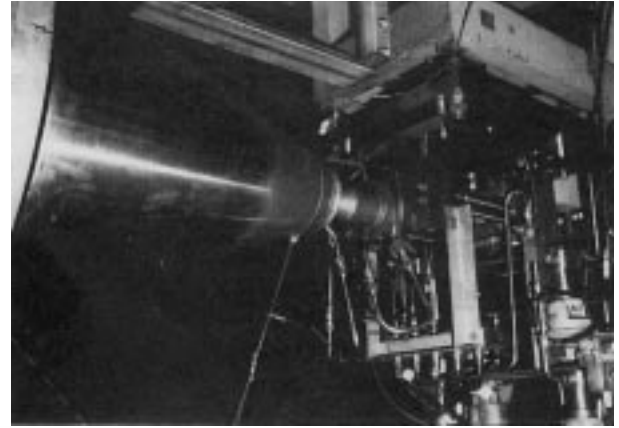


写真3 燃焼器をスタンドへ取り付けた状況

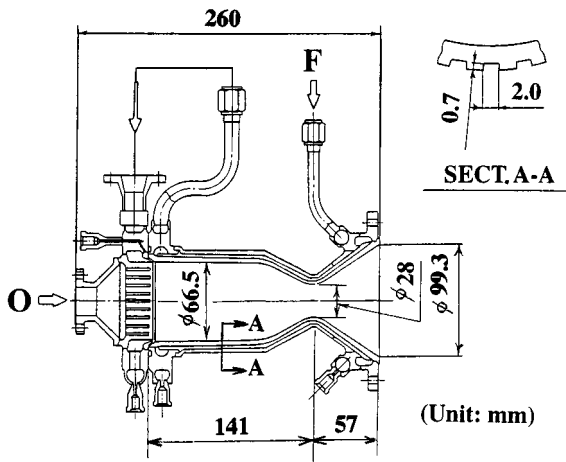


図8 燃焼器の概略図

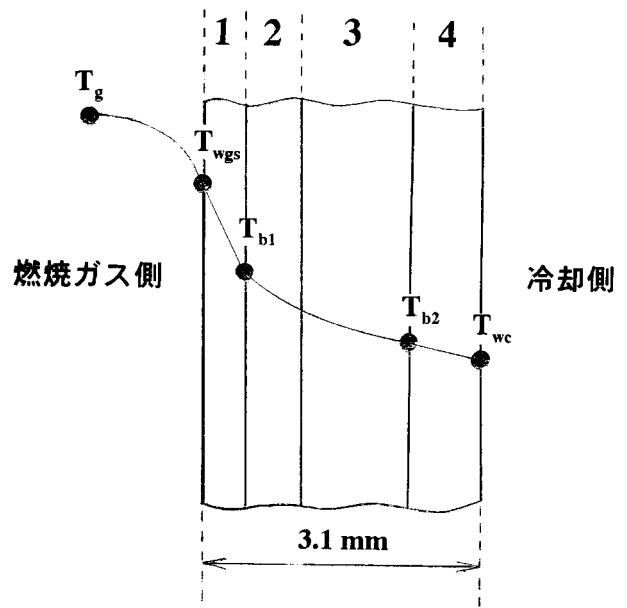


図10 燃焼器の材料構成

Outer Cylinder Cross Section

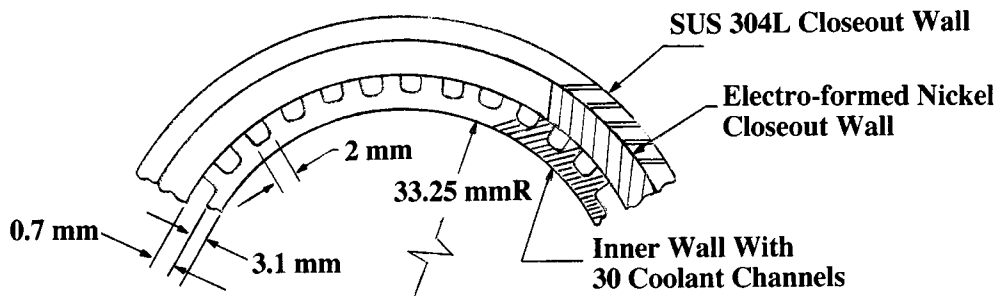


図9 燃焼器平行部の断面図

表 3 燃焼器材料の組成

No	1	2	3	4
Items				
FGM/N-FGM	N-FGM	FGM	FGM	N-FGM
Materials	ZrO ₂ (100 vol%)	ZrO ₂ /Ni (ZrO ₂ 100→25vol%)	ZrO ₂ /Ni (ZrO ₂ 25→0vol%)	Ni (100 vol%)
Thickness (μm)	200	400	2000	500
Fabrication method	LPPS	LPPS	E F	E F

N-FGM : Non-FGM
LPPS : Low Pressure Plasma Spray
E F : Electro-Forming

左右されず、冷却面の過熱度 ΔT_{sat} の関数として次式で表わされる。⁷⁾

$$q_c = 0.327 \Delta T_{sat}^{0.53} \quad (2)$$

$$\Delta T_{sat} = T_{wl} - T_{sat} \quad (3)$$

上式の冷却温度が求めれば、一次元熱伝導式によりガス側壁温 T_{wgs} が求まる。さらに、Bartz の式⁸⁾を用いて計算し求めたガス側熱伝導率と燃焼器の冷却条件を基に燃焼器のガス側壁温の軸方向分布を計算して求めた。

図 11 に、この方法で求めた燃焼器の長手方向に対する燃焼器材料の各部の温度と熱負荷の計算結果を示す。図 11 に、この方法で求めた燃焼器の長手方向に対する燃焼器材料の各部の温度と熱負荷の計算結果を示す。図 11 の $L_x = 0$ は、燃焼器スロート部に相当する。図 11 の計算結果は、燃焼圧力 $P_c = 1.0\text{MPa}$ 、 $MR=1.65$ における結果である。スロート部の熱負荷は、燃焼器平行部の 5.4 倍である。

第 3 章 性能パラメータ

試験では性能を示すパラメータとして、特性排気速度 C^* 、 C^* 効率 μC^* 、及び真空比推力 I_{SPV} を用いた。特性排気速度 C 、 C 効率 C 、及び真空比推力 $ISPV$ は次式より算出した。

$$C^* = g_c \bar{P}_c f_p A_{th} f_{dis} / \dot{m}_t \quad (4)$$

$$\eta C^* = C^* / C_{ODE}^* \quad (5)$$

$$I_{SPV} = F_V / \dot{m}_t \quad (6)$$

ここで、 f_p は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である。また、 C_{ODE}^* は準一次元化学平衡流を仮定して求めた特性排気速度の理論計算値で準一次元平衡流プログラム (One Dimensional Equilibrium) ODE プログラム⁹⁾を用いて算出した。

また、 μC^* は燃焼器の定常時における測定値と常温時における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、現時点

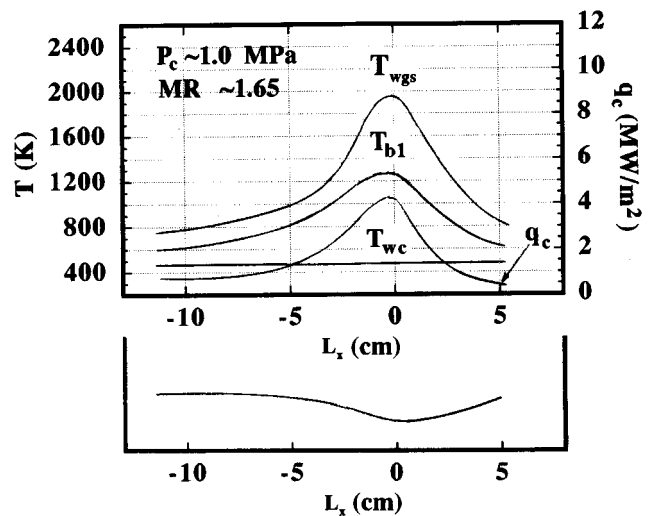


図 11 燃焼器材料の各部の温度と熱負荷

では検討が十分でなかったため行わなかった。真空推力 F_V は、測定された推力に低圧室圧力 P_V とノズル出口断面積 A_e の積を加えて求めた。

第 4 章 試験方法

完全傾斜機能型燃焼器による高圧性能試験は初めてのため、高空性能試験に先だつて大気圧下で短時間 (燃焼時間 4 秒 ~ 30 秒の範囲) の着火確認試験を行った。大気圧下における 100 秒の試験では、燃焼器スロート部の温度がほぼ定常と成ったことが部分傾斜機能型の燃焼器による試験¹⁰⁾で確認されたが、燃焼器断面の傾斜機能構造が異なることや、真空環境による試験では燃焼器温度が定常と成るのに大気圧下での試験より時間を要することが考えられたため、試験の始めには 150 秒の高空性能試験を行い、その結果から最終的に燃焼試験の時間を決めることにした。

