

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-946

低推力貯蔵性推進薬エンジン用 炭素複合材燃焼器の試作試験

日下和夫・植田修一・阿部登
宮島博・桑原卓雄
小坂勝明・長島隆一

1987年10月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

項目	担当者
全般	宮島 博*, 小坂勝明**, 長島隆一***
供試体設計	日下和夫*, 桑原卓雄**, 岡本久夫***
実験, 計測	日下和夫, 熊谷達夫*, 黒田行郎*, 阿部 登*, 佐藤政裕*, 只野 真*, 桑原卓雄, 岡本久夫
データ処理, 解析	植田修一*, 木皿且人*, 須藤孝幸*

* 角田支所

** 日産自動車(株)

*** 宇宙開発事業団

低推力貯蔵性推進薬エンジン用 炭素複合材燃焼器の試作試験*

日下和夫** 植田修一** 阿部 登**
宮島 博** 桑原卓雄***
小坂勝明*** 長島隆一****

Fabrication and Test of a Carbon-Carbon Composite Combustion Chamber for a Low Thrust Storable Engine

By

Kazuo KUSAKA, Shuichi UEDA, Noboru ABE,
Hiroshi MIYAJIMA, Takuo KUWAHARA,
Katsuaki KOSAKA, and Ryuichi NAGASHIMA

ABSTRACT

One possible approach to obtaining a high specific impulse in a low thrust bi-propellant engine is to reduce the film cooling requirement by constructing a combustion chamber with a temperature resistant material yet-to-be-developed Carbon / Carbon (C/C) composite material is one such material whose high-temperature specific strength is very high. This report describes a preliminary effort to develop a C/C composite chamber, as well as to develop an injector for a low thrust storable engine.

Performance tests of injectors for a 2000 N thrust class, fuel film cooled, NTO/MMH propellant engine were conducted at sea level with a workhorse combustion chamber. It was shown that a graphite nozzle insert could be used repeatedly for performance evaluation at a firing duration of 7 seconds. The energy release efficiencies of the core injectors used were estimated to be 97.5% at the design mixture ratio of 1.65. The vacuum specific impulse predicted for an injector with 15% film cooling with a 200:1 area ratio nozzle was 310 s at a mixture ratio of 1.65 and a chamber pressure of 0.85 MPa. No combustion instability or popping were observed up to a chamber pressure of 1.6 MPa.

A C/C composite chamber with SiC coating on the inner wall and organic silicide coating over the carbon CVD layer on the outer wall was selected for the firing test. Two sea level tests, of 30 s and 60 s durations, at a chamber pressure of 0.85 MPa were demonstrated on a single C/C composite chamber. It was shown that the basic C/C composite material had sufficient high-temperature strength and that the SiC coating on the inner wall was durable at the operating conditions. The outside carbon CVD coating

* 昭和62年7月30日受付 *** 日産自動車㈱
** 角田支所 **** 宇宙開発事業団

seemed to be effective in shutting off the permeability of the combustion gases from the inside of the chamber. However, the organic silicide coatings applied to protect the carbon CVD layer from oxidizing atmosphere in sea level tests were not sufficiently effective. The firing duration was limited to 60 s because of an inadequate seal between the C/C composite chamber and the metal injector.

1. ま え が き

炭素繊維強化炭素複合材(以下 C/C 材と略称)はグラファイト繊維をグラファイトバインダで固めたものである。C/C 材はグラファイトの優れた耐熱性に加え、繊維で強化されているため、熱的、強度的に厳しい環境での軽量構造材料として固体ロケットのノズル等に広く用いられているが、将来の液体ロケットエンジンの高温部材としても有望な材料となり得る。液体エンジンへの種々の応用が考えられるが、貯蔵性推進薬のフィルム冷却式の低推力エンジンに C/C 材を用いることは最も直接的な応用のひとつである。フィルム冷却式エンジンの比推力性能はフィルム冷却用の燃料の流量に大きく依存するので、より高温に耐える燃焼室材料があれば、このフィルム冷却量を低減することによって高比推力を達成できる可能性がある。現在この種のエンジンの燃焼室にはニオブ合金にケイ化物のコーティングをほどこしたものが用いられているが、その使用温度の上限は 1300 °C 程度といわれている。それに反して C/C 材の引張り強度は 2700 °C まで温度と共にわずかに増加する傾向にある。従って、C/C 複合材燃焼器では、適切なコーティングが可能であれば、より高い壁温を許容でき、フィルム冷却量を削減できる潜在的な能力があるといえる。

このような基本的な長所にもかかわらず、実際に液体ロケットエンジンに C/C 複合材の利用を試みた例は、筆者らの知る限り、米国ジェット推進研究所が宇宙探査機の推進用に研究開発をおこなったヒドラジン/フッ素エンジンの燃焼室だけである。^{1), 2)} 我国では、C/C 材を燃焼器スロート上流部の圧力容器部材として用いた例はない。そこで、我々は比較的低い燃焼圧力のエンジンの燃焼器に、現在の我国の技術レベルで製作した C/C 材を用いる事ができるか

どうかを検討することを試みた。

本研究の主目的は、推力 2000 N レベルの四酸化窒素 (NTO)/モノメチルヒドラジン(MMH)推進薬の燃料フィルム冷却エンジン用に C/C 材の燃焼室を試作し、燃焼試験に供することによって実用上の主要な問題点を示すことである。H-II ロケットで打上げられる技術試験衛星 VI 型 (ETS-VI) に高性能をねらいとして NTO/ヒドラジン推進薬を用いることになっているが、³⁾ スペースステーションからの発進、将来の軌道上サービス機、軌道間輸送機等への利用を考えると、欧米で一般的に使用している推進薬系 NTO/MMH との共通性に重点をおいてこの推進薬系を用いるエンジン技術を蓄積しておくことも重要と考えられる。従って、本研究の第 2 の目的は我国の技術レベルで、低推力ガス加圧式 NTO/MMH エンジンでどの程度までの性能を期待できるかを示すことにある。

先ず最初に NTO/MMH 用にフィルム冷却率の異なる 2 コのインジェクタを設計、製作し、グラファイトノズルスロートをもつ燃焼室を用いてインジェクタの性能の評価をおこなう。次に、試作した C/C 燃焼器についての燃焼試験をおこない、その結果と今後の問題点について述べる。

2. 試験装置および供試体

2.1 試験装置

燃焼試験時における試験設備としては、大別して、排気系、推進薬供給系、計測系に分けられる。本実験は、大気圧下での燃焼試験であるが、2000 N 級アポエンジン用に設置されている推進薬供給系および推力計測系を利用すれば、設備の大幅な改造を伴う事なく実験が行なえる理由から、ロケット高空性能試験設備⁴⁾ 液体ロケットエンジン用低圧室内で行なう事とした。

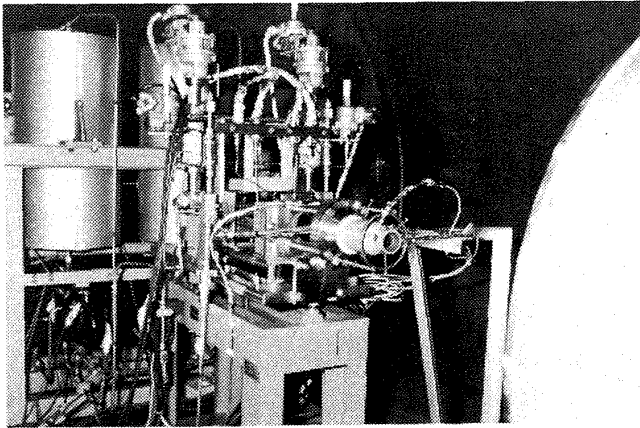


図1. 低圧室内セット状況図

燃焼時およびパージ中の排気ガスは、既設ディフューザ内に設けた窒素ガスによるアニューラ型の補助エゼクタを動作させ、ディフューザを通して仕切板手前の開放口から排出した。窒素ガスの噴出による推力測定への影響は、エゼクタ入口と燃焼器との距離が十分大きく問題ない事が確認されている。⁵⁾

61年度に行なった燃焼試験で、低圧室内にエンジンをセットした状況を図1に示す。後方にみえる二

つの立型の円筒がそれぞれ酸化剤 (N_2O_4 : 四酸化二窒素, 以後 NTO という) と燃料 (CH_3HNNH_2 : モノメチルヒドラジン, 以後 MMH という) タンクである。中央部が推力計測系で、エンジンは4枚の板バネで支持された推力台の前部に取付けられ、弁類は架台に固定されており、燃料および酸化剤は推力測定に影響をおよぼさないように推力軸の直角方向に配したフレキシブルチューブによってエンジンに供給される。

圧力計は推力台上の取付金具に固定し、配管の剛性による推力測定への影響を除きうるようにした。図1で一番右端にみえる部分が補助エゼクタの入口部である。

以下に推進薬供給装置と推力計測装置について述べ、流量計測についても若干ふれる。

2. 1. 1 推進薬供給装置

推進薬供給装置の系統を図2に示す。基本的な構成は500 N 推力レベルの実験に用いた装置⁶⁾と同様

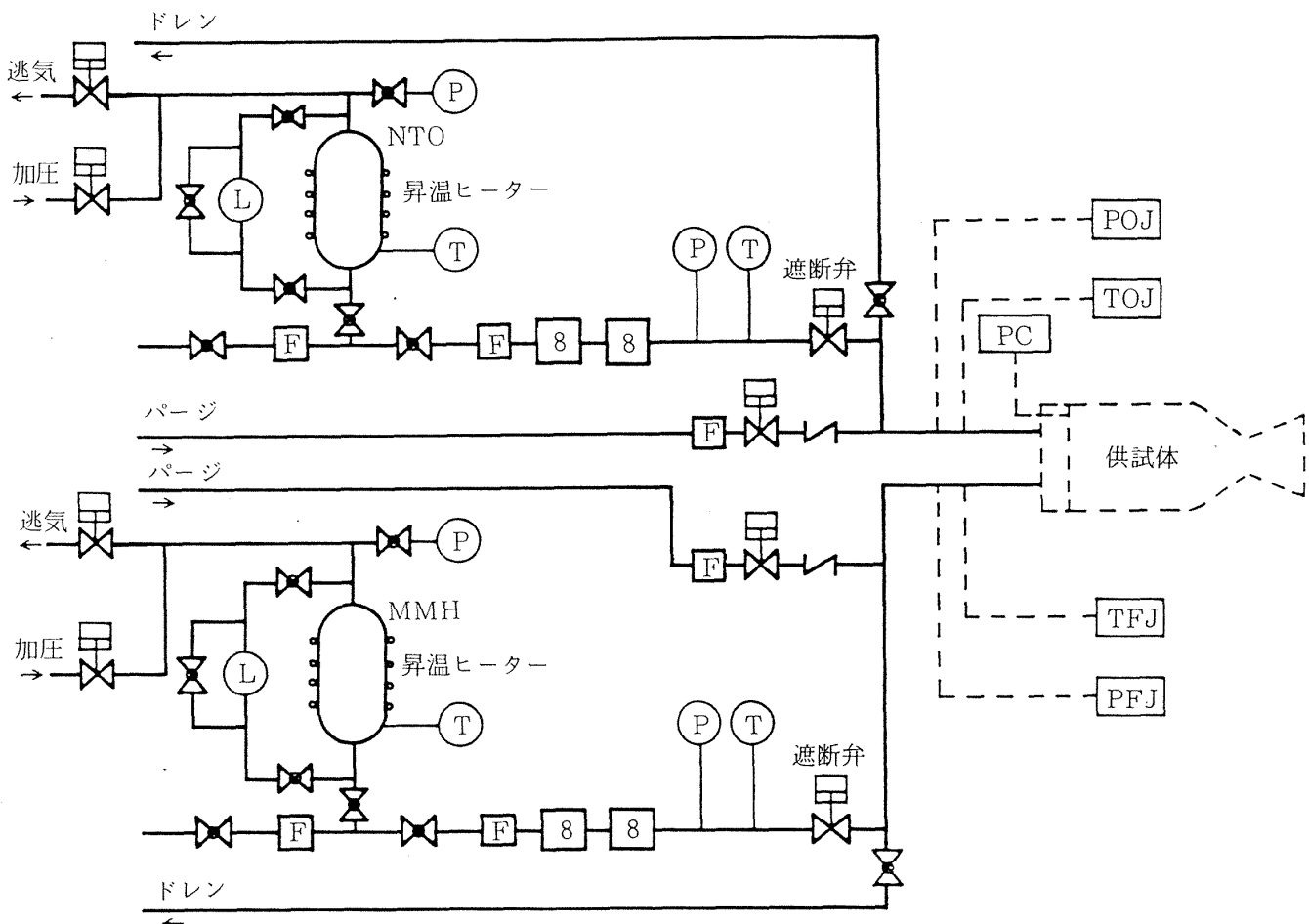


図2. 推進薬供給系統図

であるが、適切な推葉弁がなかったのでエンジンの始動、停止は遮断弁で代用しているのが大きく異なる点である。また、長秒時燃焼が可能なように各々のタンクの容量は 0.1 m^3 とした。タンクにはヒータを巻き、凍結防止、任意の温度設定が出来るようになっている。

流量計はタービン式で各々直列に2個用い、校正装置を用いて実液でのインプレース(In-place)校正が可能である。今回の実験データの処理には、実液校正結果のデータを用いており、その校正結果に

ついては2. 1. 3項で述べる。

2. 1. 2 推力計測装置

推力は最も重要な計測項目のひとつである。従って推力計測のための装置も十分な精度を有するものでなければならない。推力計測装置は2000 N級スラスト用のもので昭和60年11月に製作し、その後昭和61年4月に改修を行なっている。改修後の装置の構成を図3に示す。大別して架台上にテーブル、それに4枚の板バネで支えられた推力台、校正荷重

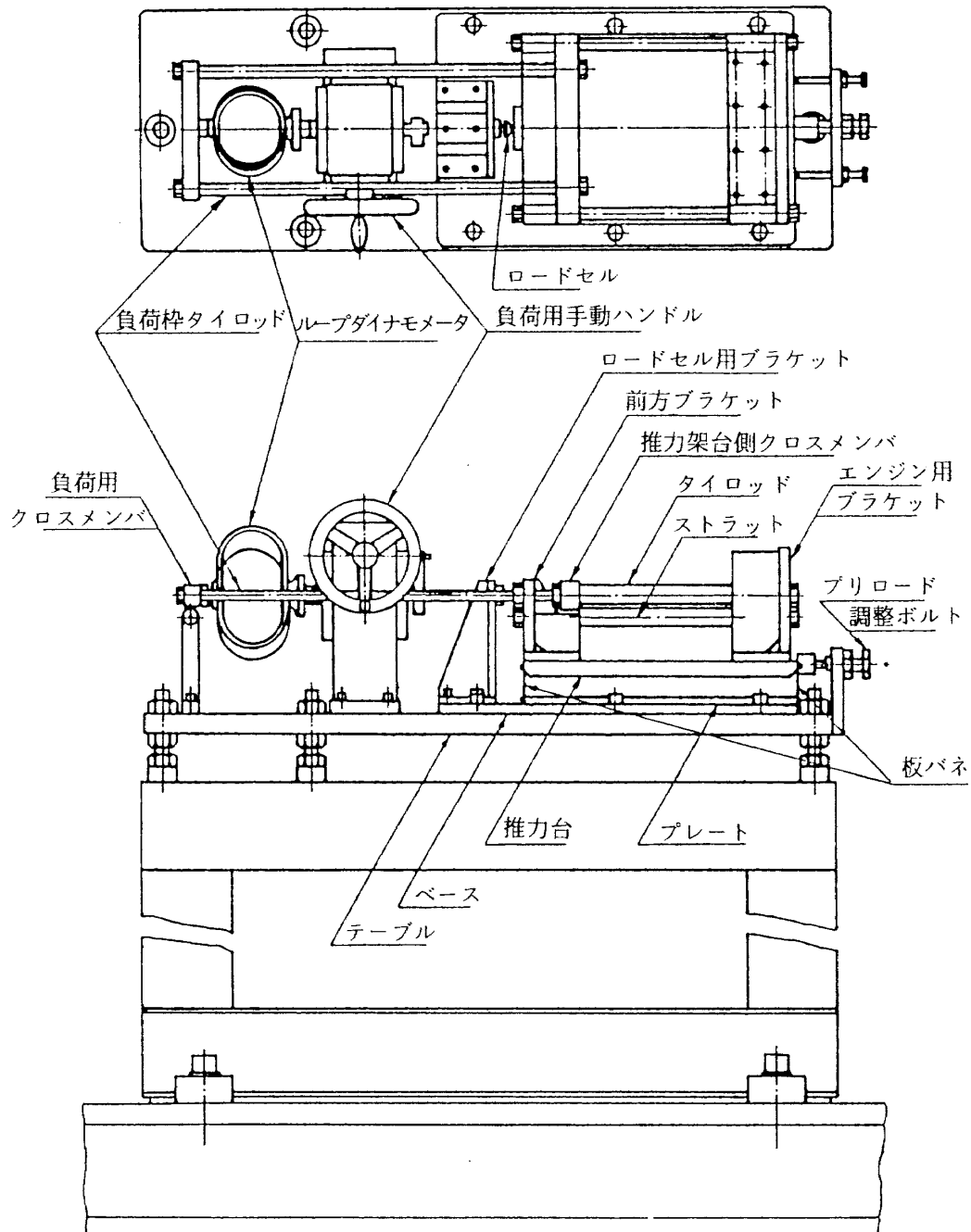


図3. 推力校正装置構成図

達部とから成っており、推力台にはエンジン取付ブラケットおよび、ロードセルに圧縮荷重を加えるための後方ブラケットが固定されている。校正荷重は、油圧ラムによってループ・ダイナモメータに印加され、ロッドを介してエンジン取付ブラケットに伝達される。

改修に至った不具合であるが、初期の実験で得られた性能データが予測よりかなり低かったため、原因を調査した結果、以下の事が判明した。すなわち、推力計測装置において、校正荷重の着重点が推力台後方ブラケット部であり、燃焼時の着重点（推力台前方エンジン取付ブラケット部）ではないことである。このことは後に、荷重点を燃焼時の燃焼室中央部に相当する位置から圧縮力を加える事によって証明された。この主な原因は、推力台の板厚が薄く、大きな推力が加わると推力台がたわみ、軸方向推力が減少し正しい推力を測定できない事と推定された。計算では約0.3%（780 N 時）の誤差が生じる。以上の結果から次の点について装置の改修をおこなった。

(1) 校正時の着重点を燃焼時の着重点にできるだけ近づくよう、荷重伝達部の先端をマウント前方の

表 1. 推力校正装置仕様

最大荷重	: 3000 N
載荷方法	: ねじ式駆動負荷方式
操作方法	: 手動式
荷重表示方式	: 3000 N ループ・ダイナモメータ 使用による、ダイヤルゲージ表示 方式
精 度	: 0.25 %

ブラケット板と接続する。

- (2) 推力台の厚さを 10 mm から 22 mm に増し、たわみによる推力軸のずれが推力測定に影響を及ぼさないようにする。
- (3) ブラケットの強度を増し、反りのないようボルト数も増やす。

