

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

水冷スクラムジェット燃焼器の自発着火燃焼試験

村上 淳郎, 工藤 賢司, 平岩 徹夫,
鎮西 信夫, 荻田 丈士

2005年3月

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

水冷スクラムジェット燃焼器の自発着火燃焼試験^{*1}

村上淳郎^{*2} 工藤賢司^{*2} 平岩徹夫^{*3} 鎮西信夫^{*2} 荻田丈士^{*2}

Autoignited Combustion Performance in a Water-Cooled Scramjet Combustor

Atsuo Murakami, Kenji Kudo, Tetsuo Hiraiwa, Nobuo Chinzei, Takeshi Kanda

ABSTRACT

A water-cooled scramjet combustor was tested to study the effects of pressure, combustor length, fuel-injection style, and wall temperature on autoignited combustion performance. The tests were conducted with an inflow Mach number of 2.5; total pressure of air of 1, 1.5, and 2 MPa; and total temperature of air from 1200 to 2600 K. High-enthalpy air was produced using a vitiation heater. The combustion condition was detected by a temperature increase in the combustor, which was related to a local combustion condition. When hydrogen fuel was supplied transversely to the combustor wall downstream of the backward-facing step, the autoignited combustion performance degraded with increasing airflow pressure at a low total temperature of the vitiated air. The ignition region was around the second explosion limit. The presence of H₂O in the air further retarded ignition under the high-pressure condition. In high-temperature conditions, the combustion performance improved with increasing pressure. With a long combustor with a downstream extension, the autoignited combustion limit of the air temperature became lower. A long separation region was presumed to exist downstream of the transverse fuel jet. Under such conditions, the potential for autoignited combustion could be improved. This effect of the extension of the combustor length decreased with increasing pressure. Parallel fuel injection from the step base showed a low autoignition tendency. In the parallel injection, autoignition would initiate at the base of the step, where the pressure was low and the size of the base was small. In the water-cooled combustor, the autoignited combustion limit of air temperature was higher than that in the uncooled combustor. This fact suggested that an ignition source existed near the wall, for example, in the separation region.

Key words : combustor, scramjet, ignition, pressure, wall temperature

概 要

水冷スクラムジェット燃焼器の自発着火燃焼性能を、空気総圧、空気総温、燃焼器長さ、壁温そして燃料噴射型式をパラメータとして調べた。水冷スクラムジェット燃焼器には、マッハ数 2.5、空気総圧 1.0, 1.5, 2.0 MPa、空気総温 1200~2600 K の高温模擬空気が流入する。高温模擬空気は水冷式の高温模擬空気発生装置 (VAG) で生成した。水冷スクラムジェット燃焼器は、超音速ノズルを有する水冷スクラムジェット燃焼器試験装置に直結した。燃焼状態は燃焼器内の温度上昇により調べた。燃料垂直噴射時の自発着火性能は、空気総圧が増加すると着火限界空気総温が高くなる傾向にあった。この条件は第 2 限界付近であった。空気中の H₂O の存在は、高い空気総圧のときに更に着火を遅らせた。空気総温が高い状態では、圧力の上昇によって自発着火性能は改善された。燃焼器が長くなったときの自発着火性能は、垂直噴射では向上した。しかしその度合いは、空気総圧が高くなるほど小さくなった。平行噴射では、自発着火性能は低かった。水冷スクラムジェット燃焼器の着火限界空気総温は、無冷却スクラムジェット燃焼器より高かった。これより着火源は、剥離領域等の燃焼器壁面付近に存在すると考えられた。

記 号

A : 主流空気流路断面積

a : 噴射燃料流路断面積

^{*1} 平成 17 年 3 月 8 日受付 (received 8 March, 2005)

^{*2} 総合技術研究本部 複合推進研究グループ (Combined Propulsion Research Group, Institute of Space Technology and Aeronautics)

^{*3} 総合技術研究本部 事業推進部 プロジェクト研究協力室 (Project Research Coordination Office, Program Management and Integration Department, Institute of Space Technology and Aeronautics)

D : 燃料噴射孔の直径
 H_{MD} : 噴射燃料のマッハディスクの高さ
 M : マッハ数
 \dot{m} : 流量
 P : 静圧
 P_{ta} : 空気総圧
 $P_{ta_{min}}$: 着火限界空気総圧
 P_w : 壁圧
 q : 動圧
 R : ガス常数
 T : 静温
 T_{ta} : 空気総温
 $T_{ta_{min}}$: 着火限界空気総温
 V : 速度
 x : ステップから下流方向の座標
 y : 燃焼器中心から鉛直上方向の座標
 z : 燃焼器中心の紙面から手前方向の座標

γ : 比熱比
 ΔT : 温度上昇
 η_c : 燃焼効率
 ρ : 密度
 τ : 混合気の燃焼器内滞留時間
 ϕ : 当量比
 ϕ_{min} : 着火限界当量比

添字

D : ステップ面
 f : 噴射燃料
 ig : 着火
 $no-ex$: 一定流路断面積の燃焼器
 ex : 拡大部を有する燃焼器
 r : 滞留
 st : 量論混合気
 U : ステップ上流位置
 ∞ : 主流空気

1. まえがき

極超音速で作動するスクラムジェットエンジンは、大気中の酸素を酸化剤として利用するため比推力が高く、スペースプレーンのエンジンとして有望である。現在このスクラムジェットおよびデュアルモード燃焼器の試験が行われている¹⁻³⁾。多くの試験は、手軽に数多くの燃焼実験を行うことができる無冷却スクラムジェット燃焼器を用いて行われてきた⁴⁻⁸⁾。しかし無冷却スクラムジェット燃焼器の燃焼器壁面温度は燃焼の経過とともに上昇し、それが自発着火性能に影響を与える^{7,9)}。また燃焼試験後の燃焼器の外気による冷却に時間がかかり、試験間隔は長くなる。更に燃焼器壁への最大熱流束の制約から、燃焼器に流入する空気の総温および総圧の最大値も制限される。このため燃焼器壁面温度を一定にして長秒時の広い作動範囲の燃焼実験を可能にする、水冷スクラムジェット燃焼器を製作した。

水冷スクラムジェット燃焼器の空気総圧は、無冷却スクラムジェット燃焼器よりも高い値に設定することができ、自発着火燃焼における圧力の効果を調べることができる。燃焼器壁面温度の自発着火に与える影響は、水冷スクラムジェット燃焼器と無冷却スクラムジェット燃焼器の着火性能を比較することにより調べることができる。また水冷スクラムジェット燃焼器では、空気総圧を高くして燃焼器出口圧力を高く設定でき、剥離を押さえることができることから、燃焼器を長くしたときの自発着火性能の比較も行うことができる。今回製作した水冷スクラムジェット燃焼器を用いて、これらの効果について検討を行った。それぞれの試験

時には、二つの燃料噴射形態（垂直噴射と平行噴射）の効果についても調べた。

2. 実験装置および測定方法

2. 1 水冷スクラムジェット燃焼器

図1、2に、水冷スクラムジェット燃焼器試験装置および水冷スクラムジェット燃焼器を示す。水冷スクラムジェット燃焼器は、水冷スクラムジェット燃焼器試験装置の超音速ノズル部下流に分離部を介して接続され、水冷スクラムジェット燃焼器試験装置と直結した形になる。水冷スクラムジェット燃焼器試験装置の高温模擬空気発生器(VAG)は、常温の空気、酸素ガス、水素ガスを燃焼させて高エンタルピーの高温模擬空気を生成する（付録参照）。VAGで生成される高温模擬空気の酸素割合、総圧、総温は、それぞれ $21 \pm 1\%$ 、 $(1.0, 1.5, 2.0 \text{ MPa}) \pm 0.05 \text{ MPa}$ 、 $(1200 \sim 2600 \text{ K}) \pm 50 \text{ K}$ とした。水素と酸素の反応により生じた高温模擬空気（以下空気）中の水は、1200 Kで $12 \pm 1\%$ 、2000 Kで $26 \pm 1\%$ 、2400 Kで $35 \pm 1\%$ となる。

VAGで生成された空気は超音速ノズルでマッハ数2.5に加速され、分離部（長さ220 mm）を通過して燃焼器に流入する。燃焼器に流入する空気が、総圧2 MPa、総温1800 K、マッハ数2.5のときは、飛行マッハ数6に相当する。空気の流路断面は、燃焼器両側壁に設置された後向きステップまでは $32 \text{ mm} \times 147.3 \text{ mm}$ であるが、後向きステップを通過すると $38.4 \text{ mm} \times 147.3 \text{ mm}$ になり、この一定流路断面積のまま96 mmにわたって続く。分離部は、燃焼器内で発生した衝撃波が超音速ノズルまで達しないように設置された。x軸を主流方

