

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

スクラムジェット燃焼器におけるストラット効果

工藤 賢司, 小室 智幸, 村上 淳郎,
谷 香一郎, 鎮西 信夫, 升谷 五郎

2005年1月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

スクラムジェット燃焼器におけるストラット効果*

工藤賢司^{*1}、小室智幸^{*2}、村上淳郎^{*1}、
谷香一郎^{*1}、鎮西信夫^{*2}、升谷五郎^{*3}

Effect of Strut on Scramjet Combustor

Kenji KUDO, Tomoyuki KOMURO, Atsuo MURAKAMI,
Kouichiro TANI, Nobuo CHINZEI, Goro MASUYA

ABSTRACT

The effects on ignition and combustion of several variables related to the strut of a scramjet combustor were investigated experimentally: the geometry of its leading edge, the hydrogen fuel injection pattern, the location relative to the sidewall, the diameter of the fuel injection hole. Combustor models with a strut were tested at an airflow of Mach 2.4. A vitiation air heater supplied an airflow with stagnation temperature of 800 to 2100 K and stagnation pressure of 1 MPa. A strut with a leading edge geometry that greatly disturbed the airflow brought higher mixing and combustion efficiencies. When the strut was located downstream in the combustor, it helped ignition and flame-holding of fuel injected from a step parallel to the airflow, and the pressure increase due to combustion was limited downstream of the step. Increasing the diameter of the parallel fuel injector on the strut did not affect combustion condition greatly. Increasing the diameter of the parallel fuel injector on the sidewall promoted combustion. Dual plasma torches succeeded in igniting the fuel simultaneously in each channel beside the strut. Ignition was attained more easily in a combustor with a strut than in a combustor with no strut. Ignition became difficult with an increased equivalence ratio and parallel fuel injection from the strut

Key words: Scramjet, Strut, Combustor, Fuel Injection, Ignition, Plasma jet

概 要

スクラムジェット燃焼器において、ストラット前縁部形状が燃焼状態に及ぼす影響、ストラットからの燃料の平行噴射による燃焼性能特性、ストラット位置が燃焼状態に与える影響などについて試験的に調べた。同様に、燃料噴射孔径と保炎性能との関係、ストラットを用いた場合の着火性能などについても調べた。高温模擬空気発生装置から供試燃焼器に流入する空気は、総圧 $P_{ta}=1.0\text{MPa}$ 、総温 $T_{ta}=800\sim 2100\text{K}$ 、マッハ数2.4である。その結果、流れ場への影響が少ない前縁形状ストラットの混合および燃焼効率は、影響の大きい前縁形状の場合に比べてかなり低いことがわかった。ストラット位置を燃焼器下流に取付けた場合、側壁平行噴射燃料の着火／保炎が促進され、上流への影響も緩和されることがわかった。また、ストラットからの平行噴射では噴射孔径の大小は燃焼状態に影響しないこと、側壁平行噴射孔径を増すと性能は向上することなどが明らかになった。強制着火では、新たに開発した2連プラズマトーチによって、ストラット両側流路燃料に同時に着火できた。ストラット有りの燃焼器の自発／強制着火は、ストラット無しの場合より着火しやすいこと、ストラット平行噴射のみの自発／強制着火は、垂直噴射がある場合とは逆に燃料当量比が大きいほど着火しにくいことなどがわかった。

記 号

D_s : ストラット平行噴射孔径	z : 燃焼器を上流から見た時の燃焼器中央からの横方向の距離 (右側: +、左側: -)
D_w : 側壁平行噴射孔スロート径	η_m : 混合効率
G : ストラットと燃焼器側壁の間の最小流路幅	η_c : 燃焼効率
P_w : 壁面圧力	θ : ストラット半頂角
P_{ta} : 気流総圧	ϕ_p : パイロット噴射燃料当量比
R : ストラット前縁半径	ϕ_T : 全当量比
T : 温度	ϕ_{sp} : ストラット平行噴射燃料当量比
T_{ta} : 気流総温	ϕ_{sv} : ストラット垂直噴射燃料当量比
x : ストラットまたは側壁ステップからの距離 (下流側: +、上流側: -)	ϕ_{wp} : 側壁平行噴射燃料当量比
y : 燃焼器中央からの縦方向の距離 (上側: +、下側: -)	

* 平成16年8月12日受付 (received 12 August, 2004)

*1 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)

*2 総合技術研究本部宇宙推進技術共同センター (Space Propulsion Research Center, Institute of Space Technology and Aeronautics)

*3 東北大学 (Tohoku University)

1. まえがき

スクラムジェットエンジン燃焼器性能の中で、着火と混合性能は最も重要な要素である。混合性能向上の一方法として、燃焼器内に燃料噴射用ストラットを取付け、燃料を分散させて噴射する方式が考えられている^{1,2)}。図1にストラット付きスクラムジェット概念図を示す。角田宇宙推進技術センターでのサブスケールスクラムジェットエンジンもストラットを取付けることができる構造になっている³⁾。一部のエンジンでは、流入空気のためストラットがインレットの中に取り付けられている^{4,5)}。ここではストラットを用いることがスクラムジェット燃焼器内の着火、燃焼状態に与える効果について実験的に検討したのでその結果について報告する。

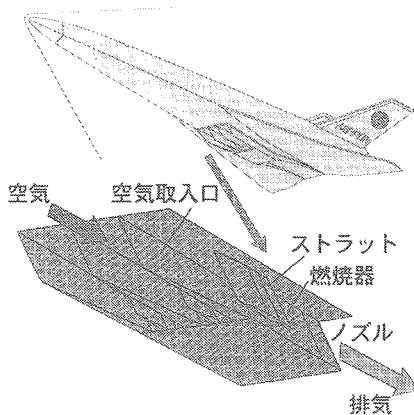


図1 ストラット付きスクラムジェット概念図

ストラット付き燃焼器による燃焼試験を行う前段階として、ストラット前縁形状が気流に与える影響について把握する必要がある。そこでストラット前縁形状（半径、半頂角）を変え、側壁の境界層剥離に対する影響を調べた。その結果を踏まえ、流れ場に対して最も影響が小さい前縁形状のストラット噴射器と最も影響が大きい前縁形状のストラット噴射器を用いて燃焼性能の比較を行った。

スクラムジェットエンジンは非常に広範囲な作動条件で使用されるため、低速時には熱閉塞が回避でき、高速時には噴射運動量を利用できる平行噴射方式を併用することも必要となる。従来型の混合・燃焼性能試験で使用したやじり形ストラットに加えて、ストラットベース面の再循環領域の広いくさび形のストラットを用いた試験も行った。この試験ではストラットからの平行噴射による燃焼性能、ストラット位置を変えた場合とストラットおよび側壁の各燃料噴射孔の大きさを変えた場合の燃焼性能に対する影響を壁圧、温度測定によりそれぞれ調べた。

ストラット噴射の着火特性は側壁噴射の場合と違う可能性がある。Huberら⁶⁾は、ストラットの境界層が薄い側壁よりストラット表面の温度が高くなり、その結

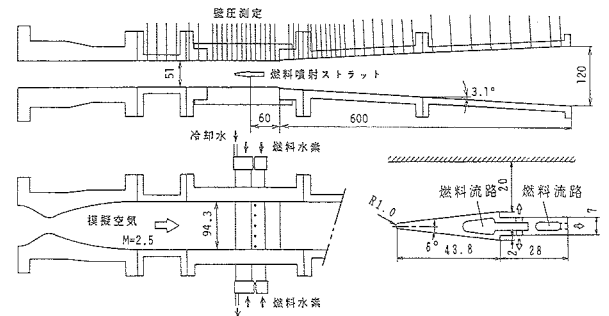
果ストラット燃料の自発着火は、側壁燃料の着火より容易であると報告している。ストラット付燃焼器の垂直および平行噴射の着火特性等を調べるため、自発着火および新たに開発した2連のプラズマトーチ⁷⁾による強制着火の試験も行った。ストラット自発着火特性は、側壁のみから噴射した場合の結果⁸⁻¹²⁾と比較した。ストラット付燃焼器を用いた場合、ストラットで仕切られた両側の流路断面内の同時着火が重要な課題となる。どちらか一方のみの着火はストラットの破損をまねきかねない。そこで上述のプラズマトーチを用いて、強制着火におけるストラット両側の圧力立ち上がり時間の違いについても観察した。

2. 実験装置および方法

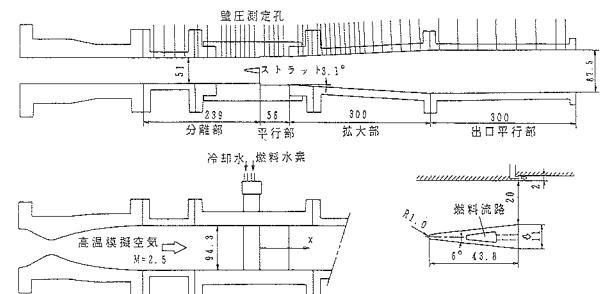
2. 1 供試燃焼器

図2.1に4種類の供試燃焼器の概略を示す。高温模擬空気発生装置¹³⁾から供試燃焼器に流入する模擬空気は、総圧 $P_{ta} = 1.0\text{MPa}$ 、総温 $T_{ta} = 800 \sim 2100\text{K}$ 、酸素モル分率 $21 \pm 1\%$ 、マッハ数2.4である。燃焼器はステンレス鋼（SUS 304）製で、無冷却である。いずれの燃焼器も入口形状は共通で、流路幅51mm、流路高さ94.3mmの矩形断面である。

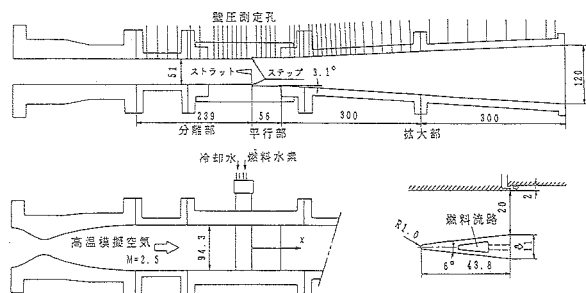
供試燃焼器Aは、ストラット前縁形状の効果を調べるために用いた実験装置である。入口から295mmの平行部が続き、その後、高さ2mmの後向側壁ステップを経た後 3.1° の半開角で600mmの長さまで直線的に拡大さ



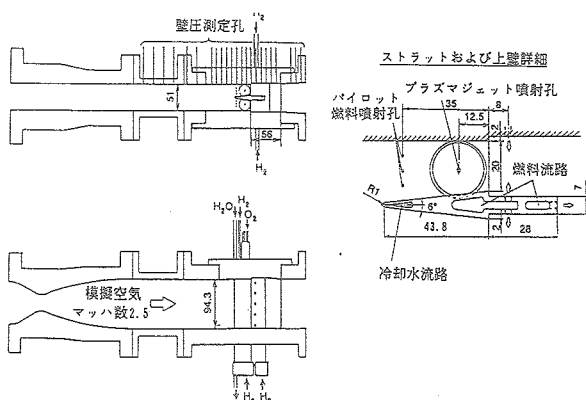
(a) 燃焼器A



(b) 燃焼器B



(c) 燃焼器C



(d) 燃焼器D

図2.1 供試燃焼器 (単位: mm)