高空性能試験に用いた燃焼シーケンスを図 12 に示す。燃焼停止以降の再生冷却液温の上昇を防ぐため、F (燃焼 MMH) 側遮断弁閉のタイミングは O (酸化剤 NTO) 側遮断弁閉より 0.5 秒遅らせた。また、F 側遮断弁閉以降に O

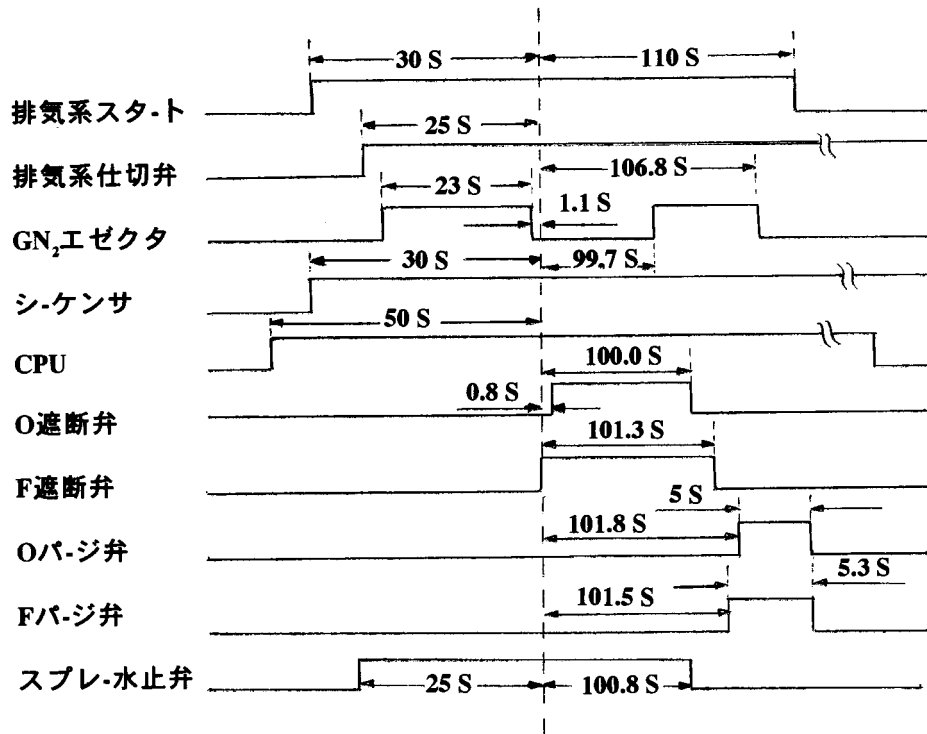


図 12 燃焼シーケンス (燃焼時間 100 秒)

側供給系のパーズ (O パージ) を行うと燃焼器スロート部近辺に残った燃焼 MMH と反応し、再着火が行われてスロート部の ZrO_2 コーティング材の損傷が急激に進行したので、ここでは F 側供給系のパーズ (F パージ) を先に行って再着火を抑えた。

高空環境での試験なので燃焼停止以降は、噴射器及び遮断弁下流側配管部の排気は燃焼によりある程度は排気されたが、安全性を考慮すると十分では無かったので、O パージ及び F パージは燃焼停止以降にそれぞれ 1 回ずつ行うように高空性能試験初期の試験の段階でシーケンスを変更し、図 12 に示すシーケンスに定めた。

また、ディフューザ部の焼傷防止とディフューザの下流にあるエゼクタ (蒸気アキュムレータを用いた蒸気エゼクタ排気方式を採用) への熱負荷を軽減するため、燃焼ガスに直接水を噴射しディフューザを出た後の燃焼ガスを 400 以下に冷却するためスプレー水による冷却を行った¹¹⁾。燃焼試験では、スプレー水冷却の開始は安全性を考慮して着火の 25 秒前とし、燃焼終了とほぼ同時にスプレー水を止めるシーケンスとした。

以前に行った燃焼試験では、超音速の作動条件が満足しなくなり、突然に亜音速の作動領域に入るブレイクダウン現象を起すことがあった。この現象が生じると、低压室内部の圧力の変動が生じ燃焼器内部の温度が局部的に上昇して危険な状態に成る。これを抑えるため排気系仕切弁下流に補助リーク弁を設けたが、この現象は外気温により影響されるため、補助リーク弁の開度を外気的环境によって変えた。最近の例として、12 月末に行った試験 (気温 5)

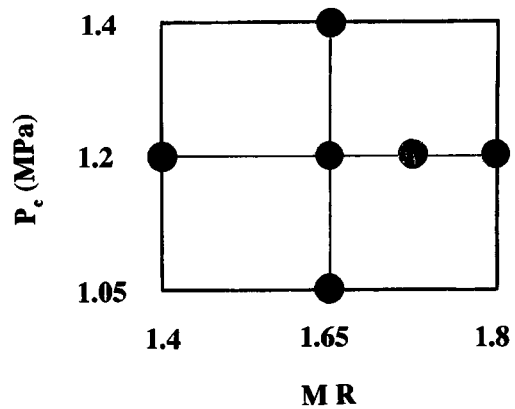


図 13 高空性能試験のデータ取得点

では補助リーク弁開度 65% では試験途中にブレイクダウンを起し、高膨張ノズル壁温の急激な上昇を示したので緊急停止を行う状況が生じた。そのため、冬季の試験では今後はリーク弁開度を 65% ~ 70% の範囲に設定し、試験環境及び試験条件によってその値を決めることとした。

図 13 に高圧性能試験におけるデータ取得点を示す。混合比及び燃焼圧力によるエンジン性能の変化を調べるため、混合比 MR は最適混合比 $MR = 1.65$ を中心に前後 4 点、燃焼圧 P_c は振動燃焼が生じない $P_c = 1.05$ 以上の 3 点に設定し試験することとした。

第 5 章 試験結果

5.1 噴射器の着火確認試験

高気性能試験には、燃焼器の耐久試験で用いた異種 4 点衝突型噴射器¹²⁾と同噴流パラメータを有する噴射器を新たに製作し用いた。噴射器コアエレメント設計の基本方針は、燃料と酸化剤のスプレーが噴流分離を起さない範囲でスプレー混合が最適となる設計を行った。コアエレメントのスプレーの混合に対しては、Rupe の基準を用いた¹³⁾。Rupe によれば、単一衝突型エレメントの微流化によって出来るスプレーの混合が最も良い条件は (8) 式で示す Rupe 数 (R_N) が 0.5 の場合である。そのため、コアエレメントの設計には、 $R_N = 0.5$ を選定した。

$$R_N = 1 / (1 + \rho_o u_o^2 d_o / \rho_f u_f^2 d_f) \quad (7)$$

また、異種 4 点衝突型コアエレメントの混合係数 (Mixing factor: M) は最適条件である 1 を選定した¹⁴⁾。混合係数 M は次式で与えられる。

$$M = (d_o / d_f)^2 / [(\rho_o / \rho_o) (m_o / m_f)^2]^{0.7} \quad (8)$$

製作した噴射器を用いた燃焼試験は初めてのため、高気性能試験に先立ち噴射器の着火確認試験を行った。

図 14 は、振動燃焼が生じた結果を燃焼圧 P_c と混合比 MR の関係で示したものである。図 14 の黒塗り印は試験中に数回の振動燃焼が生じた場合を、半黒塗り印は振動が 1 回生じた場合を示す。試験を行った条件では、振動燃焼が燃焼の着火直後に生じることもあった。このような燃焼の過度的な状態では、同じ試験条件でも振動燃焼が生じ無い場合もあったが、図 14 には安全を考慮して振動燃焼が起き易い領域を示した。ここで発生した振動燃焼の周波数は、数 100Hz の低周波数であったため、振動燃焼をここでは Chagging と称することにする。

Chagging 発生の原因の一つに、噴射差圧 ΔP_o と ΔP_f の比が影響する場合がある¹⁵⁾。そこで、Chagging の発生条件を求めるために、図 15 に振動燃焼が生じた場合の噴射差圧 ΔP_o と ΔP_f の関係を示した。図中の黒塗り及び半黒塗り印は、図 14 の場合と同じ振動発生条件で判断し示した。