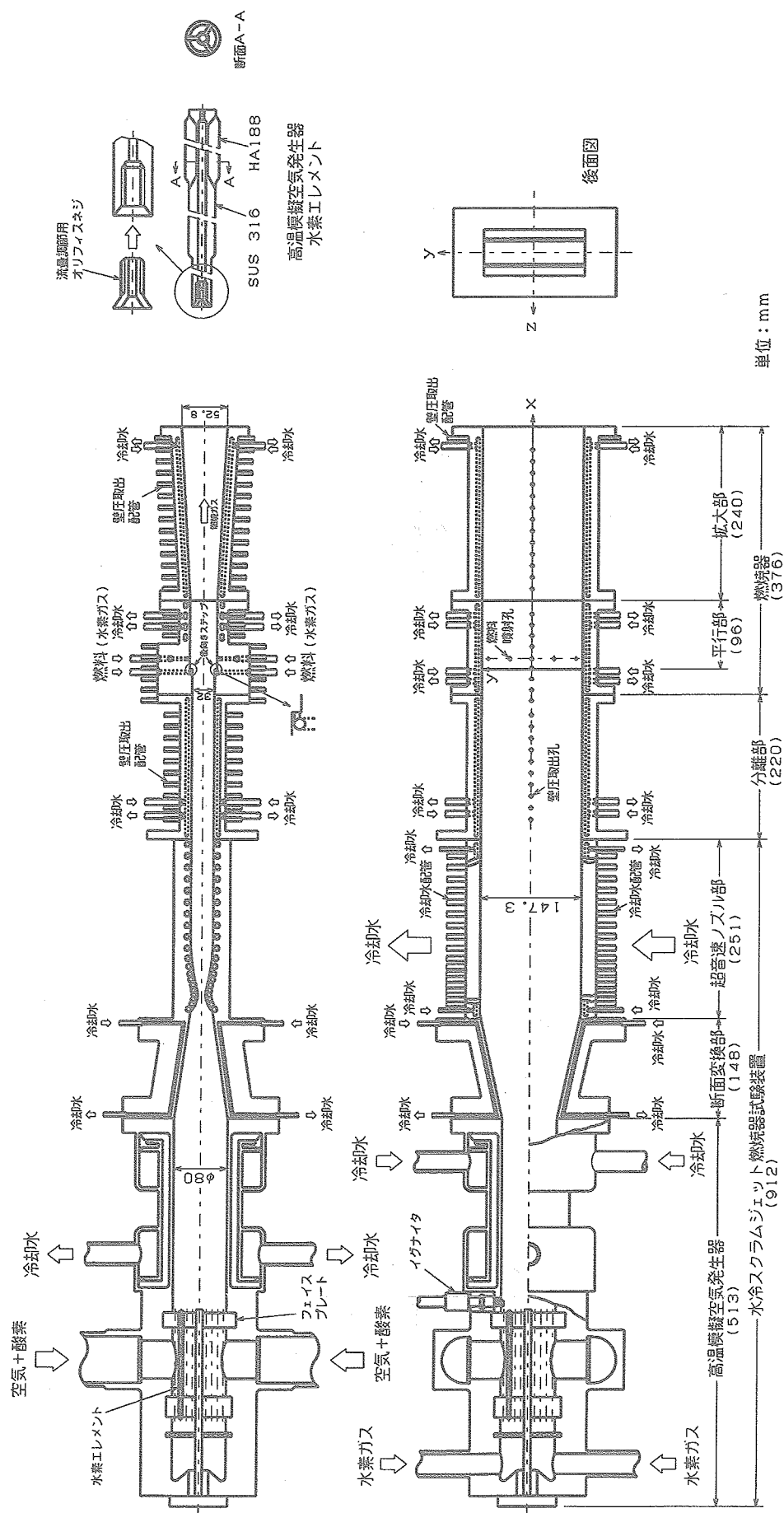


図1 水冷スクラムジェット燃焼器試験装置
および水冷スクラムジェット燃焼器

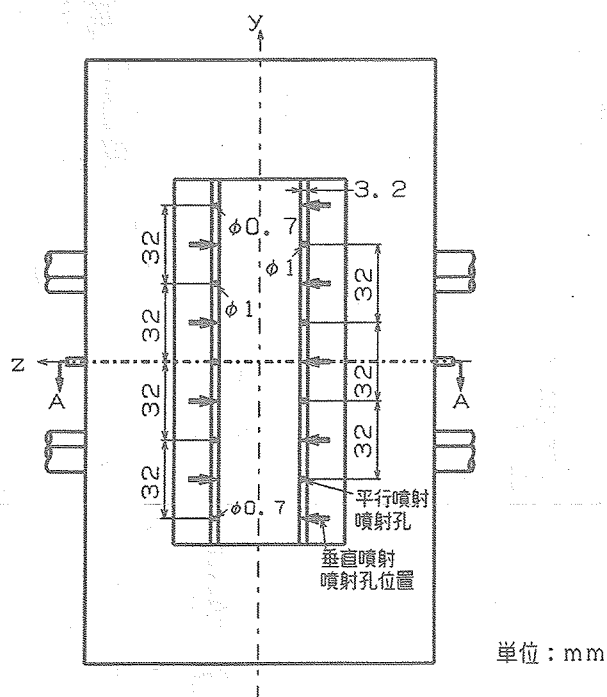
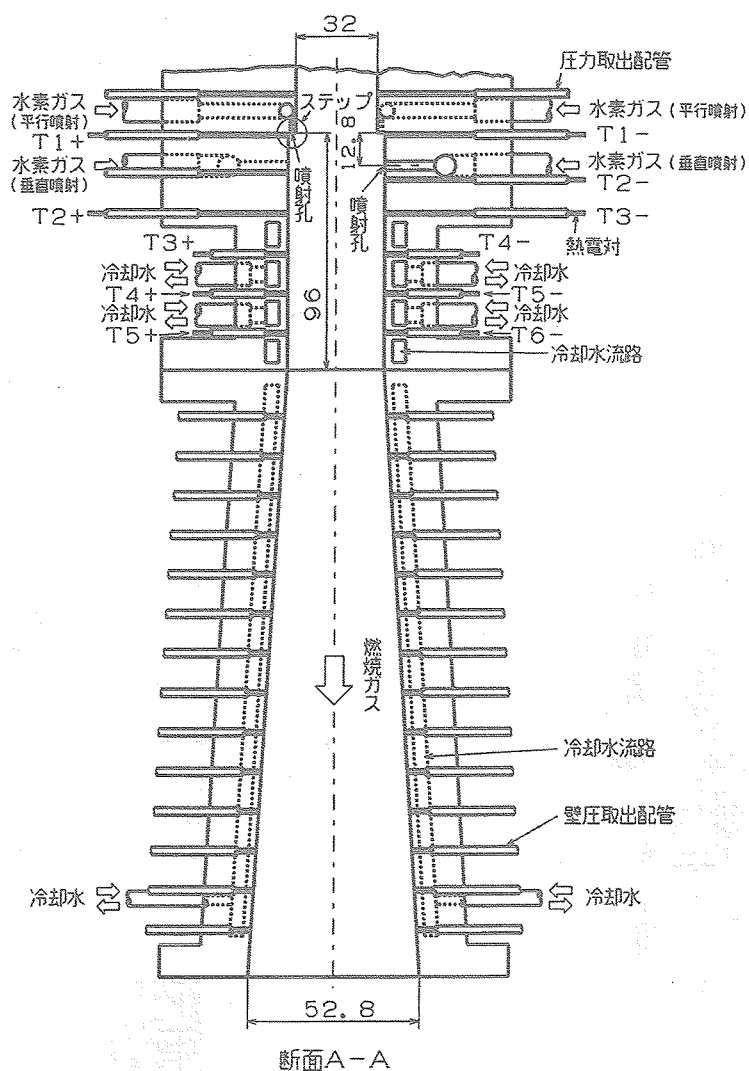


図2 水冷スクラムジェット燃焼器

向に、y 軸を x 軸に垂直の上方向に、z 軸はこれらの軸に垂直に紙面から手前方向にとり、座標原点はステップ位置の燃焼器断面中心にした。

高さ 3.2 mm の両側壁の後向きステップは、保安のために設けられた。このステップ高さは文献 10 の基準寸法による。燃料噴射は、両側壁の後向きステップ面から空気の流れ（主流）方向に平行に噴射される“平行噴射”と、ステップ下流 12.8mm の位置の両側壁から主流に垂直に噴射される“垂直噴射”の二通りで行われた。

平行噴射の噴射孔の配置は、空気と水素燃料の混合が良くなるように、一方の面の噴射孔位置が他方の面の噴射孔間に相当する位置にしてある（図 2）。このため燃料噴射孔の数は燃焼器出口面から見た場合、右側ステップ面で 4 個、左側ステップ面で 5 個となる。左側ステップ面の上端と下端の噴射孔径は 0.7 mm で、この二つの噴射孔断面積の合計は他の噴射孔径 1 mm の断面積にほぼ等しい。このため両ステップ面それぞれの噴射孔断面積の合計はほぼ等しい。

両側壁の垂直噴射孔の y 方向の位置は、対向壁面に位置するステップ面平行噴射孔の y 座標位置と等しい。-z に位置する噴射面の噴射孔数は 5 個、+z に位置する噴射面の噴射孔数は 4 個である。そして平行噴射と同様、-z の面の上端と下端の噴射孔径は 2.8 mm で、この二つの噴射孔断面積の合計は他の噴射孔径 4 mm の断面積にほぼ等しく、両噴射面の噴射孔断面積の合計はほぼ等しい。燃料噴射孔間の y 方向ピッチは平行噴射、垂直噴射とも 32 mm である。燃焼器長さによる着火性能の違いを調べるために、一定流路断面積の燃焼器 (x=96mm) 下流に拡大部を有する燃焼器（長さ 240 mm、開き角 3.4°）を接続した燃焼実験も行った。このときの燃焼器出口形状は、52.8 mm×147.3 mm である。図 1、2 に拡大部を取り付けた状態を示す。

燃料は常温の水素ガスで、音速で噴射される。水素燃料噴射は高温模擬空気の生成が安定する VAG 作動 2.5 秒後に開始され、7 秒間噴射された。水冷スクラムジェット燃焼器は無酸素銅製の内壁とステンレス鋼製の外壁から成り、内壁と外壁の間の冷却水溝を 1.6 MPa の圧力で供給された冷却水が循環する形で通過する。この装置は 30 秒間の燃焼実験を行えるように設計されている。水冷スクラムジェット燃焼器試験装置の詳細は付録に示す。

燃焼器側壁から主流に垂直に噴射された燃料の貫通高さを、Cohen ら¹¹⁾は次式で与えた。

$$\frac{H_{MD}}{D} = 1.05 \left(\frac{q_f}{q_\infty} \right)^{0.5} \quad (1)$$

また噴射燃料の動圧は以下になる。

$$\begin{aligned} q_f &= \frac{1}{2} \rho_f V_f^2 \\ &= \frac{1}{2} \left(\frac{\dot{m}_f}{a} \right) V_f \\ &= \frac{1}{2} \left(\phi \frac{\dot{m}_{st}}{a} \right) M_f \sqrt{\gamma_f R_f T_f} \end{aligned} \quad (2)$$

上式より、燃料の動圧は当量比 ϕ に比例することがわかる。燃料と空気の動圧比は次式で与えられる。

$$\begin{aligned} \frac{q_f}{q_\infty} &= \frac{\left(\phi \frac{\dot{m}_{st}}{a} \right) M_f \sqrt{\gamma_f R_f T_f}}{\left(\frac{\dot{m}_\infty}{A} \right) M_\infty \sqrt{\gamma_\infty R_\infty T_\infty}} \\ &= \phi \frac{\dot{m}_{st}}{\dot{m}_\infty} \frac{A}{a} \frac{M_f}{M_\infty} \sqrt{\frac{\gamma_f R_f T_f}{\gamma_\infty R_\infty T_\infty}} \end{aligned} \quad (3)$$

当量比が同じであれば、空気総温が異なっても垂直噴射燃料の貫通高さは、ほぼ当量比に比例することがわかる。

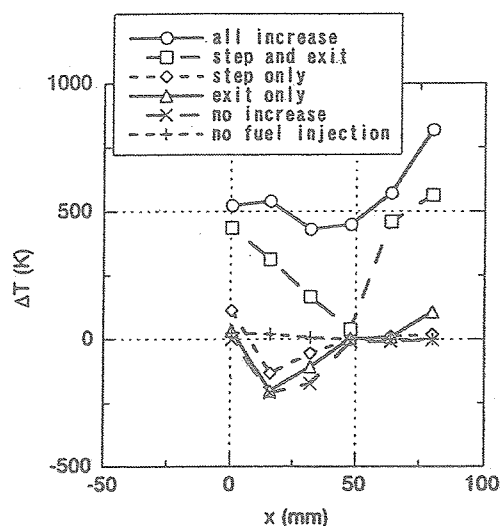
壁面状態の影響を調べるために、無冷却スクラムジェット燃焼器の試験の結果⁷⁾と比較を行った。水冷スクラムジェット燃焼器の、例えば平行部出口から 4mm 上流位置 (x=92mm) での、燃焼器内壁面から 4mm の位置の温度は 300K だった。無冷却スクラムジェット燃焼器のときは 600K だった。無冷却スクラムジェット燃焼器は水で冷却されないため、ノズルスロートでの最大熱流束が作動の制約となる。また出口での剥離も問題となる。このため燃焼器に流入する空気の総圧は 1MPa とした。無冷却スクラムジェット燃焼器の燃焼器入口の境界層厚さは 10 mm であった^{4,7)}。水冷スクラムジェット燃焼器と接続される水冷スクラムジェット燃焼器試験装置の超音速ノズルの長さは、無冷却スクラムジェット燃焼器と接続される空気加熱装置⁶⁾のノズル長さの 43% である（付録参照）。このため、水冷スクラムジェット燃焼器入口の境界層厚さは 10 mm に対して 7.7 mm 付近に見積もられた。しかし付録 A4.2 で求めた主流マッハ数と、無冷却スクラムジェット燃焼器入口のマッハ数に大きな違いがなかったことから、水冷スクラムジェット燃焼器と無冷却スクラムジェット燃焼器の境界層厚さの違いに対して、燃焼器入り口の流れ場に大きな違いはないと考えた。

