

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

亜酸化窒素 (N₂O) / エタノール推進系の実験研究

徳留真一郎, 八木下 剛, 羽生 宏人
鈴木 直洋, 大毛 康弘, 嶋田 徹

2008年2月

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

亜酸化窒素 (N₂O) / エタノール推進系の実験研究

徳留真一郎*¹, 八木下 剛*¹, 羽生 宏人*¹,
鈴木 直洋*¹, 大毛 康弘**², 嶋田 徹*¹

Experimental Study of N₂O/Ethanol Propulsion Systems

By

Shinichiro TOKUDOME*¹, Tsuyoshi YAGISHITA*¹, Hiroto HABU*¹,
Naohiro SUZUKI*¹, Yasuhiro DAIMO**², and Toru SHIMADA*¹

Abstract: A nitrous oxide (N₂O) / ethanol propulsion system is distinguished as the liquid propulsion with non-toxic, user-friendly, and storable bipropellant. The current target of the present study is to build a quick-response and maneuverable main engine of a sounding-rocket like flying test bed which will be applied to the hypersonic air-breathing propulsion researches in the near future. The application to the spacecraft propulsion is also considered due to its compatibility in low-temperature operation environment. Two series of static firing tests were performed with 700 N class gas generator models so far. Current test results showed that valuable design data were collected and operational procedure was verified. Potential of application of composite materials to the combustion chamber was also examined from the chamber wall heat flux data obtained and the result of firing test using a thick SFRP chamber.

Keywords: nitrous oxide, non-toxic propulsion system, storable liquid propellant, firing test

概 要

無毒で常温貯蔵可能な液体推進剤として亜酸化窒素 (N₂O) / エタノールの組合せに着目し、それによる扱い易い液体推進系の実証研究を進めている。当面の目標として大気吸い込み式極超音速推進系の飛行試験に用いる加速用ロケットエンジンへの適用を目指しているが、その低温環境順応性を活かす衛星・探査機搭載推進系への応用も視野に入れている。これまでに、推力 700 N 級の要素試験供試体を用いた燃焼試験を 2 シリーズ行って、エンジン噴射器設計のための有用なデータと運用特性を取得してきた。併せて、水冷式燃焼器による燃焼器壁面熱流束分布の測定や厚肉のシリカ繊維強化プラスチック SFRP 製燃焼器を用いた燃焼試験によって燃焼器への耐熱複合材料適用の可能性も探っている。

1. は じ め に

宇宙科学研究本部では、2003 年度から亜酸化窒素 (N₂O) / エタノール推進系とその応用に関する研究を行っている[1][2]。N₂O は一般に「笑気ガス」と呼ばれ医療用麻酔薬や食品添加物などとして用いられるほぼ無毒の酸化剤で、民間初の有人宇宙機 SpaceShipOne のハイブリッドエンジンや市販のハイブリッドロケットに用いられていることで知られている。図 1 に示すように 0 ~ 20°C の温度範囲で飽和蒸気圧が 3 ~ 5 MPa となるため、設計を工夫することによって自己加圧式の供給系を構築できる。常温貯蔵性液体として扱う場合その低密度 (20°C で約 0.8 g/cm³) が不利となるが、約 -89°C の低温液体として扱えば蒸気圧が 1 気圧まで下がり密度は約 40 % 向上するため、用途に応じて密度インパルス性能の向上を図ることが出来る。さらにエタノール燃料との共通の特長は、ほぼ無毒であることに加えて凝固点が -91°C と低いことで、この特性によって深宇宙探査機に要求される低温環境順応性に優れた推進系に応用できる可能性がある。

本研究における現時点でのターゲットは、大気吸い込み式ロケットエンジンの要素技術試験用飛翔実験機 FTB を加速す

* 1 宇宙科学研究本部 The Institute of Space and Astronautical Science (ISAS)/JAXA

* 2 株式会社アイ・エイチ・アイ・エアロスペース・エンジニアリング IHI Aerospace Engineering Co., Ltd

るための即応性，機動性に優れる扱い易い液体ロケット推進系を構築することである[3]．また，運用性や即応性の向上を重視する衛星打ち上げシステムの軌道制御システム OMS への応用も視野に入れている．図2に，前述の飛翔実験機 FTB と次期固体ロケット PBS (Post Boost Stage) への応用のイメージを示す．

その燃焼推進性能と運用特性について，従来の代表的な四酸化二窒素 (NTO) / ヒドラジン (N₂H₄) 推進系と比較したのが表1，図3である．表1には固体推進系の特性データも併記した．図3では，いずれも常温の推進薬について断熱火炎温度 T_f と開口比 100，真空比推力効率 94 % を仮定した場合の真空比推力 I_{spv}，密度インパルス ρI_{spv} の混合比 O/F に対する依存性を比較している．N₂O / エタノール系では化学量論となる混合比 5.74 の近くで比推力性能が最大となるが，燃焼器冷却の観点からはフィルム冷却あるいは発汗冷却の冷却剤として燃料のエタノールを消費するため，混合比は 5.74 より余裕を見て低めに設定する必要がある．また，従来の NTO/N₂H₄ 系に比べて 40 % ほど劣る密度インパルスの改善に重きを置く場合は，密度の温度依存性が高い N₂O を -90°C 近い低温液体として利用することによって常温の場合から約 40 % 向上させることができる．性能において控えめな本推進系であるが，毒性がほとんど無く化学的に安定であることによる取り扱い易さと低温環境への順応性を以って十分な可能性を秘めていると考えている．さらに N₂O は，適当な触媒を用いて分解することによって高温の窒素 / 酸素混合ガスを発生する．本研究グループではそのエネルギーを RCS スラスタ，点火器，電源などへ有効利用する目的で，別途実験研究を進めているところである．

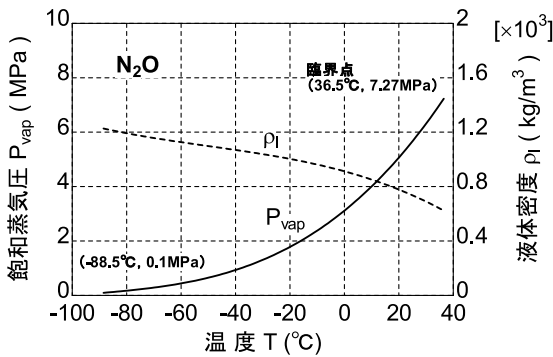
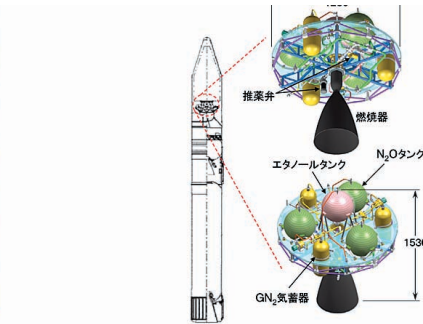


図1 液化亜酸化窒素 (N₂O) の飽和蒸気圧と密度

本研究では，新しく着目した N₂O / エタノール推進系の実用化へ向けた最初の実験研究の一環として，これまでにエンジンの設計データの取得とシステム運用性の調査のために2シリーズの燃焼実験を行っている．衛星搭載推進系から FTB までの利用を考えて目標とする推力レベルを，0.5 ~ 7.5 kN と設定し，最初のシリーズでは最大 700 N 級の燃焼性能を評価する供試体を，2度目のシリーズにおいては 7.5 kN 級を意識したサブスケール要素試験と位置付けて噴射器エレメントを一部取り出したイメージの供試体を用意した．本稿はそれらの成果をまとめたものである．



空気吸込み式エンジン要素技術試験用 FTB



次期固体ロケット PBS 用 OMS

図2 N₂O / エタノール推進系の応用

表1 従来型推進系との性能 / 運用特性比較

	N ₂ O / Ethanol	NTO / N ₂ H ₄	Solid
比推力 I _{spv} (s)	290~300	320	300
密度 ρ _p (g/cm ³)	0.78	1.18	1.8
ρ _p · I _{spv} (g/cm ³ · s)	226~234	378	540
融点 T _{FP} (°C)	-90.9 / -114	-12 / 1	-
沸点 T _{BP} (°C)	-88.5 / 78.3	21 / 113	-
安定性	安定	温度に依存	非常に安定
運用性	高圧 / 無毒	強い毒性	火薬類
貯蔵性	大変良い	良い	非常に良い
特長	取扱い安全性 低融点，自己加圧 推進系統合化	高比推力 自己着火性 推進系統合化	簡素 高密度心バネ 高信頼性

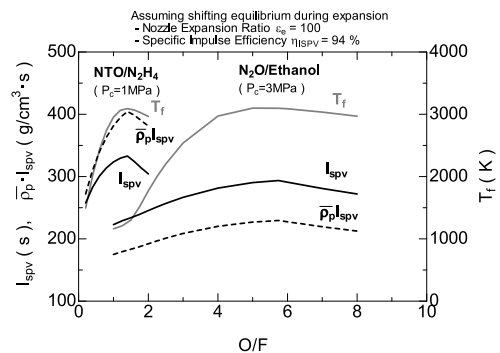


図3 NTO/N₂H₄系推進剤との比推力性能比較 (常温貯蔵，ノズル開口比 100，比推力効率 94 %)