以上の対策により不具合点を改善した。推力計測装置の仕様を表 1 に示す。

2. 1. 3 流量計測

燃焼試験においては推力の測定と同様、流量の測定もまた重要である。流量測定精度の向上のために

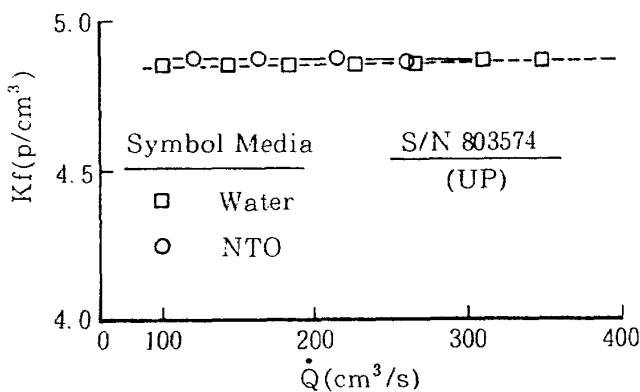


図 4-1 媒体と流量計特性の関係

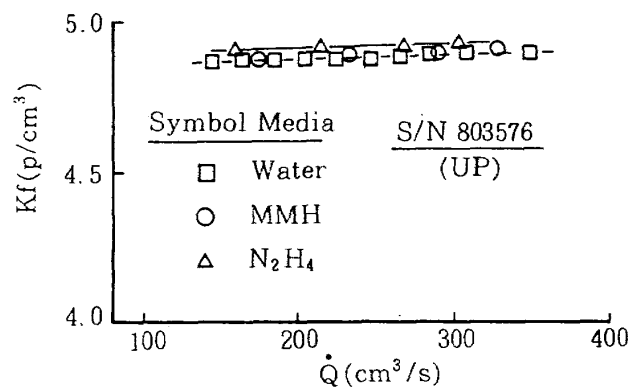


図 4-3 媒体と流量計特性の関係

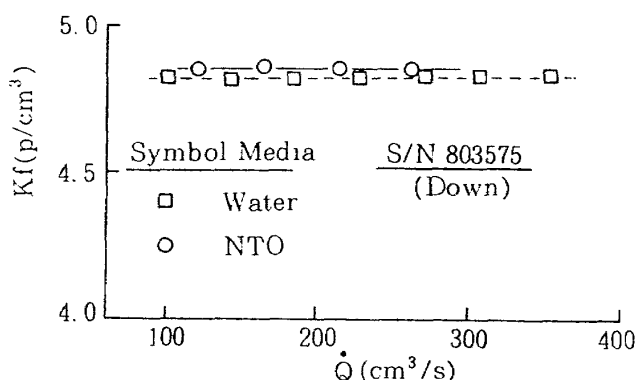


図 4-2 媒体と流量計特性の関係

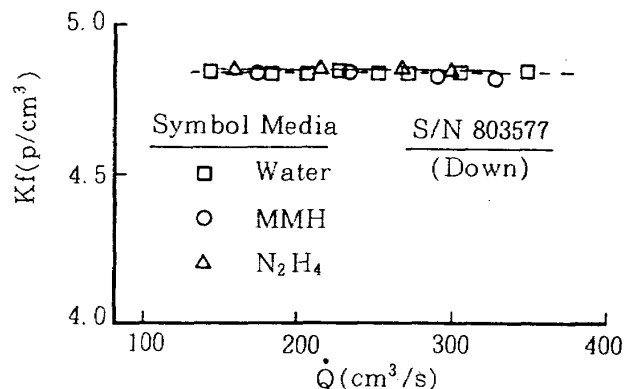


図 4-4 媒体と流量計特性の関係

は、実際に使用する流体での較正が一番好ましいが、従来は実液較正器がなかったため、60年度の試験ではメーカによる水較正データを使用した。昭和61年6月に NTO 用、 N_2H_4 (ヒドラジン) 用 (MMH も可) の実液較正装置が完成し、61年度の試験では前述したように実液較正データを用いて流量のデータ処理をおこなった。

図4-1, 4-2, 4-3, 4-4にメーカによる水較正データと実液較正データの比較をした結果を示した。横軸に流量 (cm^3/S)、縦軸に K ファクタ ($Pulse/cm^3$) の値をとった。図より、傾向は似ているが、K ファクタはいずれも実液較正データの方が水較正データより高く、そのバイアスは酸化剤上流側で約 0.3%、下流側で 0.6%、燃料上流側で 0.4%、下流側で 0.2% であった。図中の S/N とは流量計の個体番号 Serial number のことである。

2.2 インジェクタおよび同評価用燃焼室

供試エンジンの諸元を表2に示す。この諸元に沿ってインジェクタの設計をおこなった。エンジン混合比は、推進薬の等タンク体積の条件から 1.65 としたものである。(3.1.3 節にふれるように最適混合比は 1.8 ~ 1.9 である) 本実験の主な目的は、C/C 複合材燃焼室により燃焼試験を行なうことであるが、C/C 複合材燃焼室のための予備的な実験としてインジェクタ評価試験用燃焼室を製作し、インジェクタの性能特性も取得した。

表2. 供試エンジン諸元

Propellant		NTO/MMH
Thrust	N	2000 ~ 1167
Chamber Press.	kPa	1177 ~ 686
Mixture Ratio		1.65
Vacume Specific Impulse	S	320
Injector Element		27 UD ^{a)}
Film Cooling Flow	% fuel	25, 15
Nozzle Throat Dia.	mm	35
Nozzle Area Ratio		300 : 1

a) Unlike Doublet

2.2.1 インジェクタ

インジェクタは、異種二噴流の衝突型エレメント

27個を持つもの二種を製作し試験に供した。インジェクタの設計諸元と略図を表3, 図5に示す。このインジェクタは、燃焼室の燃料液膜冷却をおこなうため、インジェクタ周辺部にフィルム冷却用オリフィスが配置されている。

インジェクタ 27A, 27B の最大の相違点は、フィルム冷却量である。27A では 30 個のオリフィスにより燃料の 25% をフィルム冷却に用いるのに対して、27B では 26 個のオリフィスにより燃料の 15% をフィルム冷却に用いている。コアエレメントの設計は、インジェクタ 27A, 27B 間でできるだけ共通性を持たせているが、フィルム冷却率の違いによって若干、設計が変わっている。インジェクタ設計計算に用いた推進薬の物性値の代表値を表4に示す。

エレメントは、次のような基本方針に沿って設計をおこなった。

- (1) 設計コア混合比でスプレー混合が最適となる。
- (2) 作動条件において、噴流の分離を起こさない。
- (3) 作動条件において、チャギング (chugging : 200 Hz 程度の振動燃焼) を起こさない。
- (4) 作動条件において、高周波振動を起こさない。

反応性の非常に高い異種衝突型エレメントにおいては、条件により衝突部において多量のガスが発生し、燃料と酸化剤のスプレーが互いに反発する噴流の分離と呼ばれる現象が起こる。エレメント設計においては、噴流の分離を起こさない範囲でスプレー混合が最適となるように設計パラメータを選定する必要がある。

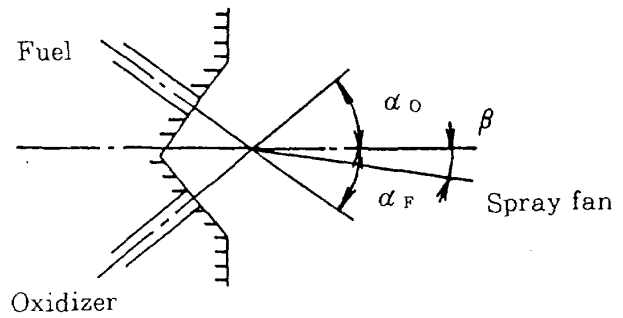
噴流の分離に対しては Lawver⁷⁾ の基準を用い、スプレーの混合に対しては Rupe⁸⁾ の基準を採用して設計をおこなった。これらの方法は、マルチエレメントインジェクタを最適に設計するための基準としては必ずしも有効なものではないが、現在のところ他に簡単な方法がないことから採用したものである。また、チャギングの防止に対しては、噴射差圧を燃焼室圧の 25%、燃焼室圧 686 kPa (7 kgf/cm^2 , a) に対して 172 kPa (1.75 kgf/cm^2 , a) 以上高く取ることとした。

実際の設計計算について、インジェクタ 27A を例にとって説明する。インジェクタ 27A は、MMH/NTO 推進薬系に対して、フィルム冷却量を燃料流

表3. インジェクタ設計諸元

	27 A インジェクタ	27 B インジェクタ
Propellant	NTO/MMH	NTO/MMH
Nominal MR	1.65	1.65
Film cooling, % of fuel	25	15
Core MR	2.22	1.94
Thrust @ Pc = 1177 kPa, N	2000	2000
Ispv @ AR = 300, s	320	320
Number of element	27 (9 / 18) ^{a)}	27 (9 / 18) ^{a)}
Ox. orifice dia., mm	0.78	0.78
F. orifice dia., mm	0.54	0.57
α_o , deg. ^{b)}	30	30
α_F , deg. ^{b)}	40	40
Momentum angle, β , deg. ^{b)}	1.8	-0.3
Impingement dia., mm	25 / 50 ^{c)}	25 / 50 ^{c)}
Impingement dis- tance, mm	1.5	1.5
Number of film cooling orifice	30	26
Film cooling orifice dia, mm	0.3	0.26
Impingement angle to chamber wall, deg.	25	25
Separation PC, kPa ^{d)}	1240	1180

- a) inner/outer ring
- b) 右図参照
- c) inner/outer ring
- d) Lawver criterion



量の25%とし、エンジン混合比1.65、すなわち、コア混合比2.2において最適となるように設計をおこなう。エレメントの型式は経験の多い異種二噴流の衝突型とし、2リング27エレメント方式とする。これは、直径25mmと50mmの円周上に等間隔にそれぞれ9個と18個のエレメントを配置したものである。

まず、酸化剤オリフィス径 d_o は、燃焼室圧686 kPaにおいて、噴射差圧が燃焼室圧の25% (172 kPa)程度となるように0.78 mmとした。Rupeによれば、単一衝突エレメントの微粒化によってできるスプレー混合が最も良い条件は、次式で表わされる。

$$\rho_f v_f^2 d_f = \rho_o v_o^2 d_o \quad (1)$$

ここで、 ρ 、 v 、 d はそれぞれ密度、速度およびオリフィス径であり、添字 f 、 o はそれぞれ燃料と酸化剤を表わしている。フィルム冷却量を除いたコアの混合比 MR_C は、エンジン混合比 MR_E とフィルム冷却率 α により次式で表わされる。

$$MR_C = MR_E / (1 - \alpha) \quad (2)$$

(1)式を用いて(2)式を書き換えると、

$$\left\{ \frac{1}{MR_C} \right\}^2 \cdot \frac{d_o}{\rho_f} \cdot \left(\frac{d_o}{d_f} \right)^3 = 1 \quad (3)$$

(3)式により、スプレー混合を最適とする燃料オリフィス径 d_f は、0.54 mmとなる。このオリフィス径に対して噴流の分離に対する検討をおこなう。

Lawverの相関によれば、噴流の分離は次の条件で起こる。

$$Pc > 3.03 \times 10^9 / Ref^{1.5} \quad (4)$$

ここで、 Pc は燃焼室圧、kPa、 Ref は燃料オリフ

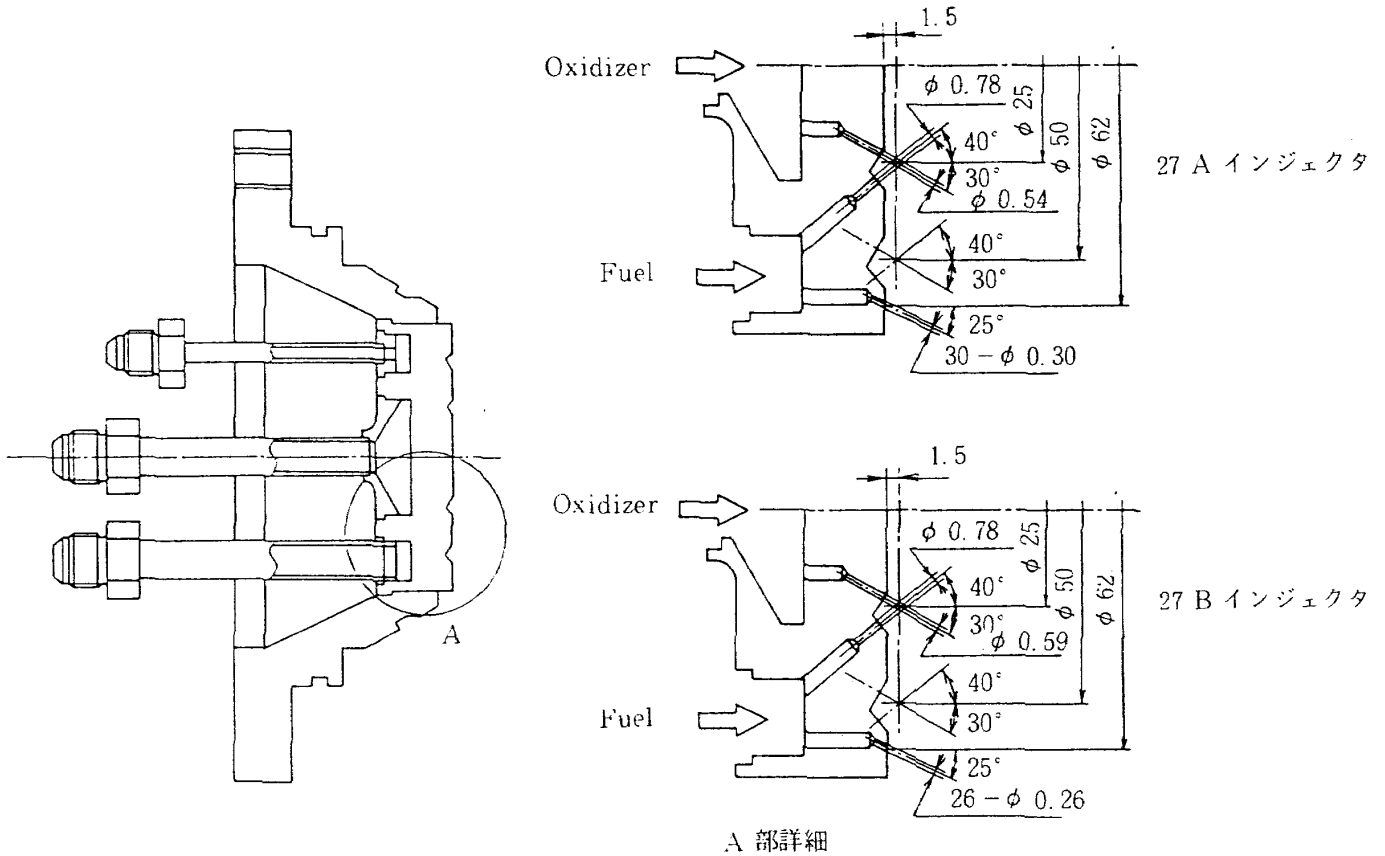


図5. 供試インジェクタ

表4. 推進薬の物性値

Propellant	NTO	MMH	N ₂ H ₄
Density (20°C), g/cm ³	1.445	0.879	1.008
Viscosity (20°C), cP	0.416	0.85	0.97
Boiling point, °C	21.15	87.5	113.5
Freezing point, °C	-12.2	-52.5	1.5

イス径基準のレイノルズ数である。噴流分離が問題となる高燃焼圧 1177 kPa の場合について検討を行なう。この場合、レイノルズ数 Ref は 1.8×10^3 であるから、(4)式の右辺の値は 1255 となる。この値から考えると、噴流分離の遷移領域に入っている可能性がある。

インジェクタ 27 B に対しても、27 A と同様にして設計をおこなった。インジェクタ 27 B の場合、

Lawver の相関による噴流分離の条件、すなわち(4)式の右辺の値は、燃焼室圧 1177 kPa では 1196 であり分離の領域となる。しかし、この程度の値は完全な分離領域というよりは、遷移領域の中間点と考えるほうが正確である。⁵⁾ このため、噴流の分離を避けるためのエレメントの設計変更はおこなわないものとした。

2. 2. 2 インジェクタ評価用燃焼室

インジェクタ評価用燃焼室は、C/C 複合材燃焼室による燃焼試験の前にインジェクタの性能特性を取得する目的に使用するものである。このため、特に長時間の燃焼試験に耐える必要性を持たないことから、コロンビウム合金等の高価な耐熱材を使用することは避けた。

燃焼室は、図6に示したようなものである。材質はインコネル 750 であり、スロート部のみグラファイト IG-11 製となっている。特にグラファイト製のスロート部は、ノズル出口側から挿入し固定する方式として、簡単に取り換えられるような構造とし

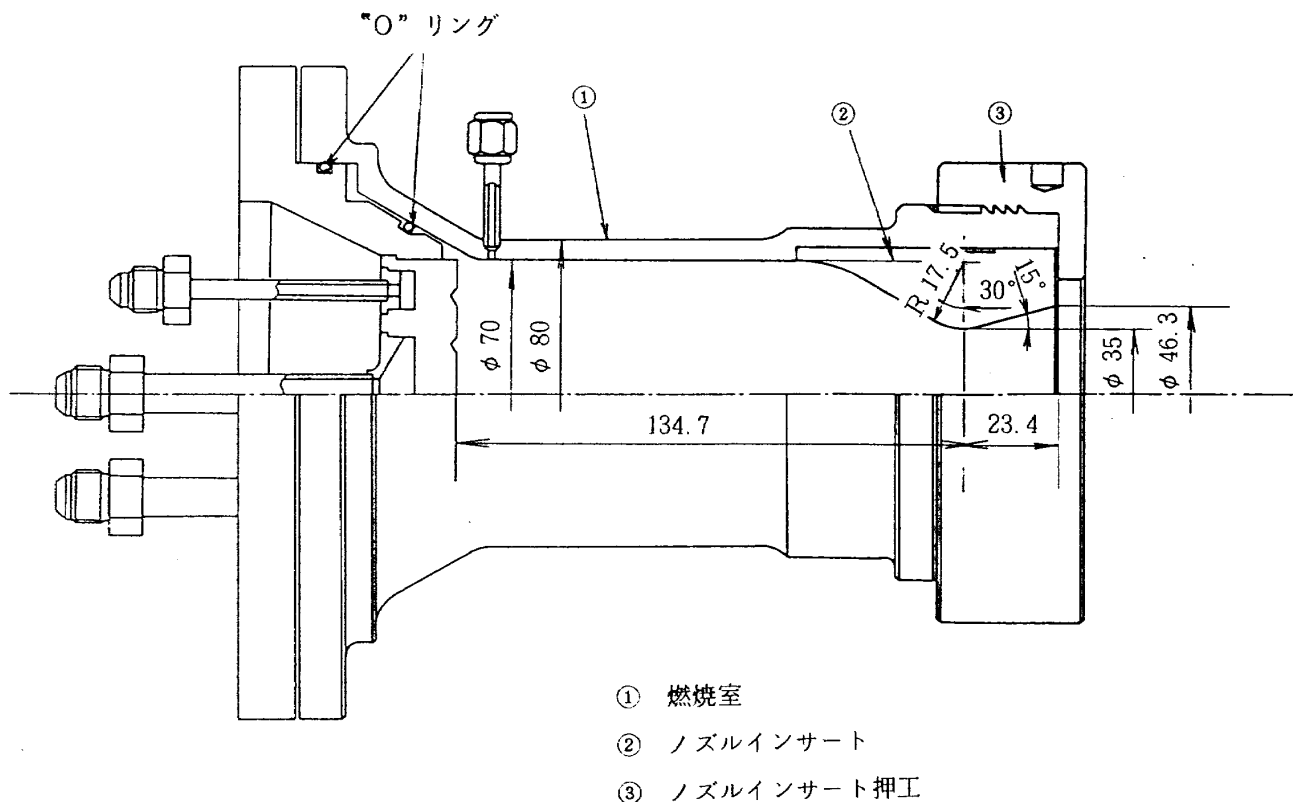


図6. インジェクタ評価用燃焼室

ている。

2.3 C/C 複合材燃焼室

既述したように、我国ではC/C複合材を高温圧力容器として使用した実績はない。従って、先ず最初に確かめるべきことは、燃焼内圧に耐えるに十分な強度をもつ燃焼室が製作可能であるかどうかということである。この基本的な条件が満足されれば、次の段階として、この燃焼室を燃焼試験に供するため、酸化剤、あるいはアンモニアと炭素の高温化学反応を防止するための有効なコーティングの実施、ならびにインジェクタと燃焼室のあいだの高温、高圧のシール等の技術を開発することが必要となる。コーティングおよびインジェクタと燃焼室の接合またはシールについては、付録に示すように種々の方法を試みたが、必ずしも満足すべき結果は得られなかった。従って、今回の試験の主な目的を、C/C複合材燃焼室の高温圧力容器としての使用可能性を実証し、耐久性の向上に必要な技術課題を明らかにすることとした。本節では燃焼試験に供したC/C複合材燃焼室について述べる。