2. 2 測定

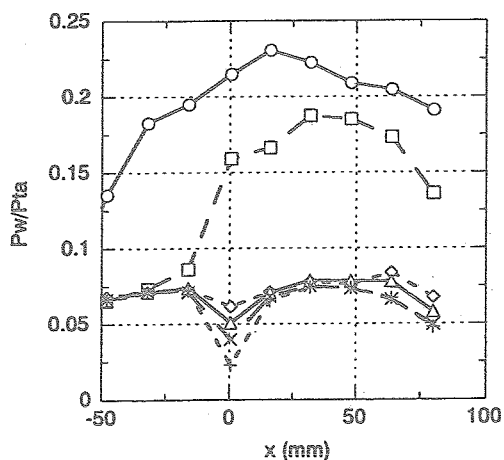
水冷スクラムジェット燃焼器内の燃焼状態は、燃焼器のそれぞれの位置での圧力と温度の測定で調べられた。燃焼器側壁の $y = 0$ mm のセンターライン上に壁圧取出孔を設けて、50 ms の時間間隔でスキニバルブによる圧力測定を行った。スキニバルブの測定誤差は、無次元の壁圧値（壁圧／気流総圧）に対して ± 0.004 だった。また壁圧取出配管に熱電対を挿入し、熱電対先端位置が燃焼器内壁面と同一となるように設置して、温度を測定した。熱電対は、外径 0.5mm の接地式シース型アルメル-クロメル熱電対であり、電流に変換された熱電対の指示値は、アンプで増幅されてパーソナルコンピュータに取り込まれた。図 2 に水冷スクラムジェット燃焼器の熱電対取付位置を示す(T1-~T6-、T1+~T5+)。温度は、燃料噴射 1 秒後にほぼ一定値になった。燃料噴射直前と噴射 1.4 秒後の熱電対温度差が 100 K 以上を自発着火と判定した。更に熱電対が挿入されている壁圧取出配管から試料ガスを採取してガスクロマトグラフィー(Micro-GC CP2002)によりガス分析を行い、ガス組成の変化と温度上昇との関係調べた。試料ガス採取装置は 2 つの真空容器から成り、1 つの真空容器は採取配管の掃気用に、もう 1 つは試料ガスのサンプリングに用いた。試料ガスは、7 秒間の燃料噴射の、噴射開始 5.8 秒後から 1.2 秒間、真空容器に採取された。分析したガス組成と温度上昇の関係から、燃焼状態を以下の 5 つに分類した。

- ：燃焼器全域（ステップから出口まで）で温度上昇が確認される場合。
- ：ステップ付近と出口付近で温度上昇が確認される場合。
- ◇：ステップ付近のみで温度上昇が確認される場合。
- △：出口付近のみで温度上昇が確認される場合。
- ×：燃焼器全域で温度上昇が確認されない場合。

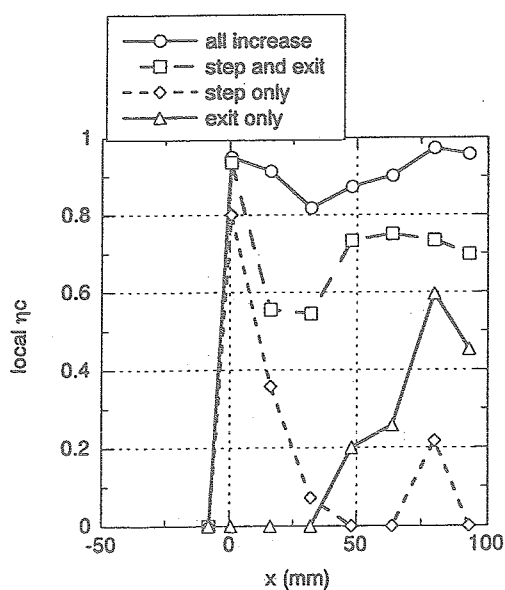
図 3 に、図 1、2 に示される燃焼器の、拡大部が付かない状態での、垂直噴射の上記分類の代表的な温度上昇、壁圧、局所燃焼効率の変化を示す。壁圧は、気流総圧で無次元化されている。○のステップから燃焼器出口までの領域で温度上昇 ΔT が見られる場合は、壁圧、燃焼効率も高く、壁圧の上昇はステップ位置から上流に遡っている。□の場合は、 ΔT は $x = 48$ mm で低くなっているが、その後高くなっている。壁圧、燃焼効率も高い値を示している。◇および△の場合は、ステップ下流領域あるいは燃焼器出口付近で、温度上昇がない×の場合より高い ΔT が見られる。燃焼効率も ΔT に対応して、◇はステップ下流領域で、△は燃



(a) 壁面温度

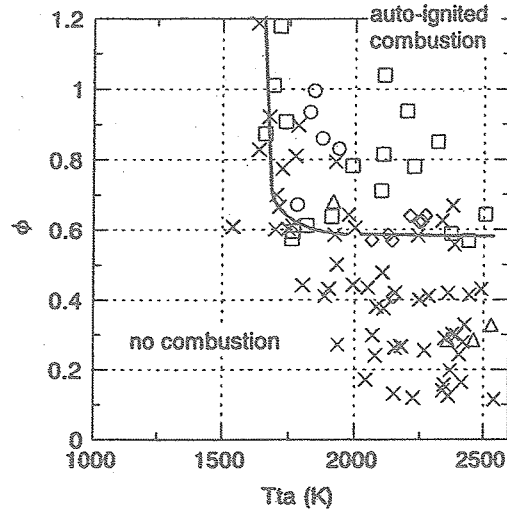


(b) 壁圧

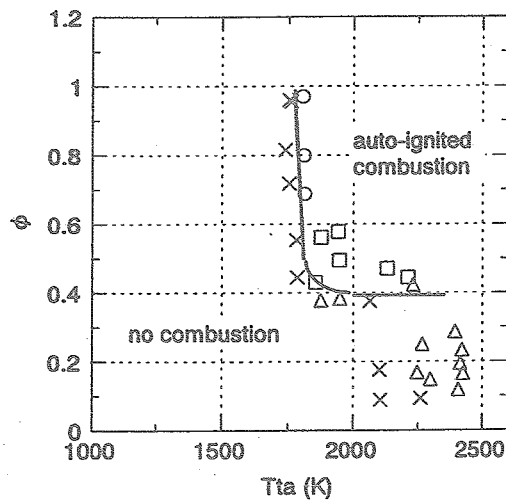


(c) 燃焼効率

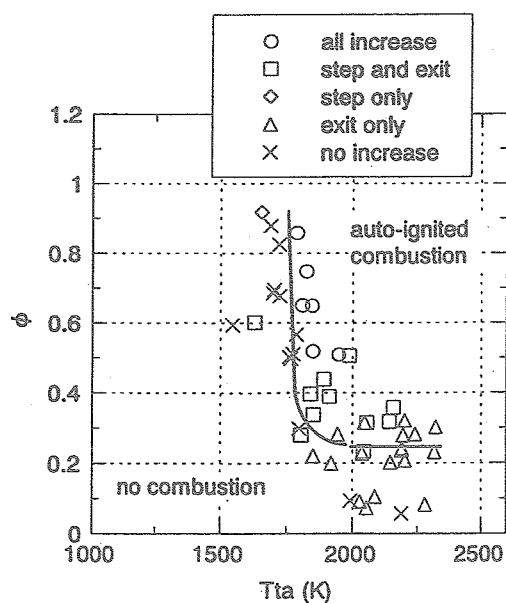
図 3 垂直噴射の壁面温度、壁圧、燃焼効率の変化



(a) Pta = 1 MPa



(b) Pta = 1.5 MPa



(c) Pta = 2 MPa

図4 垂直噴射の自発着火範囲 (Pta = 1, 1.5, 2 MPa)

燃焼器出口付近で高い値を示している。ステップ下流領域で◇、△、×の ΔT がマイナスになっているのは、常温の噴射燃料により冷却されたためである。これより温度上昇が認められるところは燃焼効率も高いことがわかる。本検討では、ガス分析を行ってサンプリング成分から燃焼状態を調べる代わりに、温度上昇から燃焼状態を分類した。

垂直噴射では、○と□は自発着火燃焼が達成されたものと判定し、自発着火燃焼の境界線は、(○、□)と(◇、△、×)の間で引いた。平行噴射では、○、□、◇は確認されなかった。このため平行噴射の自発着火燃焼の境界線は、△と×の間で引いた。

3. 実験結果及び考察

3. 1 自発着火性能

3. 1. 1 垂直噴射

図4に水冷スクラムジェット燃焼器の、空気総圧 Pta = 1.0、1.5、2.0 MPa のときの垂直噴射の自発着火燃焼の結果を、空気総温 Tta と当量比 ϕ に対して示す。実験は、拡大部無し燃焼器を用いて行った。図より(○、□)の自発着火は、Pta = 1.0 MPa では Tta = 1700 K、 $\phi = 0.6$ に、Pta = 1.5 MPa では Tta = 1800 K、 $\phi = 0.4$ に、Pta = 2.0 MPa では Tta = 1800 K、 $\phi = 0.25$ にほぼ到達したときに生じている。垂直噴射では、このときの Tta と ϕ を、着火限界空気総温 Tta_{min} および着火限界当量比 ϕ_{min} とする。この結果を表1と2に示す。図の Tta_{min} は、Pta の増加に対して増加していく傾向にあり、 ϕ_{min} は減少していく。Pta の増加に対して Tta_{min} が増加していくことから、本実験での着火条件は第2限界付近にあると考えられる。

表1 垂直噴射での Tta_{min} (K)

Pta (MPa)	1	1.5	2.0
一定流路断面積の燃焼器	1700	1800	1800
拡大部を有する燃焼器	1300	1500	1600

表2 垂直噴射での ϕ_{min}

Pta (MPa)	1	1.5	2.0
一定流路断面積の燃焼器	0.60	0.40	0.25
拡大部を有する燃焼器	0.50	0.30	0.20

図5(a)、(b)に燃料噴射直前と直後の、燃焼状態になる前のステップ下流領域の流れ場の概略図を示す。燃料噴射直後の図5(b)の状態では、ステップ下流領域に大きな再循環領域ができています。このときの再循環領域内には噴射燃料が混入して、滞留時間の長い可燃混