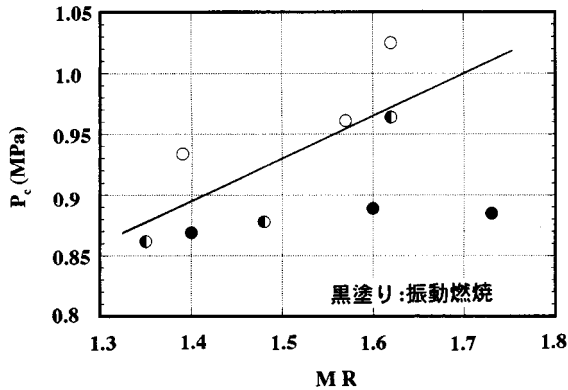


図 14 燃焼圧と混合比の関係

図 15 に示す様に、振動燃焼が生じない範囲は図中の点線で示す領域に有り、振動燃焼を抑えるためには O, F 側共に同程度 (試験に用いた噴射器では、 $\Delta P_o / P_c$, $\Delta P_f / P_c$ 共に 27%程度) 以上の噴射差圧が必要であることが判る。燃焼試験では、混合比 MR = 1.65 一定に設定したが、実際の燃焼では混合比 MR が設定値 1.65 に対して ± 0.3 程度変動する場合もあった。MR = ± 0.3 の変動は噴射差圧 ($\Delta P_{o,f} / P_c$) に対して 0.8% ~ 1.3% 程度の変化に相当するため、試験条件の設定には、この影響も考慮する必要がある。そのため、図 14 の結果からは MR = 1.65 の場合には $P_c = 1.0\text{MPa}$ でも安全な領域だが、混合比が一定になるまでの着火直後の過度的な燃焼状況及び混合比の変動を考慮し、高気性能試験では MR = 1.65 の対して燃焼圧 $P_c = 1.05\text{MPa}$ より高い燃焼圧において性能の確認を行うこととした。

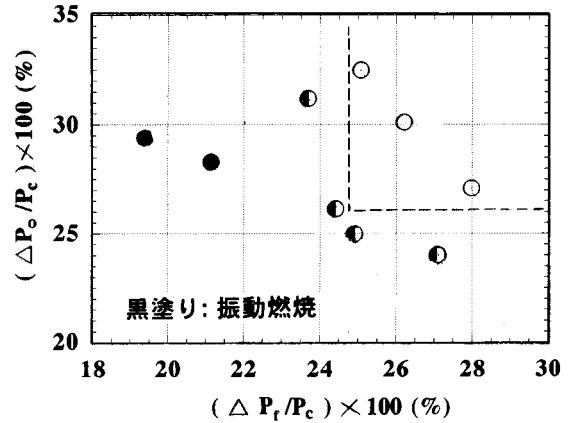


図 15 $\Delta P_f / P_c \sim \Delta P_o / P_c$

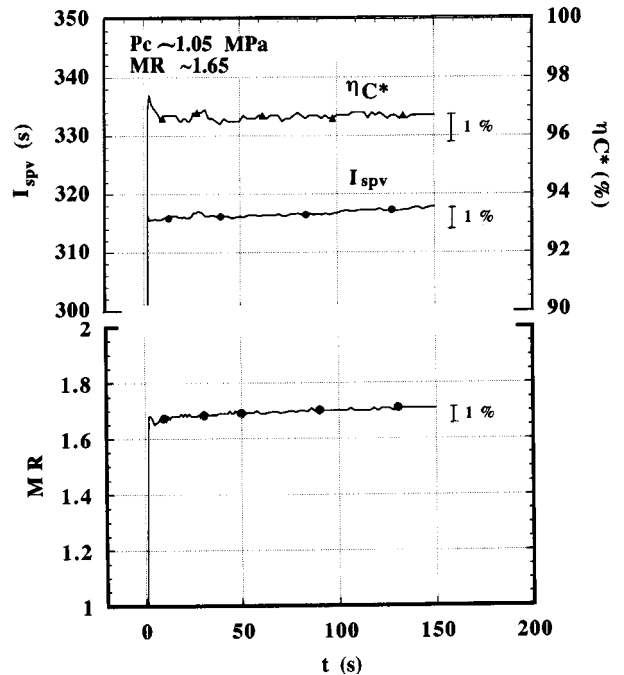


図 16 I_{SPV} , μC^* , MR ~ 燃焼時間

5.2 燃焼時間による性能の変化

図 16 に、燃焼圧 $P_c = 1.05\text{MPa}$ 、混合比 $MR = 1.65$ における真空比推力 I_{spv} と燃焼効率 及び混合比 MR の燃焼時間による変化を示す。燃焼時間 150 秒では、はほぼ定常に達している。 I_{spv} は 150 秒でも十分には定常ではなく、わずかに増加の傾向が見られる。燃焼時間 150 秒での I_{spv} の値に比較すると、燃焼時間 20 秒では 97% に達し、燃焼時間 100 秒ではその差はわずか $\pm 0.25\%$ 程度であった。そのため、以後の試験では高空性能試験設備の制約から燃焼時間は 100 秒に設定することにした。

高空性能試験の内、最も高性能が得られた $P_c = 1.4\text{MPa}$ 、 $MR = 1.65$ における燃焼器温度の時間による変化を図 17 に示す。燃焼器内壁に耐圧コーティングを施さない燃焼器での同燃焼による試験では、再生冷却出口温度 T_{COF} が 10 秒程度で定常に達したが¹⁶⁾、 ZrO_2 の耐熱コーティングを施した燃焼器では、 T_{COF} が定常になるには、それに対して 4 倍程度の時間を要している。40 秒以降でも、再生冷却出口温度 T_{COF} はわずかに上昇し続けているが、これは再生冷却マニホールド上流部で発生した熱が再生冷却マニホールドに伝導したためと考えられる。そのため、燃焼器スロート部温度 T_{TH1} 、 T_{TH2} は、60 秒でほぼ定常に達する

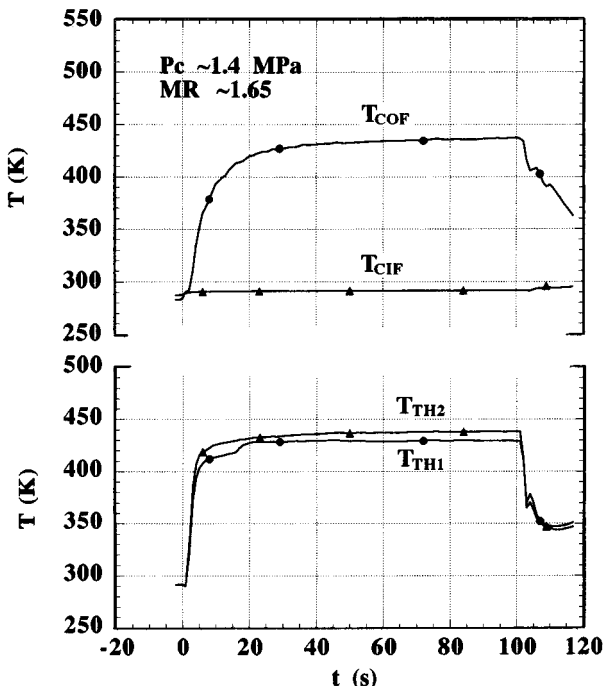
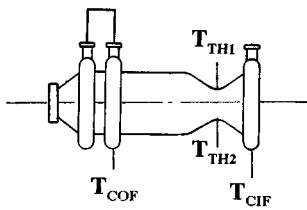


図 17 燃焼器温度の時間履歴

が、再生冷却出口温度 T_{COF} は 100 秒でも十分に定常に達していない。燃焼時間 150 秒では、 T_{COF} はほぼ定常に達しており、その差わずか $\pm 1.5\text{K}$ の差であった。

図 18 に性能の時間による変化を示す。比推力 I_{spv} は、100 秒でも十分に定常に達していないが、 $P_c = 1.4\text{MPa}$ 、 $MR = 1.65$ において $I_{spv} = 318$ 秒 ($C^* = 96.8\%$) の高性能が達成された。燃焼時間 150 秒では、 $\pm 0.25\%$ 程度の I_{spv} 増加であり、また燃焼器ノズル開口面積比を設計値の 300 にした場合の増加を見込むと I_{spv} は 319 秒が達成されたことになる。

写真 4 に、赤外線温度計により測定した燃焼器外壁温度の分布を示す。燃焼器外壁面の放射率が特定出来なかったため、温度測定時には燃焼器の外壁面にデンカボロンナイトライド (商品名) (No.2510; 電気化学工業 (株)) を塗布し放射率を 1 に合せた。放射率は、温度では 0.1 程度低く成ることが校正値では示されたが、その差はわずか 50K 程度 (放射率 0.9 に対して設定値を 1 にした場合は、実際より 50K 高く表示) であったことや、試験では燃焼器の温度分布を確認することが主目的であったことなどを考慮して、ここでは試験の間は放射率を 1 一定にした。