2.3.1 C/C 燃焼室の製造法

製造工程の略図を図7に示す。炭素繊維/フェノール樹脂のプリプレグを所定の大きさ、形状に裁断し、所定の厚さまで積層する。バックグを施してオートクレーブに入れ加圧加温してキュアする。その後、表層部を機械加工してC/C複合化工程に入る。まず炭化処理を施し、次いでさらに高温の黒鉛化処理を施す。このままでは複合材は多孔質であり、強度も低いので、熔融ピッチに浸してピッチを含浸させ、さらに炭化および黒鉛化処理を行なう。所定の密度（密度と強度は、ほぼ1対1の対応がある）を確保するため、通常はこの繰り返しを2～3回おこなう。

表5に試作した燃焼室と同一工程で製作したC/C材の特性値を示す。引張り強度の最低値 3.9×10^7 N/m²を用いたとしても、燃焼室内圧に対する安全率は約4倍となり、十分な強度を有することがわかる。同表に示されるように繊維方向の熱伝導度はコロンビウムC-103よりもわずかに大きな値となっていることは注目すべきである。

燃焼室は、前期と後期の2回に分けて合計4個を

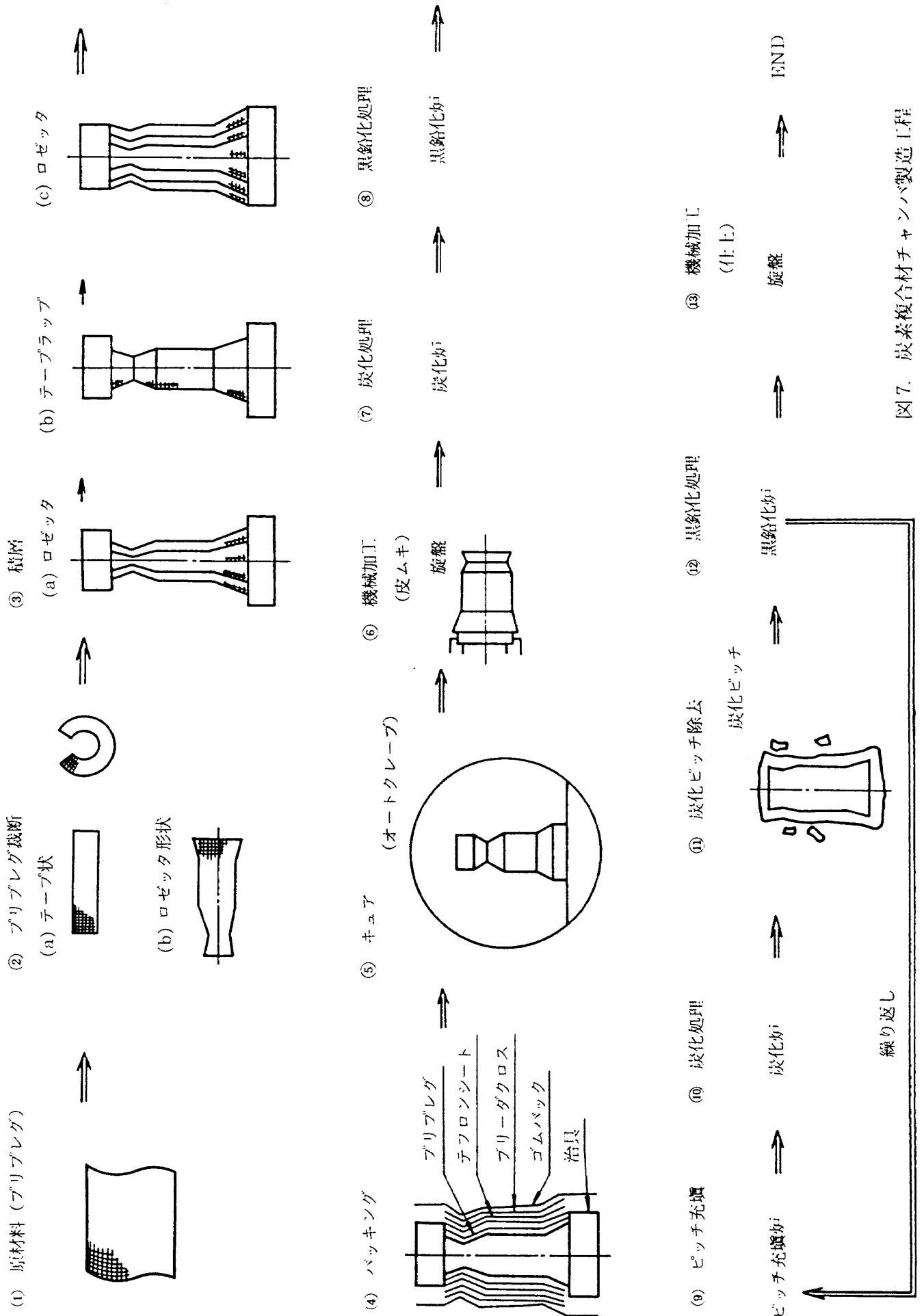


図7. 炭素複合材チャンパン製造工程

表 5. C/C 複合材の特性

かさ密度	g/cm ³	1.53~1.60
みかけ密度	g/cm ³	1.72~1.75
みかけ気孔率	%	9.7~11.2
引張り強度*	N/m ²	3.9×10 ⁷ ~6.9×10 ⁷
引張り弾性率*	N/m ²	1.5×10 ¹⁰ ~1.9×10 ¹⁰
引張り伸び	%	0.46~0.50
圧縮強度	N/m ²	3.4×10 ⁷ ~4.9×10 ⁷
圧縮弾性率	N/m ²	1.4×10 ¹⁰ ~1.8×10 ¹⁰
層間せん断強度	N/m ²	0.80×10 ⁷ ~1.15×10 ⁷
熱膨張率**	K ⁻¹	2.2×10 ⁻⁶ (繊維方向) 4.0×10 ⁻⁶ (積層方向)
比熱*	kJ/kg・K	0.67~2.18
熱伝導率 (800°C)	W/m・K	39.4 (繊維方向) 24.3 (積層方向)

* 0~2000°C までの変化

** 室温~1000°C までの平均

試作した。その他に、付録に記述したインジェクタ部との接合試験、アンモニアアタック試験のために、

シール部モデル 2 個および平板試験片 3 個を同様な方法で製作した。

製作した燃焼室は、層間のはくり等のない事を X 線探傷によって確認した後、内面にシリコン樹脂(ダウコーニング社製 RTV-6589)を塗布し、水圧にて 1471 kPa まで加圧し、C/C 材が変形等を起こさない事を確認した。

2.3.2 表面処理

前節の製造方法による C/C 材は多孔質であり、そのままでは気密容器としての機能を果さない。また、燃焼ガス中の酸素、水蒸気、あるいはアンモニアと炭素の化学反応によって燃焼器が侵蝕されるため、C/C 基材と燃焼ガスおよび外気とを遮断するためのコーティングが必要となる。

前期に製作した 2 個の燃焼室には、気密性と耐蝕性をもたせる目的で、内面と外面との両方に SiC の化学蒸着 (CVD) コーティングをした後、SiC 層と C/C 材の熱膨張率の差によって SiC 層に生じる微細な割れ目を SiO₂ でうめる処理 (TEOS 処理、付録参照) をおこなった。しかし、気密試験の結果、わずかに数百 kPa の内圧でガス透過が発生し、燃焼試

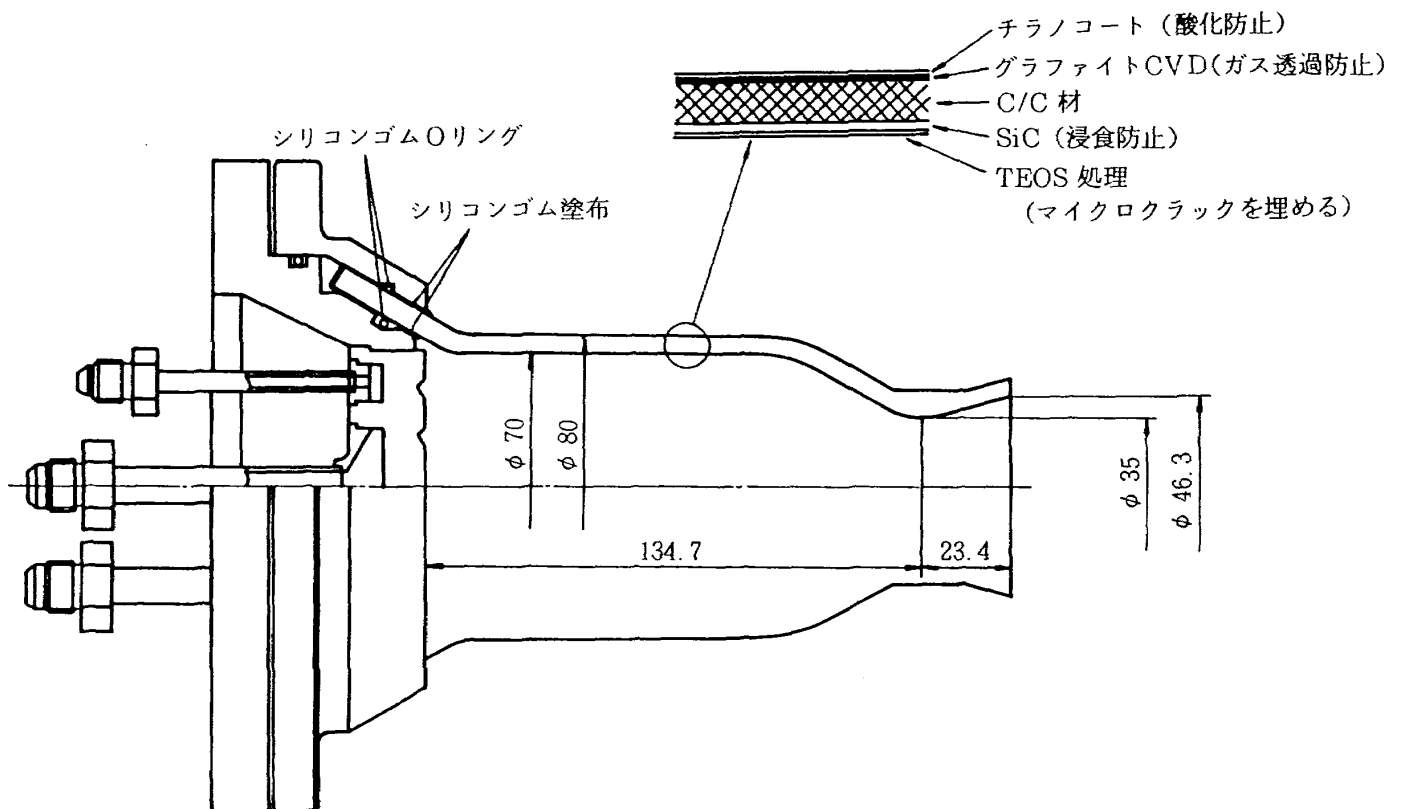


図 8. インジェクタ・C/C チャンバ組立図

験には供し得ないことが明らかとなった。

後期に製作した燃焼室では、上述のガス透過を防ぐために、固体ロケットノズルで実績のあるグラファイトの CVD 層を外面に施行した。また、内面の SiC 層は、処理時間の短縮のため、CVD 法から拡散法に変更した。さらに、燃焼試験は大気中でおこなうため、燃焼器外表面は高温で空気に曝され、グラファイトは酸化されてしまうので、これを防ぐために外表面に有機ケイ素化合物（チラノコート）を塗布し、熱処理をおこなった。図 8 に表面処理の概念を示す。また、同図には C/C 燃焼室の試験コンフィグレーションも示したが、内径寸法等はできる限りインジェクタ評価試験時のコンフィグレーションと同一となるようにした。

燃焼試験に供した燃焼試験における SiC 層の厚さは 0.4 ~ 0.5 mm、グラファイト CVD 層の厚さは、140 μm と推定された。なお、後期に製作した C/C 燃焼室のうちの他のひとつはグラファイト CVD 層の厚さが約 80 μm であり、部分的にガス透過があったため燃焼試験には供さなかった。

3. 試験結果

3.1 インジェクタの性能

インジェクタの性能特性を取得するための燃焼試験は、60 年度と 61 年度に行った。60 年度には、NTO/MMH および NTO/N₂H₄ 推進薬系に対して合計 30 回、累積燃焼秒時 285 秒の燃焼試験を行い、さらに 61 年度には、NTO/MMH 推進薬系に対して 20 回、累積燃焼秒時 140 秒の燃焼試験を行った。

インジェクタ評価用燃焼室による最大燃焼時間は表 6 に示す通りである。それぞれの燃焼試験後には、グラファイト・スロート表面にざらつきがみられ、スロート・インサートの交換が必要となった。しかしながら、10 秒程度の短秒時の燃焼に対しては繰り返し使用可能であることが確認できたため、インジェクタ評価試験においては、燃焼時間 7 秒における値で性能評価を行った。但し、60 年度におけるインジェクタ 27 A の試験については、燃焼時間 10 秒において性能評価を行っている。

性能評価パラメータとしては、真空比推力 I_{spv} が基本となる。しかし、60 年度の実験においては推力

表 6. 最大燃焼時間実績

インジェクタ	フィルム冷却(%)	燃料	燃焼室圧 (kPa)	燃焼時間 (s)
27 A	25	MMH	800	28
27 B	15	MMH	900	18
27 B	15	N ₂ H ₄	1000	15

測定系に不具合があったことが判明した。さらに流量測定に関しても、61 年度の測定結果は推進薬を用いた実液較正をおこなっているのに対し、60 年度の実験ではメーカーの水較正值を使用している。このため、特性速度 C^* に関しては 0.5 % 程度、真空比推力 I_{spv} に関しては 1 ~ 2 % 程度低く見積られている可能性がある。以上のようなことから、60 年度の実験結果に対して I_{spv} を性能評価パラメータとして用いることには問題があると考えられるため、止むを得ず次式より計算された C^* 効率を性能評価パラメータとして用いることとした。

$$C^* = \frac{P_{C,inj} f_p A_{th} f_{dis}}{\dot{m}_t} g_c \quad (5)$$

$$\eta_c^* = \frac{C^*}{C^*_{ODE}} \quad (6)$$

ここで、 $P_{C,inj}$ は測定による燃焼室圧、 A_{th} はスロート断面積、 \dot{m}_t は推進薬の全質量流量、 g_c は重力と質量の換算係数、 C^*_{ODE} は準一次元平衡流の仮定により計算された特性速度である。また、 f_p はノズルスタグネーション圧の補正係数、 f_{dis} はノズルスロートの流出係数である。これらの定数の値は、次のようになる。

$$f_p = 0.983$$

$$f_{dis} = 0.990$$

但し、 A_c を燃焼室断面積として、次のような条件に対しての値である。

$$A_c/A_{th} = 4.0$$

$$\text{スロート曲率半径} = \text{スロート半径}$$

C^* の計算には燃焼室圧の測定位置による差違、スロートの熱膨張、係数の見積りなど測定精度以外の

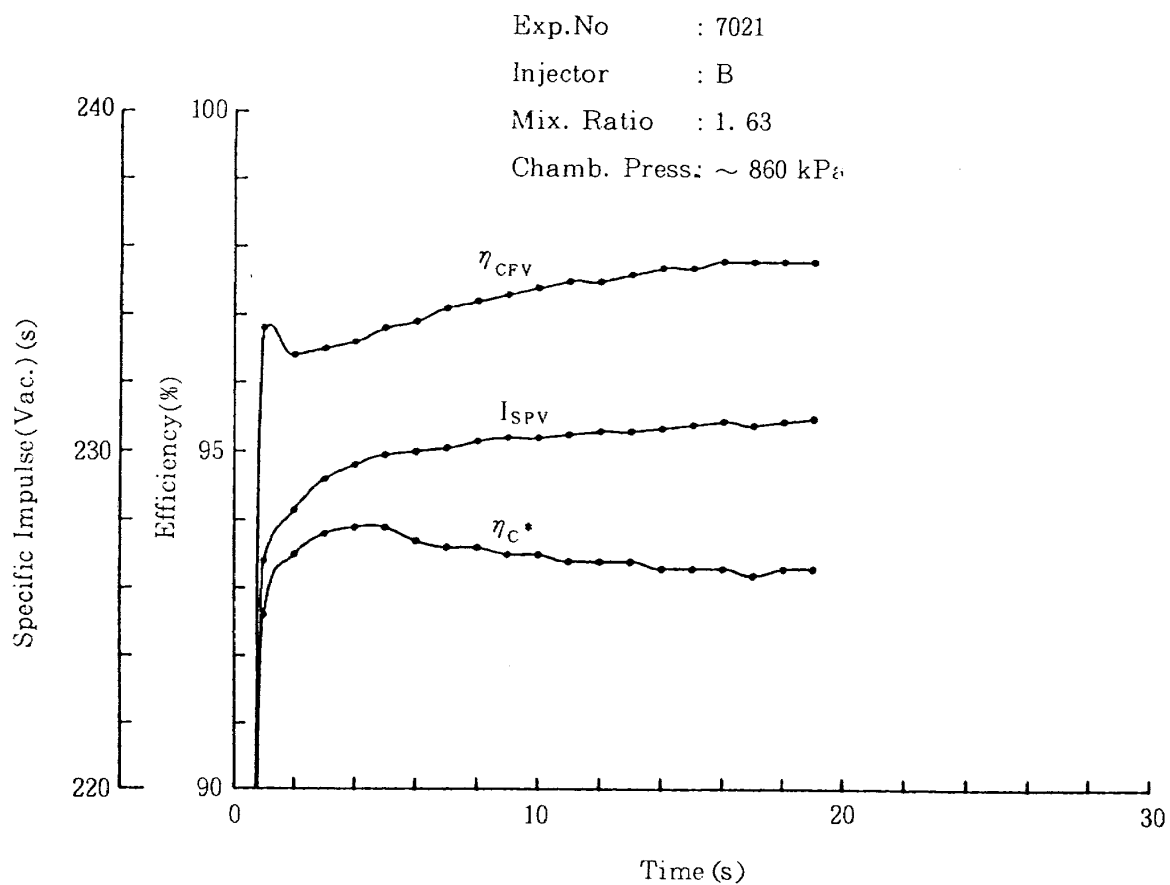
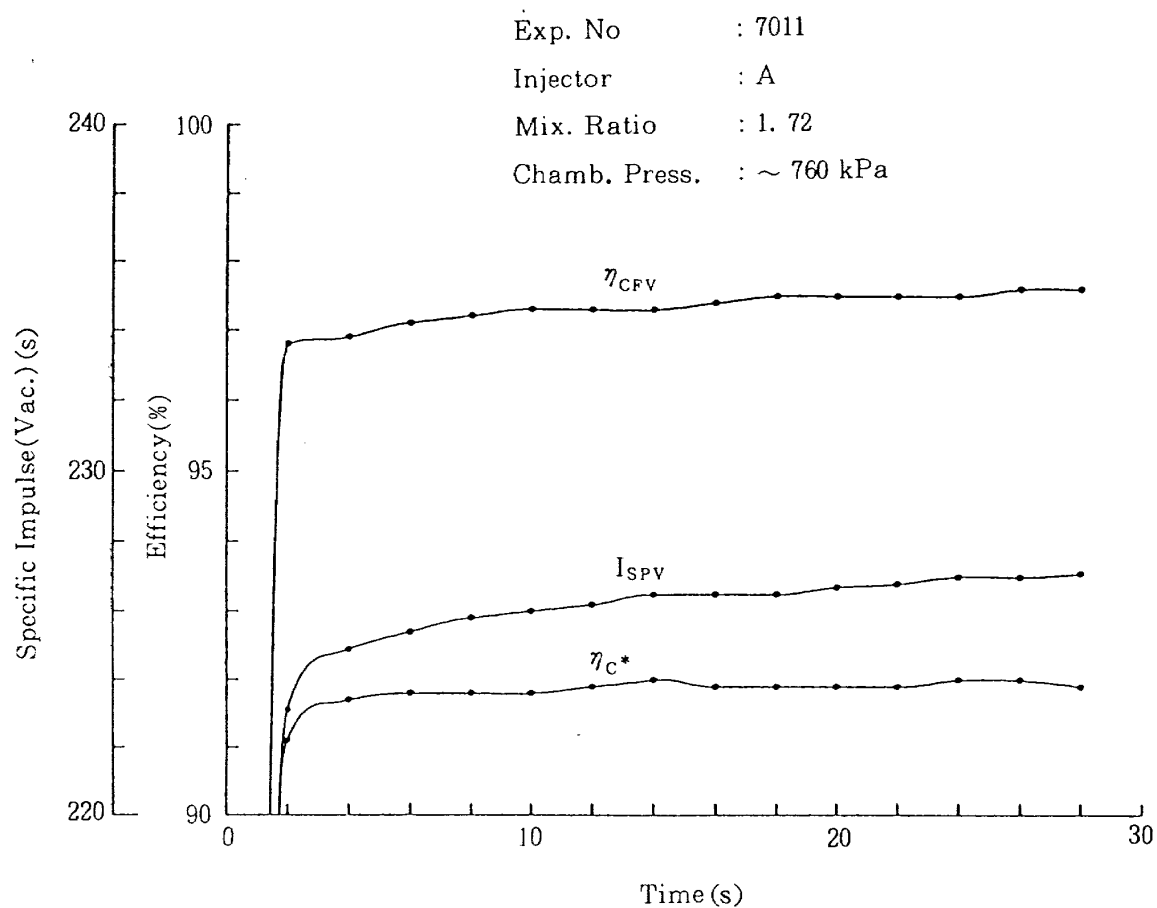