2. 実 験

2.1. 全体概要

主に噴射器の設計データを取得する目的で実施した2シリーズの基礎燃焼試験では、それぞれのシリーズで異なる推力700 N級試作供試体を用意した。なお、最初の噴射器、燃焼器の設計にあたっては、参考文献[4]～[6]を参考にした。それぞれのモデルは点火器、噴射器、水冷燃焼器の3つの主要コンポーネントで構成される。点火器は N_2O 触媒分解式を研究中ではあるが、本実験では他のコンポーネントの設計データを取得することを優先して、他の研究で使用実績のあるガス水素/ガス酸素トーチ型点火器を規模に合わせて再設計したものをを用いる。噴射器の設計は、混合燃焼性能よりも噴射面への熱流束レベルの緩和による設計の簡素化を優先して、2点同種衝突型が採用されている。また、実際のエンジンでは燃焼器は耐熱材で製作され噴射器から燃焼器内壁面に沿って供給される冷却液によってその内壁面を耐熱温度以下に抑えるフィルム冷却方式を採用するため、予め燃焼器内壁面への熱流束を評価するための水冷燃焼器を用いた燃焼実験を実施する必要がある。その水冷燃焼器は、軸方向に複数のリング状の冷却溝が設けられており、熱流束（冷却溝幅の平均）の軸方向分布を取得できるようになっている。これらの供試体によって定常燃焼時の噴射器の機能と耐熱材燃焼器の使用範囲を評価した。燃焼器の材料としては炭化珪素SiCを基材とするセラミック基複合材SiC/SiC-CMC、シリカ繊維強化プラスチックSFRPの二つを有望な候補としている。特に本実験では、SFRP製厚肉型燃焼器を用いた燃焼実験によってそのシステム適合性も調査した。さらに、 N_2O /エタノール推進系の低密度インパルスの欠点を改善する方策として低温 N_2O の利用も視野に入れていることから、常温 N_2O 、低温 N_2O の両方の貯蔵温度条件で試験を行っている。推進剤供給系はJAXA宇宙科学研究本部あきる野実験施設で社内製作された「小規模多目的液体ロケット推進剤供給設備」（移動式高圧ガス製造設備）[7]を利用した。また、2シリーズの燃焼試験は、それぞれ各方面の協力を得てそれぞれ2004年の9月、2006年の3月にJAXAの能代多目的実験場において実施された。ここでは供試体毎に記述する。

2.2. 実験装置

2.2.1. Model A

2点同種衝突型噴射器による混合燃焼特性を取得する目的で、フィルム冷却液の噴射孔を持たないステンレス製の噴射器を試作した。図4に供試体（Model A）の概要図と噴射器噴射面の拡大図を示す。

点火器は、噴射器の噴射面中央から点火用燃焼ガスが供給されるように噴射器の中心軸上にセットされる。本実験では、推力1トン級液体酸素/液体水素エンジン用に宇宙科学研究本部で開発されたものを使用した。

燃焼器は、円筒部の内径40 mm ϕ 、長さ160 mm、ノズルスロート径13.6 mm（収縮比8.65）で特性長 $L^* = 1.57$ mである。液体ロケットエンジンとしては L^* を長めに設定することによって、それ以外の条件が混合燃焼特性に及ぼす影響を評価し易いようにした。内筒はクロム銅製、外筒はステンレス製で、特に熱流束の大きいノズル部は冷却水供給設備の制約から厚肉構造として10 s程度の燃焼に耐えられるようになっている。燃焼器円筒部には軸方向に6つの環状冷却溝が設けられており、独立に供給される冷却水の流量と温度上昇からそれぞれの溝幅で平均的な壁面熱流束が評価できる。

噴射器は、衝突角60°の同種衝突型エレメントが10組、円環状に等間隔配置されたもので、21 mm ϕ 、31 mm ϕ の2つの同

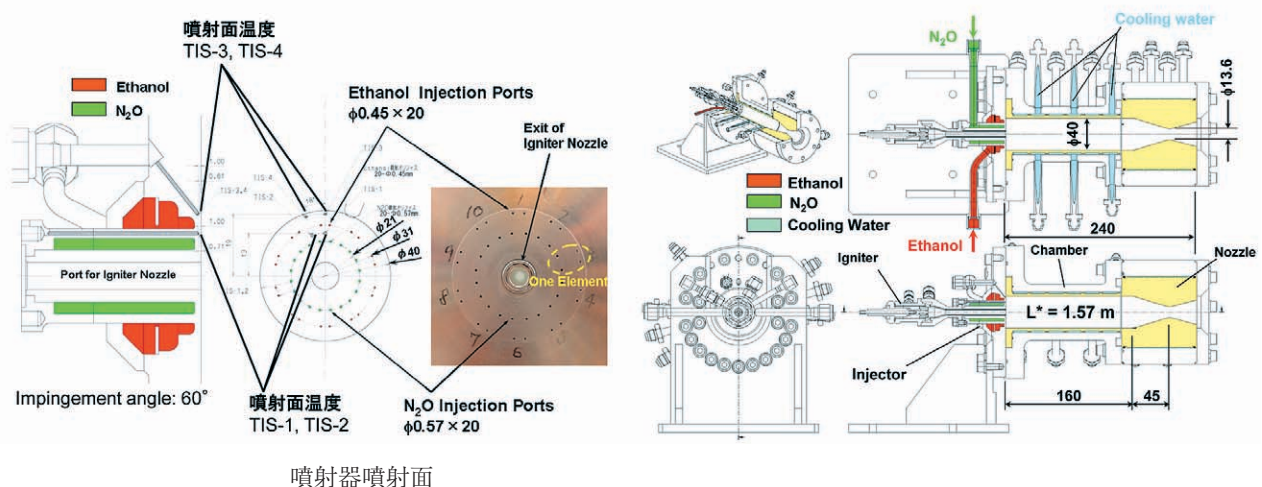


図4 Model A の概要

軸円上に $0.57\text{ mm}\phi$ の N_2O 噴射孔, $0.45\text{ mm}\phi$ のエタノール噴射孔がそれぞれ 10 対開けられている。燃焼器が酸化剤過剰の高温ガスに曝されることを回避するために, エタノール噴射孔を外側に配置した。燃焼中のステンレス製噴射面の健全性を確認する目的で, 噴射面近傍の母材温度を測定できるようになっている。測定位置は図 4 に示される通り, 一对の N_2O とエタノールの噴射エレメント間の半径方向中間位置, それと同じ半径方向位置で隣り合う 2 セットの噴射エレメントの周方向中間位置, さらにそれらと同じ周方向位相の燃焼器内壁近傍位置の合計 4 点である。いずれも線径 $1\text{ mm}\phi$ のシース型熱電対によって, 噴射面から約 1 mm の深さで母材温度を測定する設定となっている。

2.2.2. Model B

7.5 kN 級エンジンの設計データの取得を目的として, 噴射孔径, 燃焼器収縮比, L^* を合わせるようにして設計された試作供試体が Model B である。図 5 に示される通り, 供試体の構成要素は Model A と同じであるが, 点火器, 噴射器, 燃焼器の仕様が異なっている。

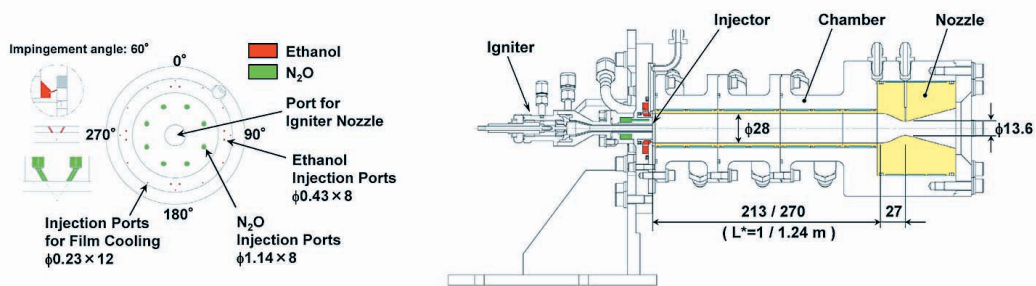
点火器は, Model A と同じ GH_2/GO_2 トーチ式であるが, Model A による燃焼実験の結果を踏まえて, 本実験供試体のスケールに合わせて新規に設計・製作されたものが用いられた。

製造コスト低減の観点から噴射エレメント数削減の可能性を探るため, 噴射器については, Model A で 10 エレメントだったものを 4 エレメントに減らしている。材質は Model A と同じステンレス鋼である。また, 実際のエンジンで必要となるフィルム冷却の効果を確認する目的で, 噴射面の燃焼器内壁面近傍には周方向に等間隔に $\phi 0.23$ のフィルム冷却液噴射孔が 12 個設けられている。エタノール総流量の 10% 程度と想定している 7.5 kN エンジンと燃焼器内壁面単位面積あたり冷却液流量を概ね等しくするため, この噴射器による冷却液の流量は総流量の 30% に設定した。