れる。ストラット前縁の影響を明確にするために側板平行部中にステップは設けていない。燃焼器流路中央には、図2.2に示すような数種類のやじり形ストラットが挿入できる。ストラットの材質はいずれも無酸素銅製で、前縁部が水冷の燃料噴射用のストラットと、流れ場への影響を調べるための無冷却ストラットがある。それらの前縁形状は、半頂角 θ が 6° の場合、前縁半径 R を1.0、1.5 mmとし (ストラットA、B)、 θ が 7° の場合、 R を0、1.0および1.5 mmとした (ストラットC、D、およびE)。これらのストラットの最大厚みは11 mmである。これにより、ストラットと燃焼器側壁の間の最小流路幅 G は20 mmとなる。ストラット両側には前縁から43.8 mmの位

置に高さ $0.1G (=2\text{mm})$ の後ろ向きステップを設け、この位置を主流方向 x 軸の原点とした。この場合、側壁ステップは $x=60\text{mm}$ の位置である。燃焼試験では、ストラットのみから燃料噴射を行った。噴射方式はストラットステップ下流からの垂直噴射、後縁からの平行噴射および両者の組合せとした。噴射孔は孔径は2.5 mmで、垂直噴射用はステップ下流8 mmに、流れに垂直方向に等間隔20 mmおきに片側5個ずつ配置した。平行噴射用は垂直噴射用の中間に4個、ストラットベース面に配置した。

供試燃焼器Bではストラットからの平行噴射の影響およびストラット位置の影響を調べた。供試燃焼器Bではストラットからの燃料噴射に加えて、側壁ステップベース面からの平行噴射も行うこととした。このため、燃焼器Aでは平行部出口にあった側壁の後向ステップの位置を上流へ移動し、分離部入口から239 mmの位置に設けた。この位置を主流方向 x 軸の原点とした。燃焼器拡大部長さは燃焼器Aの1/2とした。拡大部出口下流は流路幅87.5 mmで長さ300 mmの下流平行部と接続した。

燃料噴射は、ストラットベース面からの音速平行噴射および側壁ステップベース面からの超音速平行噴射が可能である。ストラットは保炎域として大きな再循環領域を確保するため、やじり形ストラットの平行部を取り除いたくさび形ストラットとし、燃焼器流路中央に置かれる。ストラットベース面位置は、側壁に設けた後向ステップ位置と一致する場合 (ストラット位置上流) と、それより30 mm下流 (ストラット位置下流) の二通りとした。形状は $\theta=6^\circ$ 、 $R=1\text{mm}$ 、長さ43.8 mm、ベース面幅11 mmである。ストラット平行噴射孔径 D_s は2 mmで、下壁より7.15 mmの位置から上壁方向に20 mm間隔に5個、側壁平行噴射孔は出口孔径が1.8 mmで、スロート径 D_w は0.9 mmで20 mm間隔に5個配置した。ストラット平行噴射孔と側壁平行噴射孔は燃焼器上下壁面から同じ位置にある。ストラット前縁は水で冷却した。

供試燃焼器Cでは供試燃焼器Bから一部形状を変えて、ストラット位置および燃料噴射孔径の影響を調べた。供試燃焼器Cは供試燃焼器Bと、 3.1° の半開角で300 mmの長さまで直線的に拡大されているところまでは同じであるが、 3.1° の半開角でさらに300 mmの長さまで直線的に拡大されているところが異なる。ストラットは形状、取り付け位置とも供試燃焼器Bと同じである。燃料噴射は、ストラットベース面からの音速平行噴射と、側壁ステップベース面からの超音速平行噴射の2系統で行った。ストラット平行噴射孔径 D_s は1.4 mm、2.8 mmの2種類を試験した。側壁ステップベース面からの超音速平行噴射には燃焼器Bと同じ噴射孔 ($D_w=0.9\text{mm}$) に加えて、出口孔径は同様に1.8 mmであるが、スロート径 D_w が1.3 mmの噴射孔も試験した。ストラット、側壁平行噴射孔

$R \backslash \theta$	6°	7°
0		 ストラット C
1.0	 ストラット A	 ストラット D
1.5	 ストラット B	 ストラット E

図2.2 やじり形ストラット形状 (単位: mm)

とも、それらの間隔および個数は燃焼器Bと同じである。

供試燃焼器Dは着火試験用で、供試燃焼器Cの拡大部を取り外し、供試燃焼器Aで使用したストラットA形状の燃料噴射用を用いた。燃焼器Dでは、左右両側壁ステップ下流8mmの位置に20mm間隔で孔径2.5mmの噴射孔が片側4個ずつ設けられ、主流に対して側壁垂直噴射が可能である。上壁にはパイロット燃料火炎の保炎目的として側壁ステップと同じ位置に高さ2mmの後ろ向きステップを設けた。上壁ステップ上流には、パイロット噴射孔およびプラズマトーチ取付け孔が設けられている。着火についてのみの実験なので短い燃焼器を使用した¹⁴⁾。強制着火試験時は、上壁から噴射される点火用のパイロット燃料は、片側流路に対して3個、両側流路で計6個のステップ上流35mmの位置にある孔径1.0mmの噴射孔から主流空気に対して垂直に音速噴射される。プラズマトーチは片側流路に1基ずつ、計2基がステップ上流12.5mmの位置に取付けられる。燃料噴射形態は、側壁垂直、ストラット垂直、ストラット平行およびパイロット噴射を併用した場合とストラット平行とパイロット噴射を併用した場合の二通りである。自発着火試験時はパイロット噴射は行わない。また、プラズマトーチ取付け孔にはメクラ金具が取付けられる。

燃料は常温ガス水素である。着火試験以外の実験において、総温800Kおよび1500Kの燃焼器の点火は、始動時に生じる模擬空気の一時的な高温状態を利用した。なお、燃料の噴射は音速または超音速で噴射されるため、その当量比は、噴射圧力あるいは噴射孔径を変化させることによってコントロールされる。

2.2 プラズマトーチ

強制着火試験で使用されるプラズマトーチは上壁からのパイロット燃料に点火するために用いられる。このプラズマトーチで点火された高温のパイロット燃焼ガスによってストラットおよび側壁燃料に着火する。プラズマ



図2.3 プラズマトーチの外観

トーチの外観を図2.3に示す。本トーチは文献12で使用した小型ガス冷却式トーチをストラット付燃焼器試験用

に2連に改良したものである⁷⁾。トーチの大きさは、直径23mmとこれまでスクラムジェット燃焼器用と使用されたものの中では世界で最小である。作動ガスとしては酸素、空気、窒素などが使用できる。試験では酸素ガスを使用した。作動ガスの流量は毎分10リットルである。また、トーチは作動中高温になるため、冷却しなければならない。本トーチの冷却は作動ガスと同じ酸素ガスによって行われる。投入電力は1kWである。

2.3 測定方法

壁圧は、左右両側の側壁中心線上に48個ずつ設けられた壁圧取出孔から測定した。側壁は燃焼器を上流から見て右側壁、左側壁で区別する。またピトー圧測定およびガス採取には水冷式の筒形プローブ（10mm間隔10本）を用いた¹⁵⁾。左右側壁圧およびピトー圧測定用センサーは最大レンジ50psi（350kPa）および100psi（700kPa）のものを使用した。燃焼ガスの成分はガスクロマトグラフ装置で分析を行い、これを基に計算によって、燃焼前の局所当量比分布、混合効率および燃焼効率などを算出した。燃焼器Cを用いた燃焼特性試験および燃焼器Dを用いた自発着火試験では、燃焼器両側の壁圧取出孔に熱電対を挿入して、主流方向左右同一箇所片側5箇所ずつ計10箇所の温度を測定した。燃焼器Dを用いた強制着火試験では、燃焼器上部に取付けられたプラズマトーチ下流に2箇所ずつ、主流方向左右同一箇所において片側3箇所ずつ計10箇所の温度を測定した。熱電対先端位置は壁面と一致させた。計測系の総合精度は±0.2%である。また、再現性を含めた実験の誤差は最大で±5%である。

2.4 着火判定基準

着火状況は、上述の壁圧取出孔内に挿入した熱電対を用いて測定した温度、壁圧の変化、燃焼器出口の垂直、水平方向のビデオモニターによる目視などによって総合的に判断し、以下の記号で分類した。なお、強制着火試験では点火器およびパイロット燃料が追加されているため、自発着火の場合と分類基準を別に設けた。

自発着火の場合

- ：側壁垂直、ストラット垂直およびストラット平行噴射を併用している場合、その全噴射燃料に着火。ストラット平行噴射のみの場合、ストラット平行噴射燃料に着火。
- ：側壁垂直、ストラット垂直およびストラット平行噴射を併用している場合、ストラット垂直およびストラット平行噴射燃料に着火。
- ×：不着火。

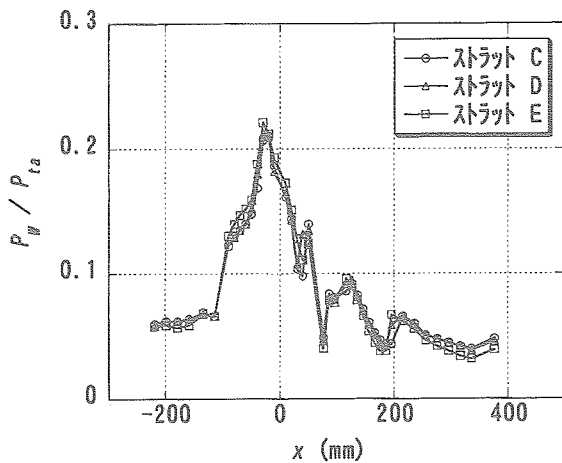
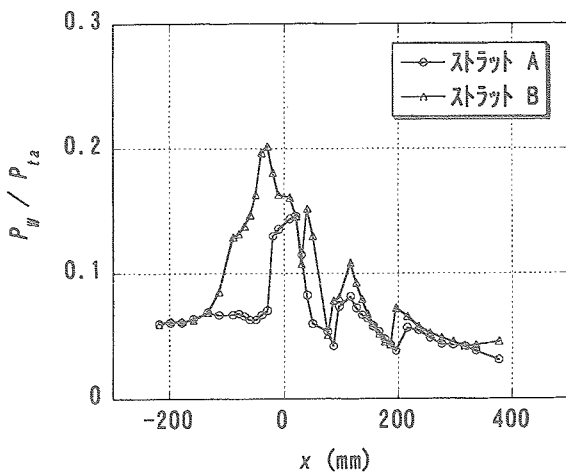
強制着火の場合