図9. 長時間燃焼試験結果

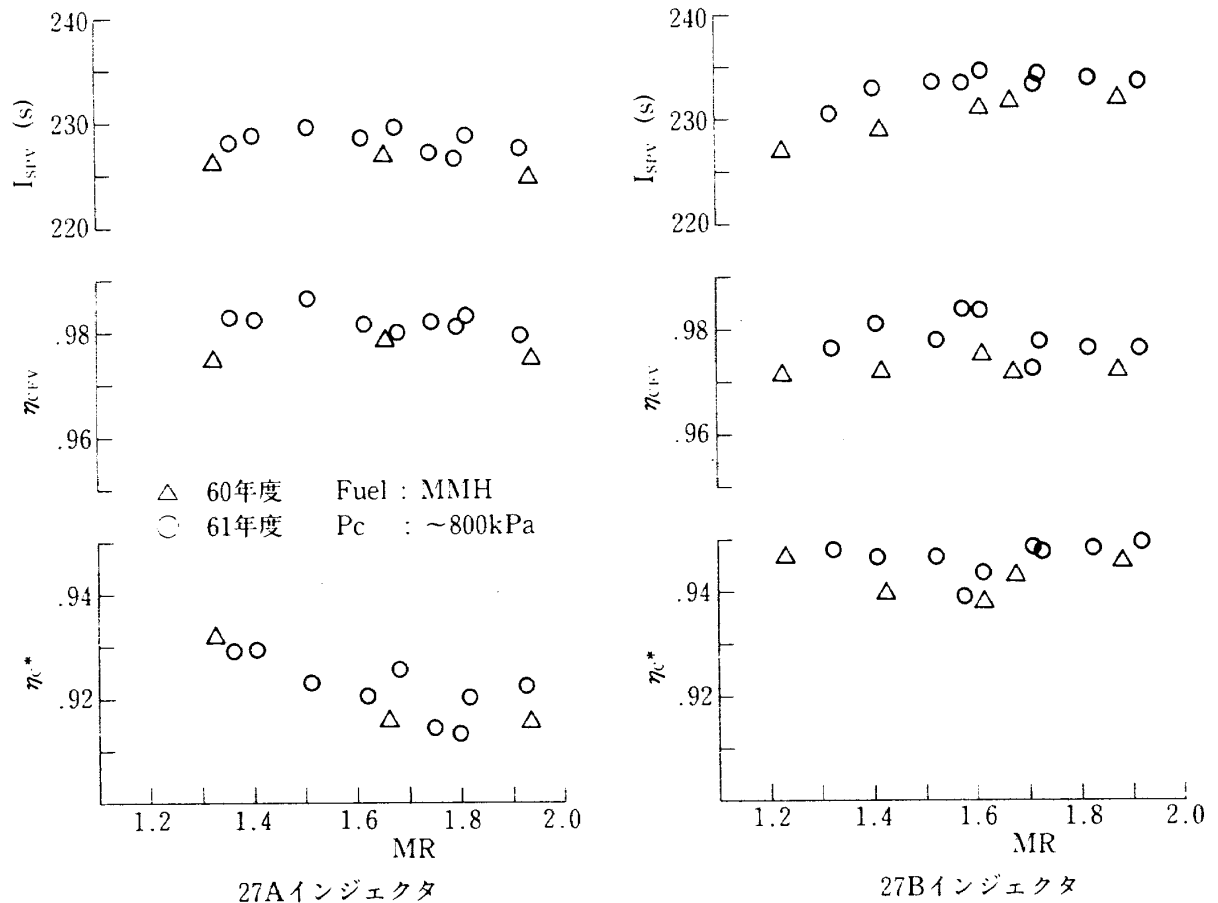


図 10. 60 年度と 61 年度の性能の比較

問題を含んでいるため、推力測定系の不具合が解決した 61 年度の試験結果に対しては I_{spv} が最も信頼性の高い評価パラメタである。

図 9 にグラファイト・スロートを用いた場合の、長時間燃焼試験による性能の時間変化を示す。図より、 C^* 、 I_{spv} 共に、定常とみなせるまでには 20 秒近くかかっていることがわかる。しかしながら、7 秒においても 20 秒での値と比較して $\pm 0.5\%$ 以内の値となっており、この燃焼試験の目的がインジェクタの性能特性の取得であることを考慮すれば、燃焼時間 7 秒における値で性能評価を行っても問題はない。

60 年度と 61 年度の実験結果を図 10 に示す。この結果は、NTO/MMH 推進薬系に対して燃焼室圧約 800 kPa において得られたものである。両インジェクタ共、60 年度の実験結果の方が 61 年度の実験結果に比較して低めの性能を示している。これは前述の通り、 η_{c^*} に関しては流量計の較正の問題、 I_{spv} に関しては推力測定系の不具合の問題があるため、60

年度の実験結果が低めの性能を示しているものと考えられる。このため、60 年度の実験結果について、得られた性能自体についての議論はあまり意味がなく、傾向をみる程度とするべきである。しかし、正しい測定が行われたと考えられる 61 年度においては、燃焼室圧を変えた実験および NTO/ N_2H_4 推進薬系に対する実験は行っていないため、これらに対する考察については 60 年度の実験結果を用いて行う。

3. 1. 1 NTO/MMH 推進薬系に対する性能

NTO/MMH 推進薬系を用いた場合について、27A、27B 各インジェクタの性能の混合比依存を、図 11 に示す。

27B インジェクタでは、 η_{c^*} の混合比依存は小さく、ほぼ一定値 94.5% となっている。 I_{spv} は、設計点である混合比 1.65 付近に最大値があるようであるが、混合比 1.4 より 1.8 までほぼ一定となっており約 234 秒が得られた。27B インジェクタの性能は、混合比依存が小さいという点できわめて望ましい特

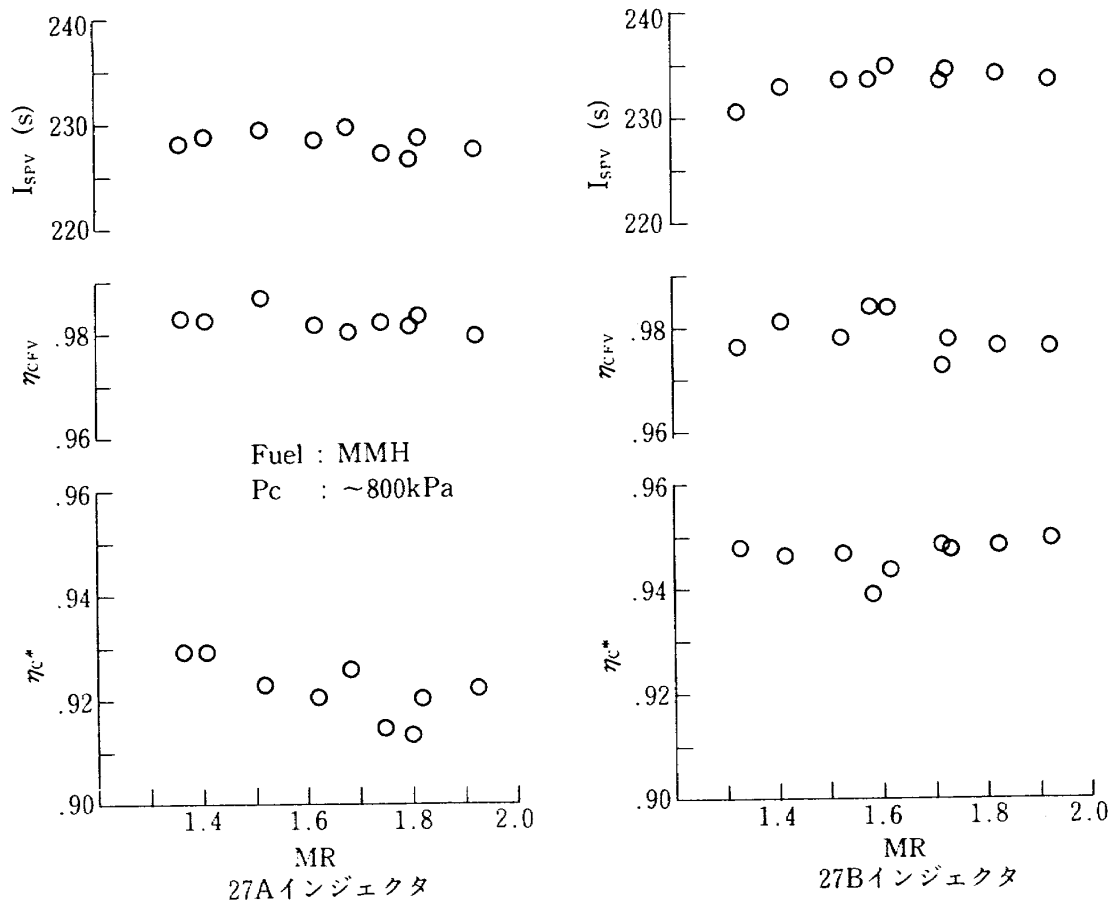


図 11. 性能の混合比依存性 NTO/MMH

性を示す。

27 A インジェクタは、27 B インジェクタと比較すると η_{c^*} で約 3%、 I_{spv} で約 6 秒低い値となっている。この理由としては、27 A インジェクタのフィルム冷却率が 25%であり、27 B インジェクタのフィルム冷却率 15%に比較して高いことがあげられる。フィルム冷却に用いられた燃料が燃焼室内でコアの燃焼ガスと完全に混合するとすれば、フィルム冷却率の増加と性能の低下とは関連しないはずであるが、実際には混合は不完全であるために性能の低下が起こることになる。

計算上、NTO/MMH 推進薬系の場合、 I_{spv} の最大値は燃焼室圧 800 kPa の条件では、混合比 1.9 前後において得られる。(3. 1. 3 参照) コアの混合比が 1.9 となる条件は、インジェクタ 27 A では混合比 1.4、インジェクタ 27 B では混合比 1.6 であり、実験結果より、この混合比付近において最大の性能が得られることが示されている。これは、フィルム冷却液とコアの燃焼ガスとの混合が非常に悪いことを示している。これより、性能を良くするためには、

フィルム冷却率を下げるのが非常に効果のあることがわかる。

図 12 に性能の燃焼室圧依存性を示す。性能は、燃焼室圧の上昇と共に低下する傾向を示している。この原因としては、噴流分離の効果である可能性が大きい。インジェクタの設計においては Lawver の相関を用いて噴流分離に対する検討を行っている。図 13 は燃料オリフィス径規準のレイノルズ数と燃焼室圧の関係を示したものである。Lawver の相関によれば、図中に実線で示した $P_{c, sep}$ の線よりも高い燃焼室圧において噴流分離が起こる。点線は設計混合比における計算値を示したものであり、燃料液温が 10°C の場合と 20°C の場合について示している。液温の上昇による燃料物性の変化によって分離限界の燃焼室圧は急激に低下することがわかる。Lawver の相関より噴流の分離は、液温 20°C の場合、インジェクタ A では 1236 kPa、インジェクタ B では 1177 kPa 以上で起こることが示されている。実験では、液温は 12~14°C であったが、1177 kPa 程度の燃焼室圧が限界圧力となること、結果の外挿

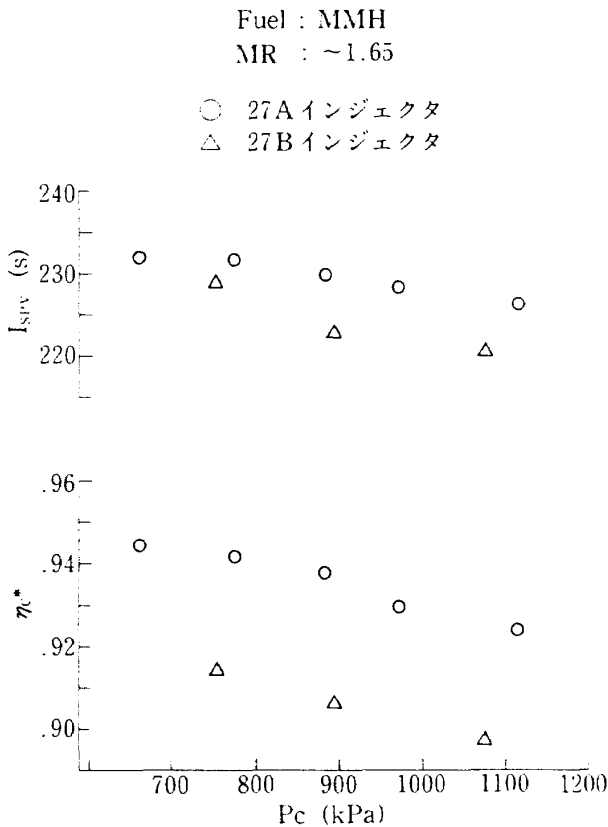


図 12. 性能の圧力依存性 (MMH)

により示される。しかしながら、噴流の分離による性能低下は、この限界圧力を境にして急激に起こるわけではない。熊谷ら⁹⁾によるシングルエレメントの実験結果によれば、図14に示すように、噴流分離による性能の低下は分離限界圧力の20～30%低い圧力から徐々に起こることが明らかである。すなわち、噴流分離による性能の低下を避けるためには、分離限界が十分高い燃焼室圧となるように設計する必要がある。

3. 1. 2 NTO/N₂H₄ 推進薬系に対する性能

27A, 27B インジェクタは、NTO/MMH 推進薬系に対して最適となるように設計されたインジェクタであるが、27B インジェクタを用いて NTO/N₂H₄ 推進薬系に対する燃焼試験を行った。その結果について、NTO/MMH 推進薬系に対する実験結果との比較を行う。性能の混合比依存性を図15に示す。この結果は、燃焼室圧約800 kPaにおいて得られたものであり、性能の混合比依存性は小さいことがわかる。I_{spv} は混合比1.1付近で最大値約238秒が得られており、このような傾向はノズル性能計算

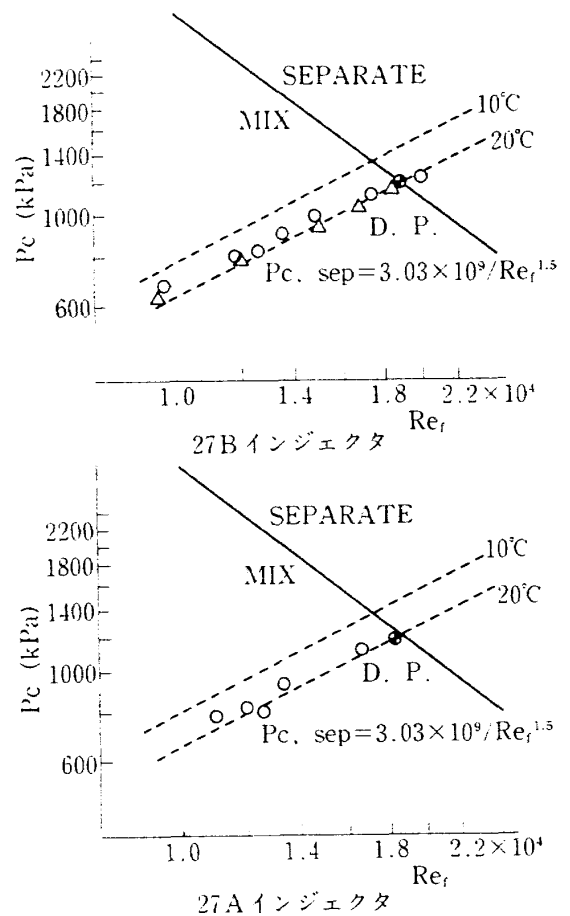


図 13. Ref vs PC の関係

による予測結果とよく一致している。I_{spv} は推力測定系等の不具合を考慮すれば、なお2%程度高い値となるはずである。

燃料を N₂H₄ に変えて性能が向上するのは、N₂H₄ が MMH に比べて高エネルギーであるためである。さらに、N₂H₄ の場合にはフィルム冷却液膜上に分解火炎が生じ MMH の場合に比べて液膜が早く消失するため、フィルム冷却に用いられた燃料が燃焼室内で主流とよく混合することにより燃焼効率が向上するためであろう。

図16に性能の燃焼室圧依存性を示す。MMH の場合には、燃焼室圧の上昇による性能の低下が顕著であったが、N₂H₄ では緩やかなものとなっている。Lawver の相関による噴流分離の限界圧力は、混合比1.1付近においては MMH における混合比1.6の場合とほぼ同程度であり (図13参照)、分離は同じように起きているであろう。しかしながら、N₂H₄ の場合には分解火炎の発生など燃料自体の反応性が高いために、噴流の分離が起こる場合においても二