燃焼器は, 水冷燃焼器と厚肉 SFRP 製燃焼器の二種類がある。水冷燃焼器は, 円筒部内径 $28\text{ mm}\phi$, スロート径 $13.6\text{ mm}\phi$ (収縮比 4.24) で, 円筒部長さを変えることによって L^* を 1 m , 1.24 m の 2 水準でセットできる。全体の構造と機能は Model A と同様である。一方, 図 6 に示す厚肉 SFRP 製燃焼器は, 7.5 kN エンジンで想定される 40 s 程度の長秒時燃焼に対するシステム適合性を調査するために用意された。小規模供試体の場合, 前述のとおりフィルム冷却液側の流量が実際のエンジンよりも多いため, 推進剤の混合比条件を等しくした場合にはコア流れの混合比が高くなって燃焼器内壁面に対する加熱条件は厳しくなると予想された。

2.2.3. 供給系

本推進系の推進剤供給は高圧ヘリウムあるいは窒素ガスによるガス加圧供給方式による。図 7 に推進剤, 高圧ガス, 冷却水の供給系系統図を示す。宇宙科学研究本部で社内製作された移動式設備を利用したが, 基本的な構成は試作推進系 BBM と位置づけられるもので, 推進システムの射場運用に係るデータも取得可能である。特に N_2O のタンクについては, 供試体 Model A を用いた 1 シリーズ目の実験では常温, 低温の両方に対応するため簡易断熱層が施工されたチタン合金タンク



噴射器噴射面

図 5 Model B の概要

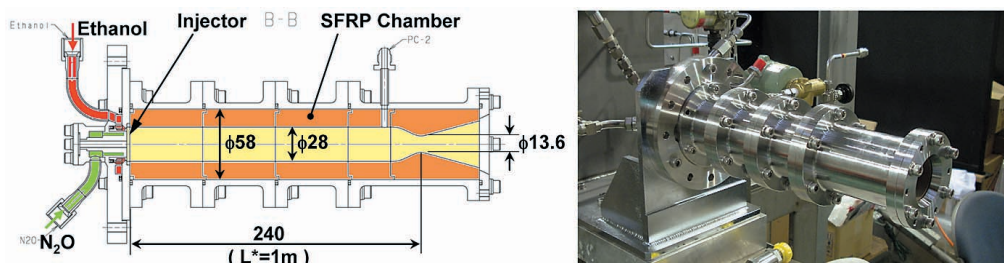


図 6 厚肉型 SFRP 燃焼器の概要

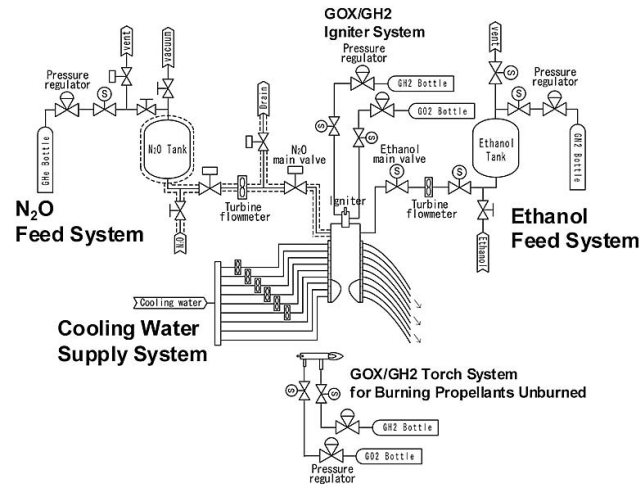


図7 推進剤，高圧ガス，冷却水供給系の系統図

クを，2シリーズ目の実験では低温 N_2O のみに対応するステンレス製真空断熱タンクを用いた．システム実用化の観点から， N_2O の製造工場からの輸送と実験場での移充填は半導体産業用の常温液化 N_2O 容器「Yシリンダー」（容積470リットル）を用いて行われた．この容器は最大300 kgの液化 N_2O を輸送できるため，小型の探査機搭載推進系用としては十分な容量である．

2.2.4. 計測

圧力，温度，流量，液量の合計46点の計測項目について，1 kHzのサンプリングレートで収録できるパソコンを備えた計測システムを用いた．圧力計測については，必要な精度を保証するため全項目について実較正を行なった．圧力，温度については，推進剤のタンク，流量測定部，噴射器，燃焼器，冷却水供給ラインなど，流量については推進剤流量，冷却水流量，液量については両推進剤について計測をおこなった．燃焼室圧力は噴射器の噴射面と燃焼器円筒部出口位置内壁面の2点で測定されている．

2.3. 試験パラメータ

本実験研究では，エンジンスロットリング時の特性確認も視野に入れて，推進剤混合比MR（O/F），燃焼室圧力 P_c ， N_2O のタンク貯蔵温度の3つを主要な試験パラメータとして広い範囲で変化させている．それらの範囲は，MRが3～9（5.74で化学量論）， P_c が1.2～3 MPa， N_2O のタンク貯蔵温度が $-84 \sim 11^\circ\text{C}$ であった．

なお前述のとおり，Model Bにおいては燃焼室長さ L_c あるいは特性長 L^* も変化させた．

3. 実験結果

3.1. Model Aの実験

N_2O の噴射温度 T_{oi} （あるいはタンク貯蔵温度 T_{oi} ），混合比MR，燃焼圧力 P_c をパラメータとして合計5回の実験を行った．表2に試験条件と主な結果を，図8に燃焼の状況を示す．

常温 N_2O を用いた試験でも，タンクから噴射器までの配管中での圧力降下に伴い沸騰する場合があるため，予冷が必要であった．推進剤の加圧ガスとしては窒素ガスまたはヘリウムガスを用いた．初期の試験では窒素ガスを用いたが，試験設備の調圧弁の仕様不適合によると考えられる供給能力不足が確認されたため，途中でヘリウムガスに変更した．起動前の予冷では，常温貯蔵の場合はメイン弁（推葉弁）上流の予冷ラインから，低温貯蔵の場合は噴射器から N_2O を排出して供給ラインを冷却した．噴射時間は，排出される N_2O の流量が N_2O タンク圧と N_2O の温度に依存した吸熱量は N_2O 温度に依存するため試験ごとに余裕を見て決定された．トーチ型点火器はエンジン起動3 s前から燃焼を開始させ，燃焼圧力レベルによるエンジン起動の確認後，直ちに停止させた．また推進剤の供給は，燃焼器内壁面が高温の酸素ガスに曝されることを防ぐため，エタノールが先に噴射され，続いて N_2O が噴射されてエンジンを起動させる燃料リードとしている．各推進剤供給弁の作動遅れ時間の違いから，スタート信号を同時に送出する設定とした．図9に，常温 N_2O を使った試験No. A-3で得られた供給系圧力，温度，燃焼室圧力の時間履歴データを示す．この試験ケースでは， -5 s から -3 s まで2 s間

表2 供試体 Model A による実験の条件と主な結果

Test Number		A-1	A-2	A-3	A-4	A-5
N ₂ O Injection Temperature	T _{fi} , C	10	9	11	-74	-70
Mixture Ratio	MR	3.7	5.6	5.3	3.8	8.7
Combustion Chamber Pressure	P _c , MPa	1.81	1.92	1.91	1.27	2.98
Burning Duration	t _b , s	1	5	10	10	6.5
Propellant Mass Flow Rate	\dot{m}_p , kg/s	0.183	0.189	0.185	0.143	0.300
Characteristic Exhaust Velocity ⁽¹⁾	C*, m/s	1444	1484	1510	1304	1450
C* Efficiency	η_{C^*}	0.947	0.961	0.975	0.853	0.997

(1) Experimental results

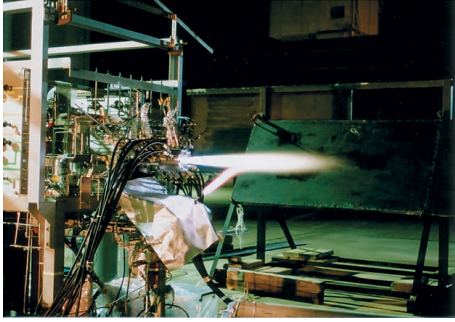
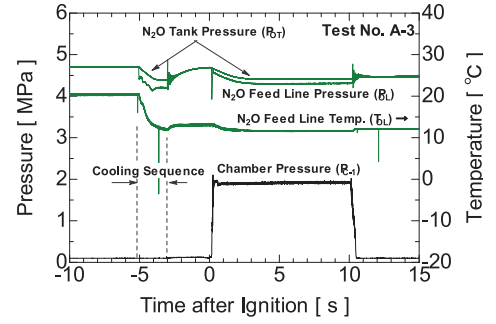