図 19 に写真 4 に示した燃焼器各部の温度の時間履歴を示す。図中の No.1 は、写真 4 の測定位置 “1” に相当す

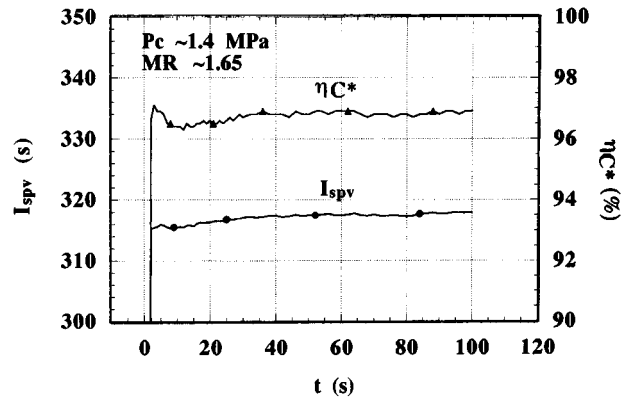


図 18 性能の時間履歴

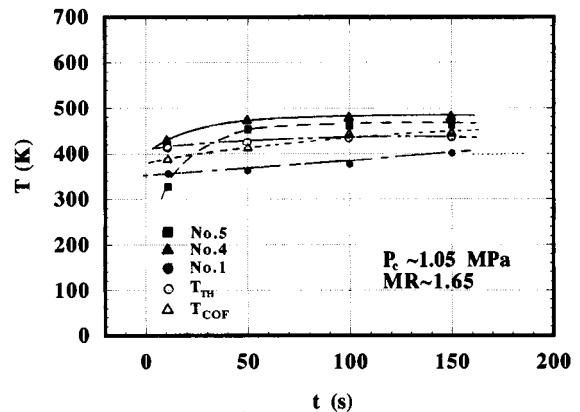
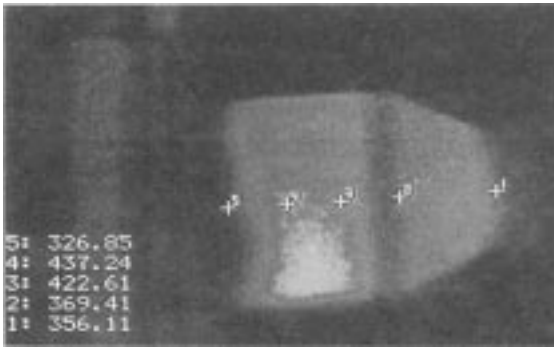
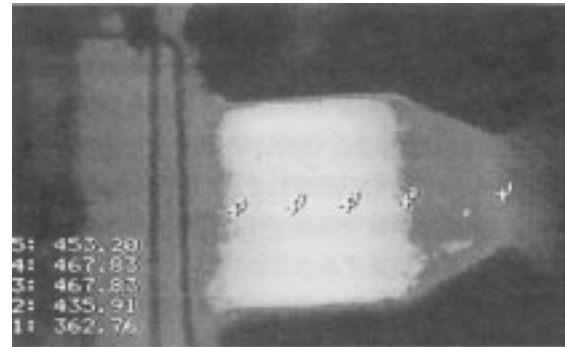


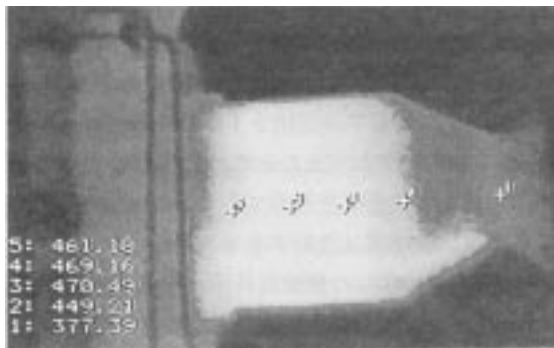
図 19 燃焼器温度の時間履歴



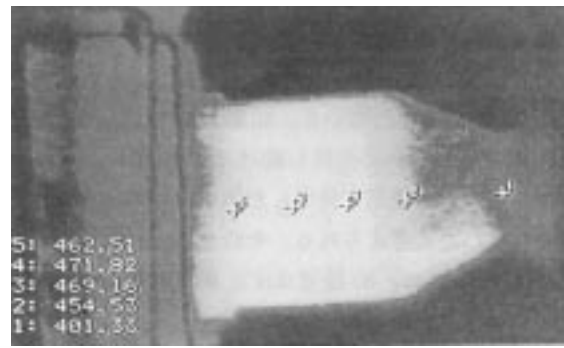
(1) 燃烧時間 T = 100 秒



(2) T = 50 秒



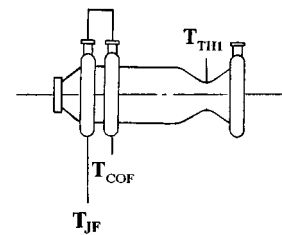
(3) T = 100 秒



(4) T = 150 秒

写真 4 燃烧器外壁温度の分布 (赤外線温度計 : = 1.0)

る。図 19 にはスロート部の冷却溝に面した位置で測定した温度 T_{TH} と再生冷却出口温度 T_{COF} を比較のため示した。赤外線温度計の測定精度 $\pm 50K$ を考慮すると、図 19 の No.4 と No.5 の温度は T_{COF} と同程度と考えられる。燃烧器平行部に比べてスロート部では冷却溝が燃烧器の周方向に対し密に構成されているため、燃烧器内部の熱は外壁に伝わり難く、熱負荷が最も大きいスロート部の外壁温度が平行部の外壁温度より低く測定された結果となったものと推測される。



5.3 冷却特性及びエンジン性能

図 20 に 100 秒の燃烧試験を行った時の燃烧器スロート部温度 T_{TH1} 、再生冷却出口 T_{COF} 、及び燃烧噴射器温度 T_{JF} の混合比による変化を示す。混合比の上昇により再生冷却流量が減少するため図 20 に示す各部の温度はほぼ直線的に上昇している。燃烧器はノズル部で発生した熱が再生冷却マニホールドに伝導するため、 T_{COF} は燃烧器スロート部温度と同程度の温度に達する傾向があるが¹⁶⁾、部分傾斜機能型燃烧器の耐久性試験の結果では、燃烧器のノズルスロート部と燃烧器平行部近くの損傷が大きかったため、損傷部からの熱侵入が大となり、ノズルスロート部の温度

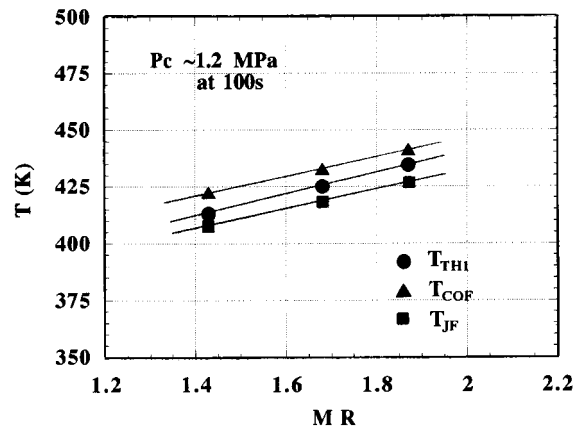


図 20 燃烧器温度の混合比依存

T_{TH1} は再生冷却出口温度 T_{COF} より大の傾向が示された。これに対して、本シリーズの試験（地上燃焼試験を含めて燃焼試験回数は、50 回、累積燃焼時間は 1230 秒）では、各部の損傷は少なかったため再生冷却出口温度 T_{COF} は燃焼器スロート部温度 T_{TH1} より大の傾向が示されている。

図 21 は、再生冷却液温の上昇 ΔT と総吸熱量 Q_c の混合比 MR による変化を示す。MR が大になり再生冷却流量が減少したため、 Q_c がわずかに減少する傾向にある。

総吸熱量 Q_c の燃焼圧依存性を図 22 に示す。 Q_c の混合比による変化はほとんど確認されなかったが P_c の増加と共に増加しており、その関係は

$$Q_c \propto P_c^{0.8} \quad (9)$$

で表される直線上に近く存在している。その状況を図 23 に示す。(9) 式の関係は、スロート部以降の流れが発達した一次元流れに近い状態について当てはめられるが、燃焼反応が進行中の燃焼器平行部における熱流束の燃焼圧力への依存性は低下する傾向があり⁷⁾、図 23 の結果が (9) 式で示す直線に比べて低燃焼圧に対し Q_c がわずかに低いのはこれが原因していると考えられる。使用した圧力測定系では、振動燃焼が生じると測定される圧力値は平均値より低い値が表示されることが知られている¹⁷⁾。試験では、振