- ：側壁垂直、ストラット垂直、ストラット平行およびパイロット噴射を併用している場合、その全噴射燃料に着火。ストラット平行とパイロット噴射を併用した場合、ストラット平行およびパイロット噴射燃料に着火。
- ：側壁垂直、ストラット垂直、ストラット平行およびパイロット噴射を併用している場合、ストラット垂直、ストラット平行およびパイロット噴射燃料に着火。
- ◇：○の状態から点火器OFFにより全噴射燃料が消炎。
- △：パイロット噴射燃料のみ着火。

3. 結果および考察

3. 1 ストラット前縁形状の影響

本節で示す結果は、図2.1(a)に示した供試燃焼器Aを用いて行った。

(a) $\theta = 7^\circ$ (b) $\theta = 6^\circ$ 図3.1 ストラット前縁形状による流れ場への影響 ($T_{ta}=800\text{K}$)

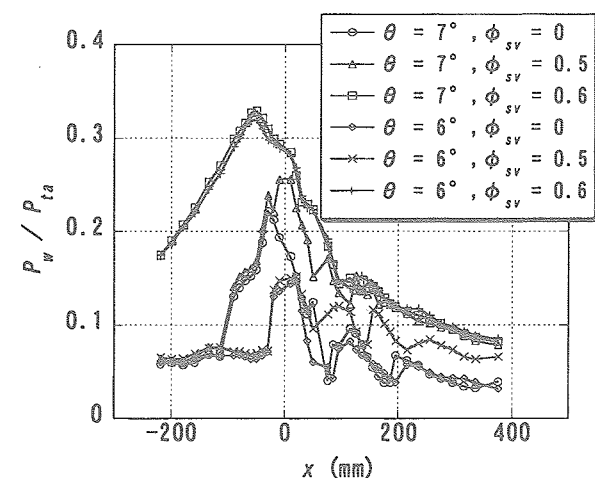
3. 1. 1 気流状態での壁圧分布

図3.1(a), (b)に、ストラット前縁形状による側壁上の圧力分布への影響を示す。ストラットは無冷却のもので、燃料噴射は行わない。無冷却ストラットの耐熱性から空気総温 T_{ta} は 800K とした。図では、ストラットのステップ位置を原点として流れ方向を x 軸とし、壁圧 P_w を燃焼器上流での総圧 P_{ta} で無次元化してある。分布の $x=400\text{mm}$ 以降はストラットによる違いが見られず、また過膨張により出口付近で境界層が剥離したため、図には示さなかった。

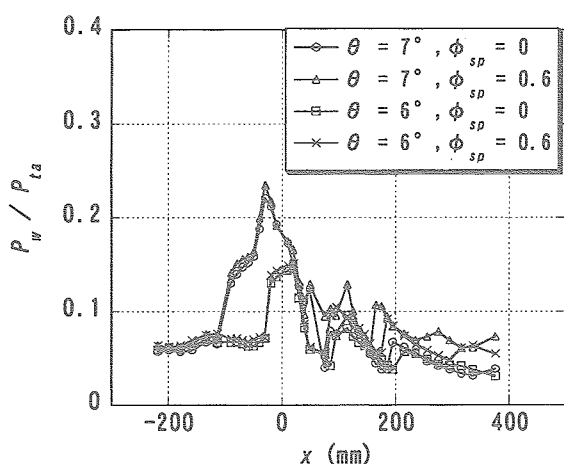
いずれの場合も、ストラット先端から生じる斜め衝撃波により、 $x=0\text{mm}$ より前に急激な圧力の上昇が見られた。その後ストラットベース面から発生する膨張波のため、圧力は低下している。さらに下流では、弱い反射衝撃波による壁圧ピークが3つ見られる。 θ が 7° の場合、 $R=0\text{mm}$ (ストラットC) にしても 1.5mm (ストラットE) の圧力分布と同じ分布を示し、前縁半径の効果は見られなかった。分布は、ストラットにより生じた衝撃波が入射する位置付近でピーク値を示し、衝撃波の入射により生じた境界層剥離の影響は上流 $x=-100\text{mm}$ 付近まで及んでいる。 θ が 6° の場合、 $R=1.5\text{mm}$ (ストラットB) の圧力分布は $\theta=7^\circ$ の場合と同じであるが、 $R=1.0\text{mm}$ (ストラットA) では圧力上昇が半減し、壁面境界層剥離の影響は上流 $x=-20\text{mm}$ 付近までにとどまっている。

3. 1. 2 混合・燃焼時の壁圧分布

前述の結果をもとに、混合・燃焼についての試験は、これらのストラットのうち流れ場への影響が少ないストラットA ($\theta=6^\circ$, $R=1.0\text{mm}$) と、最も大きな影響の現れたストラットE ($\theta=7^\circ$, $R=1.5\text{mm}$) を用いて行った。ここでは前縁部が水冷の燃料噴射用のストラットを用いた。図3.2に、空気総温 $T_{ta}=2000\text{K}$ における当量比による壁圧分布の変化を示す。ただし、当量比が0のデータは、総温 2000K での試験ではストラットが熱で損傷するおそれがあるため、上述の総温 800K で行った無冷却ストラット試験のものを示してある。燃料噴射はストラット側壁からの垂直噴射と、ベース面からの平行噴射を行う。垂直噴射 (図3.2(a)) では、 ϕ_{sv} の増加とともに燃焼による発熱が増え、燃焼器全体の壁圧レベルも上昇する。 $\phi_{sv}=0.6$ ではストラットAおよびEの場合ともストラット前縁衝撃波入射位置を越えて境界層剥離が上流にまで及び、ストラットによらずほぼ同一の壁圧分布を示す。 $\phi_{sv}=0.5$ ではこのような現象は見られず、いずれのストラットの場合も $\phi_{sv}=0$ の場合よりいくらか高い壁圧を示す。平行噴射 (図3.2(b)) では、ストラットAおよびストラットEともに燃焼による影響は燃料噴射位置より下流で生じ、上流への影響は見られない。これより、上流



(a) ストラット垂直噴射



(b) ストラット平行噴射

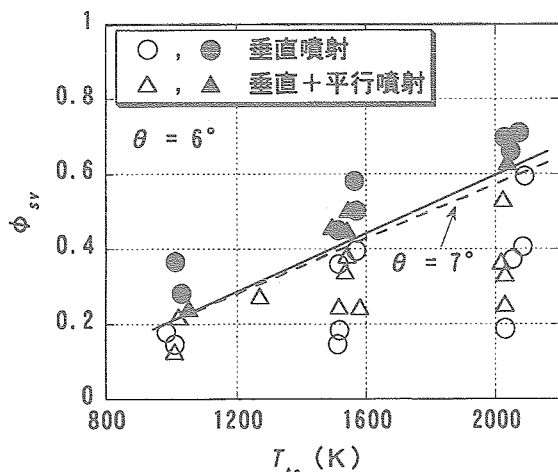
図3.2 当量比による壁圧分布の変化 ($T_{ta}=2000\text{K}$)

図3.3 上流への影響が及ぶ限界

への影響は燃料噴射器近くの燃焼現象により支配されていることがわかる。

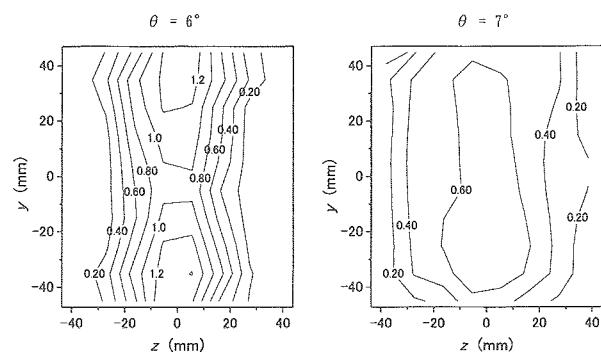
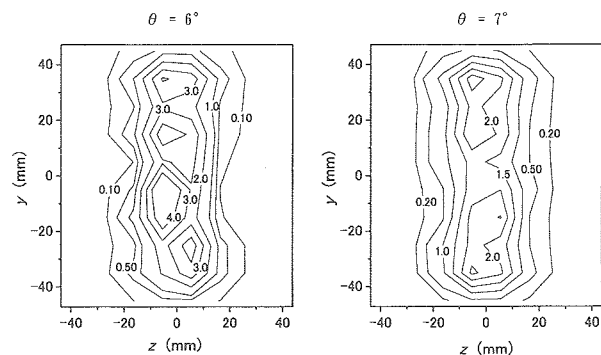
ストラットなし燃焼器を含むこれまでの実験でも、当量比を大きくするか空気総温を減少させると、燃焼の影響が上流にまで及んだ¹⁵⁾。図3.3に今回行った実験につ

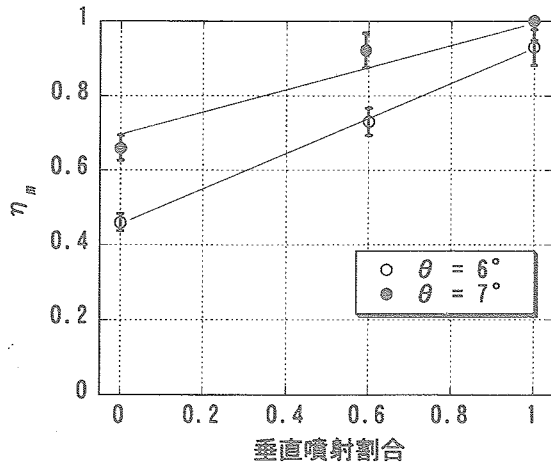
いて、空気総温-当量比面上で上流へ影響が現れる限界線を示す。図3.2(b)より平行噴射では上流へ影響が及ばないことが確かめられているため、縦軸には平行同時噴射を併用した場合でも、垂直噴射分のみの当量比を用いた。図中●▲は上流まで影響が及んだことを示す。上流へ影響の及ぶ当量比の境界は T_{ta} に比例して大きくなる。図3.2で示したように、燃料噴射を行ない場合には両者に大きな違いが見られたにも拘わらず、 $\theta=6^\circ$ の限界線は $\theta=7^\circ$ （限界線のみを示す）の場合とほぼ同じである。