図8 燃焼試験の状況

図9 試験 No. A-3 における N₂O 供給系各部の圧力、温度と燃焼室圧力

の供給ライン予冷の後、点火器燃焼，エンジンの起動，停止とも正常であった。

燃焼性能を評価するための推進剤質量流量 \dot{m}_p ，混合比 MR，特性排気速度 C* は次のように求めた。ここで \dot{m}_o ， \dot{m}_f は酸化剤質量流量，燃料質量流量， ρ_{oi} と Q_o は酸化剤流量計測部における密度と体積流量， ρ_{fi} と Q_f は燃料流量計測部における密度と体積流量， P_{eff} と A_t はそれぞれノズルスロートを通過する燃焼ガス流の有効総圧とノズルスロート面積である。

$$\dot{m}_{N_2O} = \dot{m}_o = \rho_{oi} Q_o, \quad \dot{m}_{EtOH} = \dot{m}_f = \rho_{fi} Q_f$$

$$MR = \dot{m}_o / \dot{m}_f \quad (3-1)$$

$$C^* = \frac{P_{eff} A_t}{\dot{m}_p}$$

有効総圧については，燃焼室円筒部において断熱反応流れの運動量保存，および燃焼器収縮部における断熱等エントロピー一流を仮定して算定した。

$$\dot{m}_o u_{oi} \cos \theta_{oi} + \dot{m}_f u_{fi} \cos \theta_{fi} + P_{ci} = \dot{m}_p u_{pe} + P_{ce}$$

$$P_{eff} = P_{ce} \left(1 + \frac{\gamma_p - 1}{2} M_{ce}^2 \right)^{\frac{\gamma_p}{\gamma_p - 1}} \quad (3-2)$$

$$P_{ce} = \left[P_{ci} + \frac{\dot{m}_f u_{fi} \cos \theta_{fi} + \dot{m}_o u_{oi} \cos \theta_{oi}}{A_c} \right] / \left(1 + \gamma_p M_{ce}^2 \right)$$

ここで， u_{oi} ， u_{fi} は酸化剤，燃料の噴射器噴射面からの流出速度， θ_{fi} ， θ_{oi} は同種衝突型噴射器要素の燃料側と酸化剤側の噴射角（燃焼器軸方向基準）， P_{ci} と P_{ce} はそれぞれ燃焼器の噴射面位置と円筒部出口位置の圧力を示す。特性排気速度効率 η_{C^*} については，燃焼室内で平衡移動流を仮定した計算値を理論値 C^*_0 として評価した。

$$\eta_{C^*} = \frac{C^*}{C^*_0} \quad (3-3)$$

以上の評価方法によって、試験No. A-3では、混合比5.3、平均燃焼室圧力1.9 MPaの燃焼条件で特性排気速度効率は97.5%と評価された。

図10にはNo. A-3実験において測定された噴射面の母材温度 $T_{IS-1} \sim T_{IS-4}$ の時間履歴を点火器内圧 P_{Ig} および噴射器内 N_2O 温度 T_{OI} に重ねて示す。0sの起動より前に温度が上昇しているのは、点火器が-3sから燃焼開始して燃焼器が高温のガスで満たされることによる。点火器噴流は噴射器の中心部から中心軸方向に噴射されるので、この噴射面は燃焼器内に形成される循環流の影響で加熱されている。10sの燃焼器間中に噴射要素近傍の母材温度 T_{IS-1} 、 T_{IS-2} は30～50°Cの範囲で安定しており、噴射面のこの部分への加熱率は低いことがわかる。噴射面外縁の燃焼器内壁面近傍で測定された温度 T_{IS-3} 、 T_{IS-4} は、10sの間に80°Cまで上昇しているが、時間軸方向には飽和する傾向を見せておりステンレスの耐熱温度（約500°C）までには十分な余裕がある。

低温 N_2O を用いた実験では、手動予冷で供給配管を十分に冷却してから試験シーケンスを開始し、さらに起動前シーケンスにおいて自動予冷の時間を延長した。図11に、試験No. A-4の実験で得られた圧力と温度の時間履歴を示す。噴射器内の液温は10s間の予冷で十分に冷却されている。円環状の N_2O 噴射器マニホールドは点火器ノズルを包むように設計されているため、点火器燃焼中は N_2O 液温が少し上昇する。起動直後は燃焼室圧力が大きく振動して、安定するまで1s程度の時間を要している。

同じ試験で得られたエンジン着火直後の燃焼圧、推進剤の噴射圧の時間履歴を図12に示す。図中に示された S_{FV} と S_{OV} は、それぞれ燃料側メイン弁と酸化剤側メイン弁の開コマンド信号である。燃料側および酸化剤側の噴射圧 P_{FI} 、 P_{OI} の計測データから、エタノールが先に噴射され127ms後に続いて N_2O が噴射されると同時に着火していることが分かる。着火直後に燃焼室圧 P_c 、両方の噴射圧が N_2O タンク圧力より瞬間的に高くなっている。またその直後には N_2O 噴射圧が燃焼圧より低くなって燃焼ガスが逆流する様相をみせており安定していない。図11から着火直後の噴射器マニホールド内の温度が上昇して不安定となっていることから、着火直後の燃焼ガスの逆流によって供給配管内の N_2O が沸騰してタンク圧力の伝播に遅れが生じたものと考えられる。起動信号送出後0.8sで不安定状態は治まり、概ね安定な燃焼に移移している。この低温 N_2O による試験では、混合比3.8、平均燃焼室圧力1.3 MPaの条件で、特性排気速度効率は85%と評価された。

図13に燃焼器内壁面への熱流束の軸方向分布計測結果を示す。燃焼器の壁面熱流束は、燃焼器冷却流路を通過した冷却水の温度上昇とその流量から評価されており、その値は軸方向に環状冷却溝の幅で平均化されたものとして扱うべきであるが、ここではグラフが見難くなることを避ける目的で溝の軸方向中央位置を計測ポイントとしてプロットされている。

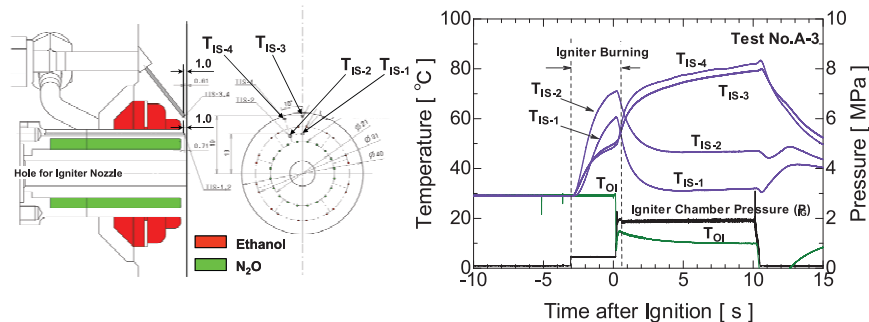


図10 噴射面母材温度の計測結果（試験No. A-3）

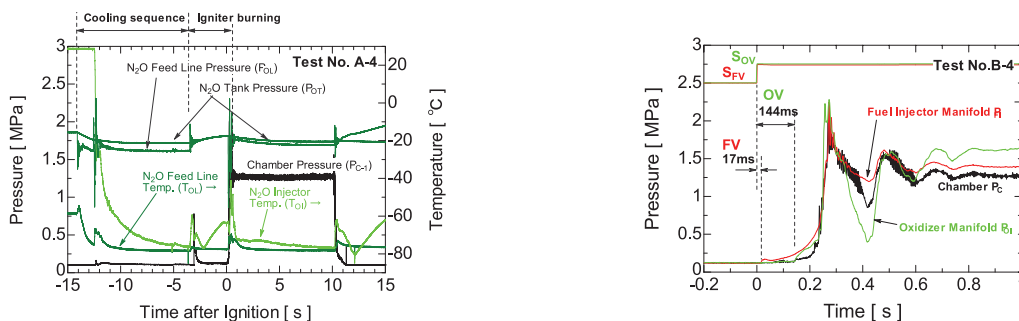


図11 N_2O 供給ライン各部の圧力と温度、燃焼圧力の時間履歴（試験No. A-4）

図12 起動遷移期間の燃焼圧力と推進剤噴射圧力（試験No. A-4）

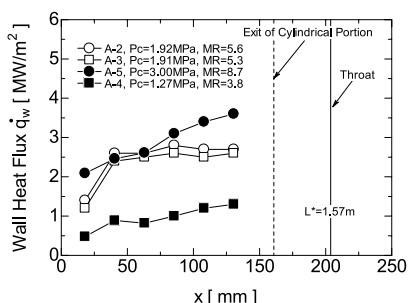


図13 燃焼器壁面熱流束の軸方向分布 (Model A)

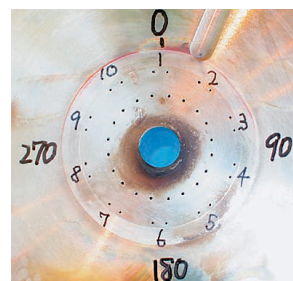


図14 全試験終了後の噴射面の外観 (Model A)

常温 N_2O の試験においては、噴射面により近い約 40 mm の位置までに最高レベルに達し、その下流ではほぼ一定になっているのに対して、低温 N_2O を用いた試験では下流に向かうにつれて徐々に上昇していることがわかる。本実験の範囲で C^* 効率と試験条件の関係を見ると、常温 N_2O の場合は C^* 効率が高く、また低温 N_2O の場合は混合比と燃焼圧力が高い条件で C^* 効率が高い。熱流束の分布から、常温 N_2O の場合は混合が速やかになると推察される。