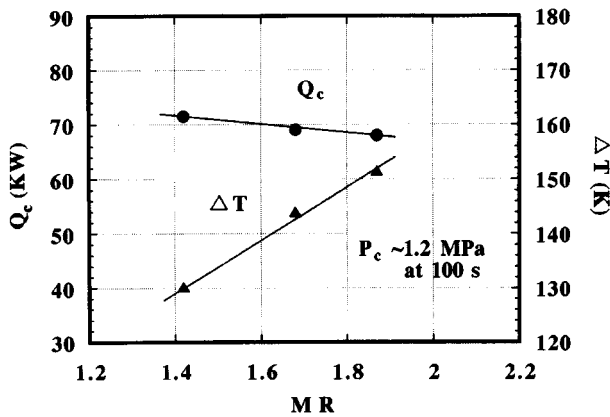


図 21 総吸熱量及び再生冷却液温上昇の混合比による変化

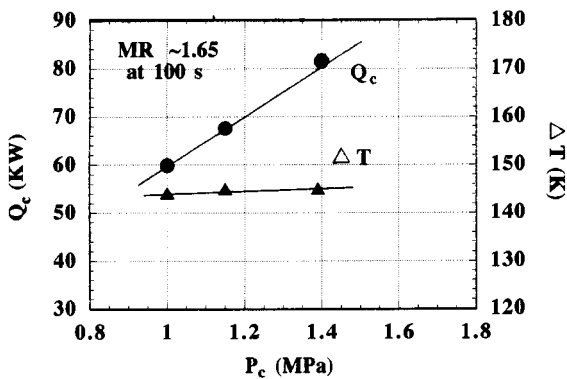


図 22 総吸熱量及び再生冷却液温上昇の燃焼圧による変化

動燃焼の発生に伴って測定された燃焼圧の低下が認められ、それにより特性排気速度 C^* ($g_c \bar{P}_c f A_{th} / \dot{m}_t$) は低い値が表示された。図 23 では、 $P_c = 1.03 \text{MPa}$ 程度で振動燃焼が生じており、そのため (5) 式で示すエネルギー発生効率 $C^* = C^* / C^*_{ODE}$ の値が低下したものと推察される。 $P_c = 1.0 \text{MPa}$ に対しては、 $Q_c = 60 \text{kW}$ であったため設計値 ($P_c = 1.0 \text{MPa}$, $MR = 1.65$ の場合、 $Q_c = 72 \text{kW}$) より低い領域で試験されたことになり、ここで行った試験は安全領域であることが確認された。

図 24 に性能パラメータ、 I_{spv} 、 C^* を混合比に対して示した。データ点は、燃焼圧 $P_c = 1.2 \text{MPa}$ 一定で、燃焼時間が 100 秒の結果である。混合比 $MR = 1.42 \sim 1.87$ の間では、比推力 I_{spv} は混合比 $MR = 1.6$ 近辺で最大値を示し、MR の増加と共に減少する傾向がある。試験の結果では、比推力 I_{spv} の最大値を示す混合比近辺のルーベ数 R_N は、 $0.44 \sim 0.46$ の範囲にあり、この値は製作した噴射器の噴射オリフィス径に対する $R_N = 0.45$ にほぼ近い値である。フィルム冷却を用いたエンジンの場合には、コ

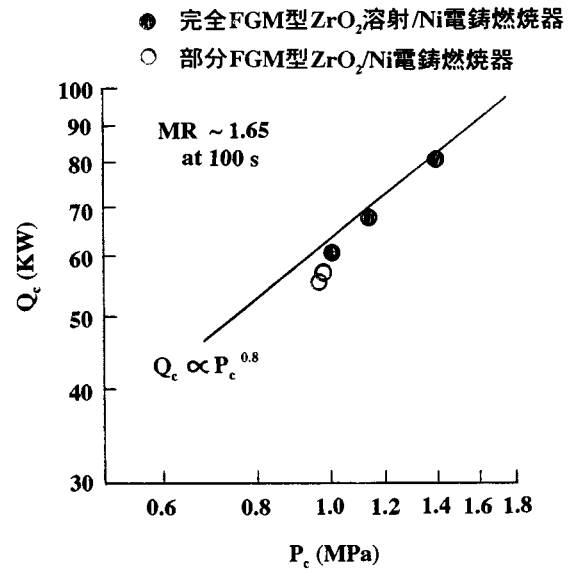


図 23 総吸熱量の燃焼圧依存性

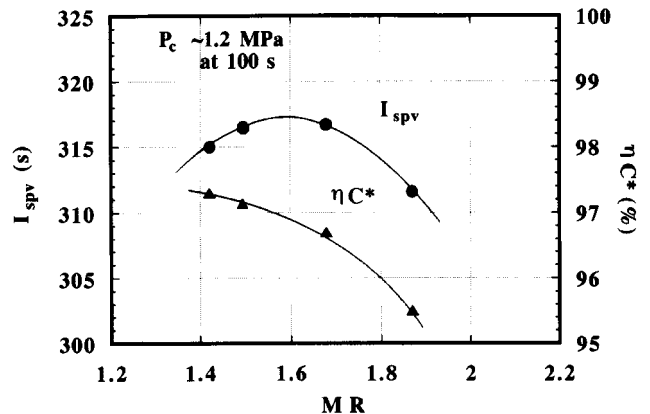


図 24 性能の混合比依存性

アエメントの噴流とフィルム冷却液の二次混合の影響のため、試験結果で示される R_N は、基準値より異なる場合があるが¹⁶⁾、本試験の用いた噴射器ではフィルム冷却率が 0%としたため、このような傾向は観察されていない。混合比 $MR = 1.65$ 一定に設定した試験結果では、混合比 MR が ± 0.3 程度変化する場合があったが、これによる差は $MR = 1.65$ の値に対してわずか $\pm 0.1\%$ 程度であった。燃焼試験では、燃焼器内で燃料の微粒化及び蒸発等が燃焼圧により影響されるので、 $MR = 1.65$ 一定とし性能に及ぼす燃焼圧の効果を調べた。

図 25 に、性能の燃焼圧依存性を示す。燃焼圧の増加と共に性能が増加し、 $P_c = 1.3\text{MPa}$ 程度で一定値になる傾向があり、試験に用いたエンジン構成では $P_c = 1.4\text{MPa}$ で性能の最大値 ($I_{spv} = 318\text{s}$) が示された。

第 6 章 結論

完全傾斜機能を有する ZrO_2/Ni 系燃焼器を試作し、高空性能試験を行って以下の結論を得た。

(1) 異種 4 点衝突型 (フィルム冷却率 = 0%) の噴射器を製作し、着火確認試験を行った結果、 $MR = 1.65$ において $P_c = 1.05\text{MPa}$ 以上で振動燃焼が無く安定な燃焼が行えることが確認された。

(2) 比推力 I_{spv} の最大値を示す混合比近辺のルーベ数 R_N は、 $0.44 \sim 0.46$ の範囲にあり、この値は製作した噴射器の噴射オリフィス径に対する $R_N = 0.45$ に近い値であった。

(3) 開口比 286 (実測値) のノズルを用いて高空性能試験を行った結果、真空比推力 I_{spv} は長秒時試験 100 秒でも十分には定常に達しないが、 $P_c = 1.4\text{MPa}$ 、 $MR = 1.65$ において $I_{spv} = 318$ 秒の高性能が達成された。

(4) 燃焼器各部の温度は、150 秒の燃焼試験でも十分に定常に達しないが、燃焼停止時における急激な温度上昇も無く安全な燃焼が得られた。

(5) 燃焼器の総吸熱量 Q_c は、燃焼圧 P_c の増加と共に増加し、その関係は $Q_c \propto P_c^{0.8}$ で表される直線上に近く存在しているが、低燃焼圧の領域では Q_c が低く示された。

(6) 再生冷却液の総吸熱量 Q_c は、 MR が大 (再生冷却流量が減少) になると減少する傾向があり、 Q_c は、 $MR = 1.65$ 、 $P_c = 1.05\text{MPa}$ の場合で 65kw 程度であった。

今後は、同燃焼器を用いて耐久性試験を行い、部分傾斜機能型燃焼器の試験結果との比較を行う計画である。

参考文献

- 1) 科学技術庁・航空宇宙技術研究所・研究委員会、長期研究構想、(平成 7 年 9 月)
- 2) A.P. Batakis, et al; Rocket Thrust Chamber Thermal Barrier Coatings, Final Report, NASA-CR-175022, (July 1985).