3. 1. 3 混合および燃焼性能

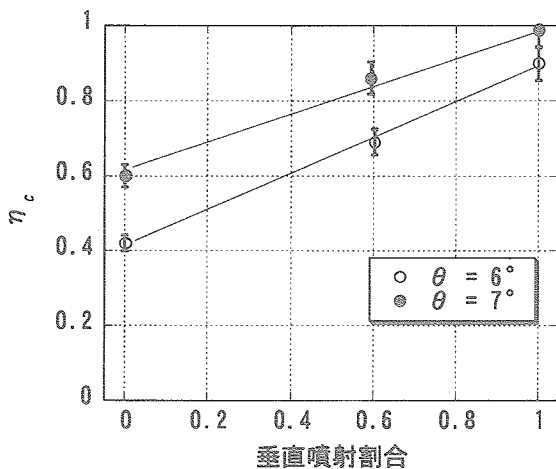
空気総温2000Kにおけるストラットベース面からの平行噴射が無い場合の試験では、ストラットベース面エッジ部分が一部焼損した。これは燃料噴射無しではその構造上、常温燃料水素ガスによってストラットベース面が冷却されないことに加え、空気総温が2000Kと高かったためである。そこでストラットベース面からの燃料噴射がない場合には、ストラットへの熱負荷を下げるために空気総温を1500Kに下げて試験を行った。

図3.4に、 $T_{ta}=1500\text{K}$ 、 $\phi_{sv}=0.4$ 、 $\phi_{sp}=0$ および $\phi_{sv}=0$ 、 $\phi_{sp}=0.4$ の場合の $x=360\text{mm}$ での燃焼器出口断面局所当量比分布をそれぞれ示す。 $\theta=6^\circ$ の平行噴射時には、空気総圧を $P_{ta}=1.0\text{MPa}$ とすると過膨張により燃焼器出口で流れが剥離したため、 $P_{ta}=1.2\text{MPa}$ とした。平行噴射に比べて垂直噴射での当量比の最大値ははるかに低く、混

(a) 垂直噴射 ($\phi_{sv}=0.4$)(b) 平行噴射 ($\phi_{sp}=0.4$)図3.4 燃焼器断面内の局所当量比分布 ($x=360\text{mm}$)



(a) 混合効率



(b) 燃焼効率

図3.5 混合および燃焼効率 ($\phi_T=0.4$)

合は早い。 $\theta=6^\circ$ での分布は、いずれの噴射方式においても $\theta=7^\circ$ の分布よりも最大値が高く、燃料の拡散は遅い。

図3.5(a)、(b)に $T_{ta}=1500\text{K}$ 、 $\phi_{sv} + \phi_{sp}=0.4$ 、 $x=360\text{mm}$ における混合効率 η_m 、燃焼効率 η_c をそれぞれ示す。ここで横軸は垂直噴射割合を示し、平行噴射のみの場合は0、垂直噴射のみの場合は1となる。また本試験での全体当量比は1以下であるから、 η_m は投入された燃料水素量と、断面内を質量流束で重み付け積分して得られた実際に燃焼可能になった水素量の割合、 η_c は投入された燃料水素量と、断面内を質量流束で重み付け積分して得られた実際に燃焼した水素量の割合として定義される¹⁵⁾。 η_m 、 η_c とも平行噴射より垂直噴射の方が高く、垂直と平行同時噴射の場合はその中間の値を示し、垂直噴射割合にほぼ比例する。垂直噴射のみの場合を除いて、 $\theta=6^\circ$ の η_m 、 η_c の値は $\theta=7^\circ$ より約20ポイント低い。これは、 $\theta=6^\circ$ の場合はストラット前縁衝撃波が弱いいため流れ場への影響や減速の程度が小さく、これにより燃料の混合が遅くなり、燃焼発熱も小さくなったためと考え

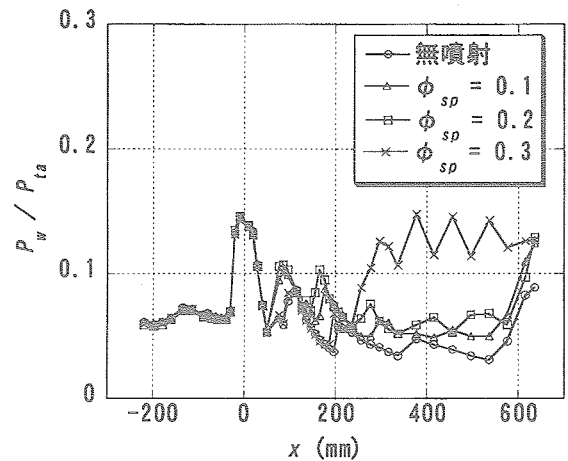
られる。ただし、ストラット形状は燃焼効率、抗力、インレットの始動性、分離部長さ、壁面の加熱など、エンジン性能におよぼす影響を十分考慮して決める必要がある。

3. 2 ストラット位置の影響

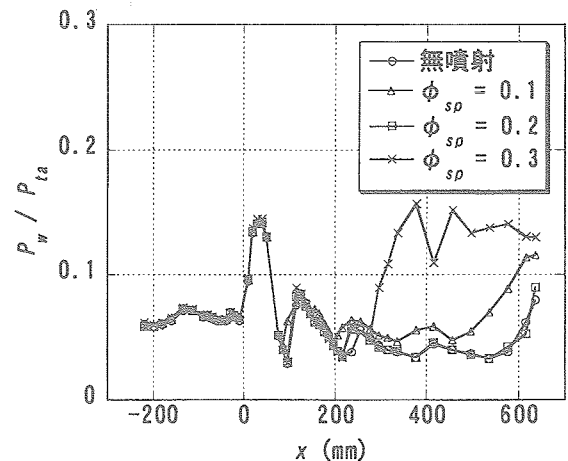
ストラットからの平行噴射の影響およびストラット位置の影響について、燃焼器BおよびCを用いて調べた。供試燃焼器に流入する模擬空気は、 $P_{ta}=1.0\text{MPa}$ 、 $T_{ta}=1500\text{K}$ である。

3. 2. 1 ストラットのみから平行噴射した場合

図3.6(a)、(b)に、燃焼器Bを用いた場合のストラット平行噴射燃料当量比 ϕ_{sp} による壁圧 P_w の分布の変化を、二つのストラット位置に対して示す。この図を含め、これ以降示される図中の x は、側壁上のステップを原点とした流れ方向の距離である。これまで示したストラット平行噴射の場合と同様、いずれの当量比、ストラット位置でも側壁ステップ上流では壁圧上昇は見られない。ストラットを下流に移動すると壁圧分布も下流へ移動する。



(a) ストラット上流

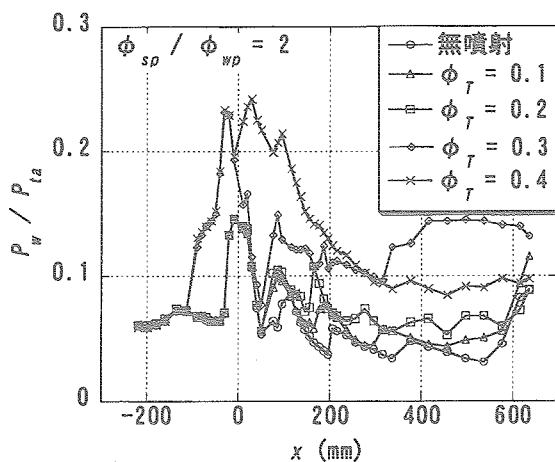


(b) ストラット下流

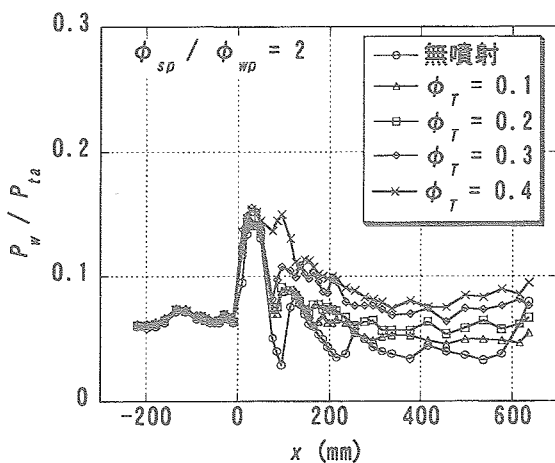
図3.6 ストラット平行のみから燃料噴射した場合の壁圧分布

上流に置かれたストラットから燃料噴射した場合（図3.6(a)）、壁圧は $\phi_{sp}=0.2$ の方が 0.1 より高くなっている。両者ともストラット背後の膨張波が側壁に入射した直後から壁圧が増加しており、噴射孔出口近くで保炎されていることがわかる。しかし $\phi_{sp}=0.3$ の壁圧は、この位置ではまだ上昇せず、燃料噴射がない場合の3つ目の壁圧ピーク位置付近から急激に上昇する。これは、 $\phi_{sp}=0.3$ では高温模擬空気に対して常温の噴射燃料の量が多いため噴射孔出口近くでは保炎に必要な濃度、温度条件を満足する混合気が形成されず、下流の平行部入口付近に至って、そこで発生する衝撃波の効果により保炎され一気に燃焼したためと思われる。

ストラットが下流にある場合（図3.6(b)）、 $\phi_{sp}=0.1$ で燃料噴射するとストラットが上流に位置する場合に比べて壁圧の上昇の程度は低い。これは側壁ステップからの膨張波が、ストラットから噴射されて間もない燃料流に到達するために燃焼が抑えられたと推測される。一方



(a) ストラット上流



(b) ストラット下流

図3.7 ストラット平行および側壁平行から燃料噴射した場合の壁圧分布

$\phi_{sp}=0.2$ および 0.3 では、この影響と先に述べたような常温の燃料が多すぎる効果のため、ストラット付近では保炎されていない。しかし $\phi_{sp}=0.3$ の場合、ストラットが上流にある場合と同様に下流平行部入口近くで保炎されている。本実験の空気総温は、後述するようにストラット平行噴射時の自発着火限界付近である。このため噴射条件などのわずかな違いにより、上述のような保炎、吹き飛びにおける違いが生じたと考えられる。

3. 2. 2 ストラット平行噴射と側壁平行噴射を組み合わせさせた場合

図3.7(a)、(b)に、燃焼器Bを用いた場合のストラット平行噴射に側壁平行噴射を加えた場合の壁圧分布を二通りのストラット位置に対して示す。この場合、 ϕ_{sp} と側壁平行噴射燃料当量比 ϕ_{wp} の和の全当量比 ϕ_T は、 0.1 、 0.2 、 0.3 、 0.4 で $\phi_{sp}/\phi_{wp}=2$ になっている。側壁平行噴射を加えることでストラット位置による壁圧分布の違いは図3.6より大きくなっている。

ストラットを上流に置いた場合（図3.7(a)）、 ϕ_T が 0.2 までは側壁ステップ直後からの燃焼は見られない。しかし、 ϕ_T が 0.3 以上で壁圧上昇が側壁ステップよりも上流に達し、側壁ステップ直後でも燃焼が生じている。 ϕ_T の増加とともに壁圧は増加するが、 $\phi_T=0.3$ の場合、 0.4 と違い下流平行部入口で壁圧が急上昇している。この違いがなぜ生じたかを調べるため、 $\phi_{sp}=0.2$ 、 $\phi_{wp}=0.1$ の場合（×、図3.7(a)で示した結果）、これと同じ当量比で、試験開始時の燃焼壁温度が 30°C の場合（□）、ストラットからの平行噴射量のみを噴射した $\phi_{sp}=0.2$ 、 $\phi_{wp}=0$ の場合（△、図3.6(a)で示した結果）、さらに燃料無しの場合（○）の壁圧分布を図3.8に比較して示す。□印では、下流平行部より上流の分布は $\phi_{sp}=0.2$ のみの場合（△）