図 14 に累積燃焼時間 32.5 s の燃焼試験シリーズ終了後の噴射器の噴射面を示す。点火器ノズル出口周辺が変色しているものの、損傷、変形は無く健全と判断できるものであった。

3.2. Model B (水冷燃焼器) の実験

モデル B を使った試験の条件と主な結果を表 3 にまとめた。2 シリーズ目の本実験では、低温の N_2O を用いて、混合比 MR、燃焼圧力 P_c 、燃焼器長さ L_c をパラメータとして合計 9 回の試験を行った。最初の 3 回は弁作動シーケンスを決定するための起動/停止特性の取得を目的として行い、次の 5 回は燃焼器円筒部の熱流速分布を取得して燃焼器に対する耐熱材料適用の可能性を探った。最後の 1 回は燃焼器およびノズルを実用固体ロケットのノズル開口部ライナ材として用いられている高密度 SFRP 製としたモデルを使って比較的長秒時の燃焼試験を行いその炭化特性を取得した。この最後の一回の結果については、項を改めて記述する。Model A の設計と比較して噴射器要素数が少ない上に燃焼器の特性長 L^* が短く、さらに燃料総流量の 30 % を冷却剤として用いるフィルム冷却方式を採用しているためか、 C^* 効率は 86 ~ 91 % の水準に止まった。

図 15 に燃焼時間 3 s の試験 No. B-4 で得た噴射器内の圧力と温度、燃焼室圧を重ねて示す。燃焼室圧 P_c に無視できない振幅レベルの振動が現れていることがわかる。短秒時のため、噴射器内の N_2O 温度は安定していないが噴射器内圧力はほぼ安定しているため、この内圧振動は燃焼室における混合燃焼の不安定性に起因しているものと推察される。データサンプリングレートは 1 kHz なので高い周波数成分は取得できていないが、測定された振動周波数は約 250 Hz、振幅はピークトピークで燃焼室圧の最大 20 % 程度のため、チャタリングと認められる。Model A による試験に比べて燃料側の噴射差圧は余裕を見て確保されているが、このモデルでは酸化剤側の噴射差圧が小さく相対的に燃焼圧力の変動の影響を受け易くなっている。そのため起動時に燃焼室圧力が瞬間的に N_2O 噴射器圧力を超える場合や噴射器圧力が供給ラインの圧力を超えてしまう事象が発生した。酸化剤供給系内部の圧力損失が小さいことと噴射器での差圧が十分に取れていないことが原因と推定される。

図 16 に本シリーズで取得された熱流束の軸方向分布計測結果を重ねて示す。Model A において低温 N_2O を用いた実験の結果と同じように、下流へ向かって単調に上昇する分布となっている。試験 No. B-5 と No. B-7 はほぼ同じ燃焼作動条件で燃焼室の特性長さ L^* を 0.24 m だけ変化させた場合の比較条件となっている。両者の C^* 効率は 87.2 %、88.1 % で、この程度の L^* の変化によって C^* 効率が 1 % 程度の影響を受けることが分かった。

3.3. Model B (SFRP 製燃焼器) の実験

シリカ繊維強化プラスチック SFRP 製のアブレーションチャンバを用いて行った燃焼時間 23.3 s の試験 No. B-9 で取得された噴射器圧力、同温度、燃焼室圧を図 17 に重ねて示す。本試験は、約 40 s 間の燃焼作動を計画していたが、タンク内の推進薬の枯渇によって 23.3 s に非常停止されたものである。前述の試験同様の周波数、振幅の燃焼圧力振動が発生しているが、供給ラインの圧力と温度は概ね正常と認められる。試験条件は平均燃焼圧力 2.7 MPa、混合比 3.8、 C^* 効率は 91.2 % であった。図 18 に全ての燃焼試験が終了した後の噴射器噴射面の様子を示す。本噴射器は起動停止回数 9 回、トータル 50 s の燃焼試験に供した結果、噴射面には加熱や煤の付着に伴う変色はあるものの、変形および焼損は確認されず健全と判断

表3 供試体 Model B による実験の条件と主な結果

Test Number		B-1	B-2	B-3	B-4	B-5	B-6	B-7	B-8	B-9
Combustion Chamber		water-cooling	water-cooling	water-cooling	water-cooling	water-cooling	water-cooling	water-cooling	water-cooling	SFRP
Chamber Characteristic Length	L^* , m	1	1	1	1	1	1	1.24	1.24	1
N_2O Injection Temperature	T_{inj} , C	-60	-65	-72	-77	-80	-81	-79	-77	-84
Mixture Ratio	MR	3.2	4.1	4.2	3.5	5.1	5.5	5.0	4.9	3.8
Combustion Chamber Pressure	P_c , MPa	1.45	1.41	2.69	2.49	2.77	1.67	2.77	1.61	2.70
Burning Duration	t_b , s	1	1	1	3	5	10	3	3	23.3
Propellant Mass Flow Rate	\dot{m}_p , kg/s	0.155	0.160	0.287	0.271	0.290	0.175	0.287	0.171	0.273
Characteristic Exhaust Velocity ⁽¹⁾	C^* , m/s	1333	1260	1344	1324	1369	1374	1385	1350	1421
C^* Efficiency	η_{c^*}	0.880	0.804	0.854	0.859	0.872	0.883	0.881	0.861	0.912

(1) Experimental results

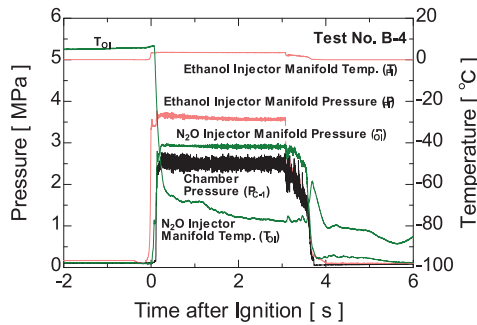


図15 燃焼室圧力と推進剤噴射マニホールドの条件 (試験 No. B-4)

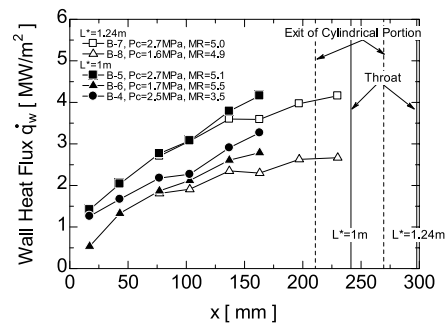


図16 燃焼器壁面熱流束の軸方向分布 (Model B)

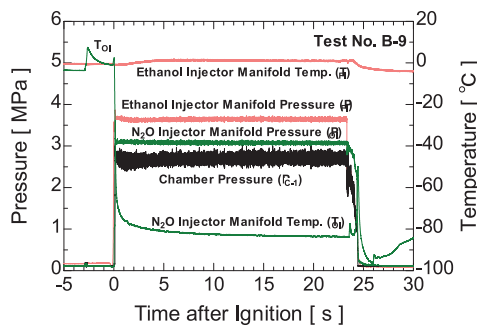


図17 燃焼圧力と推進剤噴射条件 (試験 No. B-9)

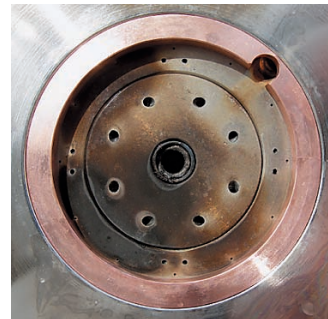


図18 全試験終了後の噴射面の外観 (Model B)

できるものであった。ただし、点火器のノズル出口部（インコネル製）が溶損しているため、その周辺は局所的に熱環境の厳しい領域があったと考えられる。

図19に、燃焼試験終了後に測定したSFRP燃焼器の位相毎の炭化層深さの軸方向分布を示す。位相はノズル出口側から見て頂点を基点として時計回りに計った。炭化層は図16に示した水冷燃焼器の熱流束分布に対応するように噴射面からノズルスロートへ向かって深くなっている。ただし、45°、225°、315°の3位相については噴射面から50 mm未満の距離ではほぼ最大値に近い深さまで到達している。これらの3位相はフィルム冷却孔が無い場合高温の燃焼ガスあるいは N_2O の高温の熱分解ガスに直接曝されたものと推察される。しかしながら流れ場が軸対象であれば同じ環境であるはずの135°位相についてはそれ以外の噴射器エレメント配置位相と同じ炭化層深さの分布になっている。そこで、燃焼試験前に水流し試験で得られた2点衝突型噴射エレメントによって形成されるファンの傾きのスケッチを図20に、また燃焼終了後のノズルスロート面投影形状を図21に示す。 N_2O 噴射によって形成されるファンの傾きを見ると、135°を中心とする90°～180°の位相区間だけ N_2O が貫入し難くなっていることが分かる。またスロート位置は、燃焼器円筒部で炭化層が特に深かった45°および225°位相の周辺は最大約0.2 mmの深さ焼失していたが、それ以外は炭化層の膨張によって直径で50～140 μm ほど縮小していた。以上のことより、ファンの傾きを決める噴射孔の加工精度は燃焼器内部の燃焼ガスの分布に顕著な影響を与えること分かる。