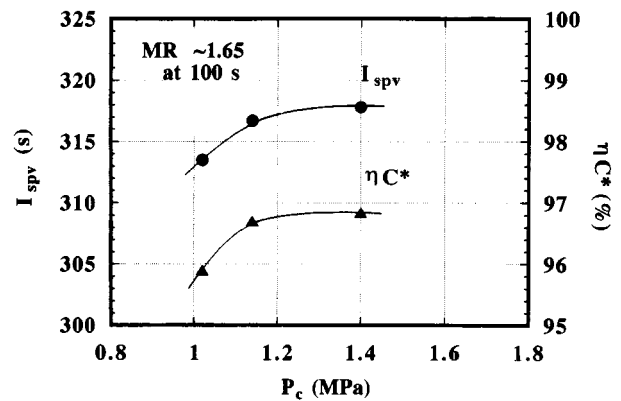


図 25 性能の燃焼圧依存性

- 3) R.J. Quentmeyer, et al; Investigation of the Effect of Ceramic Coatings on Rocket Thrust Chamber Life. AIAA paper, 78-1034, July (1978).
- 4) Y. Kuroda, et al; Evaluation Tests of ZrO_2/Ni Functionally Gradient Materials for Regeneratively Cooled Thrust Engine Applications, Ceramic Transactions, Functionally Gradient Materials, Volume 34, pp. 289-296, 1992.
- 5) 淵山 隆, 野田直剛, 他; き裂を有する傾斜機能平板の非定常熱応力, 第 5 回傾斜機能材料シンポジウム, (平成 4 燃 10 月), pp. 79-86
- 6) Y. Kuroda, et al; ZrO_2/Ni Functionally Gradient Materials (FGMs) for Regeneratively Cooled Thrust Engine Applications, the 18th ISTS, (1992), pp. 51-60.
- 7) 新野正之, 熊川彰長, 他; 小型溝構造液水冷却燃焼器の研究 (水冷却燃焼実験) 航空宇宙技術研究所報告 TR - 708, (1982 年 5 月)
- 8) D.R. Bartz, et al; Survey of the Relationship Between Theory and Experiment for Convective Heat Transfer from Rocket Combustion Gases, TR32-387 JPL, Pasadena, California (1963).
- 9) 毛呂明夫, 鈴木和雄; ロケットプロペラントの理論性能, 航空宇宙技術研究所報告 TR - 293, (1976 年)
- 10) 黒田行郎, 只野真, 他; 宇宙往還機用 OMS サブスケールスラスターの耐久性及び性能評価試験 (第 1 報), 第 39 回宇宙科学技術連合講演会, (平成 7 年 10 月) pp. 69-70.
- 11) 大塚卓吉, 他; 宇宙技術研究所のロケットエンジン高空性能試験設備, 航空宇宙技術研究所報告 TR - 454, (1976 年 4 月)
- 12) 只野真, 佐藤政祐, 他; OMS サブスケールスラスターの耐久性試験 (ZrO_2/Ni 電鍍燃焼器) 航空宇宙学会・

北部支部,(1995年), pp. 52-55.

- 13) J.H. Rupe, et al; An Experimental Correlation of the Nonreactive Properties of Injection Schemes and Combustion Effects in a Liquid Propellant Engine, NASA TR-32-255, (1965).
- 14) W. Howard, et al; Liquid Rocket Engine Injectors, NASA SP-8089, (1976).
- 15) D.T. Harje, et al; Liquid Propellant Rocket Combustion Instability, NASA SP-194, (1972).
- 16) S. Ueda, et al; Bipropellant Performance of N_2H_4 /MMH Mixed Fuel in a Regeneratively Cooled Engine, Journal of Propulsion and Power, Volume 10, No. 5, Sep.-Oct. (1994), pp. 646-652.
- 17) 黒田行郎, 阿部登, 他; 低圧における圧力測定系の時間遅れ, 航空宇宙技術研究所資料 TM - 415, (1980年5月)

付 録

A. 燃焼器の材料特性

ここで示す材料の特性データは, 昭和62年度から5ヶ年計画で実施された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」において実施された試験を基にし, それに補足してまとめたものである。燃焼器材料の特性評価には, 材料の温度依存データが重要であるが, ZrO_2/Ni 溶射材については十分なデータが取得されていなかったため, 常温での値を示した。又, ZrO_2/Ni 電鍍材については, 常温から1144Kの範囲まで温度依存性のデータが取得されたため, これらの結果をまとめて, 図A-1~図A-12に示した。

B. エンジン性能値の精度

流量計算の校正用流体として水を用いた校正結果からエンジン性能値の精度を示した結果は, 文献¹⁾で示したので, ここでは推進薬 NTO/MMH の実液による流量校正を行い, エンジン性能値の精度を求めたため, 以下にエンジン性能値に及ぼす各パラメータの精度と性能値の精度を示す。性能 (I_{spv} , C^*) に影響を及ぼす主パラメータは, 真空推力 F_v , 燃焼圧 P_c , 燃焼器スロート径 D_{th} , 及び推進薬流量 \dot{m}_t である。高空性能試験に先立って, これらのパラメータに関するセンサーの校正を行ったため, その校正結果から性能値の精度を示す。

計測値 (x, y, z, \dots) の関係 $f(x, y, z, \dots)$ への分散の伝播は次式で表される。

$$\sigma_{f(x)}^2 = (\delta f / \delta x)^2 \sigma_{x(x)}^2 + (\delta f / \delta y)^2 \sigma_{y(y)}^2 + (\delta f / \delta z)^2 \sigma_{z(z)}^2 \quad (1)$$

上式を用いて性能値の精度を推進する。

(1) 真空推力の精度

真空推力 F_v は, 測定された推力 F , 低圧室力 P_v 及びノズル出口面積 A_e から

$$F_v = F + A_e P_v$$

F_v の分散に及ぼすそれぞれの測定値の効果は,

$$\sigma_{(FV)}^2 = \sigma_{(F)}^2 + (A_e \sigma_{(PV)})^2 + (P_v \sigma_{(Ae)})^2 \quad (2)$$

ここで測定値に対する偏差を精度 P_r と定義し,

$$P_{r(FV)} = \sigma_{(FV)} / F_v, \quad P_{r(F)} = \sigma_{(F)} / F, \quad \text{etc.}$$

とすると, (2) 式は, 次式となる。

$$P_{r(FV)}^2 = [(F/F_v) P_{r(F)}]^2 + [(P_v A_e / F_v) P_{r(PV)}]^2 + [(P_v A_e / F_v) P_{r(Ae)}]^2 \quad (3)$$

MR = 1.65, $F_v = 154 \text{ KN}$, $A_e = 1761 \text{ cm}^2$, $P_v = 133 P_a$ (1torr) より

$$P_{r(FV)}^2 = 0.9992 P_{r(F)}^2 + 0.00081 [P_{r(PV)}^2 + P_{r(Ae)}^2] \quad (4)$$

となり, F_v の精度は殆ど推力の測定精度に依存することになる。推力の測定精度は, 推力測定器 (メーカー: SENSOTEC, MODEL31) の単体精度 (再現性) $\pm 0.05\%$ と試験前に行ったテストスタンドのヒステリシス ± 0.004

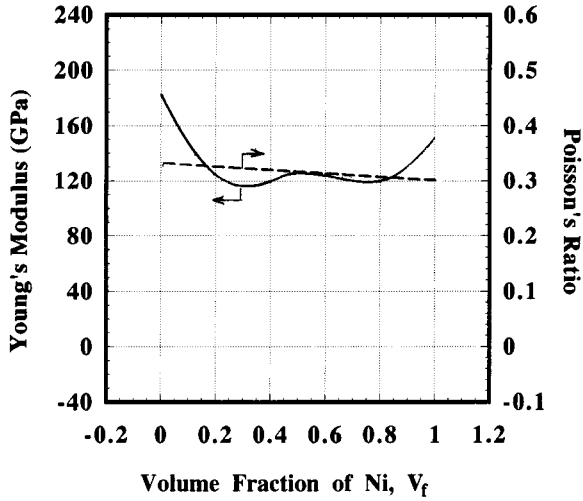


図 A-1 ヤング率及びポアソン比と Ni の体積含有率の関係 (ZrO₂/Ni 溶射材 : 293K)