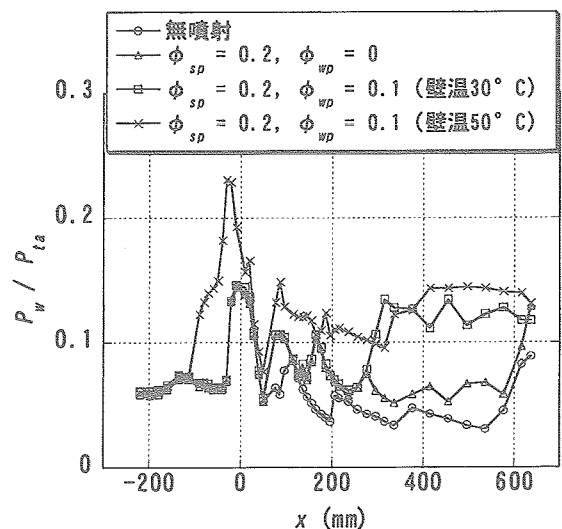
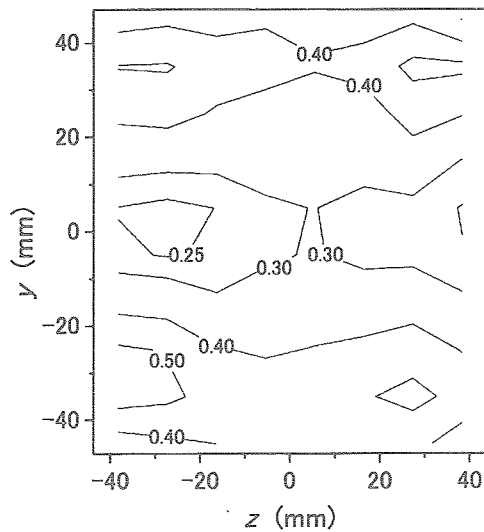
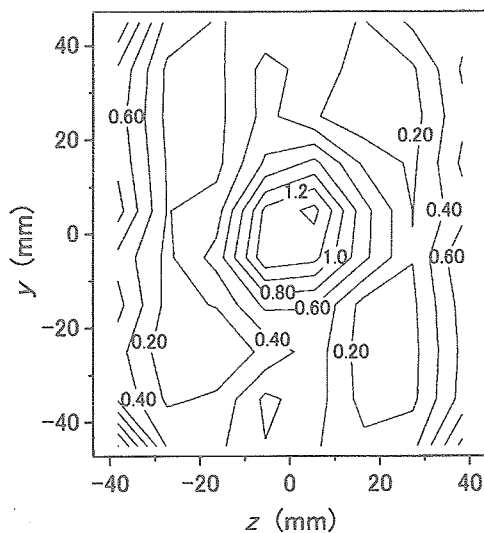


図3.8 燃焼前壁温の違いによる壁圧分布の変化

と一致している。従って、この位置までに燃焼しているのはストラットから平行噴射された燃料のみである。壁面で平行噴射された燃料 (ϕ_{wp} 相当分) は、下流平行部入口まで燃焼せず、図3.6(a)で示したストラット平行噴射 $\phi_{sp}=0.3$ の場合と同様に拡大部／平行部の接合部位置で発生する衝撃波により燃焼が始まっていることがわかる。一方、試験開始時の燃焼壁温度が 50°C の時 (×) は、ストラット付近から $\phi_{sp}=0.2$ のみの場合より高い圧力を示しており、さらに下流平行部入口付近で急上昇している。ストラット付近での圧力上昇は、ストラットからの燃料に加えて、側壁平行からの燃料も燃えたことを示している。また、下流平行部入口付近での急上昇はさらに燃焼状態が変化したことを示唆している。このこと



(a) ストラット上流



(b) ストラット下流

図3.9 燃焼器断面内の局所当量比分布
($\phi_{sp}=0.2$, $\phi_{wp}=0.2$, $x=356\text{mm}$)

から試験開始時の燃焼壁温度の高かった試験 (×) は左右の側壁平行噴射燃料のうち片側のみが上流で保炎され、平行部入口付近で保炎された可能性がある。なお、図3.7(a)でも示したように、 ϕ_T がより高い0.4では側壁ステップ下流近くでの壁圧が他と較べて十分に高く、片側のみの保炎は起こっていない。

図3.8は試験開始時の燃焼壁温度が側壁平行噴射燃料の着火／保炎に関係があることも示唆している。上述の側壁平行噴射燃料の側壁ステップ付近での片側のみ保炎については、後述する燃焼器Cでの試験で左右両側壁に挿入した熱電対を用いての温度測定により検証するとともに、試験前燃焼壁温度による側壁平行噴射燃料の着火／保炎に対する影響についても再検証する。

ストラットが下流に位置する場合 (図3.7(b)) は、側壁から燃料を平行噴射すると ϕ_T に応じて壁圧が上昇し、燃焼が起っているものの、第1番目のピーク圧はほとんど変化せず、上流への影響は全く見られない。したがって本実験の範囲内では、ストラットを下流側に置くことにより、側壁平行噴射を行った場合でも燃焼器内の発熱の上流への影響の緩和が可能であることがわかる。これはストラットを下流へ移動することにより、ストラット先端からの衝撃波も側壁面上の側壁ステップ下流に移動し、ステップ上流での流れ場が大きく乱されるのを回避できたためといえる。ただし、後述するようにストラットを下流に移動した場合、上流の場合に比べて燃焼効率が幾分下がる。

図3.9に燃焼器Bにおける $\phi_{sp}=0.2$, $\phi_{wp}=0.2$ のときの $x=356\text{mm}$ の断面内の局所当量比分布を示す。ストラットが上流の場合 (図3.9(a)) は、四隅に燃料濃度の高い領域が見られるが、局所当量比はほぼ0.25～0.5の範囲内にあり、全噴射燃料が燃焼可能状態にまで混合が進んでいる。ストラットが下流の場合 (図3.9(b)) は、ストラットからの燃料が合体し、壁面からの燃料は成層化している。また中央部とコーナー部に局所当量比が1以上の領域が見られる。表1にこれまで述べた各種実験の混合効率、燃焼効率を示す。混合、燃焼効率が最も高いのは燃焼器Bでのくさび形ストラットが上流の場合である。ストラットを下流に移動すると混合効率、燃焼効率とも、

表1 燃料噴射条件による燃焼特性

		燃焼器 A での試験 結果 (ストラット A 使用)			燃焼器 B での試験結果	
					ストラット上流	ストラット下流
当 量 比	ストラット平行	0.4	0.15	0	0.2	0.2
	ストラット垂直	0	0.25	0.4	0	0
	側壁平行	0	0	0	0.2	0.2
混合効率 (%)		46±2	73±4	93±5	100± $\frac{0}{5}$	96± $\frac{4}{5}$
燃焼効率 (%)		42±2	69±3	90±5	99± $\frac{1}{5}$	92±5

ストラット上流の場合に比べて幾分減少する傾向が見られる。図3.10に図3.9に対応する壁圧分布を示す。混合、燃焼効率が高いと壁圧分布も高く、上流への影響距離も大きくなることがわかる。

図3.11に燃焼器Cにおけるストラット上流および下流で、 $\phi_{wp}=0.3$ 、 $\phi_{sp}=0.3$ の時の壁圧分布を示す。ストラットが下流の場合、図3.10と同じく壁圧分布が低くなっている。ストラットベース面が側壁ステップより下流に位置する時、流路面積はストラットが上流の場合より大きいので、主流の静圧は低く、マッハ数は高くなる。その結果、ストラット平行噴射燃料の混合性能は低下し、全体的な燃焼性能も低下したものと思われる。

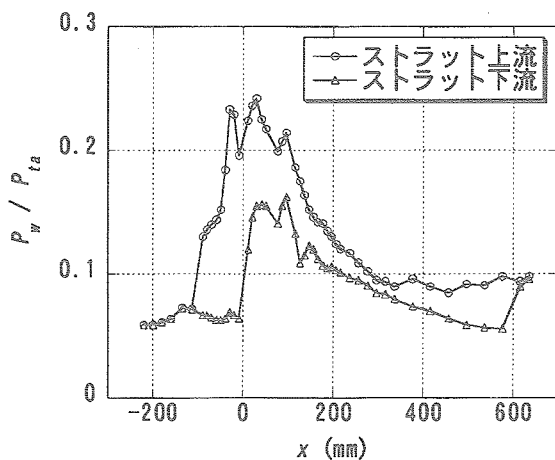


図3.10 壁圧分布 ($\phi_{sp}=0.2$ 、 $\phi_{wp}=0.2$)

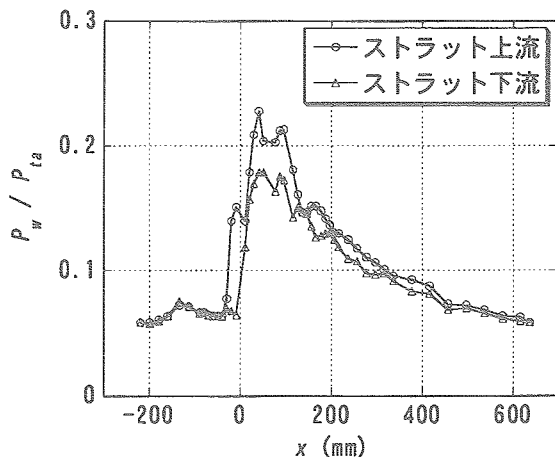


図3.11 ストラット位置の影響 ($D_s=2.8\text{mm}$ 、 $D_w=0.9\text{mm}$ 、 $\phi_{sp}=0.3$ 、 $\phi_{wp}=0.3$)

燃焼器Cにおけるストラット位置を変えた場合の影響についてももうひとつの例を図3.12に示す。図にはストラット平行および側壁平行噴射を併用した場合 ($\phi_{sp}=0.1$ 、 $\phi_{wp}=0.3$) とストラット平行噴射のみの場合 ($\phi_{sp}=0.1$ 、 $\phi_{wp}=0$) を示してある。ストラットが上流の場合は、ストラット平行および側壁平行噴射を併用した場合の壁