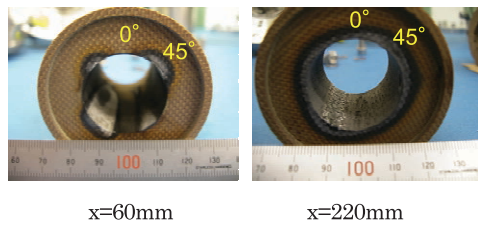


図 19 SFRP 燃焼器母材の炭化層深さの軸方向分布 (試験 No. B-9)

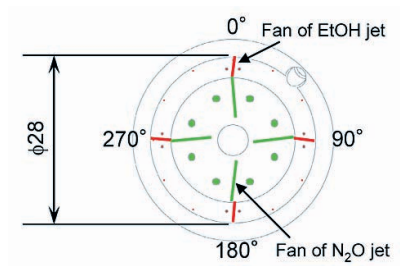
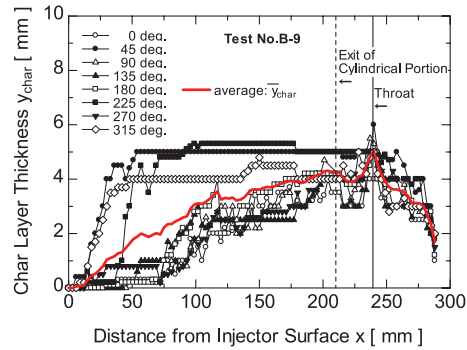


図 20 2点同種衝突噴射によって形成されるファン形状の噴射面投影像のスケッチ (水流し試験)

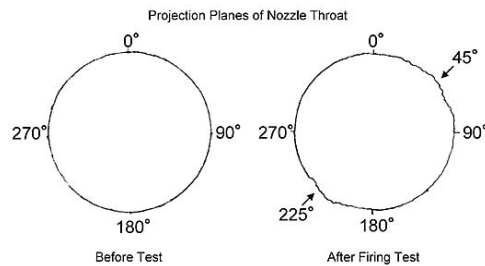


図 21 燃焼試験前後の SFRP 燃焼器ノズルスロート面投影像 (試験 No. B-9)

4. 考 察

4.1. 燃焼性能と噴射器の設計基準について

まず、軸方向熱流束分布に基づいて燃焼性能を相対的に比較してみる。壁面熱流束 \dot{q}_w は、円筒型燃焼器の内部流が乱流と考えられるので、大まかにはその質量流束 G_c の 0.8 乗に比例する [8]。

$$\dot{q}_w \propto G_c^{0.8} (T_{aw} - T_{wg}), \quad G_c = \dot{m}_p / A_c = P_c / [C^* (A_c / A_t)] \quad (4-1)$$

T_{aw} は断熱壁温度、 T_{wg} は燃焼器内壁の表面温度、 A_c は燃焼室円筒部断面積である。燃焼ガスの物性がほぼ同じと仮定すれば、完全に混合燃焼が完了した一様流について概ね次の関係が成り立つ。

$$\frac{\dot{q}_w}{G_c^{0.8} (T_f - T_{wg})} \approx Const. \quad (4-2)$$

分母の断熱火炎温度 T_f に完全燃焼を仮定した計算値を代入して壁温度 T_{wg} を適当に仮定すれば、分子に計測値を代入して評価した値の軸方向分布によって、軸方向の混合燃焼の進行具合を読み取ることができるであろう。そこで壁面熱流束から混合燃焼の進行の度合いを相対比較するため、(4-2) 式の左辺の計算値を噴射面からの軸方向距離に対してプロットしたものを図 22 に示す。横軸の軸方向距離は噴射面からノズルスロート位置までの距離で定義される燃焼器長さで規格化されている。またここでは T_{wg} に 300 K を仮定した。この図は、 C^* 効率が低い試験ケースほど混合燃焼の進行度を示す縦軸の値が大きくなる。そして本実験研究の条件の範囲では、大きく 3 つのグループに分かれている。

- ・常温 N_2O を使った混合燃焼が速やかで C^* 効率が低いケース : ○, □
- ・低温 N_2O を使って混合比が大きく C^* 効率が低いケース : ■
- ・低温 N_2O を使って C^* 効率が低いケース : ●, ○, □, ●, ■, ▲

影響するパラメータを調べた結果、図 23 に示す通り酸化剤と燃料の噴射速度比 u_{oi}/u_{fi} と C^* 効率に相関があることがわかった。ここで、両方の噴射速度は次の式から算定された。 C_d は推進剤噴射孔の流量係数、 ΔP は噴射器マニホールド内圧と燃焼室圧の差圧 (噴射差圧)、 ρ は噴射器内の推進剤密度である。

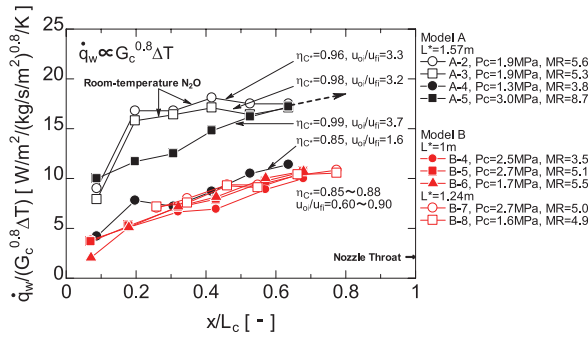


図22 単位質量流束あたり壁面熱流束の軸方向分布の比較

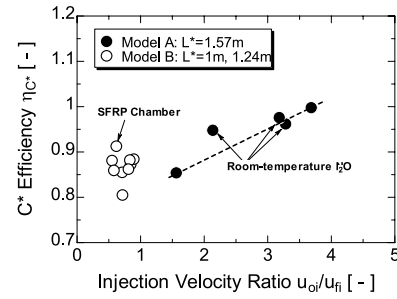


図23 C* 効率と噴射速度比の関係

$$u = \frac{\dot{m}}{\rho A} = C_d \sqrt{\frac{2\Delta P}{\rho}} \quad (4-3)$$

常温 N_2O : $C_d \approx 0.5$, 噴射密度 $\rho_{oi} \approx 0.85 \times 10^3 [kg/m^3]$

低温 N_2O : $C_d \approx 0.7$, 噴射密度 $\rho_{oi} \approx 1.2 \times 10^3 [kg/m^3]$

エタノール : $C_d \approx 0.7$, 噴射密度 $\rho_{fi} \approx 0.79 \times 10^3 [kg/m^3]$

常温 N_2O を用いた試験 No. A-1 ~ A-3 では、 N_2O 噴射器内の液温 T_{fi} が $10^\circ C$ 前後で飽和蒸気圧が燃焼室圧の2倍以上の約 4 MPa となっているため、 N_2O が噴射孔内で気化して等価的に流路抵抗が大きくなったため C_d 値が小さくなったと考えられる。また同種衝突型噴射器の場合、 u_{oi}/u_{fi} が大きくなれば酸化剤と燃料の流れ同士のせん断力が大きくなるため混合は速やかになると推察される。このことは、より気化し易い N_2O の流速を大きくすることでさらに混合が促進される可能性を示していると考えられる。室温の N_2O を用いた場合に混合がより速やかなのは、噴射孔内で気化を開始するため噴射速度が速いためと言える。ここでは、 C^* 効率が常温 N_2O で 95 %、低温 N_2O で 90 % となる $u_{oi}/u_{fi} \geq 2.2$ の範囲を本試験の成果に基づいて定める暫定的な推奨設計範囲とみて以下の議論を進める。