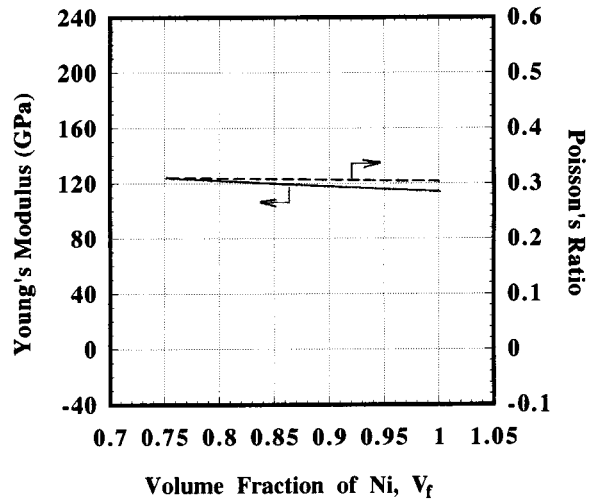


図 A-4 ヤング率及びポアソン比と Ni の体積含有率の関係 (ZrO₂/Ni 電鍍材 : 294K)

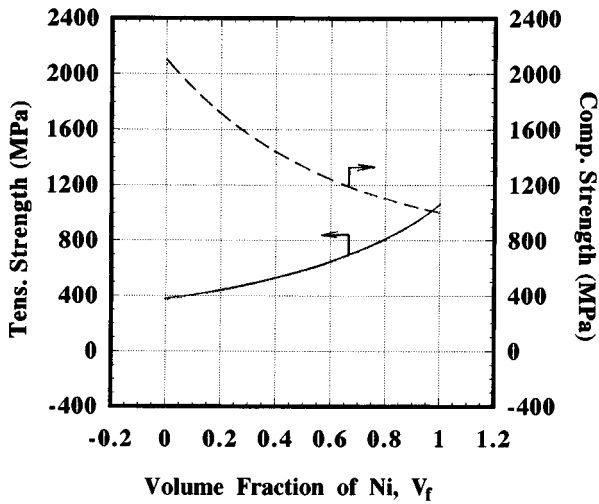


図 A-2 引張り及び圧縮強度と Ni の体積含有率の関係 (ZrO₂/Ni 溶射材 : 293K)

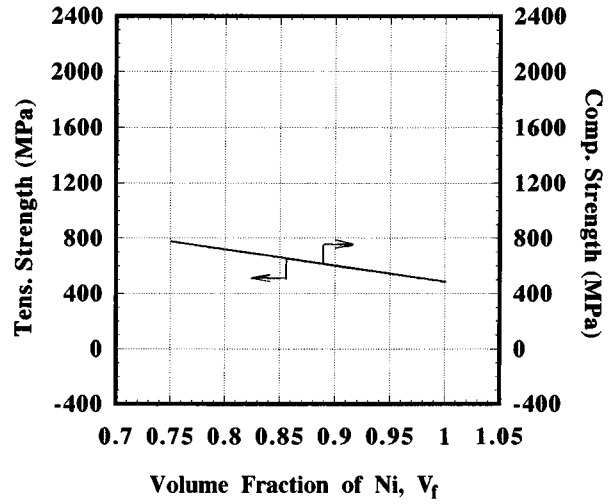


図 A-5 引張り及び圧縮強度と Ni の体積含有率の関係 (ZrO₂/Ni 電鍍材 : 293K)

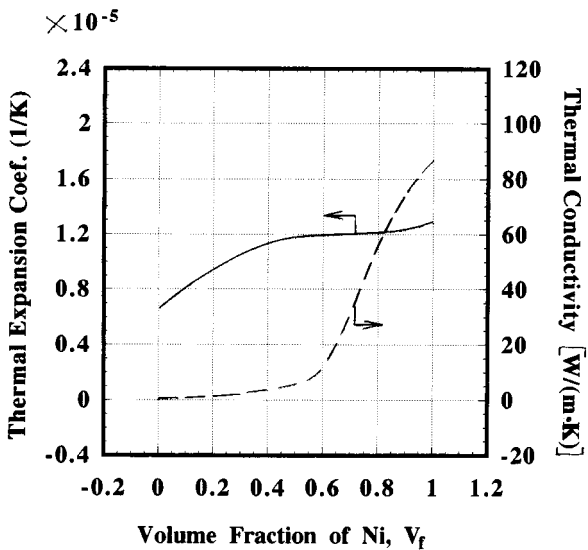


図 A-3 熱膨張係数及び熱伝導率と Ni の体積含有率の関係 (ZrO₂/Ni 溶射材 : 293K)

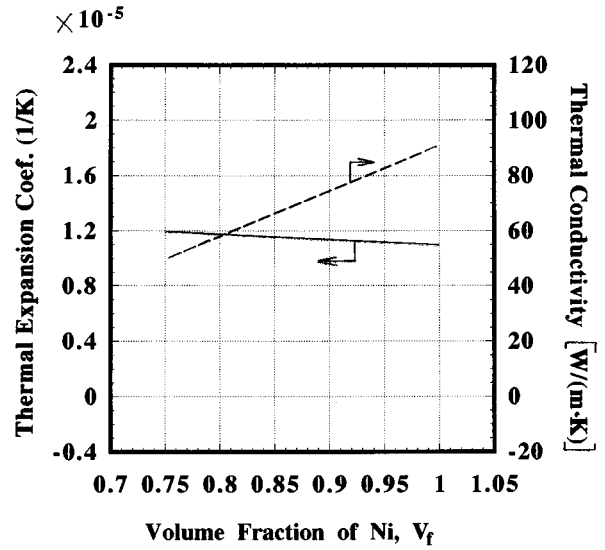


図 A-6 熱膨張係数及び熱伝導率と Ni の体積含有率の関係 (ZrO₂/Ni 電鍍材 : 293K)

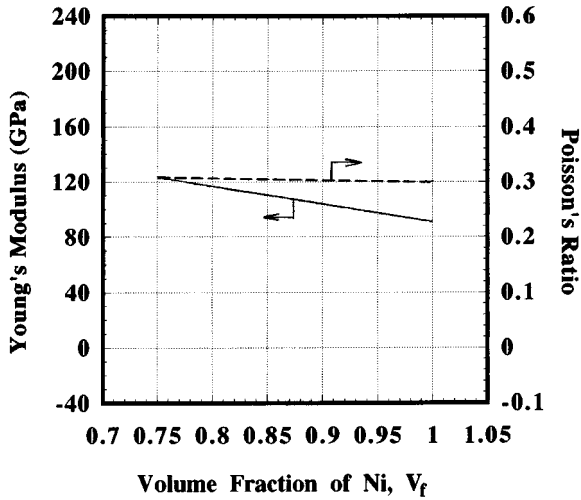


図 A-7 ヤング率及びポアソン比と Ni の体積含有率の関係 (ZrO₂/Ni 電鍍材 : 719K)

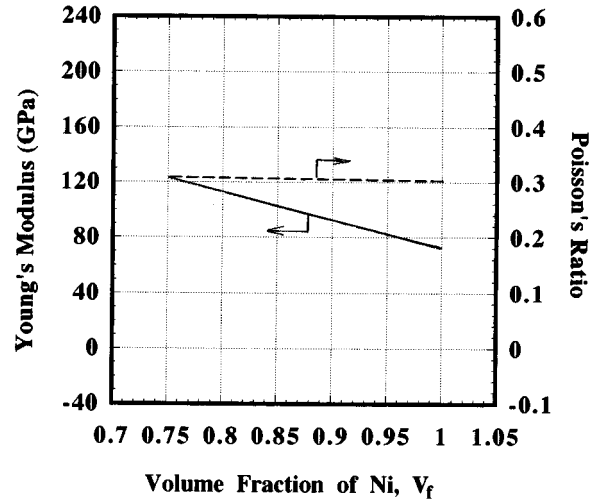


図 A-10 ヤング率及びポアソン比と Ni の体積含有率の関係 (ZrO₂/Ni 電鍍材 : 1144K)

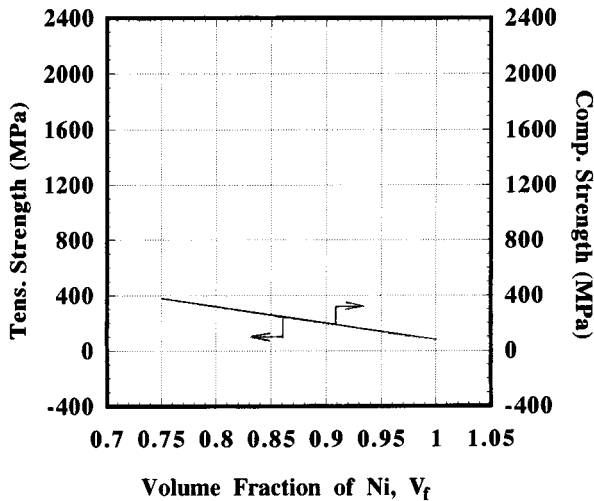


図 A-8 引張り及び圧縮強度と Ni の体積含有率の関係 (ZrO₂/Ni 電鍍材 : 719K)