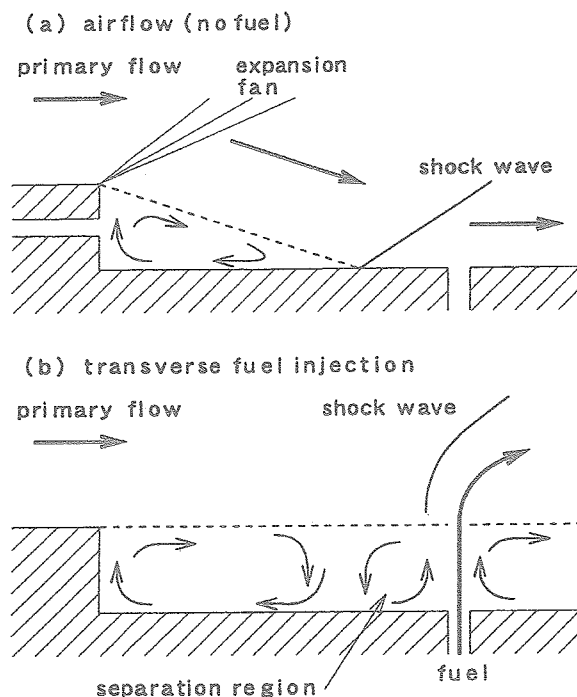


図5 垂直噴射の燃料噴射直前、直後のステップ下流の流れ状態

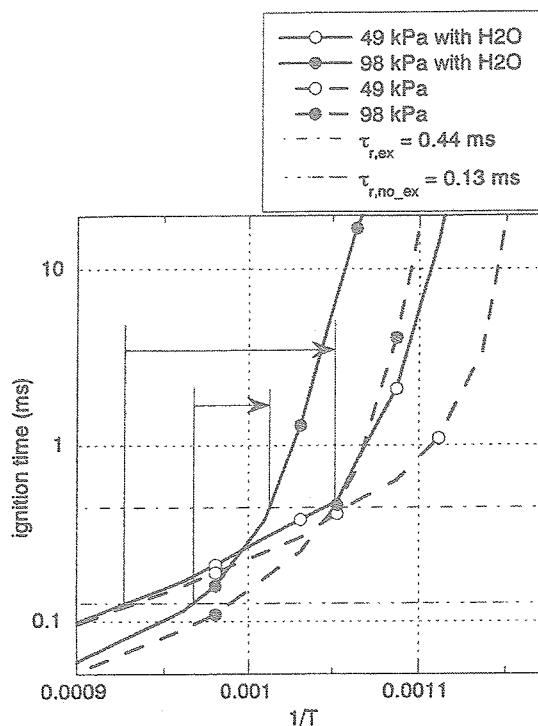


図6 可燃混合気の着火時間

($\phi=1$, $P=49 \text{ kPa}$ ($P_{ta}=1 \text{ MPa}$),
 $P=98 \text{ kPa}$ ($P_{ta}=2 \text{ MPa}$))

合気が存在している。着火は、このステップ - 燃料ジェット間で生じると考えられる。Huber らも、噴射燃料上流の剥離領域が自発着火領域になることを示唆し

ている⁹⁾。 ϕ が小さい場合は、ステップ下流の流れ場は、図5(a)に近い状態であると思われる。このときは、ステップ下流の再循環領域と噴射燃料上流の再循環領域は分離されており、噴射燃料はステップ下流の再循環領域に達しない。また噴射燃料上流の再循環領域内で着火が生じても、ステップ下流の可燃混合気が存在する大きな再循環領域と噴射燃料上流の再循環領域が結びついた図5(b)に近い状態にならないと燃焼状態に移行しないと考えられる。 ϕ_{min} 以上の場合は図5(b)に近い状態と思われる。

図6に、LSENS¹²⁾を使用した、量論混合気 20 種 60 反応の、Rogers と Schexnayder の方法¹³⁾で計算した着火時間を示す。図の横軸の T は可燃混合気の温度である。計算は、主流空気の静圧が 49kPa ($P_{ta}=1\text{MPa}$) と 98kPa ($P_{ta}=2\text{MPa}$) について、 H_2O が存在する場合と存在しない場合の二通りで行った。自発着火するステップ下流の ϕ は、壁圧測定孔からガス採取・ガス分析したガスの成分に基づく 1~4 であった。計算では $\phi=1$ とした。着火時間は、可燃混合気平衡温度の 5% 増加に至る時間で定義される¹³⁾。 H_2O が存在する Vitiated Air 中の酸素、 H_2O 、水素、窒素、アルゴンの初期成分は 0.148、0.067、0.295、0.484、0.006 であり、 H_2O が存在しない空気では、酸素、 H_2O 、水素、窒素、アルゴンの初期成分は 0.148、0、0.295、0.551、0.006 であった。計算での可燃混合気の温度は、噴射燃料が常温であるため表1の Vitiated Air の総温より低く設定した。計算における量論混合気の温度は、空気総温よりも約 300K 低くなる。計算での温度範囲は、実際の混合気の温度範囲に相当すると考えた。

図では H_2O を含む空気 (Vitated Air) の方が、 H_2O を含まない空気より着火時間は長くなっている。Vitated Air 中の H_2O の存在が、3 体衝突反応： $\text{H} + \text{O}_2 + \text{H}_2\text{O} \rightarrow \text{HO}_2 + \text{H}_2\text{O}$ により、着火時間を更に遅くしている^{13,14)}。図より混合気温度が約 1000K 以下の場合、圧力が高い方が着火時間は長いことがわかる。しかし 1000K 以上の場合、逆に圧力が高い方が着火時間は短い。

上述した図6の計算結果を、図4の実験結果に適用してみる。図4の T_{tmin} のときの混合気温度が約 1000K 以下であれば、 P_{ta} の増加に対して混合気の着火時間は長くなっていく。これより P_{ta} の増加に対して、同じ混合気温度では不着火に至ると考えられる。したがって P_{ta} の増加に対して T_{tmin} は高温側に移動し、着火範囲は狭くなっていく。

ϕ が ϕ_{min} より低い場合のステップ下流の流れ状態は、図5(b)と図5(a)の中間の流れ状態になる。この状態では再循環領域は小さくなり、可燃混合気の滞留時間が短くなると考えられる。しかし混合気温度が高い条件で

は、 P_{ta} が増加していくと可燃混合気の着火時間は短くなり、着火に至ると考えられる。

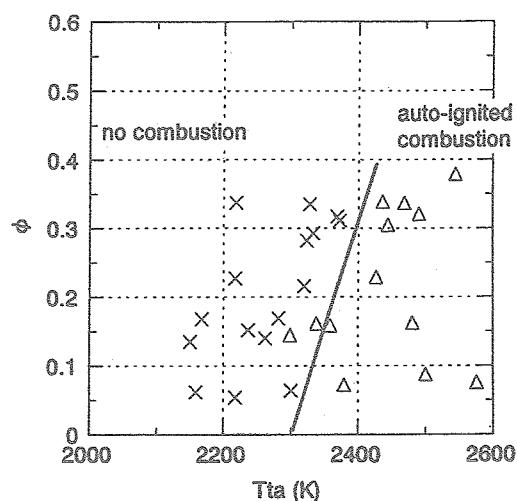
3. 1. 2 平行噴射

図 7 に、拡大部無し燃焼器での $P_{ta}=1, 1.5, 2.0\text{MPa}$ のときの平行噴射の自発着火燃焼の結果を、図 4 の垂直噴射の場合と同様に示す。平行噴射の噴射孔径は小さいので、設備の供給能力から最大当量比は 0.4 となった。○、□、◇、△、×の定義は、垂直噴射の場合と同じである。しかし平行噴射の自発着火特性は垂直噴射の場合と明らかに異なり、○、□、◇の燃焼形態が存在していない。さらに温度上昇が低いため、△の着火判定を垂直噴射の 100K に対して 70K とした。図より自発着火は ϕ よりも空気総温に依存し、 ϕ の増加にしたがって $T_{t_{min}}$ は高温側に移動している。しかし空気総圧が 1 MPa から 1.5 MPa、2 MPa へと増加すると、 $T_{t_{min}}$ は低い温度に移行していく。

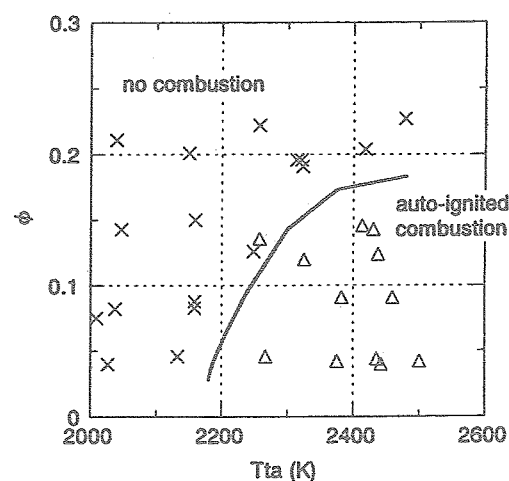
燃焼器内の可燃混合気の反応時間は、約 50kPa の静圧と約 1000K の静温のときに図 6 より約 0.5ms と見積もられた。また空気の燃焼器入口の流れ速度は 1000m/s である。この速度で可燃混合気が燃焼器を通過した場合に、0.5ms の反応時間の間に約 0.5m 進む。これは燃焼器の長さ ($x=96\text{mm}$) と同程度である。着火には、可燃混合気の燃焼器内滞留時間の長い方が有利となる。したがってステップベース面が、着火には適した場所と考えられる。

図 8 に、平行噴射のステップ下流領域の流れ場の概略図を示す。燃料がステップ面から主流と平行に噴射されるため、垂直噴射と比較して燃料と空気の干渉が弱く、強い衝撃波および可燃混合気は生成されにくい。また常温で噴射された燃料のため可燃混合気は冷却される。この傾向は噴射燃料流量が増加するほど大きくなる。したがって図 7 に示されるように ϕ が増加していくと着火範囲は狭くなっていき、 $T_{t_{min}}$ は高温側に移っていく。平行噴射の再循環領域は図 5 (b) の垂直噴射の場合と比べて小さいので、可燃混合気の燃焼器内での滞留時間は短く、着火が起こるとすれば燃焼器出口付近になる。実際に平行噴射の着火は△のみ観測される。

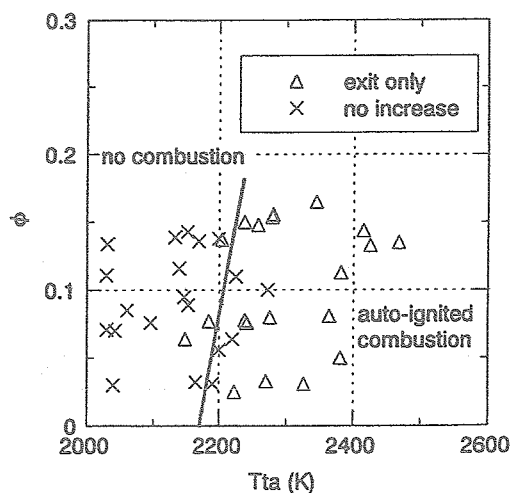
平行噴射では、 ϕ が小さな値のときでも△の着火状態になる。しかし垂直噴射では図 4 に示されるように、 ϕ が小さな値のときに△の着火状態にならない場合がある。垂直噴射では、 ϕ が小さいときは気流のみの状態 (図 5 (a)) とほぼ同じであり、ステップ下流の再循環領域と噴射燃料上流の再循環領域が切り離されている。このとき噴射燃料上流の再循環領域は、平行噴射のステップ下流の再循環領域と比べても小さい。これ