N₂O₄/アミン インジェクタエレメントの実験

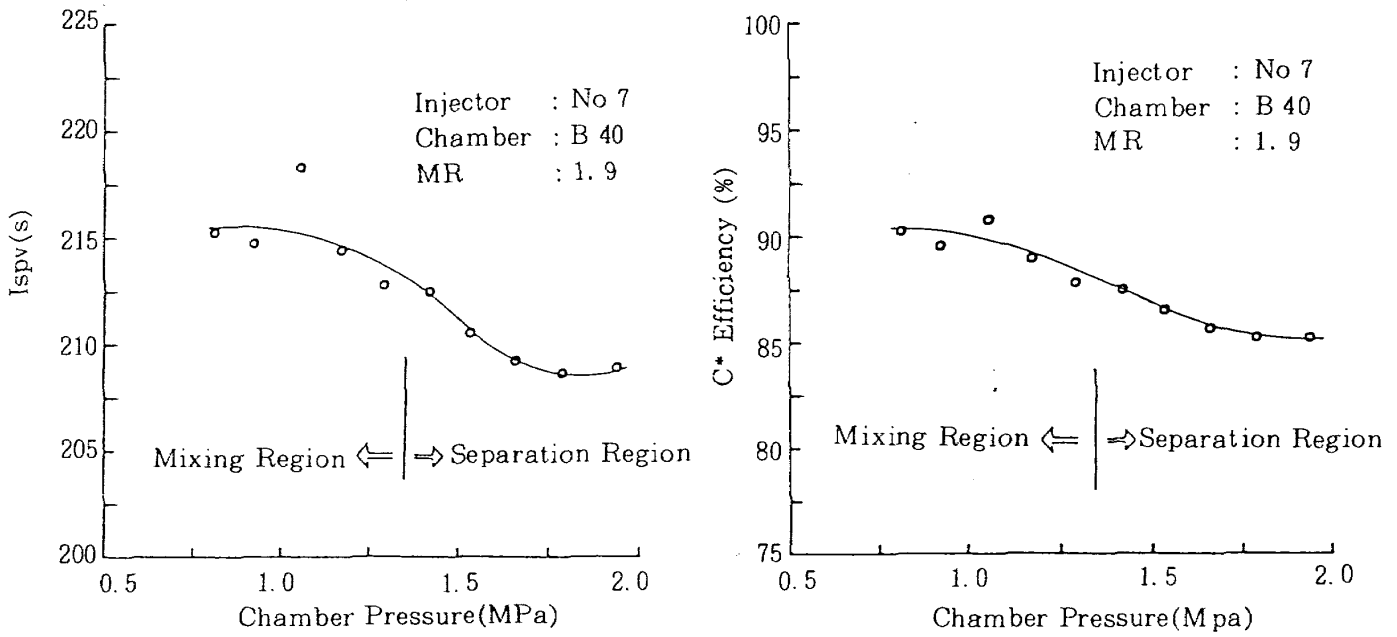


図 14. 噴流分離時の燃焼性能

インジェクタ : 27B
Pc : ~800kPa

○ : N₂H₄
△ : MMH

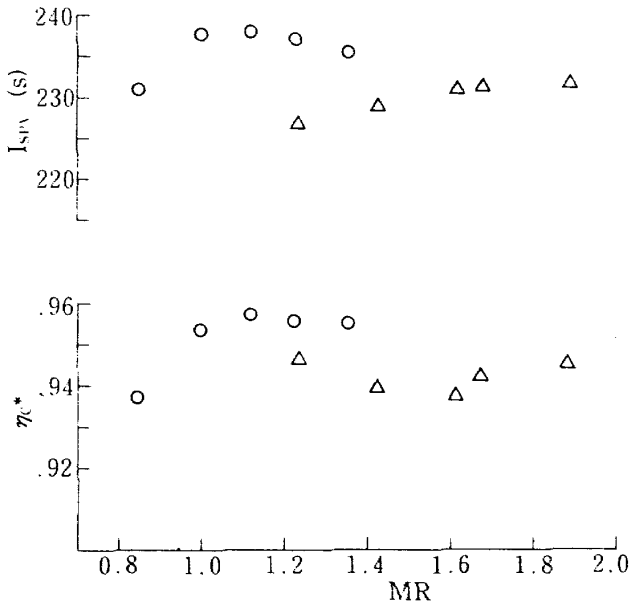


図 15. 性能の混合比依存性

27Bインジェクタ

○ : N₂H₄ MR~1.1
△ : MMH MR~1.65

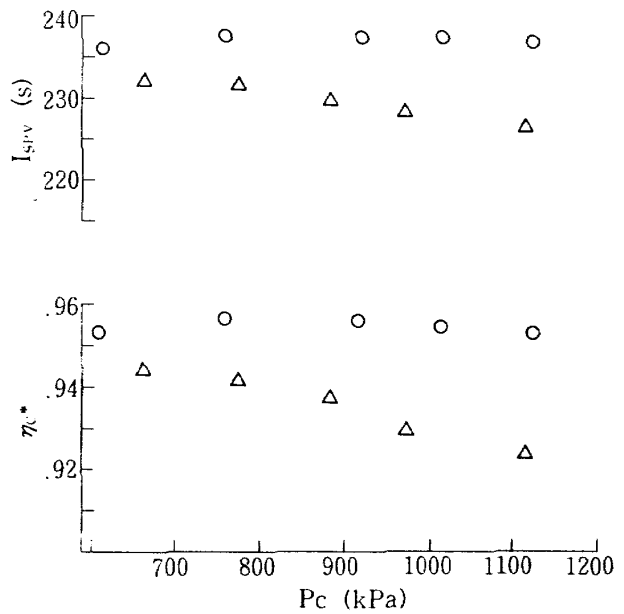


図 16. 性能の圧力依存性 (MMH と N₂H₄の比較)

次混合などにより燃焼効率はあまり低下しないと考えられる。

3. 1. 3 ノズル性能計算

高膨張エンジンの性能を実験的に求めるためには、エンジンの雰囲気圧を十分低くするための装置

が必要となる。このような装置の運転の経費は多大なものとなる。しかしながら、低膨張エンジンの海面高度実験から高膨張エンジンの性能が精度良く推定できるならば、高空性能試験の回数を減らすことができる。低膨張エンジン燃焼試験から適切な燃焼効率が求められ、ノズル性能予測が十分な精度で

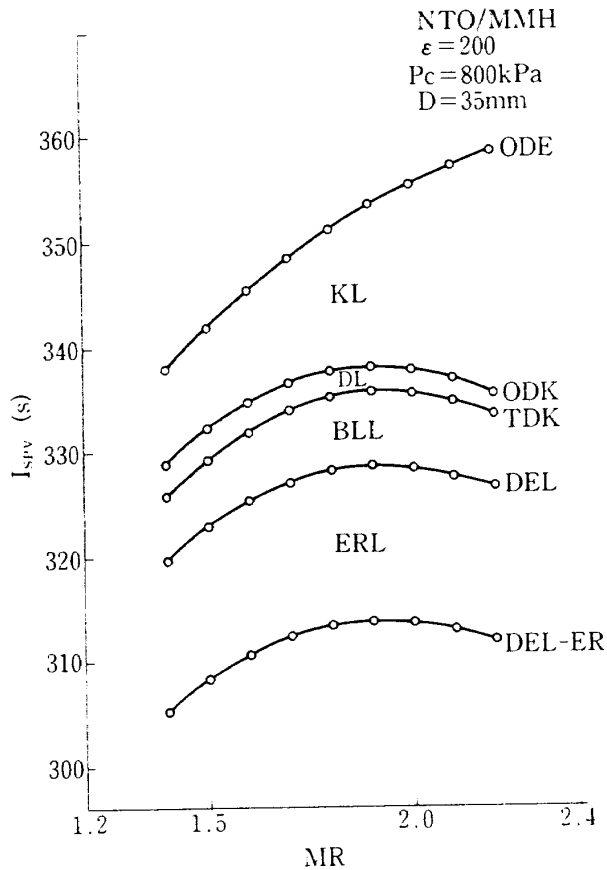


図 17 ノズル性能計算結果

きるならば、高膨張エンジンの真空比推力の予測は可能である。本節においては、既開発のノズル性能解析プログラム⁹⁾を用いて、前述の低膨張燃焼試験より高膨張エンジンの真空比推力を推定した結果について示す。

文献9)のノズル性能計算法においては、境界層損失の見積りにおいて乱流境界層を仮定しているが、本実験の推力レベルでは境界層の大部分は層流である可能性が大きい。現在の我々のノズル計算プログラムには層流計算のオプションは組み込まれていないため、便宜上、Aerojet社の計算結果¹⁰⁾を使用して補正をおこなっている。

計算には、ノズル開口比 200:1、ベル率 82%のノズルを設計して用いた。計算結果を図17に示す。図中の ODE, ODK, および TDK はそれぞれ準一次元化学平衡流, 準一次元化学非平衡流, および軸対称二次元化学非平衡流の仮定により計算された真空比推力を示し, DEL は境界層損失を考慮した場合の真空比推力であり, エネルギー発生効率を 100%, すなわち, 燃焼不完全による損失がないとした場合

に得られる値である。NTO/MMH 推進薬系, 燃焼室圧 800 kPa では, 混合比 1.9 において最大真空比推力 329 秒が得られた。

簡単のため, 境界層を通さない熱損失と混合比の半径方向の不均一による比推力損失を無視すれば, 実際に得られる比推力は近似的に次式により与えられる。

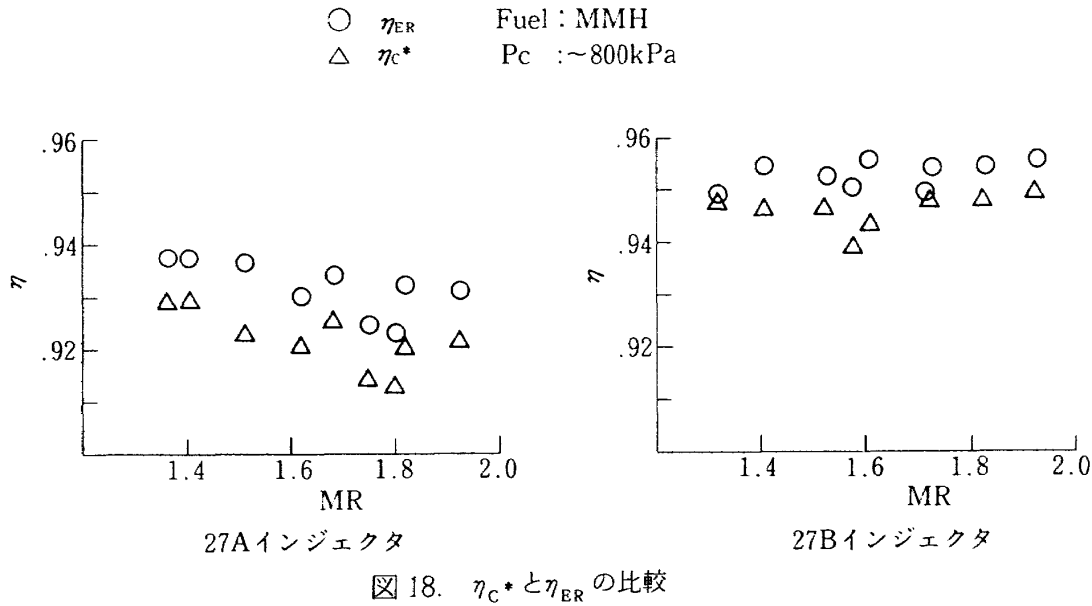
$$I_{spv} = \eta_{ER}(I_{ODE} - KL - TDL - BLL) \quad (7)$$

ここで, I_{ODE} は一次元化学平衡流の仮定により計算された真空比推力, KL は化学非平衡損失, TDL は二次元損失, BLL は境界層損失を表わす。 η_{ER} はエネルギー発生効率であり, 燃焼効率の指標である。燃焼効率がノズル損失に影響を及ぼさないとすれば, η_{ER} は次式で表わすことができる。

$$\eta_{ER} = \frac{I_{spv}}{I_{spv}, \eta_{ER} = 1.0} \quad (8)$$

(8)式より明らかのように, ノズル性能計算の有効性を確かめるためにはエネルギー発生効率が分かっているなければならない。エネルギー発生効率を計算により求めることは現在のところ困難であり, 低膨張エンジンの比推力測定値を用いて求めるのが最も合理的である。低膨張エンジンの実験結果と, ノズル性能計算法による低膨張エンジンの性能計算結果とから求められたエネルギー発生効率は, 27 B インジェクタに対して約 95.5%となっている(図17)。図17中の DEL-ER の線は, この η_{ER} を用いて(7)式より推定した I_{spv} を示している。 η_{ER} の値はノズル形状によって異なり, 高膨張ノズルでは低膨張ノズルの場合よりやや高くなる傾向にあるが, ほぼ 0.5%以内の一致度があると思われる。⁶⁾ この結果によれば, 設計点である混合比 1.65 においては真空比推力 310 秒以上が得られる。これは, 欧米で実用化されているガス加圧式エンジンで得られる最高値と同程度である。

図18は, η_c^* と η_{ER} との比較を示したものである。 η_{ER} の値は, 25%フィルム冷却の 27 A インジェクタでは 93.5%, 15%フィルム冷却の 27 B インジェクタでは 95.5%程度である。 η_{ER} は η_c^* と比較して, 27 B インジェクタでは約 1%, 27 B インジェクタ



では約0.5%高い値となっている。

η_c^* は、燃焼室圧の測定値、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圧の補正の不確実、高温時のスロート径の変化等の影響があり、同一条件における相対的な値にのみ意味のあるものである。 η_{ER} の分母はフィルム冷却による半径方向の不均一を考慮していないので、 η_{ER} は、インジェクタのエネルギー発生効率の絶対値を表わすには精度的には十分とはいえないが、少なくとも総合的に高膨張時の I_{spv} を求める目的には現時点では有効である。

実験結果を基に NTO/MMH 推進薬系に対するコアのエネルギー発生効率 η_{ERC} を推定した。コアの燃焼ガスとフィルム冷却に用いられた燃料とが反応しないと仮定すれば、測定された真空比推力 I_{spv} は次式のように書き表わせる。

$$I_{spv} = \frac{\dot{m}_c I_{spv,c} + \dot{m}_{fc} I_{spv,fc}}{\dot{m}_c + \dot{m}_{fc}} \quad (9)$$

ここで、 $m_c, I_{spv,c}$ はコアの推進薬流量と真空比推力であり、 $m_{fc}, I_{spv,fc}$ はフィルム冷却燃料の流量と真空比推力である。 $I_{spv,fc}$ としては燃料の化学凍結流の仮定による真空比推力を用い、 $I_{spv,c}$ としては前述のノズル性能解析プログラムにより求められた、コア混合比 MR_c に対する理論真空比推力、 $I_{spv, \eta_{ER} = 1.0}$ を用いて、次式により表わした。

$$I_{spv,c} = \eta_{ER} \cdot I_{spv, \eta_{ER} = 1.0} \quad (10)$$

Fuel : MMH
Pc : 800kPa

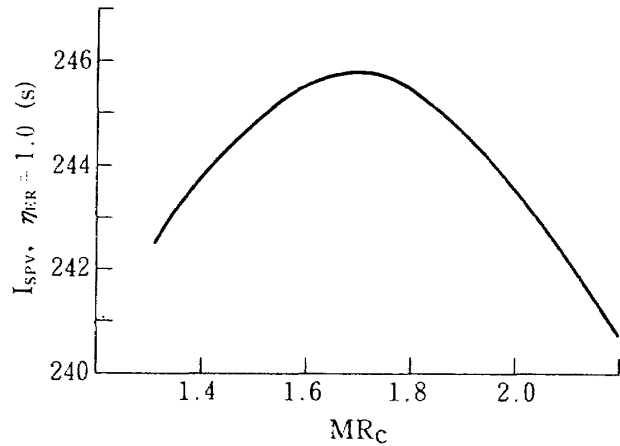


図 19. ノズル性能計算結果

図 19 に計算に用いた $I_{spv, \eta_{ER} = 1.0}$ の値を示す。フィルム冷却剤の比推力 $I_{spv,fc}$ は、燃焼室圧力において完全に分解したガスが、ノズル出口の壁面の静圧まで等エントロピ的に膨張したと仮定して、178.4 秒とした。式 (10) を式 (9) を用いて書き換えることにより、コアのエネルギー発生効率 η_{ERC} はフィルム冷却率を α として次式から求められることになる。

$$\eta_{ERC} = \frac{1}{I_{spv, \eta_{ER} = 1.0}} \left\{ (1+r) I_{spv} - r I_{spv,fc} \right\}$$

$$r = \frac{\alpha}{(1-\alpha)(MR_c + 1)} \quad (11)$$

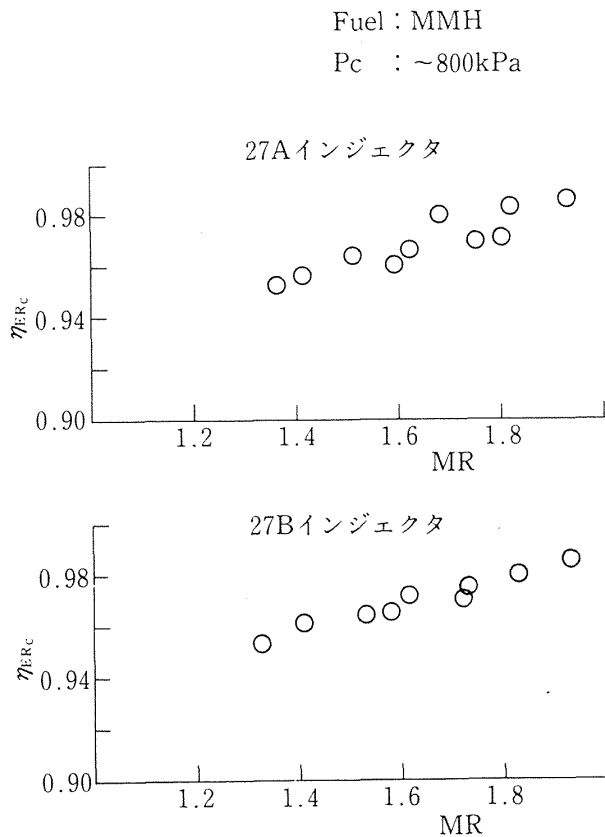


図 20. コアのエネルギー発生効率

図 20 は上式より計算されたコアのエネルギー発生効率の推定値である。これによれば、設計混合比 1.65 付近においては、コアのエネルギー発生効率は両インジェクタ共約 97% となる。コアのエネルギー発生効率はなお改良の余地があるように見える。この計算方法では、フィルム冷却燃料に対して化学凍結流を仮定し効率を 1.0 としていること、コアの燃焼ガスとの反応を無視していることなど、実際の現象を正確にあらわしているとは言い難いが、フィルム冷却の性能におよぼす効果をパラメトリックに調べるには有効である。

27A, 27B 両インジェクタには、音響キャビティ等の高周波振動防止機構は付けていないが、燃焼試験時の加速度計による計測の結果、高周波振動は起きていない。さらに、NTO/MMH については 16 MPa までの燃焼室圧に対してポップの発生は観測されなかった。