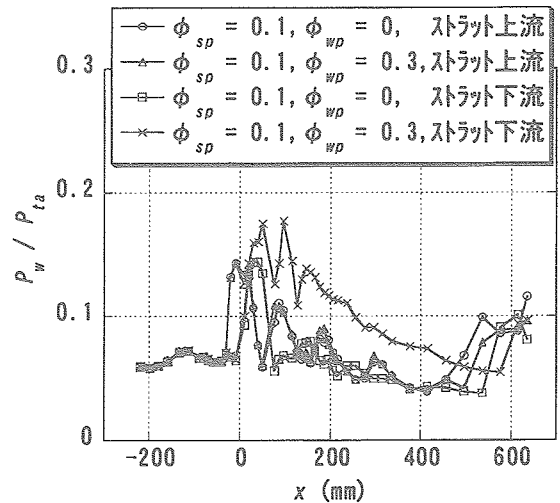


図3.12 ストラット位置の影響 ($D_s=2.8\text{mm}$ 、 $D_w=0.9\text{mm}$)

圧分布は、ストラット平行噴射のみの場合の壁圧分布と一致していること、左右両側壁の壁圧取出孔に挿入した熱電対を用いた温度測定結果より燃焼による温度上昇が見られなかったことなどから側壁からの平行噴射燃料には着火していないと判定した。一方、ストラットを下流に移動した場合、ストラット平行および側壁平行噴射を併用した場合の壁圧分布はストラット平行噴射のみの場合の壁圧分布に比べて十分高くなっていること、温度測定結果から燃焼による温度上昇が見られたことなどから側壁平行噴射燃料に着火していると判定した。ストラットが上流の条件ではストラット前縁から発生する斜衝撃波は側壁ステップの約4mm上流に入射するが、ストラットが下流の条件では側壁ステップから約30mm下流の側壁に入射する。これが側壁ステップ下流の再循環領域と干渉し、側壁平行噴射燃料の保炎を確実にしたものと思われる。

先に図3.7に関連して述べたように、ストラットが上流で、トータル当量比 $\phi_T=0.2\sim0.4$ の時、側壁平行噴射燃料の片側のみの燃焼が燃焼器Cの一部の試験でも見られた。図3.13にその代表例を示す。図のy軸は左右両側壁の熱電対での温度測定結果である。試験開始時の燃焼壁温度は 20°C である。常温の燃料噴射によって、側壁ステップ下流50mmまでの燃焼器左右側壁での測定温度は無噴射時より低下している。その下流では、燃焼によって左側壁面上での温度 (Δ) は上昇しているが、右側壁面上での温度 (\circ) は無噴射時とほぼ同じ温度を示しているのがわかる。この現象は、図3.7(a)で示したように壁圧分布からも予想されたが、燃焼器や燃料噴射条件などは異なるものの、温度測定によって片側の側壁平行噴射燃料が着火／保炎されていないことがより明確に確認できた。ストラットが下流に位置する場合には図3.7(b)でも予想されるようにこのような現象は見られず、側壁

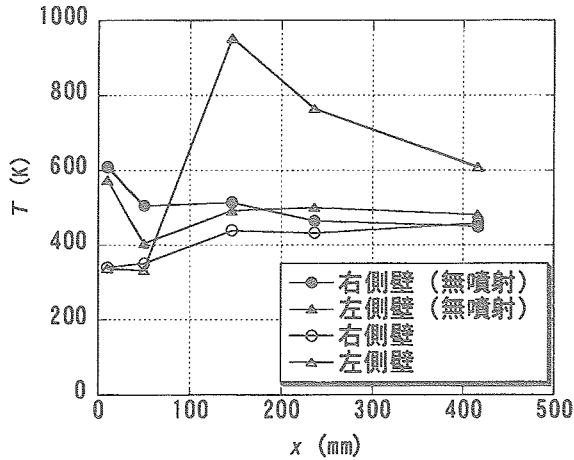


図3.13 片側燃焼の例 (ストラット上流 $D_s=1.4\text{mm}$, $D_w=0.9\text{mm}$, $\phi_{sp}=0.2$, $\phi_{wp}=0.2$)

から平行噴射された燃料はいずれの側とも燃焼が確認された。

図3.8で示した試験開始時の燃焼壁温度を変えた場合の側壁平行噴射燃料の着火／保炎に対する影響を検証した。図3.14にその代表例を示す。噴射条件は $\phi_{sp}=0.1$ 、 $\phi_{wp}=0.2$ である。図3.14には比較のため、燃料無しの場合 (○) と $\phi_{sp}=0.1$ 、 $\phi_{wp}=0$ の場合 (△) も併せて示してある。図中の□は図3.13に示した側壁平行噴射燃料の片側のみ着火／保炎された場合の壁圧分布である。□の場合、 $\phi_{sp}=0.1$ 、 $\phi_{wp}=0$ の場合 (△) の壁圧分布とはほぼ同じ結果となっている。ストラット平行噴射燃料は着火／保炎しているが、両側壁平行噴射燃料とも着火していないのか、あるいは片側にしか着火していないのか、壁圧分布だけでは判断できない。しかし左右側壁での温度測定結果から、片側のみの側壁平行噴射燃料の燃焼であることが確認できた。一方、試験開始時の燃焼壁温

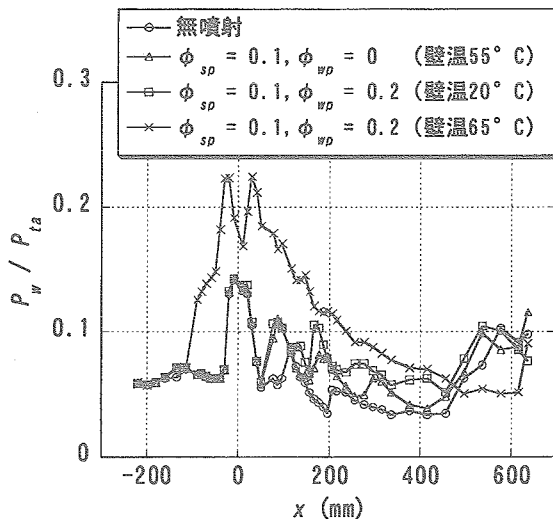
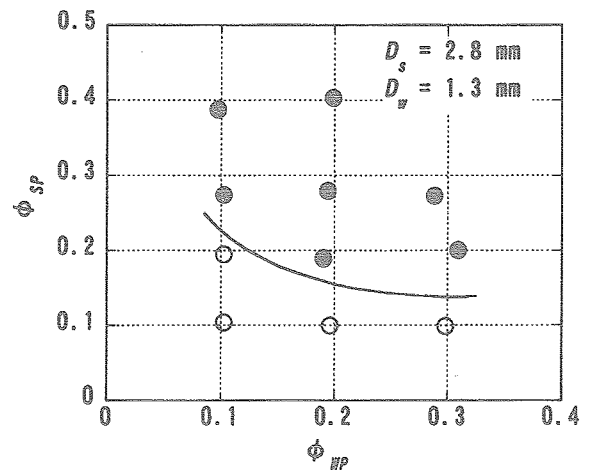


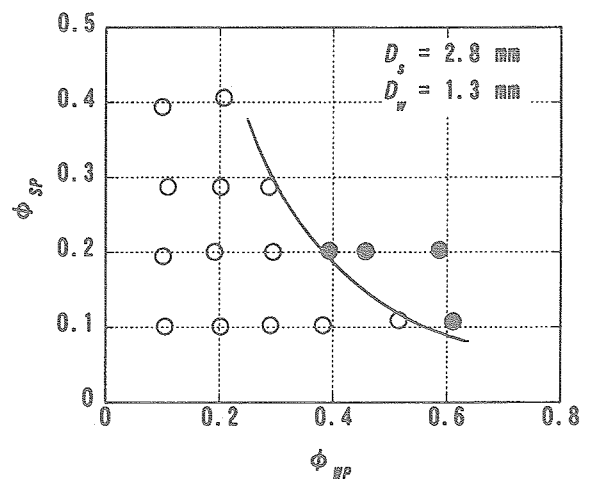
図3.14 燃焼前壁温の違いによる壁圧分布の変化 ($D_s=2.8\text{mm}$, $D_w=0.9\text{mm}$, ストラット上流)

度が高い試験 (×) では、壁圧分布が十分高くなっていること、左右両側壁面上の温度がともに上昇していることなどから、ストラット平行噴射燃料および左右両側壁平行噴射燃料に確実に着火したといえる。燃焼器Bでの試験 (図3.8) でも見られたように、燃焼器Cにおいても、ストラットが上流で全噴射燃料当量比が低い場合 ($\phi_T=0.1\sim 0.3$)、試験開始時の燃焼壁温度が高い時は側壁平行噴射燃料の着火／保炎が促進されることが確認された。

上流への影響について図3.15(a), (b)に示す。これはストラット平行噴射燃料当量比と側壁平行噴射燃料当量比で整理した様子を、ストラットが上流および下流の場合について示したものである。図3.3と同様、●は上流まで影響が及んだことを示す。ストラット燃料噴射位置が側壁ステップ下流に移動すると、燃焼による急激な圧力上昇が側壁ステップ下流に移動し、側壁ステップ近傍の圧力上昇が緩和され、上流への影響が生じにくくなっている。



(a) ストラット上流



(b) ストラット下流

図3.15 上流遡り限界

3. 3 平行噴射における噴射孔径の影響

ストラットおよび側壁からの平行噴射による混合・燃焼特性について、燃焼器Cを用いて噴射孔径の影響を調べた。供試燃焼器に流入する模擬空気は、 $P_{ta}=1.0\text{MPa}$ 、 $T_{ta}=1500\text{K}$ である。

3. 3. 1 ストラット平行噴射孔径の影響

図3.16にストラット平行のみからの燃料噴射について、当量比一定条件 ($\phi_{sp}=0.1$) での噴射孔径による壁圧分布への影響を示す。この場合、当量比を等しくするために噴射孔径の変化に応じて噴射圧力を変化させている。壁圧分布を見る限り、噴射孔径による影響は確認できない。同様な結果は、ストラット平行噴射に側壁平行噴射燃料を追加した時 (図3.17) にも見られる。この場合、当量比はいずれも $\phi_{wp}=0.2$ 、 $\phi_{sp}=0.2$ である。いずれも壁圧分布はほとんど一致している。

噴射孔径のみを変えることによりストラット平行噴射当量比 ϕ_{sp} をそれぞれ0.1と0.2に変化させた結果を図3.18

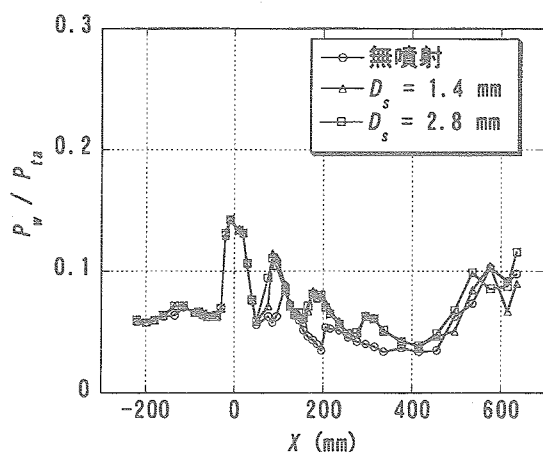


図3.16 ストラット噴射孔径の影響
(ストラット上流、 $\phi_{sp}=0.1$)