(a) $P_{ta} = 1\text{ MPa}$



(b) $P_{ta} = 1.5\text{ MPa}$



(c) $P_{ta} = 2\text{ MPa}$

図 7 平行噴射の自発着火範囲
($P_{ta} = 1, 1.5, 2\text{ MPa}$)

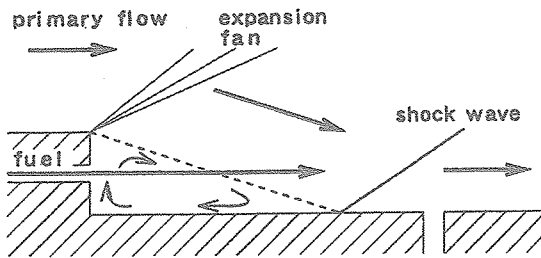
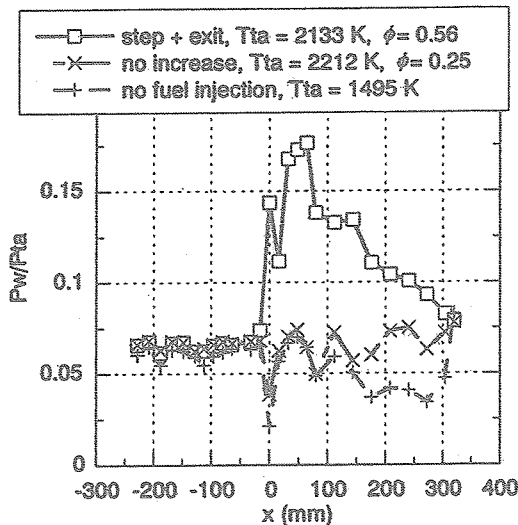


図8 平行噴射のステップ下流の流れ状態

図9 拡大部を有する燃焼器の垂直噴射での壁圧変化
($P_{ta} = 1 \text{ MPa}$)

が△の着火状態の有無につながると考えられる。

また図7では P_{ta} が増加すると $T_{t\min}$ は低温側に移動している。これは3.1.1節で述べたように、混合気の温度が高い場合は、 P_{ta} が増加すると着火時間が短くなり、低い $T_{t\min}$ でも着火に至ると考えられる。

3.2 燃焼器長さによる着火性能の比較

燃焼器長さの影響を見るために、図1、2に示す拡大部(拡大部を有する燃焼器)を取付けて実験を行った。図9に、拡大部を有する燃焼器の $P_{ta}=1\text{MPa}$ のときの垂直噴射での壁圧変化を示す。□、×、+の記号は2.2節で定義した着火判定のもの、および燃料噴射がない場合のものである。+の燃料噴射がない場合の壁圧は燃焼器出口で急に大気圧に上昇しており、出口付近で気流は剥離している。この場合、剥離は燃焼器出口付近のみに留まっており、拡大部上流の燃焼器内での自発着火に影響していない。

図10に、拡大部を有する燃焼器と拡大部無し燃焼器の自発着火性能を、垂直噴射について示す。ここで

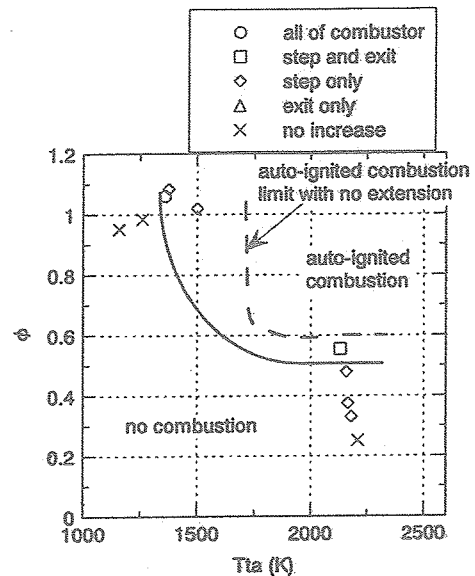
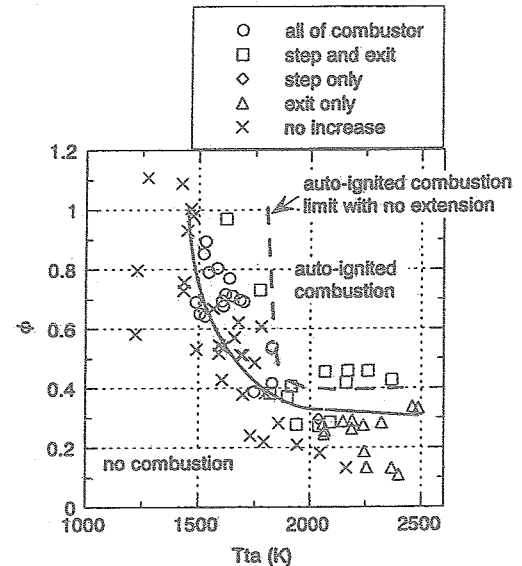
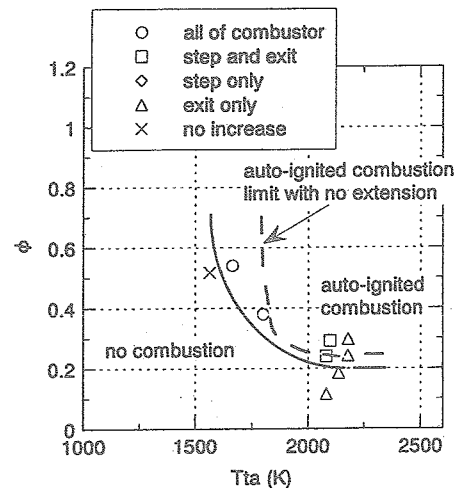
(a) $P_{ta} = 1 \text{ MPa}$ (b) $P_{ta} = 1.5 \text{ MPa}$ (c) $P_{ta} = 2 \text{ MPa}$

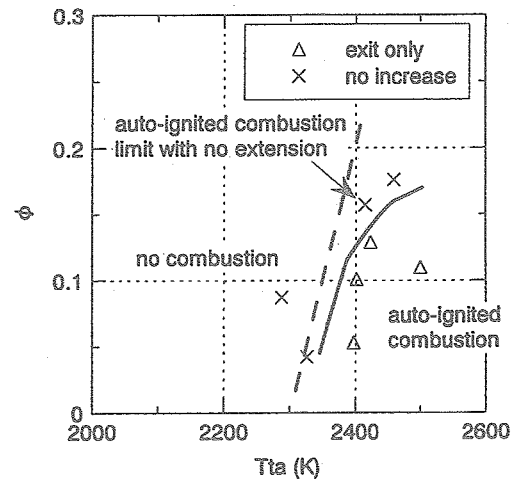
図10 垂直噴射の燃焼器長さによる自発着火範囲の違い

温度を測定する熱電対が取り付けられていたのは拡大部側壁ではなく、図2の燃焼器平行部($x=96\text{mm}$)の側壁であり、拡大部を有する燃焼器の着火判定はこの熱電対で行われた。図より P_{ta} の違いにかかわらず、拡大部を有する燃焼器の方が拡大部無し燃焼器より広い着火領域になっている。この着火範囲の、 $T_{t\min}$ の低い総温側への移動および ϕ_{\min} の低い当量比側への移動は、以下のように考えられる。

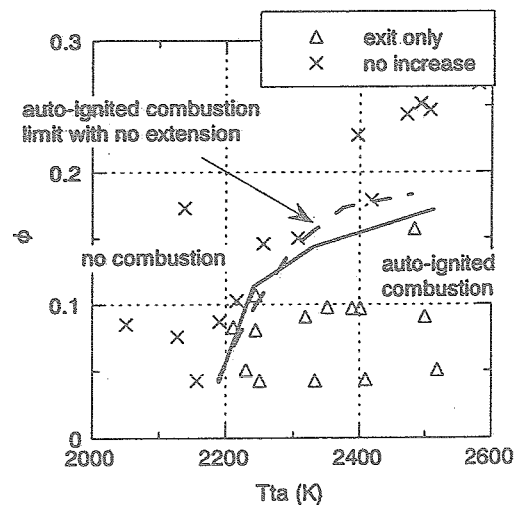
可燃混合気の燃焼器内での滞留時間は、拡大部を付けることにより増す。これより長い着火時間および短い滞留時間が補われる。垂直噴射では、噴射燃料の影響のため、噴射位置下流領域で流れが境界層に沿って剥離していることが考えられる。したがって拡大部内で着火した燃焼反応は、この剥離領域を遡って燃焼器平行部の熱電対が設置してある燃焼器側壁に到達し、図10に示すように着火範囲が広がったと考えられる。

拡大部無し燃焼器に対しての拡大部を有する燃焼器の着火範囲の広がり、 $P_{ta}=1.0\text{MPa}$ で $T_{t\min}$ は 400K 、 ϕ_{\min} は 0.1 、 $P_{ta}=1.5\text{MPa}$ では $T_{t\min}$ は 300K 、 ϕ_{\min} は 0.1 、 $P_{ta}=2.0\text{MPa}$ では $T_{t\min}$ は 200K 、 ϕ_{\min} は 0.05 移動する。これを表1と2に示す。これより P_{ta} が増加するほど $T_{t\min}$ および ϕ_{\min} の移動量は少なくなっているのがわかる。図6に、空気の静圧が 49kPa と 98kPa のときの着火時間 ($\tau_{t,\text{no-ex}}$ および $\tau_{t,\text{ex}}$) を示す。拡大部無し燃焼器での可燃混合気の燃焼器内滞留時間 $\tau_{t,\text{no-ex}}$ は 0.13ms であり、拡大部を有する燃焼器の滞留時間 $\tau_{t,\text{ex}}$ は 0.44ms であった。この $\tau_{t,\text{no-ex}}$ および $\tau_{t,\text{ex}}$ は、燃料噴射位置から燃焼器出口まで剥離領域が延びていると仮定して、ステップから燃焼器出口位置までの距離と音速から求めた。量論混合気の分子量および温度は、 19.7g/mol 、 1600K とした。図より、拡大部無し燃焼器から拡大部を有する燃焼器となったときの、着火時間と滞留時間が等しくなる混合気の温度の変化は、 49kPa では 1080K から 950K へ、 98kPa では 1030K から 990K になっている。これより圧力の高い方が温度の変化量が少なく、変化後の温度も依然として高い。したがって、拡大部を有する燃焼器の接続による着火範囲の広がり、 P_{ta} が高い場合の方が変化後の温度も依然として高いことがわかる。

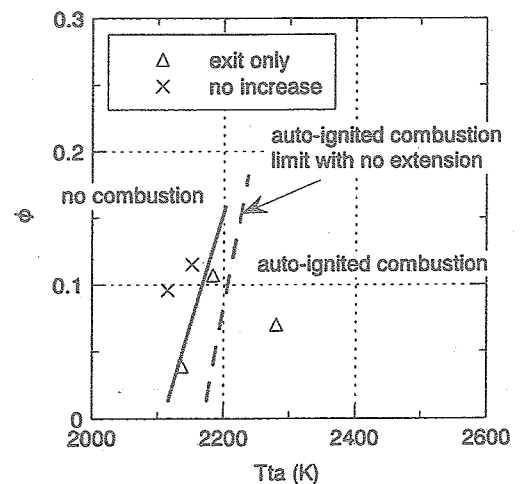
図11の平行噴射の場合は、 P_{ta} が変化しても燃焼器が長い場合の自発着火範囲は改善されていない。3.1.2節で述べたように、平行噴射ではステップ下流領域に、垂直噴射のような大きな再循環領域が生成されない。このため可燃混合気の燃焼器内での滞留時間が短い。また垂直噴射のような、境界層に沿った剥離領域も存在しないと考えられる。そのため平行噴射では、燃焼器が長くなっても着火範囲は増加しないと考えられる。