さて、次式で表される噴射器 1 エlement あたりの燃焼器の断面寸法を表す等価燃焼器直径 D_e は、噴射器設計において燃焼器寸法との関係から燃焼性能を決定する重要なパラメータである。

$$D_e = D_c / \sqrt{N} \quad (4-4)$$

D_e の値は、Model A については 12.6 mm、Model B の場合は 14 mm となっており、噴射速度比が支配パラメータとなる同軸型噴射器の性能評価法[9]をそのまま当てはめると、Model A の方がやや高めの性能を示すはずである。 L^* が 1.5 倍以上、Element 数が多い上にフィルム冷却もしていない Model A の燃焼性能 (C^* 効率) が、噴射速度比 1.6 以下で比較すると Model B を用いた場合の性能に等しいことから、本研究の条件の範囲では L^* とフィルム冷却の有無が C^* 効率に及ぼす影響は小さい。以上のことから、本推進系は L^* が 1 m 以上あれば他の影響パラメータの最適化、例えば噴射器 Element 数や噴射速度比の向上によって性能を向上できる可能性がありそうである。また、 N_2O は温度が約 $500^\circ C$ 以上になると発熱しながら自己分解して、化学平衡計算[10]によれば断熱条件で約 1900 K の窒素/酸素の混合ガスを発生する。そうすると周囲のエタノールは分解熱で気化して反応するであろう。本試験の混合比の範囲 (3.5 ~ 8.7) では、推進剤が完全混合燃焼した場合の断熱火炎温度がおおよそ 3000 K (2800 ~ 3100 K) となるため、燃焼室内で N_2O の分解が概ね完了していると仮定すれば、常識的な設計の噴射器と燃焼器の場合、混合が不十分でも C^* 効率はおおよそ 80 % 以上になる特性が予見できる。

$$\eta_{c^*} \approx \sqrt{1900/3000} = 0.8 \quad (4-5)$$

さらに推進剤微粒化の観点からは、Dickerson は、噴射剤にロウを用いた実験の結果、2点同種衝突型噴射器 Element から噴射された推進剤の衝突後の質量平均粒径 (mass median particle diameter) が次式の通り噴射孔径 D_i と噴射速度 u_i に依存することを示している[11]。

$$\bar{D} \propto D_i^{0.57} / u_i^{0.85} \quad (4-6)$$

燃焼促進の観点からはなるべく細かく微粒化した方が有利であるから、噴射孔径は小さく、噴射速度は大きい方が良い。右辺の値を D_i [μm], u_i [m/s] の単位で評価すると、Model A については N_2O が $1.5 \sim 3.1$ [$\mu\text{m}^{0.57}(\text{m/s})^{-0.85}$], エタノールが $3.2 \sim 4.2$ [$\mu\text{m}^{0.57}(\text{m/s})^{-0.85}$], 一方 Model B については N_2O が $3.6 \sim 6.3$ [$\mu\text{m}^{0.57}(\text{m/s})^{-0.85}$], エタノールが $1.5 \sim 2.9$ [$\mu\text{m}^{0.57}(\text{m/s})^{-0.85}$] の範囲にある。燃焼性能向上の観点からは、流量が多く気化し易い N_2O の影響が大きいとの推察から、 C^* 効率と上記相関の右辺の値の関係をプロットしたのが図 24 である。 C^* 効率 95% 以上を目標にすると、 $D_{oi}^{0.57}/u_{oi}^{0.85} \geq 2$ が設計範囲になることが読み取れる。

$$D_{oi}^{0.57} / u_{oi}^{0.85} \geq 2, \quad \eta_{C^*} \geq 0.95 \quad (4-7)$$

以上のことから、Model A については、噴射孔径を小さくしてエタノール噴射差圧を増大させて作動安定性を向上させつつ微粒化の促進を図るのが良く、Model B については、同じ理由で逆に N_2O の噴射孔径を小さくするのが良い。

図 25 に各実験の噴射差圧の作動点と燃焼の安定 - 不安定の結果を示す。Model A を用いた試験では、 N_2O 噴射差圧が十分に大きい場合に燃焼が安定する条件は燃料側噴射差圧で次の通りであった。

$$\Delta P_{fi} \geq 0.05 P_c \quad (4-8)$$

Model B を用いた試験は、全条件で明らかな N_2O 噴射差圧不足のため燃焼振動が発生した。以上の考察の結果、本研究における限られた実験条件の範囲で、燃焼を安定化させながら高い性能を達成できる噴射器の設計条件をまとめると次のようになる。

常温 N_2O : $\eta_{C^*} \geq 0.95$ … 貯蔵性液体推進系

低温 N_2O : $\eta_{C^*} \geq 0.90$ … 密度比推力重視の推進系

燃料側噴射差圧:

$$\frac{\Delta P_{fi}}{P_c} \geq 0.05$$

噴射差圧比:

$$\frac{\Delta P_{oi}}{\Delta P_{fi}} \geq \left(2.2 \frac{C_{dfi} \rho_{oi}}{C_{doi} \rho_{fi}} \right)^2 \leftarrow \frac{u_{oi}}{u_{fi}} \geq 2.2 \quad (4-9)$$

酸化剤噴射ポート径:

$$D_{oi} \leq \left[2 \left(C_{doi} \sqrt{\frac{2\Delta P_{oi}}{\rho_{oi}}} \right)^{0.85} \right]^{\frac{1}{0.57}} \leftarrow \frac{D_{oi}^{0.57}}{u_{oi}^{0.85}} \geq 2, \quad D_{oi} [\mu\text{m}], \quad u_{oi} [\text{m/s}] \quad (4-10)$$

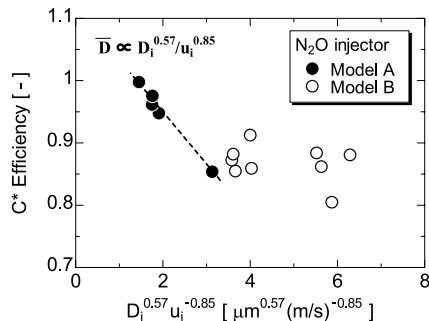


図 24 C^* 効率と噴霧粒径比例量の関係

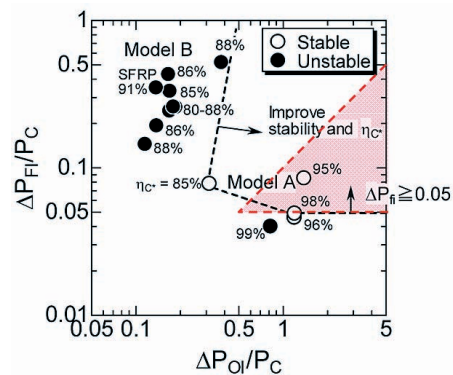


図 25 噴射差圧で整理したと安定燃焼領域

2点同種衝突型噴射器のエLEMENT数：

$$N = \frac{\dot{m}_o}{2\dot{m}_{oi}} = \left(\frac{MR}{MR+1} \right) \frac{P_c}{2\eta_{c^*} C^* C_{doi} \sqrt{2\rho_{oi} \Delta P_{oi}}} \left(\frac{D_i}{D_{oi}} \right)^2 \quad (4-11)$$

図25にこの範囲を赤塗りの領域で示した．さらに広いエンジン作動範囲で適用可能な確かな設計基準を確立するためには，さらに多くの実験データの蓄積が必要である．

4.2. 燃焼器への耐熱複合材料適用の可能性

試験No. B-9の燃焼時間23sの試験において，SFRP燃焼器はほとんど焼失損耗しなかったため，その炭化の進行状態から耐熱設計上必要な情報を読み取ることにする．

燃焼試験後測定された炭化層の深さ y_c およびほぼ同じ燃焼条件で水冷燃焼器を用いて行った試験（No. B-4）で取得された燃焼器壁面熱流束 q_w からSFRP単位体積あたりの炭化に必要な入熱量を水冷燃焼器に置き換えた換算値として求める．そして，SFRP材を別の燃焼条件で使用した場合の炭化層深さの進行を予測するための基礎データとするとともに，本実験研究で直接測定できなかった燃焼器スロート位置の熱流束レベルを見積もる．

試験No. B-4で得られた熱流束データを，燃焼室圧力，混合比の違いによる影響を考慮の上，次式を用いて補正した．式中の添え字B-4，B-9は試験記号を示す．表4にそれぞれの試験において燃焼器壁面熱流束に影響を与える変数をまとめた．

表4 燃焼器壁面熱流束の換算に影響するパラメータ

Test No.	MR [-]	Pc [MPa]	C* [m/s]	Tf [K]
B-4	3.51	2.49	1324	2796
B-9	3.79	2.70	1421	2911

MR, Pc, C* : 実験結果, Tf : 断熱火炎温度計算値

$$(\dot{q}_w)_{B-9} = \frac{\left[G_c^{0.8} (T_f - T_{gw}) \right]_{B-9}}{\left[G_c^{0.8} (T_f - T_{gw}) \right]_{B-4}} (\dot{q}_w)_{B-4} = 1.055 (\dot{q}_w)_{B-4} \quad (4-12)$$

燃焼中の熱流束測定範囲における局所総入熱量を Q_w ，炭化部の体積を V_{char} とすると，単位体積あたりの等価な炭化所要入熱量は，エロージョンが開始していないことを前提として，炭化層深さの周方向平均値 \bar{y}_{char} を用いると以下のように示すことが出来る．

$$\frac{Q_w}{V_{char}} = \frac{D_c}{\bar{y}_{char} (\bar{y}_{char} + D_c)} \dot{q}_w t_b \quad (4-13)$$