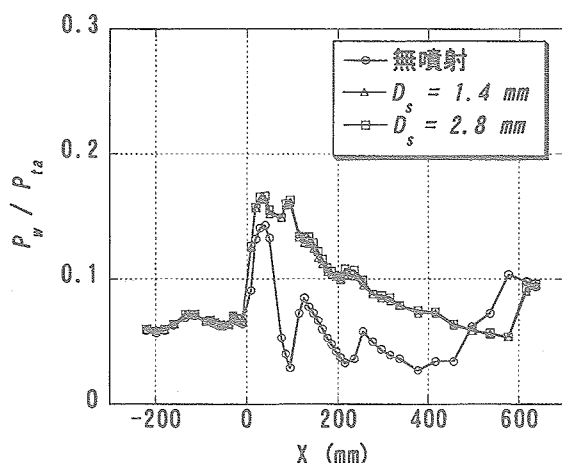


図3.17 ストラット噴射孔径の影響 (ストラット上流、 $D_w=1.3\text{mm}$ 、 $\phi_{sp}=0.2$ 、 $\phi_{wp}=0.2$)

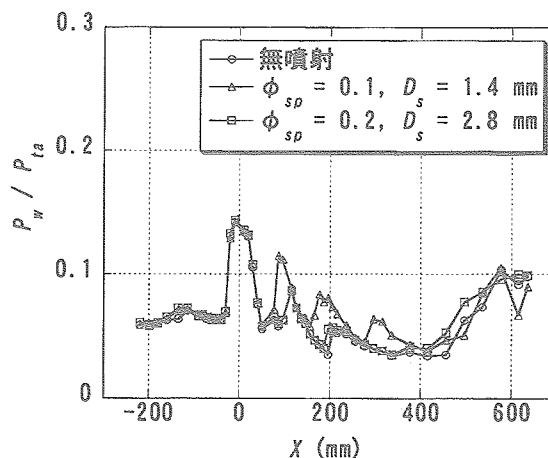


図3.18 ストラット噴射孔径の影響
(ストラット上流、 $\phi_{wp}=0$)

に示す。この場合には、噴射圧力は一定に保たれている。側壁平行噴射燃料当量比 ϕ_{wp} は0である。 $\phi_{sp}=0.1$ では保炎が確認できるが、0.2に増加させると気流のみと同じ壁圧分布となり、保炎出来ないことがわかる。

噴射孔径を増すとストラットベース面に形成される再循環域が狭くなり(効果A)保炎は困難な方向へ向かう¹⁰⁾。また、噴射圧力を増すと噴射孔を流出した後の燃料流の膨張が進み、ストラットベース面に形成される再循環域を狭くする(効果B)とともに、燃料流速増大による滞留時間の減少(効果C)や静温の減少(効果D)など、いずれも保炎が困難な効果をもたらす。上で述べたような噴射孔径、当量比あるいは噴射圧力による変化は、以下に示すようにこれらの影響が競合して生じたものと思われる。上記の効果についてまとめて表2にも記す。

表2 ストラット平行噴射において保炎を困難にする効果

A	噴射孔径を増すとストラットベース面に形成される再循環域が狭くなる。
B	噴射圧力を増すと噴射孔を流出した後の燃料流の膨張が進み、ストラットベース面に形成される再循環域を狭くする。
C	燃料流速の増大によって滞留時間が減少する。
D	燃料流速の増大によって静温が減少する。

図3.16および3.17に示した試験では、燃料は音速で噴射されかつ当量比は一定であるため、噴射孔径と噴射圧力とは反比例の関係にある。従って、噴射孔径を増すことは上で述べた効果Aの促進と、効果B～Dの緩和が互いに競合し、結果として保炎性能に違いを生じなかったものと推測される。一方、図3.18に示した試験では噴射圧力が一定であるため当量比を増加させても燃料流の膨張の効果、すなわち効果B～Dの違いは現れないが、噴射孔径増による効果Aが顕著に現れ、吹き飛びを生じたものと考えられる。これらの結果を総合すると、ストラット

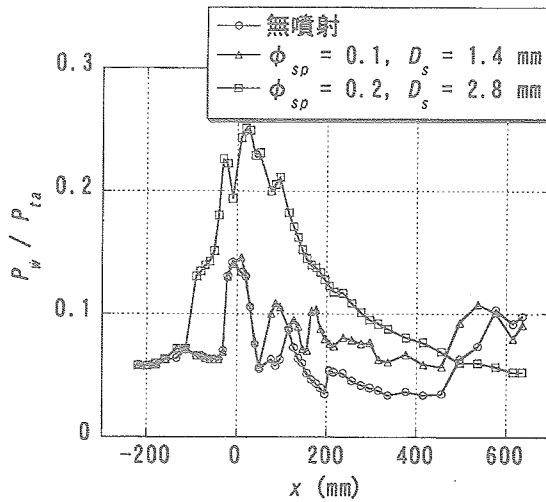


図3.19 ストラット平行噴射と側壁平行噴射を併用した場合の壁圧分布（ストラット上流、 $\phi_{wp}=0.2$ 、 $D_w=1.3\text{mm}$ ）

平行噴射の保炎はストラットベース面の再循環領域のサイズが支配的であるといえる。

側壁平行噴射を追加すると図3.18で示した傾向は逆転する。図3.19にその代表例を示す。図3.18で示した試験時のものに側壁平行噴射 $\phi_{wp}=0.2$ を加えたものである。図3.18で示した $\phi_{sp}=0.2$ はほとんど燃焼による圧力上昇が見られなかったが、側壁平行噴射を併用したことによって大きく燃焼状態が向上している。これは、燃料流量が多い状態で一旦着火すれば燃焼器内の圧力が高くなり、ストラットベース面の再循環領域が拡大するとともに、pre-combustion shockにより燃料噴射孔上流に新たな再循環領域（剥離領域）の発生することなどが要因と推測される。

上に述べた結果をまとめたストラット平行噴射による燃焼特性の全体傾向を表3に示す。

表3 ストラット平行噴射時の燃焼状況

パラ メー タ	出口孔径	一定		増	減	増	減
	噴射圧力	増	減	一定		減	増
	流量	増	減	増	減	一定	
燃焼状況		$\phi_{wp} \leq 0.1$		$\phi_{wp} \leq 0.1$		変化無し	
		低下	向上	低下	向上		
		$\phi_{wp} > 0.1$		$\phi_{wp} > 0.1$			
		向上	低下	向上	低下		

3. 3. 2 側壁平行燃料噴射スロート径の影響

側壁からの燃料噴射の試験では、ストラットの冷却はストラット燃料水素によって行っているため、 $\phi_{sp}=0$ の試験は出来なかった。図3.20に $\phi_{sp}=0.1$ 、 $\phi_{wp}=0.3$ の場

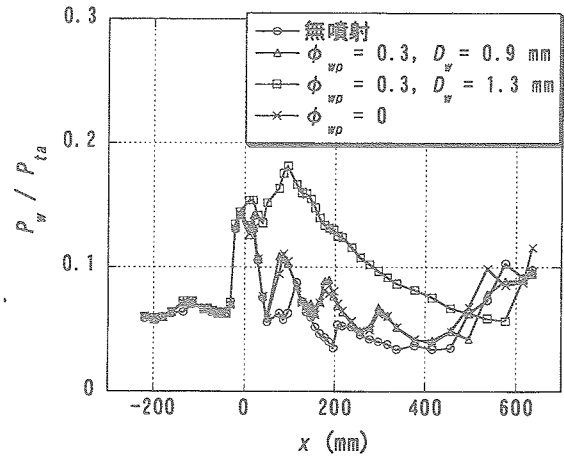


図3.20 側壁スロート径の影響（ストラット上流、 $\phi_{sp}=0.1$ 、 $D_s=2.8\text{mm}$ ）

合の $D_w=0.9\text{mm}$ と 1.3mm に対する壁圧分布を示す。ストラット噴射のみの結果も示しているが、 $D_w=0.9\text{mm}$ の側壁平行噴射を伴った場合と全く一致しており、 $D_w=0.9\text{mm}$ の場合、側壁から平行噴射された燃料は燃えていないことがわかる。これに対して、 $D_w=1.3\text{mm}$ の場合の保炎状態は良好である。前者では流量を一定に保つために噴射圧力を後者に比べて高くしている。噴射孔出口での速度、静温をスロート部断面積との比から1次元的に見積もると、前者では後者と比べて速度が約15%増加し、静温が約30%低下する。これらは先に述べた保炎を妨げる効果CおよびDを増大することとなる。さらに噴射圧力が高いため噴射燃料の膨張の度合いが大きく、側壁ステップベース面での再循環領域が狭くなり保炎が困難になること（効果B）も予想される。側壁平行噴射燃料の噴射圧と噴射孔径の関係は、前述したストラットからの音速噴射と同様に反比例関係にある。しかしこの状況は、側壁平行噴射における燃焼特性はストラット噴射の場合とは異なり、噴射孔径（ここではスロート径）を大きくし、噴射圧を下げる効果と、噴射孔径を小さくし、噴射圧を上げる効果が必ずしも一致しないことを示している。側壁平行噴射の場合には、ストラット噴射とは異なり側壁の存在も影響するように思われる。これらを明らかにするにはさらに詳細な実験が必要である。

ϕ_{sp} が0.1より大きい場合には、スロート径増、あるいはスロート径一定のまま噴射圧力増で側壁平行噴射量を増加させると、保炎を維持したままで壁圧は上昇し性能は向上した。これはストラット噴射燃料流量が大きい場合の保炎と同じ傾向で、先に述べたように一旦着火した後の圧力上昇による保炎・燃焼性能向上によるものである。

上に述べた結果をまとめた側壁平行噴射による燃焼特性の全体傾向を表4に示す。

表4 側壁平行噴射時の燃焼状況（出口孔径一定）

パラ メー タ	スロット径	一定		増	減	増	減
	噴射圧力	増	減	一定		減	増
	流量	増	減	増	減	一定	
燃焼状況	$\phi_{sp}=0.1$	向上		低下		ストラット上流	
	$D_w=0.9$, 上流	保炎せず				向上	低下
	上記以外					ストラット下流	
	向上 低下					変化無し	

3. 3. 3 上流への影響

図3.21は燃焼器Cにおいてストラット上流で $D_w=0.9\text{mm}$ 、全体当量比 $\phi_T = \phi_{wp} + \phi_{sp}=0.6$ の場合の壁圧分布の例である。 $\phi_{sp}=0.4$ 、 $\phi_{wp}=0.2$ の時は上流への遡りが見られるものの、 $\phi_{sp}=0.3$ 、 $\phi_{wp}=0.3$ の時は遡りは見られない。両者は同じ $\phi_T=0.6$ であるにもかかわらず、上流への遡りが見られる場合とそうでない場合が確認された。これは壁面からの平行噴射燃料はストラットからの平行噴射燃料に比べて有効に燃焼していないことを示している。