(a) $P_{ta} = 1\text{ MPa}$

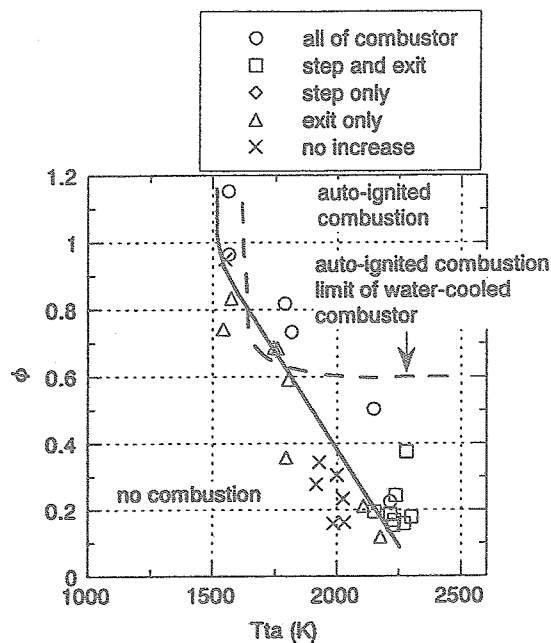


(b) $P_{ta} = 1.5\text{ MPa}$

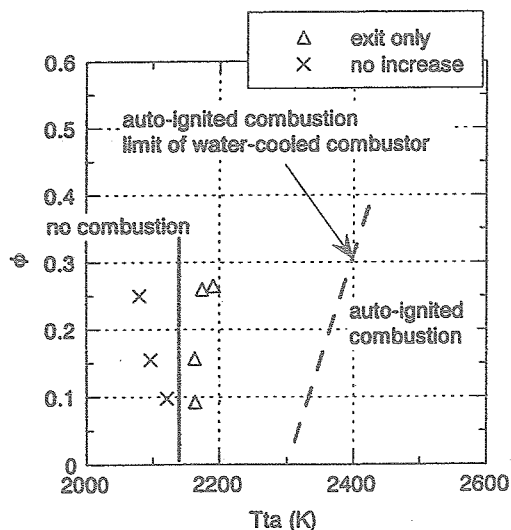


(c) $P_{ta} = 2\text{ MPa}$

図11 平行噴射の燃焼器長さによる自発着火範囲の違い



(a) 垂直噴射



(b) 平行噴射

図 12 壁面冷却の有無による着火範囲の違い
(Pta = 1 MPa)

3. 3 壁面冷却の有無による着火性能の比較

図 1 2 に、Pta=1.0MPa のときの拡大部無し燃焼器での、水冷スクラムジェット燃焼器と無冷却スクラムジェット燃焼器⁴⁻⁸⁾の自発着火性能の比較を、垂直噴射と平行噴射について示す。図 1 2 (a)の垂直噴射の場合、無冷却スクラムジェット燃焼器では水冷スクラムジェット燃焼器と比べて $\phi = 0.6$ 以下でも着火領域が存在し、 ϕ が減少しても Tta が高くなれば着火に至っている。水冷スクラムジェット燃焼器と無冷却スクラムジェット燃焼器の燃料噴射直前の大きな違いは燃焼器壁面の温度であるから、壁面付近の温度が自発着火に影響

していると考えられる。この壁面冷却の有無による着火領域の違いから、着火源は壁面付近と考えられる。着火源が燃焼器壁面付近に存在する可能性があることは、Huber らにより指摘されている⁹⁾。

前述のように、着火はステップ - 燃料ジェット間の再循環領域で進行すると考えられる。無冷却燃焼器では、この部分の混合気温度が高く、着火時間が短い。そのため着火限界が広がったと考えられる。

図 1 2 (b)の平行噴射の場合は、着火範囲はほぼ Tta のみに依存し、無冷却スクラムジェット燃焼器の方が水冷スクラムジェット燃焼器より着火範囲は広い。この二つの燃焼器の違いは燃焼器壁面温度であるから、やはり壁面温度が着火に大きく寄与していることがわかる。これより平行噴射の場合も着火源は壁面付近と考えられ、着火プロセスはステップ下流でも引き続き進行していることを示している。

4. まとめ

水冷スクラムジェット燃焼器の自発着火特性を、空気総圧 1、1.5、2.0MPa、空気総温 1200~2600K で、燃料噴射方式および燃焼器長さを変えて調べた。燃料噴射は、燃焼器壁面から高温空気流に水素ガスを垂直に噴射する垂直噴射と、平行に噴射する平行噴射の二通りで行った。水冷スクラムジェット燃焼器の自発着火特性は、無冷却燃焼器の自発着火特性とも比較した。その結果以下のことがわかった。

- 1) 垂直噴射の自発着火では、空気総圧の増加とともに総温限界線は高温側に移動した。試験条件は第 2 限界付近であった。
- 2) Vitiated Air に含まれる多量の H₂O は、点火を更に遅らせることを計算により示した。
- 3) 平行噴射では、ステップベース面での可燃混合気の生成が十分ではないため、十分な燃焼状態は得られなかった。
- 4) 垂直噴射の自発着火範囲は燃焼器が長くなることにより広がったが、平行噴射の場合はほとんど変化がなかった。
- 5) 垂直噴射、平行噴射の自発着火範囲は、燃焼器壁面での冷却により無冷却燃焼器と比べて狭くなった。このことも併せて垂直噴射では、自発着火位置はステップと燃料噴射位置間の再循環領域の燃焼器壁面付近と考えられた。

謝辞

本報告書作成にあたり、角田宇宙推進技術センター複合推進研究グループの三谷 徹主任研究員より貴重なコメントを得た。

【参考文献】

- (1) Billig, F. S. ; Research on Supersonic Combustion, Journal of Propulsion and Power, Vol.9, No.4, (1993), pp.499-514.
- (2) Rogers, R. C., Capriotti, D. P., and Guy, R. W. ; Experimental Supersonic Combustion Research at NASA Langley, AIAA Paper 98-2506, June (1998).
- (3) Cockrell, C. E., Jr., Auslender, A. H., Guy, R. W., McClinton, C. R., and Welch, S. S. ; Technology Roadmap for Dual-Mode Scramjet Propulsion to Support Space-Access Vision Vehicle Development, AIAA Paper 2002-5188, Sept. (2002).
- (4) Chinzei, N., Komuro, T., Kudo, K., Murakami, A., Tani, K., Masuya, G., and Wakamatsu, Y. ; Effects of Injector Geometry on Scramjet Combustor Performance, Journal of Propulsion and Power, Vol.9, No.1, (1993), pp.146-152.
- (5) Sato, Y., Sayama, M., Masuya, G., Komuro, T., Kudo, K., Murakami, A., Tani, K., and Chinzei, N. ; Experimental Study on Autoignition in a Scramjet Combustor, Journal of Propulsion and Power, Vol.7, No.5, (1991), pp. 657, 658.
- (6) 小室智幸、工藤賢司、升谷五郎、鎮西信夫、村上淳郎、谷 香一郎 ; 矩形断面スクラムジェット燃焼器の実験、航技研報告 NAL TR-1068 (1990).
- (7) 工藤賢司、小室智幸、升谷五郎、村上淳郎、谷 香一郎、若松義男、荻田丈士、鎮西信夫 ; 矩形スクラムジェット燃焼器の着火に関する実験、航技研報告 NAL TR-1080(1990).
- (8) 工藤賢司、升谷五郎、小室智幸、村上淳郎、鎮西信夫 ; 円形断面スクラムジェット燃焼器における自発着火と保炎、航技研報告 NAL TR-1067 (1990).
- (9) Huber, P. W., Schexnayder, C. J., Jr., and McClinton, C. R. ; Criteria for Self-Ignition of Supersonic Hydrogen-Air Mixtures, NASA TP 1457, May (1979).
- (10) Diskin, G. S., and Northam, B. ; Effects of Scale on Supersonic Combustor Performance, AIAA Paper 87-2164, June (1987).
- (11) Cohen, L. S., Coulter, L. J., and Egan, W. J., Jr. ; Penetration and Mixing of Multiple Gas Jets Subjected to a Cross Flow, AIAA Journal, Vol.9, No.4, (1971), pp.718-724.
- (12) Radhakrishnan, K., and Bittker, D. A., ; LSENS, A General Chemical Kinetics and Sensitivity Analysis Code for Homogeneous Gas-Phase Reactions, NASA RP 1329 and 1330, March (1994).
- (13) Rogers, R. C., and Schexnayder, C. J., Jr. ; Chemical Kinetic Analysis of Hydrogen-Air Ignition and Reaction Times, NASA TP 1856, July (1981).
- (14) Mitani, T. ; Ignition Problems in Scramjet Testing, Combustion and Flame, Vol. 101, (1995), pp. 347-359.

[付録] 水冷スクラムジェット燃焼器試験装置

記号

A : 燃焼ガス流路断面積

A_g : 燃焼ガス側熱伝面積

C_p : ガスの定圧比熱

C : 冷却水熱容量

c^* : ガスのスロートでの速度

D : 直径

h_g : ガス側熱伝達率

h_l : 冷却水側熱伝達率

M : マッハ数

Nu : ヌセルト数

P : 静圧

P_c : 全圧

Pr : ガスのプラントル数

Q : 単位時間当たりの伝熱量

q : 単位時間単位面積当たりの伝熱量

Re : ガスのレイノルズ数

r_c : スロート曲率半径

T : 温度

T_b : 冷却水主流温度

u : 冷却水流速

γ : 比熱比

μ_g : ガスの粘性係数

ρ : 冷却水密度

添字

ad : 断熱

D : ステップ面

g : ガス

l : 冷却水

U : ステップ上流

w : ノズル壁面

$*$: スロート位置

0 : よどみ部

A1. まえがき

図1に水冷スクラムジェット燃焼器に直結された水冷スクラムジェット燃焼器試験装置を示す。水冷スクラムジェット燃焼器試験装置は、高温模擬空気発生器(Vitiated Air Generator : VAG)、断面変換部、および超音速ノズルから構成され、ノズル出口の内面形状および寸法は、従来の無冷却要素試験装置(空気加熱装置)^{a1)}と同じである。水冷スクラムジェット燃焼器試験装置に供給する空気は、7.5m³の空気蓄圧容器から供給され、30秒間供給圧力に変動なく空気を燃焼器に供給できる。そして無冷却要素試験装置のVAG^{a1)}では供給