3. 2 炭素複合材燃焼器による燃焼試験

3. 2. 1 性能

本実験は、炭素複合材燃焼器（以下 C/C チャンバと言う）と金属インジェクタとの接合方法等を含めた耐久性を調べるのが目的であった。（2. 3 項前出）

付録で述べたように、インジェクタと燃焼器のシールについては種々の概念の検討を行なったが、最後まで満足な結果は得られなかった。従って今回の C/C チャンバの主な試験目的を当初計画より縮小し、C/C チャンバ本体の高温圧力容器としての使用可能性を実証することにしぼった。従って、インジェクタと燃焼器のシールには図 8 に示すようにシリコンゴムを C/C 部材の内外面に塗り、さらに内外面各 1 本の 2 本のシリコンゴム O リングでシールする応急策をとった。フィルムクーリングが十分有効でインジェクタ近傍の燃焼室内面に実際に液膜が形成されれば、長秒時の燃焼も可能であることを期待した（実際には後述のように熱伝導のためインジェクタ部が高温となった）。

インジェクタ/燃焼室のシール部の問題点を考慮して、燃焼試験にはフィルム冷却率 25% のインジェクタ 27A を用い 2 回の燃焼試験を行なった。1 回目は 30 秒燃焼とし、C/C 燃焼器、シール等の異常の有無を調べたが、外観上では異常はみられなかった。2 回目は 200 秒燃焼の予定であったが、燃焼途中で燃焼室とインジェクタ接合部近傍が急激に燃えだしたため、60 秒で非常停止をかけた。後にこの原因は、接合部に塗ったシリコンゴムが燃えたもので、燃焼室やインジェクタの損傷によるものではない事が判

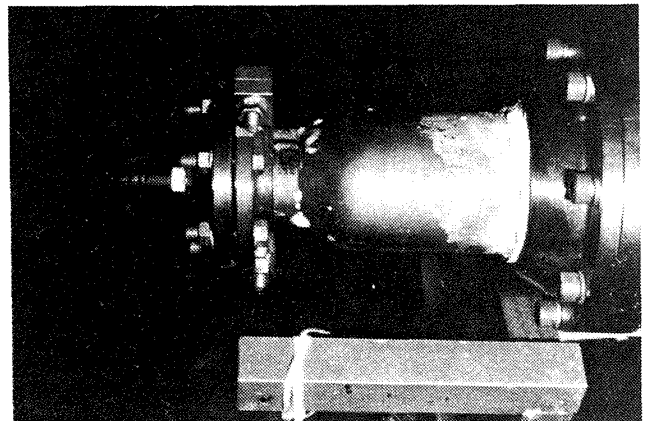


図 21. 燃焼試験後リーク試験結果

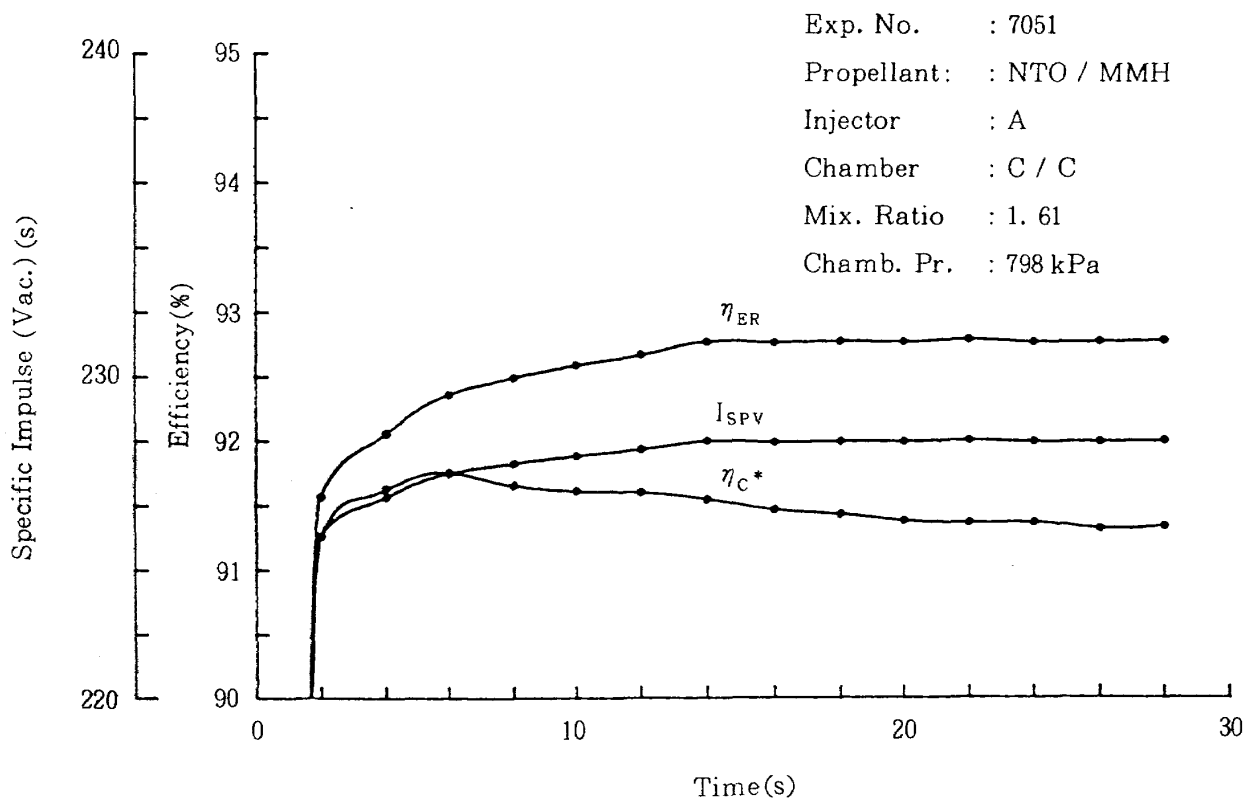


図 22. 性能の時間変化 (30 秒燃焼)

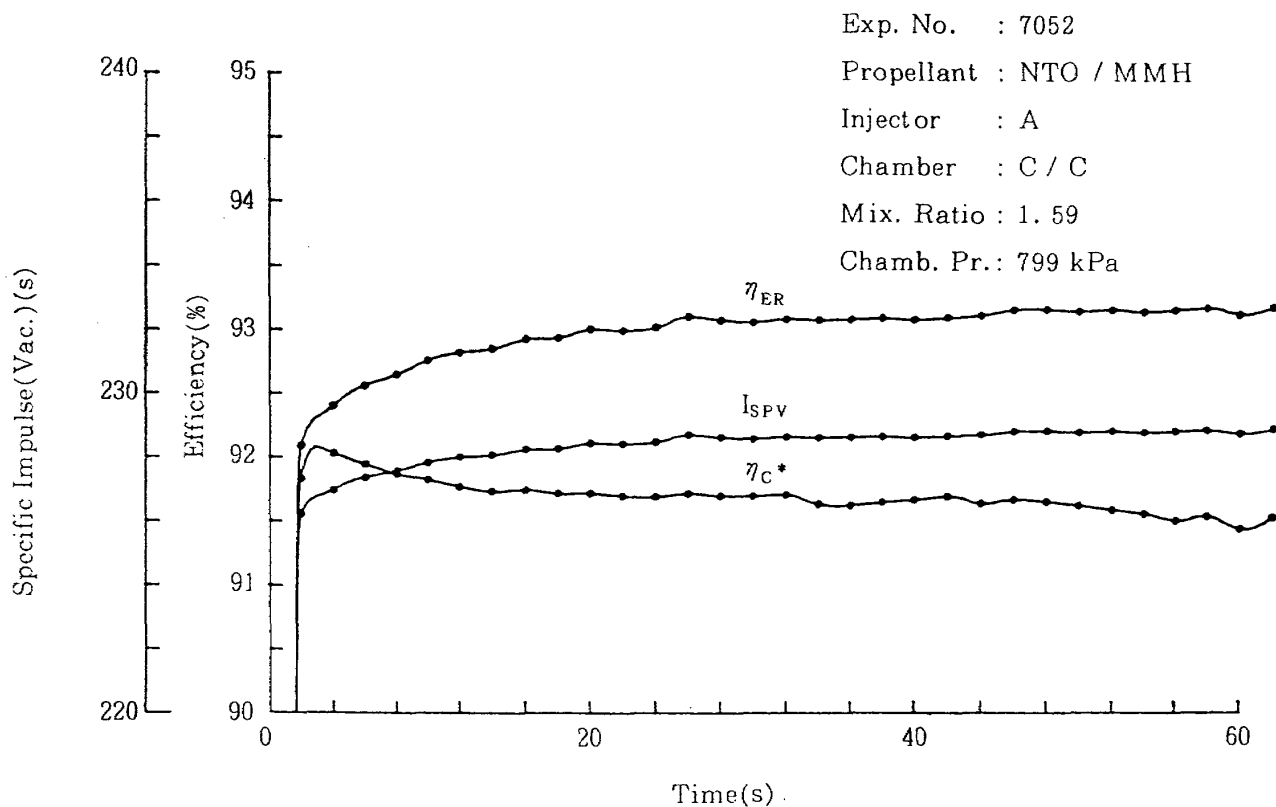


図 23. 性能の時間変化 (60 秒燃焼)

かった。C/C チャンバは前述したように、その構造上内部のガスの透過を完全に止めることは難しい。そのための対策として C/C 材の外にはグラファイト CVD をほどこし、酸化防止のためチラノコーティング(2.3 節参照)を施した。燃焼試験終了後、この効果を調べるため、燃焼器のリークチェックを行なった。窒素ガスで燃焼圧程度(約 690 kPa)の圧力を加え、石けん液で調べたところスロート部からのリークがかなり激しく、わずかではあるが平行部からもリークがみられた。図 21 にこの様子を示した。これは、酸化防止用のチラノコーティングがはがれ(3.2.3 節参照)、グラファイトが酸化されたためである。以上のことから、高温になった場合のガスの透過対策にはさらに検討する必要があることがわかった。

図 22 と 23 に実験で得られた性能を示す。真空比推力 I_{spv} は約 228 秒で、本試験では 20 秒あたりからほぼ安定した値となっている。C* 効率 (η_{c^*}) は 91.5% 程度で、燃焼時間の経過と共に低下していく傾向にある。この事は、 η_{c^*} の計算では実際の燃焼試験において燃焼室が熱のため少しずつ膨張しているにもかかわらず、常温で測定した時のスロート径を用いている結果と思われる。図 24 に示すよ

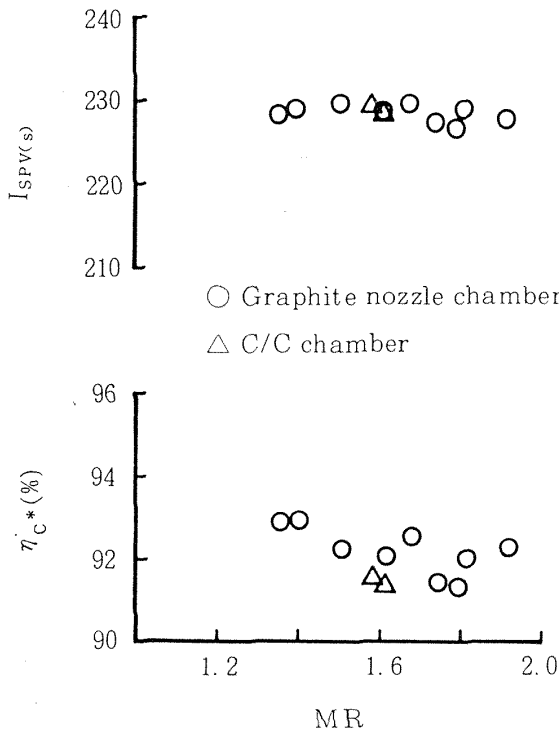


図 24. 燃焼器性能の比較

うに I_{spv} はグラファイトインサートを用いた時の値と同一レベルにあるが、上述した原因で η_{c^*} の値はグラファイトインサートの場合に比べて若干低い。

3.2.2 燃焼器壁温

前述したように、C/C チャンバによる燃焼試験は始めてであるので、耐久性等を調べるためにもその壁温を把握することが今後の開発上重要な点である。

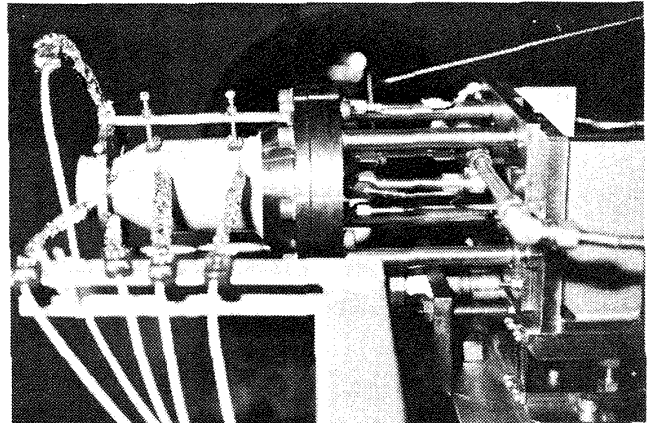


図 25.(a) 温度センサ取付状況図 (側面)

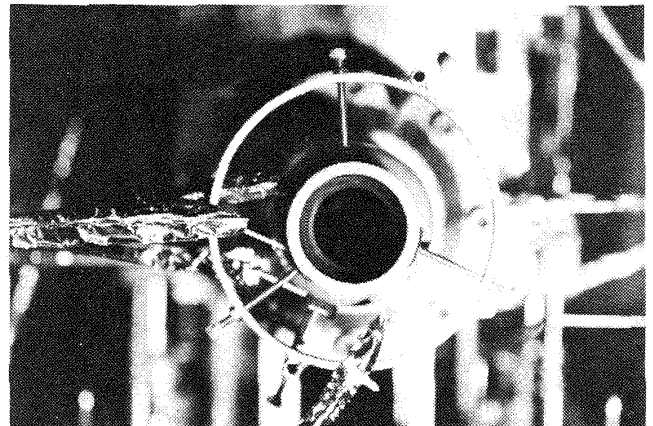


図 25.(b) 温度センサ取付状況図 (正面)

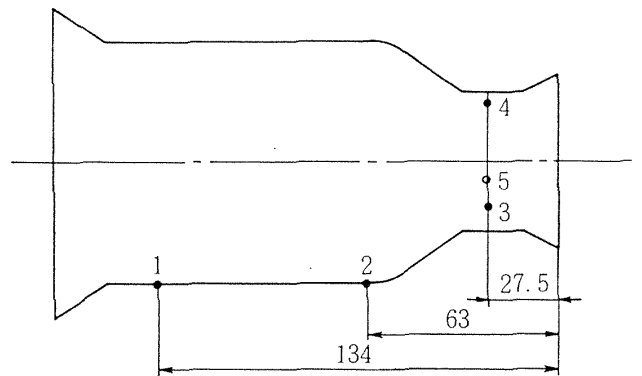


図 25.(c) 温度センサ取付状況図
温度センサ取付位置

炭素複合材の引張強度は 2000 °C をこえても温度と共に上昇するが、内面の SiC コーティングは約 1600 °C までとされており、この温度が C/C チャンバの使用限界と考えられる。従って、燃焼試験時にできるだけ正しい燃焼器表面温度を得たい。

一般に金属性の燃焼器であれば、溶接、接着剤の使用が考えられる。コロンビウム合金の燃焼器にセラミック系の接着剤を用いた経験があるが、この方法では振動に対してすぐはがれてしまう欠点があった。溶接が最も適切であるが、本燃焼器に関してはいずれの方法も不可能である。そこで固体ロケットのノズル壁温の測定の際に採り入れた実績のある押さえつけの方式で測定する事とした。すなわち、熱電対（タングステン・タングステンレニウム）の先端を上面に金属テープを貼ったカーボンフェルトで押さえ、ネジ式の細いボルトで押さえつける方法である。この事により振動によるずれやネジへの熱伝導を防ぐことができる。図 25 a, b, c に取付状態を示す。熱電対押さえつけ用治具は、インジェクタフランジの二ヶ所にネジ止めした細いパイプと、スロート部でパイプと溶接されたリングから成っており、図 25(a)は横からみた図である。図 25(b)はノズル

出口側からみた図で、スロートの円周方向に 3ヶ所押さえつけネジがあることが判る。この方法により取り付け熱電対による 30 秒及び 60 秒燃焼試験時の燃焼室壁温測定結果を図 26 と 27 に示す。

図 26 と図 27 を比較してみると、スロート近傍（TN 2）で約 1400 k~1500 k、スロート部（TN 3, 4）で約 1450 k~1550 k、インジェクタ近傍（TN 1）で約 1000 k と 1300 k であった。TN 5 のデータを除いては、インジェクタ近くが一番低く、つづいて平行部終端、スロート部の順に温度が高くなっており、妥当な傾向を示している事がわかる。30 秒燃焼では壁温はまだ平衡しておらず、約 40 秒以降からはほぼ平衡に達する事がわかる。しかし、インジェクタ近くの温度は上昇傾向にあり、フィルム冷却効果より燃焼室側からの熱伝導が大きいものと思われる。TN 5（スロート部）のデータは、他のスロート部（TN 3, 4）温度より低く TN 2 より低い。また、60 秒燃焼時において、38 秒時点あたりで一時減少し、40 秒目からは徐々に減少するという現象が生じた。このことは、燃焼器に押さえつけているカーボンフェルトの上面に貼った金属テープが高熱のため燃え、カーボンフェルトに穴があき、押さえつけているネジが