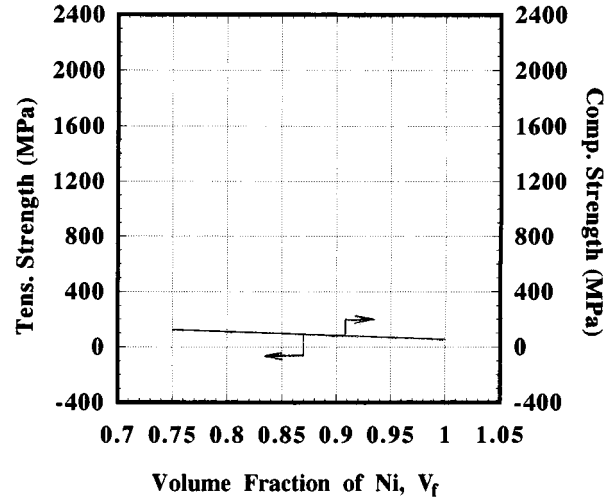


図 A-11 引張り及び圧縮強度と Ni の体積含有率の関係 (ZrO₂/Ni 電鍍材 : 1144K)

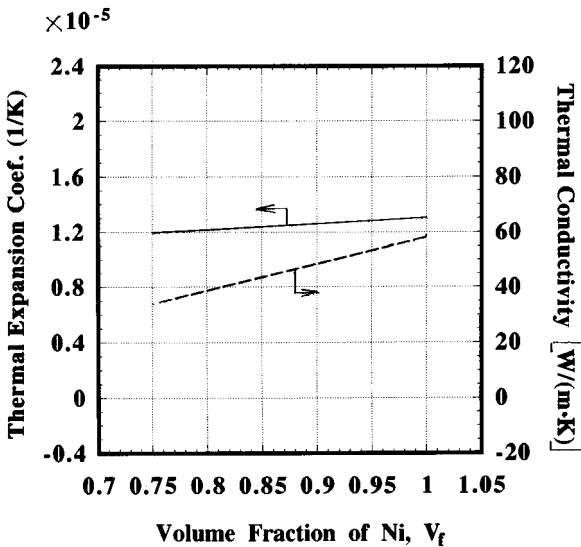


図 A-9 熱膨張係数及び熱伝導率と Ni の体積含有率の関係 (ZrO₂/Ni 電鍍材 : 719K)

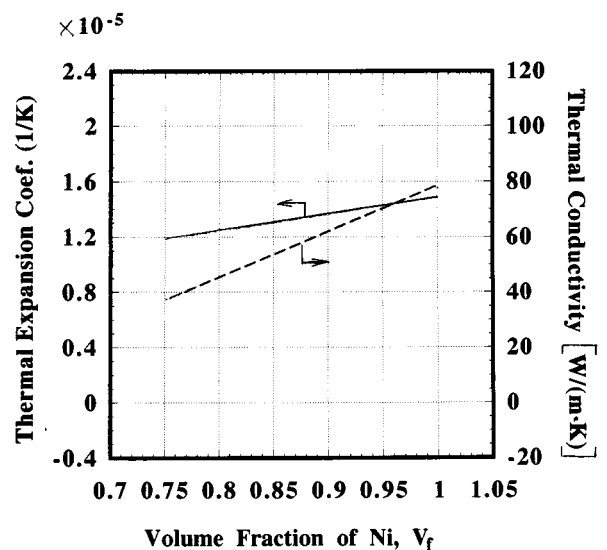


図 A-12 熱膨張係数及び熱伝導率と Ni の体積含有率の関係 (ZrO₂/Ni 電鍍材 : 1144K)

%を考慮して、

$$P_{r(F)} = 0.006\%$$

低圧室圧の精度を $\pm 4\%$ 、ノズル出口径の測定精度を $\pm 0.02\text{mm}$ 程度に見積もると、

$$P_{r(PV)} = 0.12\% \text{である。}$$

(2) 推進薬流量の精度

推進薬流量は、タービン式流量計で体積流量を測定し、流量計部の温度と圧力の測定値から密度を求め質量流量を算出する方法を取っている。質量流量は、を密度としを体積流量とすれば、次式で表される。

$$\dot{m} = \rho \dot{Q} = \rho(P, T) \dot{Q} \quad (5)$$

(5) 式より

$$P_{r(\dot{m})}^2 = P_{r(\dot{Q})}^2 + [(T/\rho)(\delta\rho/\delta T)]^2 P_{r(T)}^2 + [(P/\rho)(\delta\rho/\delta P)]^2 P_{r(P)}^2 \quad (6)$$

実液による END - TO - END 校正の精度は、 $\pm 0.25\%$ であるが、本試験シリーズで用いた校正係数は、燃焼試験の直前に行った校正から導いたものでないため、校正係数の経時変化の値は、同流量計の最大値 $\pm 0.2\%$ を取り入れると、

$$P_{r(Q)} = 0.32\% \text{となる。}$$

MMH 流量について代表値を、 $T = 292\text{K}$ 、 $P = 3.4\text{MPa}$ 、 $\rho = 0.88\text{g/cm}^3$ とすると、

$$R_N = 1/(1 + \rho_o u_o^2 d_o / \rho_f u_f^2 d_f) \quad (7)$$

となる。(7) 式では、密度の圧力による効果が小さいので削減した。また、MMH ライン温度測定の総合精度は、

$$[(\text{計測システム精度})^2 + (\text{単体精度})^2]^{\frac{1}{2}} = \pm 2\text{K}$$

$$P_{r(T)} = \left(\frac{2}{292}\right) \times 100 = 0.68\%$$

$$P_{r(\dot{m}_{MMH})} = 0.50\% \text{となる。}$$

同様にして、NTO の質量流量について、 $P = 2.3\text{MPa}$ 、 $T = 292\text{K}$ 、 $\rho = 1.45\text{g/cm}^3$ とすれば、

$$T = 292\text{K}, \quad \rho = 1.45\text{g/cm}^3 \text{とすれば、}$$

$$P_{r(\dot{m}_{NTO})}^2 = P_{r(\dot{Q})}^2 + 0.403 P_{r(T)}^2 \quad (8)$$

NTO ライン温度測定の総合精度は、MMH ライン温度の場合と同じであるので、 $\pm 2\text{K}$ となる。よって、

$$P_{r(T)} = 0.68\%$$

$$P_{r(\dot{m}_{NTO})} = 0.54\% \text{となる。}$$

全質量流量は、 $\dot{m}_T = \dot{m}_{MMH} + \dot{m}_{NTO}$ であるから、

$$P_{r(\dot{m}_T)}^2 = [(\dot{m}_{MMH}/\dot{m}_T) P_{r(\dot{m}_{MMH})}^2 + [(\dot{m}_{NTO}/\dot{m}_T) \times P_{r(\dot{m}_{NTO})}^2]^2 \quad (9)$$

燃焼試験では、 $MR = \dot{m}_{NTO}/\dot{m}_{MMH} = 1.65$ であるので、

$$P_{r(\dot{m}_T)}^2 = 0.142 P_{r(\dot{m}_{MMH})}^2 + 0.3877 P_{r(\dot{m}_{NTO})}^2 \quad (10)$$

よって、

$$P_{r(\dot{m}_T)} = 0.38\% \text{となる。}$$

(3) 性能値の精度

C* の精度は、

$$P_{r(C^*)}^2 = P_{r(P)}^2 + P_{r(\dot{m}_T)}^2 + P_{r(A_t)}^2 \quad (11)$$

ここで、 A_t はノズルスロート部の面積である。ノズルスロート径の計測値の標準偏差は $\pm 0.01\text{mm}$ 程度で測定誤差を見積もっても $\pm 0.02\text{mm}$ 程度と判断した。

$$P_{r(A_t)} = 0.142\%$$

よって、

$$P_{r(C^*)} = [(0.21)^2 + (0.38)^2 + (0.142)^2]^{\frac{1}{2}} = 0.47\%$$

SPV については、

$$P_{r(I_{spv})}^2 = P_{r(FV)}^2 + P_{r(\dot{m}_T)}^2 \quad (12)$$

より

$$P_{r(I_{spv})} = [(0.12)^2 + (0.38)^2]^{\frac{1}{2}} = 0.40\%$$

参考文献

- 1) 宮島 博; 液体窒素・液体水素小型高膨張燃焼器の実験 (1), 航空宇宙技術研究所 TR-662, (1981 年 4 月)
- 2) Y.Kuroda; Calibration of Turbine Flowmeters for Storable Bipropellant Engines. The 16th ISTS, (1988), pp.249-258