できなかった1.0MPa以上の空気総圧を燃焼器に供給できる。以下にその設計法および性能確認試験結果を示す。

A2. 概要

A2.1 高温模擬空気発生器および断面変換部

VAGでは、常温の水素、酸素、空気を混合燃焼させ、空気と等しい酸素割合の燃焼ガスを作り出す。水素ガスは、断面に均一に配置された60本の水素エレメントからフェイスプレート下流に噴射される。空気と酸素ガスは予め混合されてVAGに流入し、水素エレメントとフェイスプレートの間の隙間を通してフェイスプレート下流に供給される。フェイスプレート下流のこれらの混合気は内燃機関用のイグナイタで点火され、燃焼反応により生じた水も含んだ燃焼ガスの酸素割合が空気と等しい高温模擬空気(Vitiated Air)が生成される。水素ガス、酸素ガス、空気の各流量は、VAGに流入する前に各配管に取付けられたオリフィス流量計により測定された。水素エレメント先端付近の燃焼ガスと接する部分には高温耐熱材料のHA188が埋め込まれ、フェイスプレートは耐熱材料のインコネルからできている。エレメント後端には流量調節用オリフィスがねじ込まれており、これを交換して違うオリフィス径にすることにより噴射水素流量は調節される。高温模擬空気は、φ80の円形断面から断面変換部で32.0mm×147.3mmの断面に変換され、超音速ノズルへ流入する。燃焼ガスと接する内壁は、熱伝導率が高く、水素脆化に強い無酸素銅を使用した。他の部分はステンレス鋼で製作した。

A2.2 超音速ノズル部

超音速ノズルは、短辺(32.0mm)×長辺(147.3mm)の矩形断面の短辺側を絞った形状とする。スロート幅は10.86mmである。ノズル出口マッハ数は2.5とした。ノズル形状は、特性曲線法による軸対称ノズルの設計^{a2)}を二次元ノズルに拡張して求めた。設計されたノズル長さは115mmであり、従来の長辺側を絞った無冷却装置のノズル長さの43%であった。

A3. 冷却設計

A3.1 燃焼ガス側熱伝達

ノズルの燃焼ガス側の熱伝達率の計算には、ノズルスロート付近で良く合うといわれているBartzの式^{a3)}を使用した。以下にBartzの式を示す。

$$h_g = \left[0.026 \left(\frac{\mu_g^{0.2} C_p}{P_r^{0.6}} \right) \left(\frac{P_c}{C^*} \right)^{0.8} \left(\frac{D^*}{r_c} \right)^{0.1} \right] \left[\left(\frac{D^*}{D} \right)^{0.2} \left(\frac{A^*}{A} \right)^{0.8} \frac{\sigma}{D^{*0.2}} \right] \quad (\text{a-1})$$

$$\sigma = \frac{1}{\left[\frac{T_w}{2T_0} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) + 0.5 \right]^{0.68} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{0.12}} \quad (\text{a-2})$$

Bartz の式は軸対称ノズルに対する式であるため、矩形断面ノズル用に変換する。管内流とのアナロジーにより、上式の D 、 D^* を水力等価直径に置き換えて矩形断面のものに変換した。Bartz の式の物性値はよどみ点でのものを用い、物性値計算プログラム^{a4,a5)}から計算した。燃焼ガスのよどみ温度は 2500K とし、ノズル壁面温度は装置の強度を維持するため 600K とした。計算したノズル壁面の熱伝達率を図 A1 に示す。

断面変換部のガス側熱伝達率は Bartz の式を用いると高く見積られるため、Dittus-Boetler の式^{a6)}を用いて計算した。以下に Dittus-Boetler の式を示す。

$$Nu = 0.023 Re^{0.8} Pr^{0.4} \quad (\text{a-3})$$

Re 数等の物性値は、境膜温度での平衡物性値を上述と同様に物性値計算プログラム^{a4,a5)}から計算した。結果を図 A2 に示す。

A3.2 冷却水流速

冷却水の設計入口圧力を 1MPa とした。装置から流出する冷却水圧力は背圧調整弁により調節することができ、流速および流量を変えることができる。冷却水の最大供給量は 30m³/h である。ノズル部での冷却水路は、二つの長辺面では高さ方向に、もう二つの短辺面では流路方向に設けた。断面変換部では流路方向のみに冷却水路を設けた。計算に用いた伝熱面積は、冷却水側は冷却水配管全周の 1/2 の面積、燃焼ガス側は図 A3 に示される面積とした。この面積 A_g から流入する燃焼ガス側からの伝熱量は、1 本の冷却水配管の冷却水に流入するものとする。このときの伝熱量 Q は、次式で与えられる。

$$Q = A_g h_g (T_{ad} - T_{wg}) \quad (\text{a-4})$$

ここで h_g は、(a-1)式あるいは(a-3)式で求めた燃焼ガス側熱伝達率である。 T_{ad} は燃焼ガスの断熱壁温（回復温度）であるが、よどみ温度の 2500K を用いた。 T_{wg} は燃焼ガス側の壁温で 600K である。また冷却水の温度上昇は、十分な余裕を見て 30K とする。これらの条件は、超音速ノズル部および断面変換部で共通である。

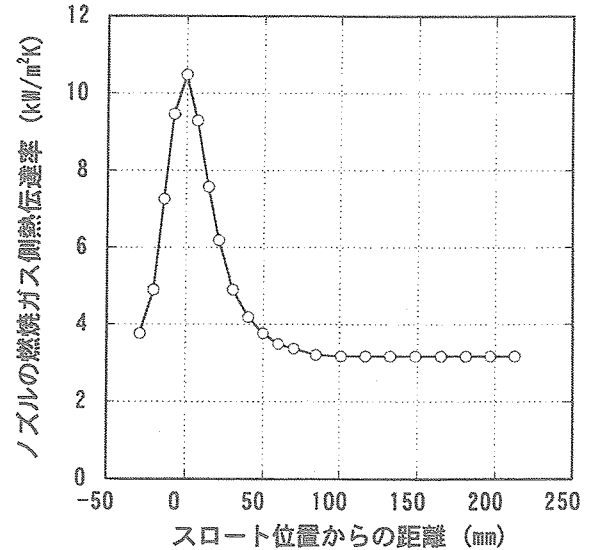


図 A1 ノズル壁面熱伝達率

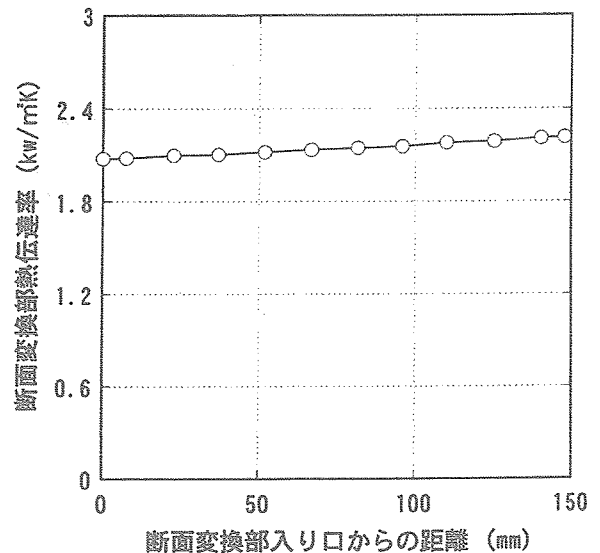


図 A2 断面変換部熱伝達率

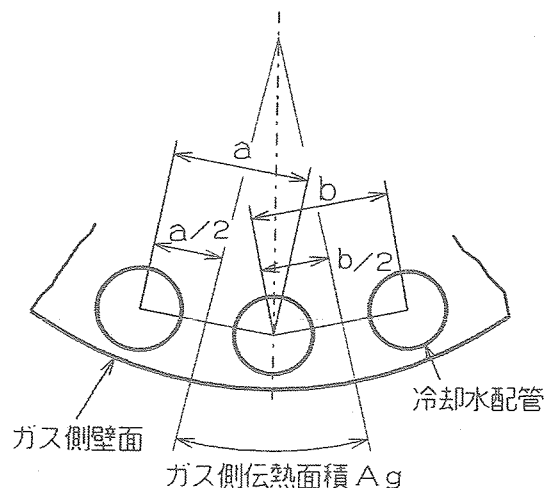


図 A3 燃焼ガス側伝熱面積

したがって $\Delta T = 30 \text{ K}$ として、次式から冷却水の流速を求めた。

$$u = Q / \Delta T \rho A_i C \quad (\text{a-5})$$

ノズルスロート部の場合、 $h_g = 10.6 \text{ KW/m}^2\text{K}$ より直径 5 mm の冷却水配管内では 10.1 m/s となる。断面変換部の場合は、 $h_g = 2.15 \text{ KW/m}^2\text{K}$ より直径 4mm の配管内の流速は 6.8 m/s である。これらよりノズルのスロート付近では 9.0m/s、ノズルの他の部分および断面変換部で 6.5m/s とし、流量はほぼ最大供給量の $30\text{m}^3/\text{h}$ とした。

A3.3 冷却水配管壁温

有限要素法構造解析によって熱伝導解析を行い、構造体内の温度分布を調べた。冷却水に流入する伝熱量は (a-4) 式により求めることができる。しかし有限要素法構造解析プログラムを用いて熱伝導解析を行う場合は、燃焼ガス側、冷却水側の熱伝達率を境界条件としなければならない。冷却には無沸騰冷却と沸騰冷却の 2 つがある。無沸騰冷却での熱流束の計算には断面変換部と同様に、以下の Dittus-Boetler の式^{a6)}を冷却水に用いた。

$$Nu = 0.023 Re^{0.8} Pr^{0.4}$$

$$q_l = h_l (T_{wl} - T_b) = \lambda Nu (\Delta T_{sat} + \Delta T_{sub}) \quad (\text{a-6})$$

ここで

$$\Delta T_{sat} = T_{wl} - T_{sat}$$

$$\Delta T_{sub} = T_{sat} - T_b$$

T_b は冷却水主流温度で 292K にとっている。また T_{sat} は、圧力 1MPa の水の飽和温度で、452K である。 q_l は (a-4) 式で得られたものである。(a-6) 式から求められた T_{wl} が沸点より高い場合は、以下の核沸騰冷却の式^{a7)}を用いた。

$$q_l = 6.19 \times 10^{-7} \Delta T_{sat}^{3.86} \quad (\text{a-7})$$

上式より T_{wl} が算出される。有限要素法構造解析プログラムによる熱伝導解析結果は、ノズルスロート部の燃焼ガスと接する部分で最大温度 521K、断面変換部では 511K となり、極端に高い温度分布の領域がないことが確認された。

A4 水冷スクラムジェット燃焼器試験装置性能

A4.1 超音速ノズル出口断面での酸素／水素濃度分布

高温模擬空気の均一性を調べるために、超音速ノズル出口断面でガス組成を調べた。ガス組成は、10 点ブ

ローブレイキによるガス採取、ガス分析により得られた。最初に、VAG に流入する酸素と空気のためのコールドフローの組成を調べた。図 A4 に、この分析の酸素質量割合を、VAG に供給する割合で規格化して示す。図中、H はノズル出口断面の高さで 147.3 mm、W はノズル出口幅で 32mm、y、z 座標は図 1、2 に示される。空気と酸素の混合は、空気配管に直角に接続した酸素配管から直接全量の酸素ガスを噴射して行った。図より、十分な空気と酸素の混合が達成できていることがわかる。