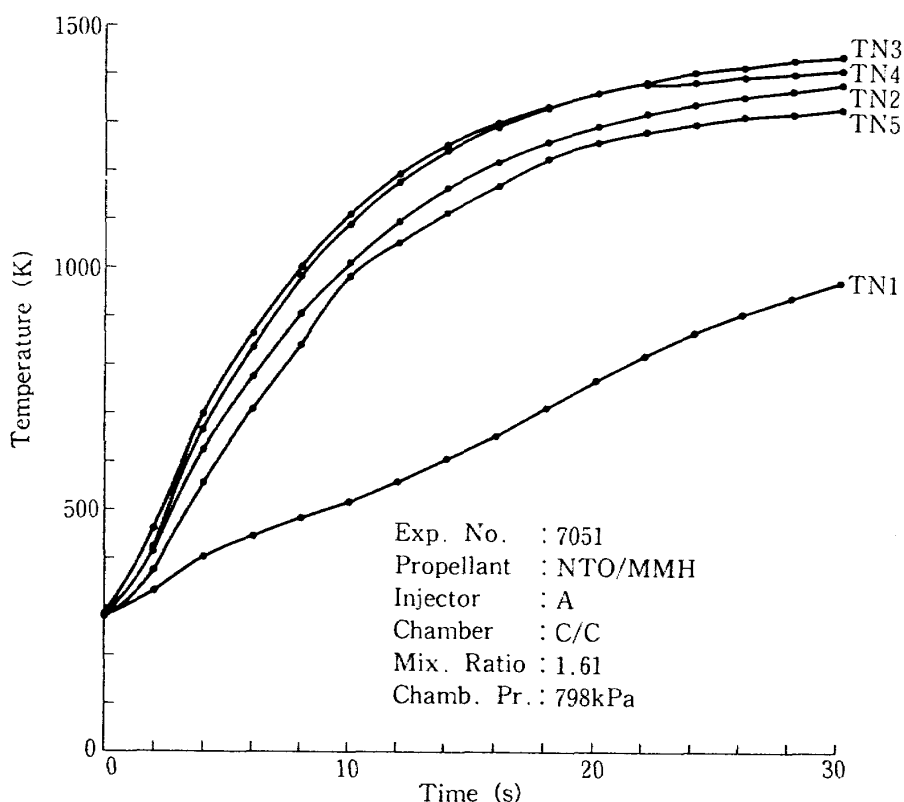


図 26. 燃焼室壁温の時間変化（30 秒）

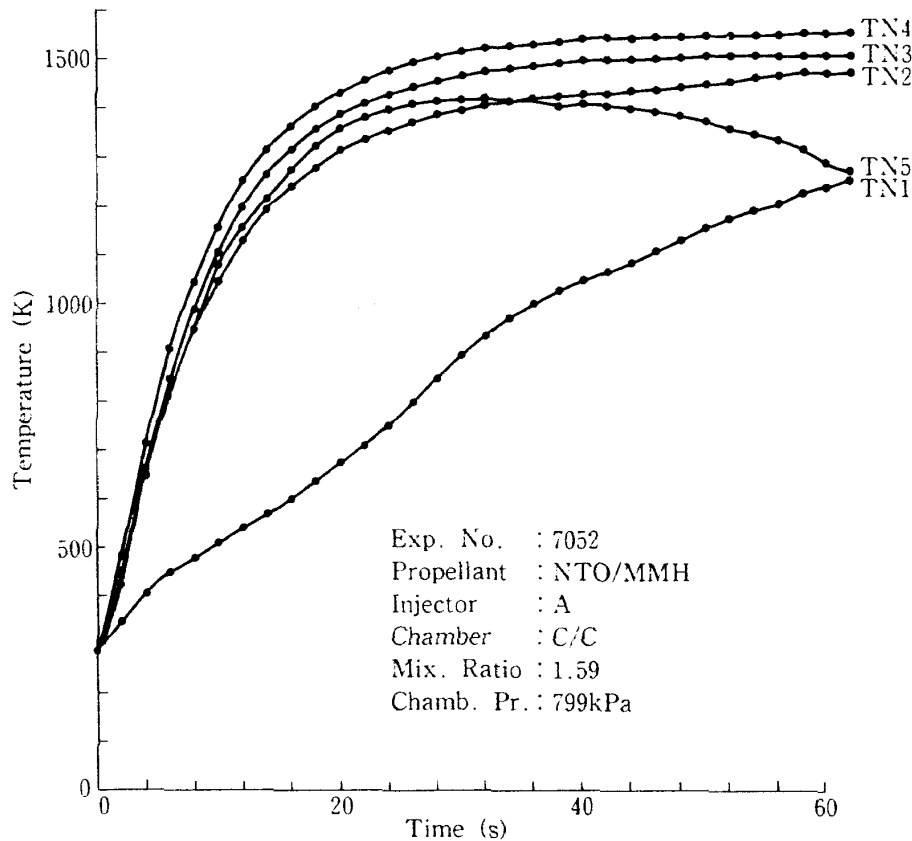


図 27. 燃焼室壁温の時間変化 (60 秒)

直接熱電対に触れたために、ネジを伝わって熱が流出したのではないと思われる。

本実験結果により、押さえ付け方式による壁温測定も、ある程度有効であるという事が判ったが、ホップ（不規則な高振幅の振動燃焼）が起きていないため、振動に対しての有効性は確認できなかった。

図 26 と図 27 からわかる最も重要なことは、ノズル収縮部上流 (TN 2) の温度はスロート部の表面温度と同じオーダーであり、また、インジェクタ近傍の表面温度 (TN 1) は燃焼 60 秒時点においてなお上昇中であり、約 1300 K にも達していることである。本 C/C チャンバの製造方法にも起因するものと思われるが、チャンバ軸に沿う熱伝導が大きいこと（表 5 参照）、時間の経過と共に内壁面が高温となり液膜は消失し、高温の表面に衝突した液体ジェットは急速な蒸発のために、固体面よりはじかれることになるものと思われる（ドライアウト）。この状態ではインジェクタ近傍もきわめて高温となり、シリコンゴム等のエラストマによるシールは使用することができなくなる。従って、C/C チャンバの実用化には、壁面にそっての熱伝導を小さくする工夫が必要とな

ろう。

3. 2. 3 燃焼試験後の燃焼室の状況

3. 2. 1 節では 30 秒の燃焼試験後のガス透過の状況について若干ふれたが、本節では 30 秒 + 60 秒、計 90 秒後の燃焼試験後の燃焼器の状況を切断後の検査、元素分析等を含めてややくわしく述べる。

(1) 目視

図 28 に 90 秒燃焼後の燃焼室の外観を示す。酸化防止のためにほどこしたチラノコートが有効でなかったため、グラファイト CVD 層が酸化され、C/C 材の織布構造が露出している。初回の燃焼実験の前には、チラノコートは工場での正規の熱処理をおこなって実施した。燃焼試験の映画によれば、チラノコートは着火後数秒で、スロート部からその上流にかけて、ふくらんでみえ、約 23 秒後に部分的なはがれを生じ、燃焼停止時には高温部のチラノコートは一度にはがれてしまった（図 21 参照）。このことから、チラノコートの燃焼器壁との密着性は着火後数秒で失なわれることがわかる。第 2 回目の試験前のチラノコート処理は燃焼試験現場で応急的に実施したも

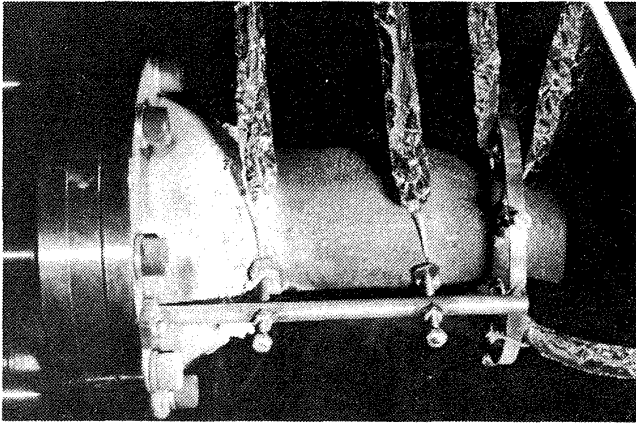


図 28. 累積 90 秒燃焼後の燃焼室外観

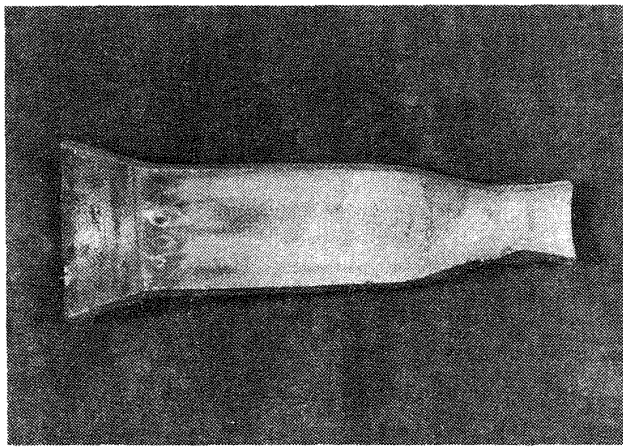
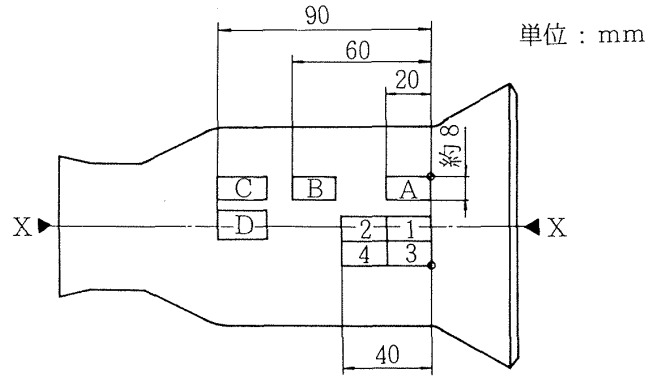


図 29. 燃焼後の燃焼室内面

のであり、熱処理は実施しなかったため、着火後 2～3 秒後から、全体的に毛ば立ってはがれ始め、ほとんど酸化防止の機能を果さなかった。以上のように、チラノコートは大気圧試験における外表面の酸化防止の処理としては満足すべきものということとはできない。しかし、上記の結果は、小推力のエンジンが通常真空中で作動することを考慮すれば、ガス透過の防止のためのグラファイト CVD コーティングの有効性を否定するものではない。大気圧下の試験においては、カーボンフェルト等を燃焼器の外部にまき、空気を遮断するものひとつの案として考えられる。

図 29 に累積約 90 秒の燃焼試験をおこなった燃焼室を切断した写真を示す。フィルム冷却用の MMH の衝突した位置がよく識別できる。表面の細かいクラックは C/C 基材との熱膜張差によって SiC 層に生じたものである。目で見ただけではスロート部も含めてエロージョンはほとんどないようである。帯



○はフィルムクーリングの直接衝突位置
X—X は燃焼時真下の位置

図 30. 資料片取出し位置

状の暗い部分（青緑～黄緑色）はフィルム冷却位置との相関は特にないようである。

(2) SiC コーティング層の厚さ

燃焼試験後の C/C 燃焼室から、図 30 に示すようにサンプルを切り出し、金属顕微鏡による観察および EPMA (Electron probe micro analyzer) による Si, N, O の元素分析をおこなった。

表 7 に測定した SiC 層の厚さを示す。これより、フィルム冷却 MMH 衝突部、非衝突部およびその下流を比較しても SiC 層の厚さに顕著な差はない。また、同一条件で SiC 処理をしたサンプルのコーティング厚さは 0.4～0.5 mm であることから、全体的にわずかにエロージョンを受けているものと推定される。

(3) EPMA による元素分析

表 8 に Si, N, O 各元素が存在するサンプル表面からの深さを示す。Si の値は SiC コーティング厚さを意味している。サンプル 1～3 および D は金属顕微鏡による測定値と良く一致しているが、サンプル 4 および A～C はかなり大きな値を示している。これは、C/C 基材が多孔質であるため、測定部が孔の部分に当たったためと考えられる。逆に、SiC は多孔質部の孔の深くまでコーティングされているものと考えられる。

N の分布は、MMH と SiC 層との高温反応による N 元素の浸透深さを意味するものと思われる。フィルム冷却孔下流部のサンプル 3, 4, A, B, C とそれ以外の 1, 2, D とを比較すると、前者の方が

表 7. 金属顕微鏡による SiC 層厚さの測定

No.	SiC 厚さ mm	備 考
1	0.3 ~ 0.4	
2	0.3 ~ 0.4	
3	0.24 ~ 0.4	フィルムクーリング部下流
4	0.26 ~ 0.4	"
A	0.4 ~ 0.46	MMH 衝突部
B	0.2 ~ 0.3	フィルムクーリング部下流
C	0.3 ~ 0.4	"
D	0.5 ~ 0.6	

表 8. EPMA による分析結果

(単位: mm)

	Si			N	O	備 考
1	0.60	0.36	0.46	0.34	0.10	
2	0.35	0.35	0.37	0.32	0.13	
3	0.32	0.32	0.33	0.32	0.05	フィルムクーリング部下流
4	0.56	0.56	0.56	0.53	0.13	"
A	0.57	0.56	0.56	0.49	0.0	MMH 衝突部
B	0.78	0.78	0.78	0.76	0.16	フィルムクーリング部下流
C	0.81	0.81	0.81	0.81	0.30	"
D	0.49	0.50	0.49	0.49	—	

3 点で測定

N の浸透が深い傾向にある。

一方、O の分布は SiC 層のクラックを埋めるために行った SiO₂ 処理 (TEOS 処理) の O 元素によるものと思われるが、クラック中に集中して存在するため、表に見られる通り、分析場所によるバラツキが大きい。

燃焼試験の秒時がきわめて短時間ではあるが、本節の結果は次のようにまとめることができる。C/C 燃焼器の内側にほどこした SiC コーティングは急激な熱衝撃に対しても、また MMH のフィルム冷却に対しても耐久性があり、C/C 基材の保護の役割りを果し得る。燃焼器外面でガス透過防止のためにおこなったグラファイト CVD 層を、大気圧試験の酸化雰囲気から保護するためにおこなったチラノコーティングは満足すべきものではなかった。

4. むすび

推力約 2000 N 級の NTO/MMH 推進薬のフィルム冷却エンジン用のインジェクタを試作し、インジェクタ性能を求めると共に、炭素複合材燃焼室を試作し、燃焼試験に供した。得られた結果は次のようにまとめることができる。

- (1) フィルム冷却孔をもつインジェクタの性能評価には、グラファイトノズルスロートインサートを用いれば、インサートを変える事なしに多数回の実験が可能である。
 - (2) MMH について最適化して今回試作したインジェクタは、燃料の 15% フィルム冷却 (インジェクタ B) でエネルギー発生効率 η_{ER} は約 95.5%、25% フィルム冷却 (インジェクタ A) で約 92.5% 程度であり、コアの η_{ER} は約 97% であった。
 - (3) インジェクタ B の性能を、ノズル開口比 200:1 に外挿すれば比推力は 310 秒と予測され、欧米で使用されているガス加圧供給式エンジンの性能と同一レベルが達成されたといえる。
 - (4) インジェクタ B において MMH の代わりに N₂H₄ を燃料とすると約 1.5% 燃焼性能が向上する。
 - (5) 用いたインジェクタにおいては、音響キャビティ等の振動防止機構はつけなかったが、自動振動燃焼は MMH、N₂H₄ の両燃料について観測されなかった。
 - (6) インジェクタ B を用いて、試作した C/C 燃焼器を累積 90 秒の燃焼試験に供した。試作した C/C 複合材基材は高温において十分な強度を有することが確かめられた。
 - (7) C/C 基材を燃焼ガスから保護するためにおこなった SiC の内面コーティングは、今回の試験条件下では有効であった。
 - (8) C/C 基材/SiC コーティングのガス透過性を防止するための外面グラファイト CVD コーティングは有効にみえる。
- C/C 複合材の耐熱強度の利点を有効に引き出すためには、次の 2 点が特に重要である。第 1 には、高温と急激な熱サイクルに耐えるインジェクタ部と燃焼室部のシール方法を開発することである。C/C 基材の軸方向の熱伝導度はニオブ合金の耐熱金属と同

等なので、下流側からの熱伝導を削減する工夫が先ず必要となろう。第2に、C/C複合材のガス透過性を防止し、かつ、大気圧下の酸化雰囲気を遮断できる高温に耐えるコーティング等が必要である。ここでは外面のグラファイトCVD層にさらにチラノコーティング処理をおこなったが満足すべきものではなかった。ひとつの理想的な案として、C/C材の線膨張率をSiCと同時に制御することによりSiC層のクラックをなくし、気密性も保つということが考えられる。

引用文献

- 1) D.L. Bond; Technology Status of a Fluorine-Hydrazine Propulsion System for Planetary Spacecraft, AIAA paper 79-0907, 1979.
- 2) M.A. Appel and G.W. Kruger; Technology Status of a Liquid Fluorine-Hydrazine Rocket Engine for a Planetary Spacecraft Propulsion System, AIAA paper 80-1171, June 1980.
- 3) S. Iihara, H. Miyajima and R. Nagashima; Hydrazine /NTO Liquid Apogee Engine for the ETS-VI, AIAA paper 87-1936, June 1987.
- 4) 航空宇宙技術研究所; 航空宇宙技術研究所のロケット・エンジン高空性能試験設備, NAL TR-454 (1976)
- 5) 熊谷達夫, 他; N_2O_4 /アミン インジェクタエレメントの実験 その2. 燃焼試験結果, NAL TR-907 (1986)
- 6) 日下和夫, 黒田行郎, 佐藤政裕, 只野真, 飯原重保; 低推力貯蔵性推進薬エンジンの高空性能, NAL TR-853 (1985)
- 7) B.P. Lawver; High Performance N_2O_4 /Amine Elements "Blowpart", NASA CR 160273, March 1979.
- 8) J.H. Rupe; An Experimental Correlation of the Nonreactive Properties of Injection Schemes and Combustion Effects in a Liquid Propellant Rocket Engine, JPL Tech. Rept. 32-255, July 1965.
- 9) 中橋和博, 宮島博, 木皿且人, 毛呂明夫; ロケットノズルの性能予測法,

NAL TR-771 (1983)

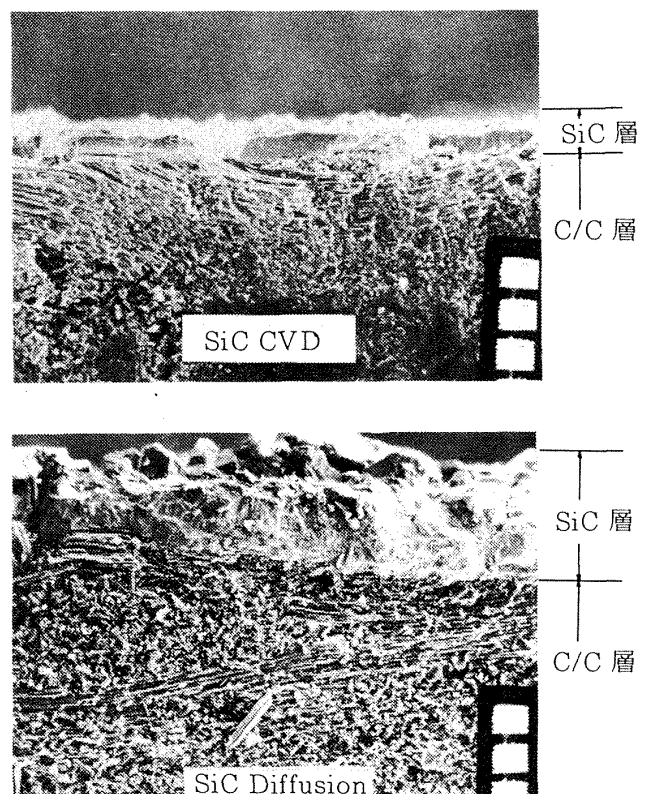
- 10) L. Schoenman; Low-Thrust Isp Sensitivity Study, NASA CR 165621, April 1982.