図26に，この評価の結果を(4-12)式で補正された熱流束 \dot{q}_w および炭化層深さの周方向平均値 \bar{y}_{char} に重ねて示す．噴射器に近い側は，水冷燃焼器を用いて測定された入熱量に対して炭化層が薄いため値が大きい．噴射面から100mm以上では，値が18.5 GJ/m³と一定になる．

$$\frac{Q_w}{V_{char}} = 18.5 \text{ [GJ/m}^3\text{]}$$

今後，SFRPの炭化層厚さの時間変化を大まかに見積もる指標として，水冷燃焼器を用いて測定された熱流束の軸方向分布と本値を使う．熱流束が最も高いノズルスロート部の炭化層深さは5.0 ± 0.7 mm (99%信頼確率)であったので，ノズルスロート部における水冷燃焼器換算の壁面熱流束を評価すると，4.6 ~ 6.5 MW/m²と見積もれる．耐熱高温材料であるSiC/SiC-CMC燃焼器を用いる場合，同壁面熱流束で6 MW/m²までの耐熱性を確認している[12]ので，燃焼条件や噴射器の設計を調整することにより応用できる可能性がある．SiC/SiC-CMC製の燃焼器は他の用途で開発中のもの[13]を用いる．特筆すべき利点は，金属に比べて耐熱温度が上昇することによる推進性能の向上，耐酸化性に優れ繊維強化されているためロバストであること，軽量で熱伝導率が低いためカットオフ後のヒートソークバック量が少ないことなどである．一方，SFRP材の板厚を設定する場合は，さらに深い熱分解層（変色層）の深さが基準になる．本燃焼試験で測定された熱分解層の深さは炭化層のおおよそ1.6倍程度であった．

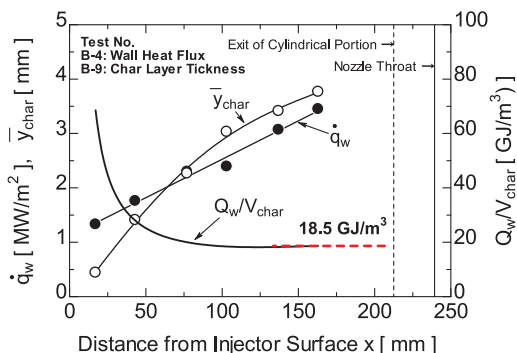


図26 SFRP 単位体積あたり炭化所要熱量 Q_w/V_{char} 水冷燃焼器の熱流束に換算された値

以上の考察では、唯一の試験結果に基づいてエンジン設計上有用な情報を引き出すための評価方法を示した。しかしながら提示した値について十分な確度は期待できないため、さらに実証実験を行ってデータの蓄積に努めたい。

5. ま と め

小規模の技術実証に特化した Model A および本格的規模のエンジンを設計するための要素試験用として製作した Model B の2種類の供試体を用いて燃焼試験を行った結果、 N_2O /エタノール推進系の特性に関して以下の知見と成果を得た。

- ・ 常温 N_2O が供給配管内における圧力降下により沸騰する可能性がある場合は、起動をスムーズに行うため低温液体推進剤の場合と同様に供給ラインの予冷が必要となる。
- ・ エタノールの噴射差圧あるいは N_2O の噴射差圧がそれぞれ燃焼室圧力の 5%、40% を下回る範囲で低周波不安定燃焼が発生した。特に Model B においては、 N_2O の噴射差圧不足により全燃焼試験で発生した。
- ・ 本研究の条件範囲における特性排気速度効率、小規模の技術実証試験に特化した供試体では 85 ~ 99% の範囲、本格的規模のエンジン設計のための基本データを取得するための要素試験供試体については 80 ~ 91% の範囲であった。
- ・ 水冷燃焼器による壁面熱流束の軸方向分布データから推進剤の噴射条件、燃焼条件が内部流に与える影響の一端を明らかにすることが出来た。常温の N_2O を酸化剤に用いた場合は混合燃焼の進行が有意に速やかであることが分かった。
- ・ 2点同種衝突型噴射器を用いた今回の実験研究の条件範囲では、噴射面母材温度は 100°C 未満であったため、低廉なステンレス製のものを適用できることが分かった。
- ・ 総燃料流量の 30% をフィルム冷却剤とする要素試験用サブスケール噴射器を用いた実験により、SFRP 製燃焼器は燃焼時間約 23 s までほとんど損耗しないことが確認され、限られた条件の範囲ながらそのシステム適合性を確認することができた。
- ・ C^* 効率は、 N_2O 噴射速度をエタノール噴射速度に対して相対的に増やすことにより向上する傾向がある。
- ・ N_2O /エタノール系推進剤における 2点同種衝突型噴射器の設計基準について、推進剤の噴射条件と微粒化の相関を使って整理できる可能性を示した。
- ・ ノズルスロート部の熱流束を間接的に評価した結果、現在、他の研究で開発中の SiC/SiC-CMC 燃焼器を適用できる可能性を示すことができた。

謝 辞

本研究の遂行に当たっては、機構内外を問わず多くの方々にご協力を頂いた。あきる野実験施設、能代多目的実験場における実験の実施にあたっては、宇宙科学研究本部技術開発部推進系技術開発グループの安田誠一氏、試験技術開発グループの徳永好志氏、能代多目的実験場の三浦秀夫氏、平川栄子氏、あきる野実験施設の藤原靖史氏に現場実務を中心にご支援いただいた。重要なエンジン構成要素である点火器については、技術開発部推進系技術開発グループの橋本保成氏、宇宙航行システム研究系の成尾芳博氏に技術的なご指導を頂いた。また、計画策定の段階においては、宇宙科学研究本部宇宙航行システム研究系の川口淳一郎教授、(株)アイ・エイチ・アイ・エアロスペース基盤技術部の池田博英氏、飯原重保氏をはじめとする先輩方からの貴重な助言が重要であった。さらに亜酸化窒素の供給については昭和電工(株)の茶園茂広氏、

また点火器噴射孔の高精度せん孔においては(株)化繊ノズル製作所の赤木信夫氏, さらに供試体製作の一部については(株)ゴーチャイルドの中田征子氏のご協力が不可欠であった。ここに特記して感謝の意を表します。

参 考 文 献

- [1] 徳留真一郎, 羽生宏人, 山本高行, 里吉貴史, 西中村健一, 川口淳一郎: 多目的 $N_2O/Ethanol$ 推進系について: 宇宙輸送シンポジウム (平成 14 年度): 宇宙科学研究所, 相模原: pp. 13-16, (2003).
- [2] Tokudome, S., Yagishita, T., Habu, H., Shimada, T., and Daimo, Y. "Experimental Study of an $N_2O/Ethanol$ Propulsion System," 43 rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Cincinnati, Ohio, 8-11 July, AIAA-2007-5464, (2007).
- [3] 徳留真一郎, 羽生宏人, 川口淳一郎, 大塚浩仁, 山本高行: 空気吸込みエンジン FTB システムの提案: 宇宙科学シンポジウム (第 5 回): JAXA 宇宙科学研究本部, 相模原: pp.400-403, (2005).
- [4] Humble, R. W., Lewis, D., Bissell, W., and Sackeim, R., "Liquid Rocket Propulsion Systems," *Space Propulsion Analysis and Design*, edited by R. W. Humble, G. N. Henry, and W. J. Larson, Space Technology Series, McGraw-Hill Inc., 1995, pp. 179-294.
- [5] Huzel, D. K., and Huang, D. H., "Design of Thrust Chambers and Other Combustion Devices," *Modern Engineering for Design of Liquid Propellant Rocket Engines*, Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, Washington, DC, 1992, pp. 67-134.
- [6] "Liquid Rocket Engine Injectors," NASA Space Vehicle Design Criteria (Chemical Propulsion), NASA SP-8089, March 1976.
- [7] Tokudome, S., Yagishita, T., Suzuki, N., Tokunaga, Y., Shida, M., Arakawa, S., and Yasuda, S.: Small Test Equipment for Development Studies of Liquid Rocket Engines: Proceedings of Asian Joint Conference on Propulsion and Power 2005, The Kitakyushu International Conference Center, January 27-29, AJCPP 2005-22004, 2005.
- [8] Bartz, D. R., "Survey of Relationships between Theory and Experiment for Convective Heat Transfer in Rocket Combustion Gases," *Advances in Rocket Propulsion*, edited by S. S. Penner, AGARD, Technivision Services, Manchester, England, 1968, pp. 291-381.
- [9] Yatsuyanagi, N., Gomi, H., Sakamoto, H., Niino, M., Kumakawa, A., and Sasaki, M., "An Empirical Expression for C^* Efficiency of LO 2/LH 2 Rocket Combustor with Coaxial Injectors," Proceedings of The Thirteenth International Symposium on Space Technology and Science, Printed and distributed by AGNE publishing, Inc., Tokyo, 1982, pp. 295-300.
- [10] Gordon, S., and McBride, B. J., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions, Rocket Performance, Incident and Reflected Shocks, and Chapman-Jouguet Detnations," NASA SP-273, 1971.
- [11] Dickerson, R. A., "Like and Unlike Impinging Injection Element Droplet Sizes," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 6, No. 11, November 1969, pp. 1306-1308.
- [12] 徳留真一郎, 成尾芳博, 志田真樹, 松田奈緒己, 中村武志: 再使用 LOX/LH 2 推進系の統合化へ向けた GH 2/GO 2-RCS の実用化研究 (その 2): 宇宙輸送シンポジウム (平成 17 年度): JAXA 宇宙科学研究本部, 相模原: pp. 141-144, (2006).
- [13] Wang, W. W., "Liquid Propulsion," *Aerospace America*, December 2006, pp. 66-67.