空気と酸素が十分に混合していることを確認した後、水素エレメントから水素ガスを噴射して着火させ、高温模擬空気の一様性を超音速ノズル出口断面で上記と同様に測定した。測定した総圧条件は 1.3MPa、総温条件は 1500K である。水素エレメントに流量調節用オリフィスを取り付けけないとき（エレメント内径 1.15mm）は、図 A5 に示すように水素質量割合の分布に偏りが見られた。しかし図 A6 に示す 9 箇所には口径 1.08 mm のオリフィスを取り付けた場合には、図 A7 に示すような良好な分布が得られた。このときの水素質量割合には燃焼反応した量も含まれ、VAG に供給する割合で規格化されている。図 A8 に無冷却要素試験装置の超音速ノズル出口面での水素分布を示す。水冷スクラムジェット燃焼器試験装置の水素分布は、従来の無冷却のものと同程度の分布を示している。無冷却要素試験装置 VAG の水素噴射エレメント数も、今回と同様に 60 本であった。文献 a8 では、エレメント数が 30 本だと十分な均一度が達成できないことが示されている。

A4.2 燃焼器入口マッハ数

図 1 に示す水冷スクラムジェット燃焼器のステップ上流の主流マッハ数は、VAG よどみ部総圧とステップ上流の壁圧の比から、物性計算プログラム^{a4,a5)}による比熱比 $\gamma = 1.30$ を用いて等エントロピ流を仮定して求めると、2.4 となった。また Lamb と Oberkampff の実験式^{a9)}を用いて、燃焼器後向きステップ上流の主流マッハ数 M を求めた。以下に Lamb と Oberkampff の実験式を示す。

$$\frac{P_D}{P_U} = 0.05 + 0.967 \left[1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right]^{-1} \quad (\text{a-8})$$

この結果 2.6 の値を得た。ここで P_U 、 P_D は、ステップ上流およびステップ面の圧力である。これらのマッハ数は、ノズル設計値の 2.53 とほぼ等しい値を示している。したがって燃焼器入り口のマッハ数は、設計値どおりであることが確認された。

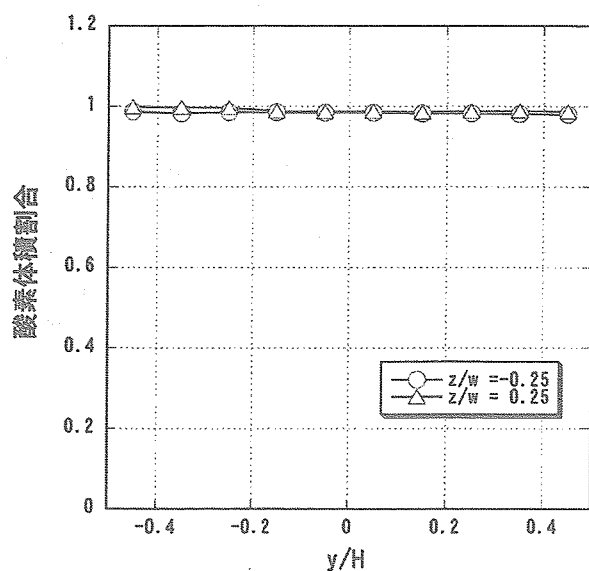


図 A4 超音速ノズル出口面での酸素割合の分布
 (酸素流量 ○ : 355 g/s, △ : 358 g/s)
 (空気流量 ○ : 2810 g/s, △ : 2635 g/s)

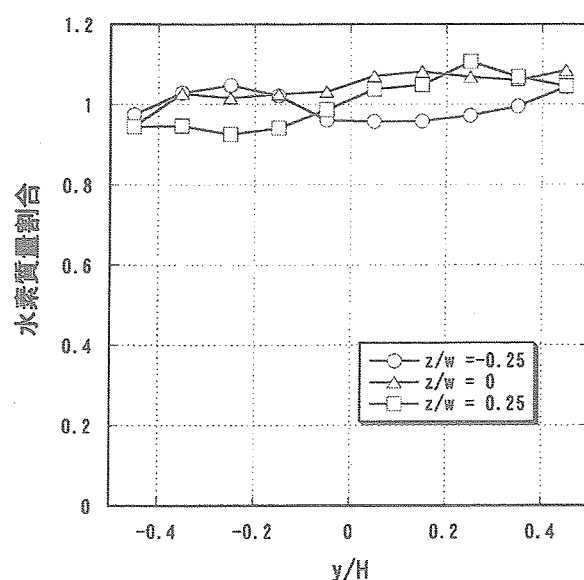


図 A5 超音速ノズル出口面での水素割合の分布
 (流量調節前)
 (高温模擬空気総温=1500 K, 総圧=1.3 MPa)
 (VAG に流入する水素質量割合=0.013)

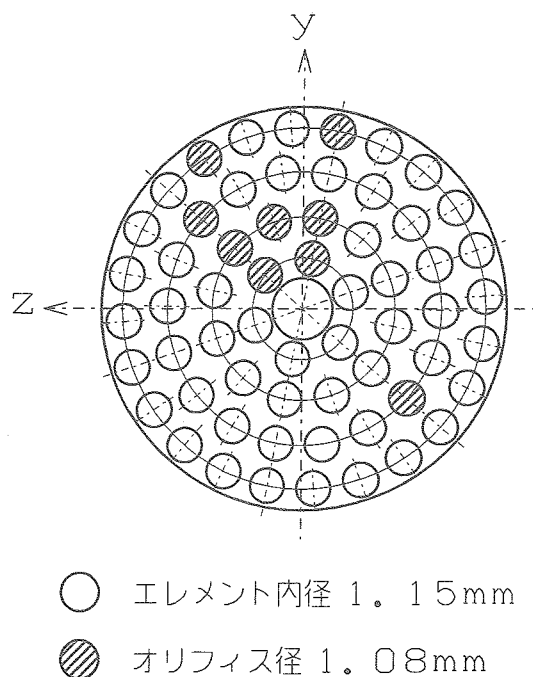


図 A6 内径1.08mmのオリフィス取付位置

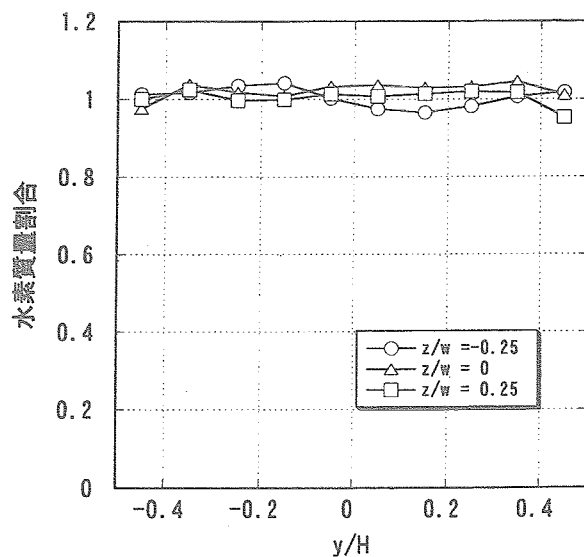


図 A7 超音速ノズル出口面での水素割合の分布
 (流量調節後)
 (高温模擬空気総温=1500 K, 総圧=1.3 MPa)
 (VAG に流入する水素質量割合=0.013)

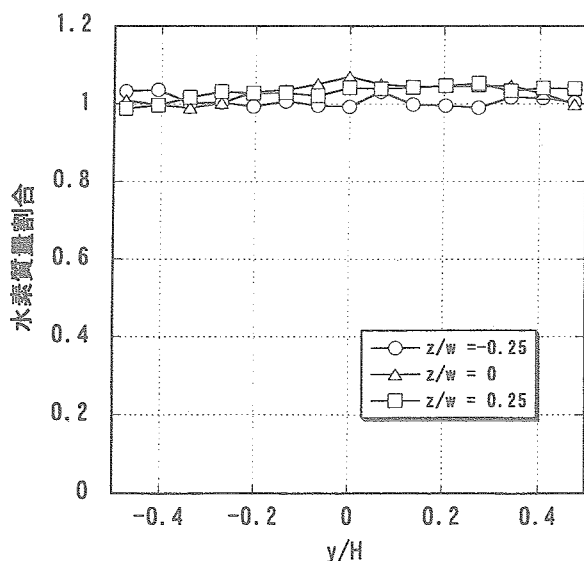


図 A8 無冷却要素試験装置超音速ノズル出口面での水素割合の分布

(高温模擬空気総温=2000 K, 総圧=1 MPa)
(VAG に流入する水素質量割合= 0.02)

- (a7) 新野正之、熊川彰長、八柳信之、五味広美、鈴木昭夫、坂本 博、佐々木正樹、柳川孝二；小型溝構造液水冷却燃焼器の研究（Ⅱ）、航技研報告 NAL TR-708 (1982).
- (a8) 村上淳郎、小室智幸、工藤賢司、升谷五郎、鎮西信夫；スクラムジェット試験用空気加熱装置、航技研報告 NAL TR-912 (1986).
- (a9) Lamb, J. P., and Oberkampf, W. L. ; Review and Development of Base Pressure and Base Heating Correlations in Supersonic Flow, J. Spacecraft and Rockets, Vol. 32, No.1 (1995), p.8-23.

謝辞

本水冷スクラムジェット燃焼器試験装置の製作にあたって協力いただいた神戸製鋼所株式会社 進 俊彦氏に感謝いたします。

【参考文献】

- (a1) 小室智幸、工藤賢司、升谷五郎、鎮西信夫、村上淳郎、谷 香一郎；矩形断面スクラムジェット燃焼器の実験、航技研報告 NAL TR-1068 (1990).
- (a2) 毛利 浩；気体の不完全性を考慮した極超音速風洞ノズルの設計計算法、航技研資料 NAL TM-37 (1964).
- (a3) Bartz, D. R. ; Simple Equation for Rapid Estimation of Rocket Nozzle Convective Heat Transfer Coefficients, Jet Propulsion 27 (1957) p49-51.
- (a4) Gordon, S. and McBride, B. J. ; Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions Rocket Performance, Incident Shocks, and Chapman-Jouguet Detonations, NASA SP-273 (1971).
- (a5) Svehla, R. A. and McBride, B. S. ; Fortran IV Computer Program for Calculation of Thermodynamic and Transport Properties of Complex Chemical Systems, NASA TND-7056 (1973).
- (a6) ホールマン, J. P. ; 伝熱工学〈上〉、第1版、丸善株式会社、1988年3月、p.192.

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-04-034

発行日 2005年3月28日
編集・発行 独立行政法人 宇宙航空研究開発機構
〒182-8522
東京都調布市深大寺東町七丁目4番地1
TEL 0422-40-3000 (代表)
印刷所 弘久写真工業株式会社
東京都立川市上砂町5-1-1

©2005 JAXA

※本書(誌)の一部または全部を著作権法の定める範囲を超え、無断で複写、複製、転載、テープ化およびファイル化することを禁じます。

※本書(誌)からの複写、転載等を希望される場合は、下記にご連絡ください。

※本書(誌)中、本文については再生紙を利用しております。

<本資料に関するお問い合わせ先>

独立行政法人 宇宙航空研究開発機構 情報化推進部 宇宙航空文献資料センター



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