付録 C/C材の表面処理とシール

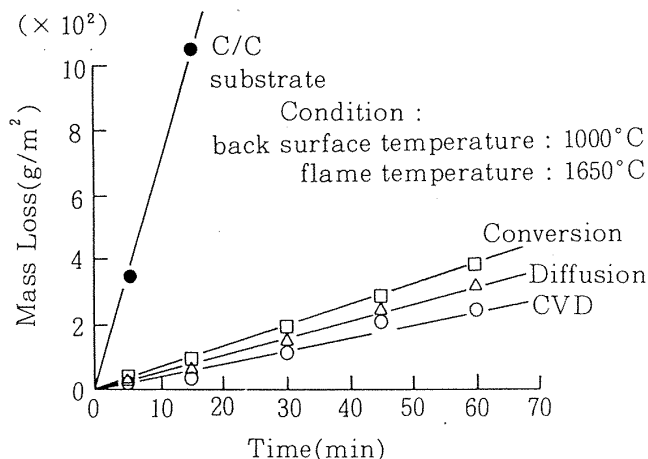
1. 表面処理

1.1 CVD-SiCとDiffusion-SiCコーティング

チャンバの内側は高温のMMH 或いはMMH分解ガスによるいわゆるアンモニアタックが懸念されるため、チャンバ内表面にはSiCコーティングを施した。SiCコーティングは当初SiC-CVDコーティングを施行していたが、コーティング設備が半導体部品製造用の設備であるため、汚染の問題や施行時間が長いこともあり、CVD法からDiffusion法に変えることにした。Diffusion法はスペースシャトルオービターのC/C材のSiCコーティングに採用されている方法で、ケイ素(Si)、炭化ケイ素(SiC)、アルミナ(Al_2O_3)を混合した粉体と共にC/C供試体をグラファイトの炉に入れ、高温、不活性雰囲気においてC/C材表層部にSiC層を形成するものである。CVD法とDiffusion法で得たSiC-C/C複合体の断面をSEM(走査型電子顕微鏡)で観察した



図A-1 SiC-C/C界面部の断面SEM写真(100倍)



図A-2 The effect of the oxidation inhibitor process on the mass loss

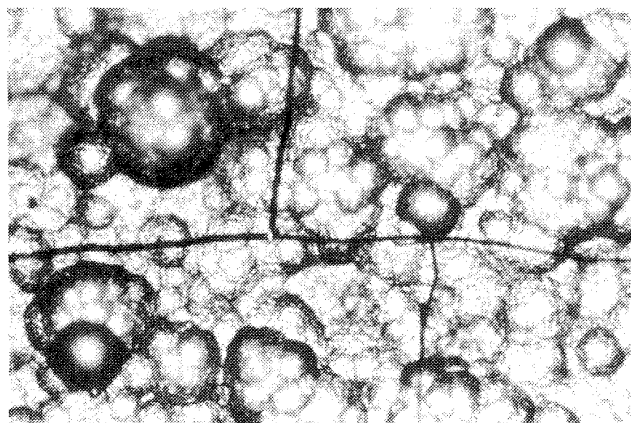
ものを図 A-1 に示す。両方法とも、SiC が緻密にコーティングされているのが判る。SiC コーティング法には CVD 法、Diffusion 法の他に、Conversion 法 (C/C 材表面にケイ素化合物ガスを流して反応させ、C/C 材表層部を SiC に転化する) がある。図 A-2 は、これらの処理による供試体の高温空気に対する耐蝕性を評価したものである。この結果、SiC コーティング処理法による焼損量 (Mass Loss) に顕著な差は見られないことから、アンモニアアタックに対しても同様な耐蝕性が期待できるものと判断し、SiC コーティングを CVD 法から Diffusion 法に切り換えた。

1.2 TEOS 処理

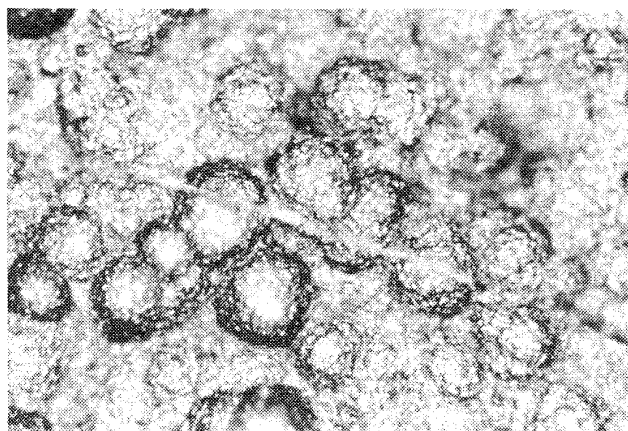
SiC コーティング層には C/C 母材との熱膨張差のために、微細なクラックが発生し、耐蝕性が損われてしまう。このクラックを埋めるため、TEOS (Tetraethyl orthosilicate) を塗り、適当な温度で熱処理する。これによってクラックは SiO₂ で埋められる。(図 A-3) 尚、この TEOS 処理も、スペースシャトルオービターの C/C 材のコーティングに使われている方法である。

1.3 グラファイト CVD コーティング

C/C 材はポーラスであり、そのままでは圧力容器としての機能を果さない。当初は気密性と耐蝕性向上を兼ねて C/C チャンバの表面に SiC-CVD コーティングと TEOS 処理を施行したが、数百 kPa の



(a) Microcracks on SiC-C/C surface



(b) SiC-C/C with SiO₂ treatment

図A-3 SiC コーティングの表面状態

(a) SiC コーティング後

(b) TEOS 処理後

加圧でガスが透過してしまい、気密性は満足のいくものではなかった。最終的には、壁を通してのガス透過は、グラファイト CVD コーティングによって防止した。原理は、C/C 供試体を炉に入れ、水素と炭化水素の混合ガスを低圧で流しながら 1000 °C 以上に加熱することにより、炭化水素が熱分解し供試体表面に黒鉛が析出し、コーティングが行われるものである。燃焼試験に用いた C/C チャンバのコーティング量は 14 g であった。C/C チャンバの外側表面積は 450 cm² であることから、CVD 炭素の密度を 2.2 g/cm³ とし、コーティング層の平均厚さは 140 μm となる。

1.4 チラノコート

燃焼試験は大気中で行われるため、C/C チャンバは高温状態で空気に曝されることになり、炭素材料

は酸化されてしまう。これを防ぐために、グラファイト CVD コーティングの外側には、チラノコートを実施した。チラノコートは、有機ケイ素化合物を塗布後加熱し、セラミックに転換するものである。施行の手順は次の通りである。

- i) 供試体表面を MEK (メチルエチルケトン) にて脱脂し、150 °C で2時間乾燥する。
- ii) 供試体外面にチラノコートを塗布する。
- iii) 250 °C で30分間加熱する。

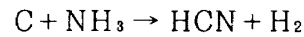
2. 耐圧気密試験

図 A-4 に示すように、C/C チャンバの内面に RTV を塗布し耐圧試験治具を組み付け、内部に水を充満した。水圧にて 1471 kPa まで加圧し、C/C チャンバが変形または破壊しないことを確認した。一方、気密試験は C/C チャンバ内面のシリコン樹脂 (RTV-6589) をはがした後、耐圧試験と同様な器材を用い、窒素ガス供給装置を接続して行った。加圧は徐々に行い、最高 980 kPa まで気密性は充分あることを確認した。

3. アンモニアアタック試験

ヒドラジン (N_2H_4) を燃料とした場合、ヒドラジンの分解生成物であるアンモニアによって炭素材料が下記の反応によって浸食されることが知られて

いる。



当面は燃料として MMH を用いるが、MMH の分解ガス中にも NH_3 が含まれる可能性が大きい。SiC コーティングと TEOS 処理を施した C/C 材を高温でアンモニアガスに曝してその浸蝕状況を調べた。図 A-5 にアンモニアアタック試験装置の概要を示す。C/C 試験片は直径 50 mm で厚さは 5 mm である。試験片の片面をプロパン-酸素-窒素火炎 (理論混合比) で加熱し、反対面にアンモニアガスを流した。アンモニアガスと接触する面の温度が 1200 °C の条件で重量損失を調べた。図 A-6 にアンモニアアタック試験の結果を示す。SiC 処理を実施していない試料の重量損失は非常に大きい。SiC および TEOS 処理を行うと重量損失は極めて小さくなる。この試験では、背面のアンモニアアタックによる損失と火炎を吹きつけた面の酸化による損失を区別することはできないが、表面の観察によってアンモニアアタックによる損失は極めて少ないものと推測された。尚、このアンモニアアタック試験で用いた試験片の SiC コーティングは、CVD 法によるものであるが、実際の C/C 燃焼器で採用したのは Diffusion である。理由は前述の通り、両方法の耐酸化性能が同等であることによる。

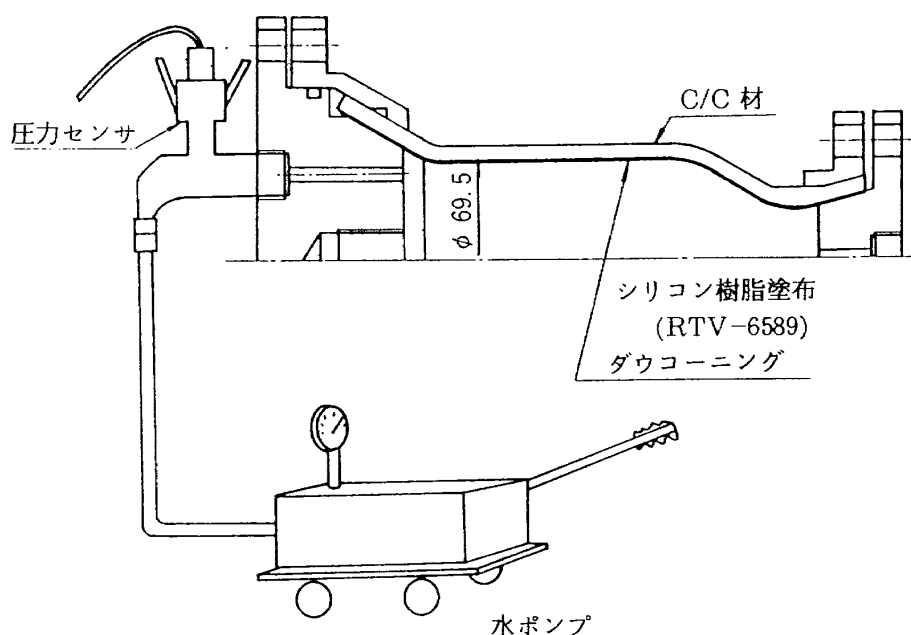
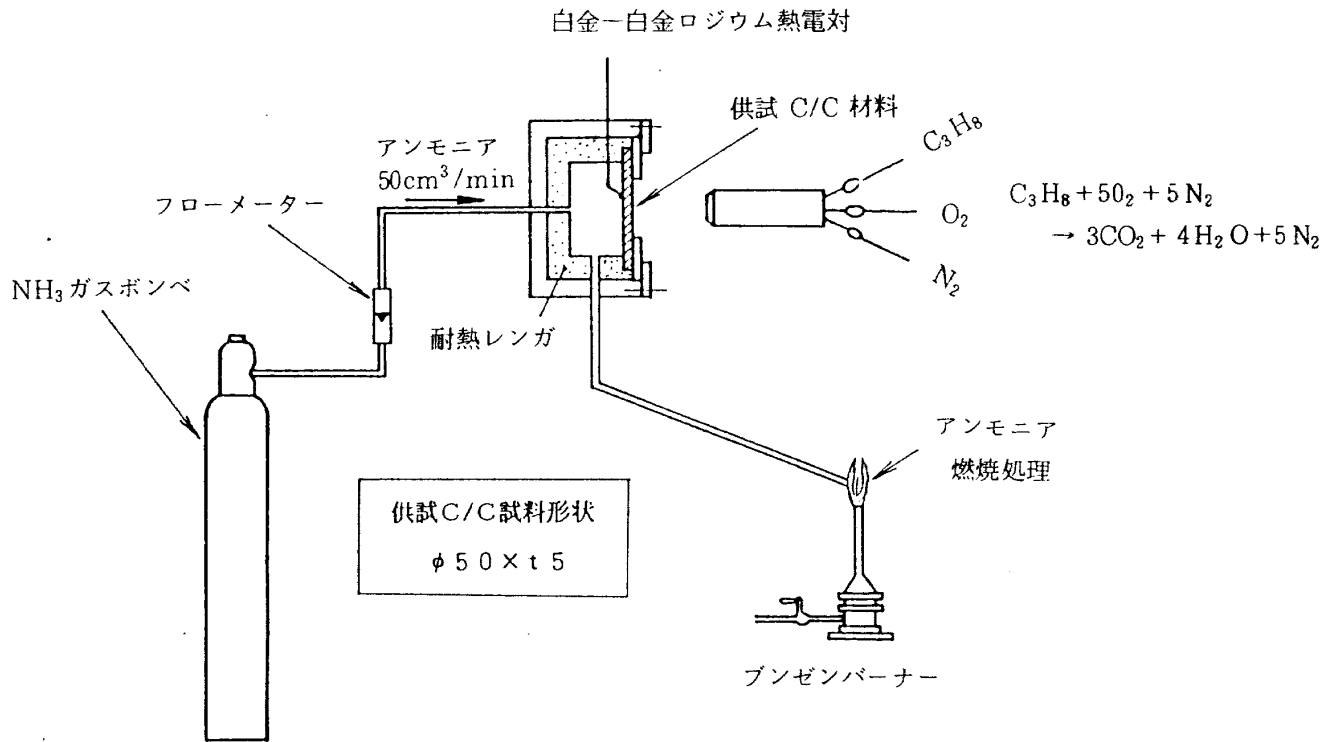
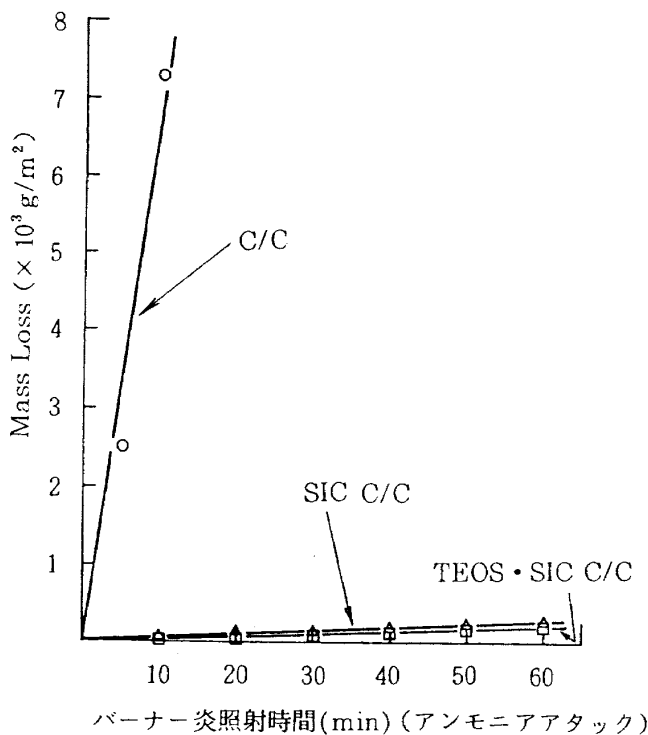


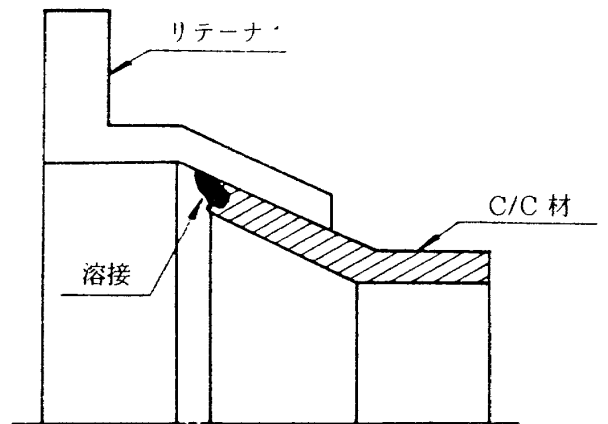
図 A-4 耐圧試験要領



図A-5 バーナー炎照射，アンモニアアタック装置



図A-6 バーナー炎照射時間と Mass Loss の関係
アンモニアアタック面温度：1200°C



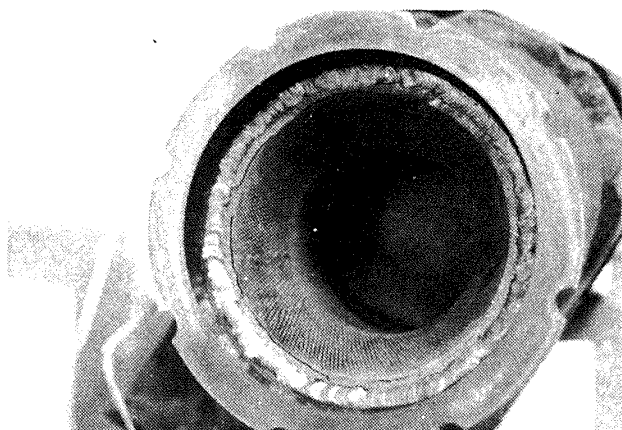
図A-7 C/C材と金属との溶接

4. 1 C/C材と金属との直接溶接

図 A-7 に示すように C/C 供試体のテーパ部の端部に溝を加工し、Ni 合金を溶かし込んでおき、リテーナ (ハステロイ B) との溶接を行った。溶接後、外観上は特に問題はないように見えたが、この供試体を 800 °C に加熱し室温に戻したところ、図 A-8 の様に溶接部にクラックが発生していることがわかった。この供試体のカット断面を図 A-9 に示す。溶接部と C/C 材は完全に分離しているのがわかる。また、金属の C/C 材への溶け込みはほとんど無い。予想していた通り、金属と C/C とでは熱膨張率が 1

4. インジェクタと C/C チャンバの接合

インジェクタ (金属) と C/C チャンバの接合部のシールが未解決で残った。参考までに、これまでシールのために試みた事例を以下に紹介する。



図A-8 クラック発生状況



図A-9 クラック部断面図

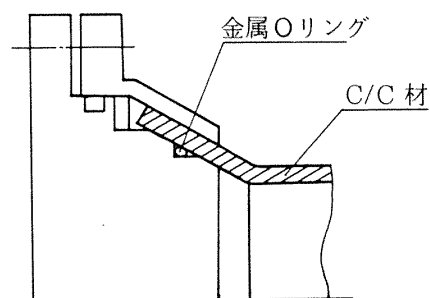
桁近く異なるため、直接溶接は無理であり、さらに溶接金属（SUS 又は Ni 合金）の C/C 材への溶け込みがほとんどないことから、シール効果は期待できない。

4.2 無機系高温接着剤によるシール

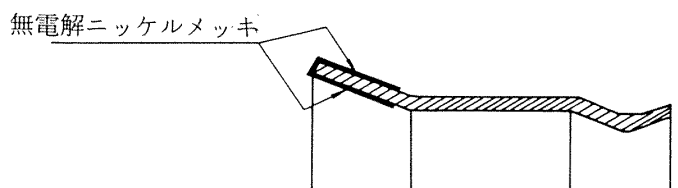
市販のセラミック系接着剤を使って C/C 材と金属との接着を試みた。この接着剤の主成分はジルコニア・シリカであり、耐熱温度が 1300 °C と高いため、C/C 材の温度が相当高くなってもシール効果は十分確保されるものと期待したが、接着後の気密試験の結果では、わずかに数百 kPa の加圧で接着層を通してガスリークが発生し、シールの目的に耐えないことがわかった。

4.3 ニッケルメッキと金属 O リングによるシール

図 A-10 のように金属 O リングによるシールを試みた。C/C 材表面には織布構造に基づく凹凸がた



図A-10 金属Oリングによるシール



図A-11 C/C材へのメッキ要領

くさんあり、このままでは金属 O リングによるシールに向かないため、C/C 供試体へのニッケルメッキを試みた。ニッケルメッキの方法は、大別して電解法と無電解法（化学メッキともいう）があるが、つきまわりがよく、ムラが少ない理由で無電解法を用いた。図 A-11 に示すように C/C チャンバのテーパ部にニッケル無電解メッキを施行した。供試 C/C チャンバは既に外表面にはグラファイト CVD コーティング、内表面には SiC コーティングと TEOS 処理が施されているものである。ニッケル無電解メッキを行った結果、次の様な問題点が明らかになった。まず、グラファイト CVD コーティング表面を粗くしてやる必要がある。サンドブラストは CVD 層の気密性能を損ねてしまうので良くない。内側の SiC コーティング面には比較的容易にメッキができ、平均 290 μm の厚さまでメッキを行った。しかしながら、下地の粗さが解消されないため、旋盤にて表面研削を行ったところ、メッキ金属の相当部分が剥離してしまい基材と充分接着していないことが判明した。いずれにしても、ニッケルメッキの場合は基材との接着性の向上を図る必要がある。

航空宇宙技術研究所報告946号

昭和62年10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丁目44番地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南4-2-12