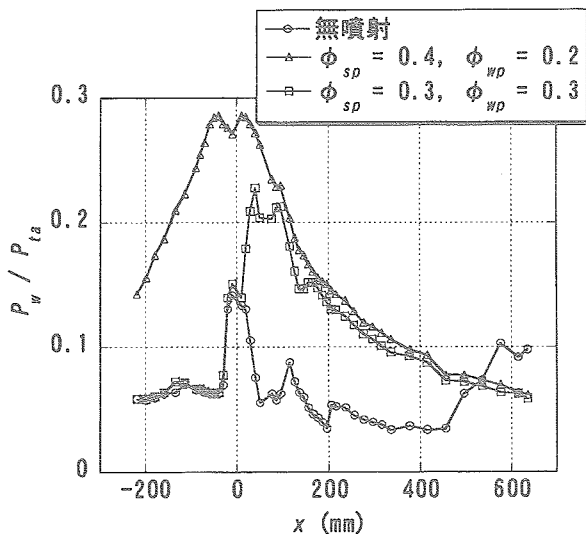


図3.21 噴射配分の影響（ストラット上流、 $D_s=2.8\text{mm}$ 、 $D_w=0.9\text{mm}$ ）

図3.22に、上流への遡りが燃焼器入口まで達しているかどうかを、ストラットおよび側壁平行噴射とも保炎されている場合について $\phi_{sp}-\phi_{wp}$ 面に示す。図3.3および図3.15と同様、各記号の白抜きは上流への遡りなし、塗りつぶしは遡りありの場合である。噴射スロット孔径の小さい $D_w=0.9\text{mm}$ の方が上流への影響が少ないことがわかる。これは先にも述べたように、 $D_w=0.9\text{mm}$ の場合は 1.3mm の場合に比較して燃焼状態が悪いためである。側壁平行噴射はストラット平行噴射と比べると燃焼状態ひ

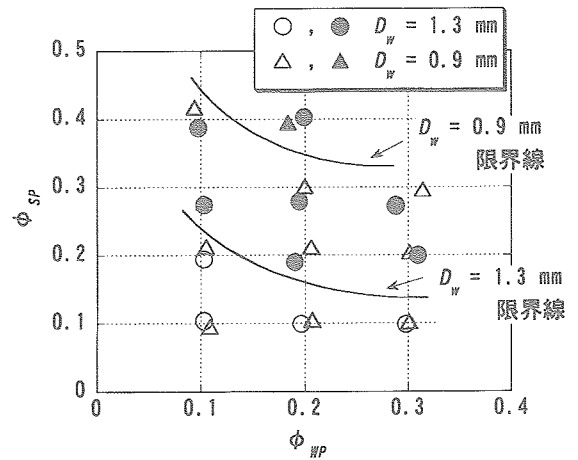


図3.22 上流遡り限界 ($D_s=2.8\text{mm}$ 、ストラット上流)

いては上流への遡りに対する影響が小さいことがこの図からもわかる。燃焼状態が活発な場合は上流への遡りも発生しやすいが、ストラットを下流に移動することによって緩和できる。

3. 4 着火特性

本節では、図2.1に示した燃焼器Dにやじり形ストラットAを使用して、自発着火およびプラズマトーチによる強制着火特性について調べた結果を示す。

3. 4. 1 自発着火

図3.23に燃焼器Dにおける空気総温 T_{ta} に対する全当量比 ϕ_T の自発着火限界を示す。これは側壁垂直およびストラット垂直、平行の燃料噴射を行ったものである。側壁垂直およびストラット垂直、平行の各系列が一系統の燃料供給系に接続されており、同じ噴射圧力で同時に燃料噴射される。各噴射流量は側壁垂直およびストラッ

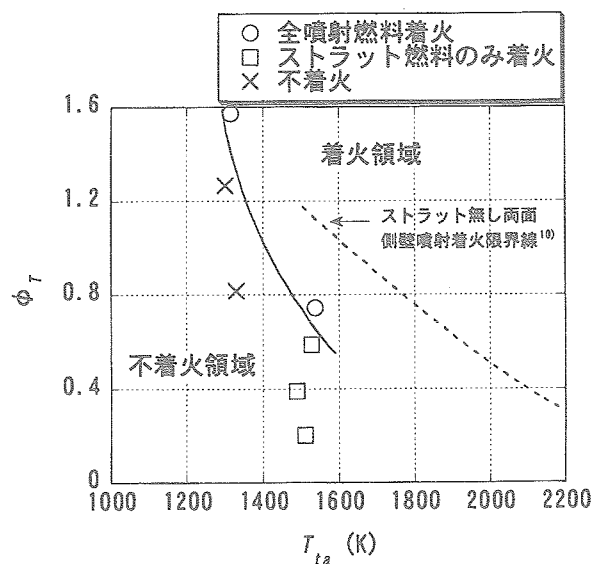


図3.23 全燃料噴射自発着火限界

ト垂直、平行がそれぞれ全体流量の5：3：2の割合である。この流量の割合は、それぞれの系列に対して単一流量校正を行った結果をもとに算出したものである。図において、ストラット無し燃焼器による両側壁垂直噴射の自発着火¹⁰⁾と同様に ϕ_T が増加すると、それに伴って噴流上流の剥離領域が広がるため、着火限界 T_{ta} が下がるという定性的な傾向は同じである。しかし、ストラット付燃焼器では着火限界 T_{ta} がより低い方に移行しており、ストラット前縁で発生する斜衝撃波により、静温、静圧が上昇したことによってより着火しやすくなったことを示している。一方で、ストラット上の境界層は薄いいため、壁面温度が高いことも別の原因として考えられる。図の□印はストラットから噴射された燃料のみが着火した場合で、ビデオモニタにより確認した。この場合、燃料当量比が低い場合でも着火が確認されており、上述のストラット壁面が高温であったことの傍証になりうる。

図3.24にストラットベース面からの平行噴射のみの自発着火限界を示す。平行噴射の着火特性の特徴として、垂直噴射に比べ比較的低い T_{ta} (1400K) 付近において非常に低い当量比でも着火することが挙げられる。ストラット背後における再圧縮衝撃波あるいは上流で発生したストラット前縁衝撃波や剥離衝撃波の入射による温度および圧力上昇が着火を誘起させているものと思われる。また平行噴射の自発着火限界は図3.23に示した垂直噴射がある場合とは逆の傾向を示し、当量比 ϕ_{sp} が増加すると着火限界 T_{ta} も上がる。平行噴射の場合は噴射による噴流上流の剥離域の形成拡大がないため、可燃混合気滞留時間の増加はない。また、3.3.1項で述べたように、噴射圧力を上げて噴射量を増すと燃料噴射後の膨張によるストラットベース面の再循環域の縮小、燃料流の速度の増大、あるいは静温の低下などが起こる。このため当量比を増加させた場合、さらに T_{ta} を上げな

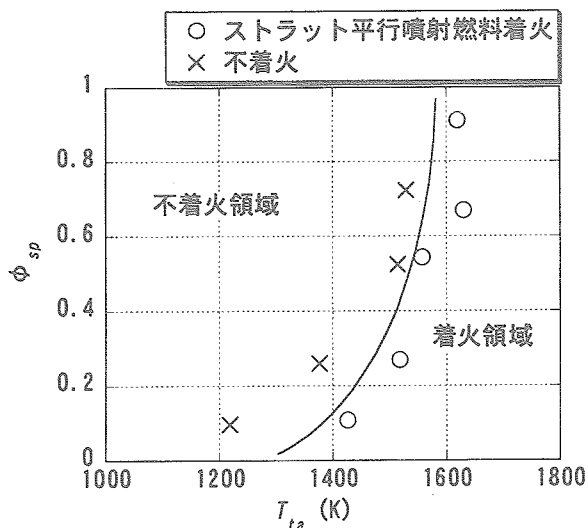


図3.24 ストラット平行噴射における自発着火限界

れば着火しない。図3.23のストラット噴射燃料のみが着火した時(□印)の総温は1500Kで、ストラット平行噴射燃料当量比は0.2である。図3.24と比較してみると、ストラットベース面から平行噴射された燃料のみが着火したものと推測される。

3. 4. 2 強制着火

強制着火の試験では、燃料噴射方式は自発着火の場合と同じであるが、2.1で述べたパイロット燃料噴射と2.2で述べたプラズマトーチを着火源として追加してある。図3.25に強制着火における燃料噴射直後の圧力時間変化例を示す。この圧力はそれぞれストラット両側流路断面内における燃焼器側壁のステップ背後の壁圧である。燃料噴射とともに両側流路の圧力はわずかに上昇し、約150ms後、着火によりほとんど同時に立ち上がり、約250msでほぼ定常状態に達している。今回の強制着火試験では片側流路のみの着火は一度も見られず、2連プラズマトーチとパイロット燃料によってストラット両側流路燃料に同時に着火することが確認できた。

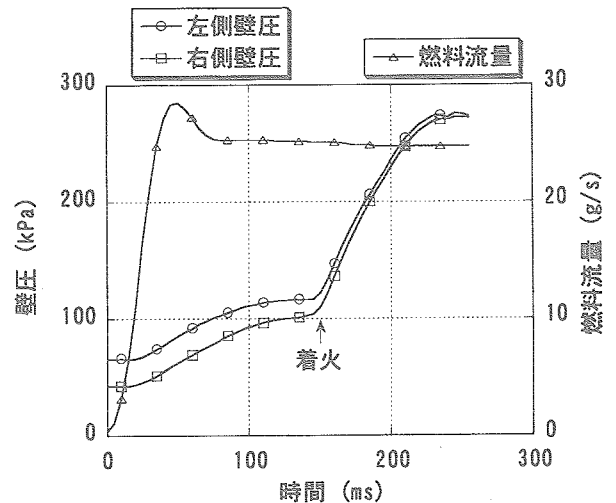


図3.25 強制着火時の壁圧時間変化 ($T_{ta}=1073\text{K}$, $\phi_T=0.43$)

強制着火の着火限界は T_{ta} にはほとんど依存せず ϕ_p によってのみ変化する^{11,12)}。従ってここで示すストラット付燃焼器の強制着火の試験は T_{ta} を $1000 \pm 50\text{K}$ の一定に保って行った。図3.26にパイロット噴射燃料当量比 ϕ_p に対する ϕ_T の強制着火限界を示す。ストラット無し燃焼器による両側壁噴射強制着火の結果¹²⁾と同様、パイロット燃料がなければ着火できないことがわかるが、今回の燃焼器ではさらに低い ϕ_p で着火可能となっている。これも先に述べた自発着火の場合と同様、ストラットを挿入することにより生じる温度および圧力の上昇等により、パイロット燃料の燃焼による発熱量が低くても主燃料の着火を可能にしたものと考えられる。

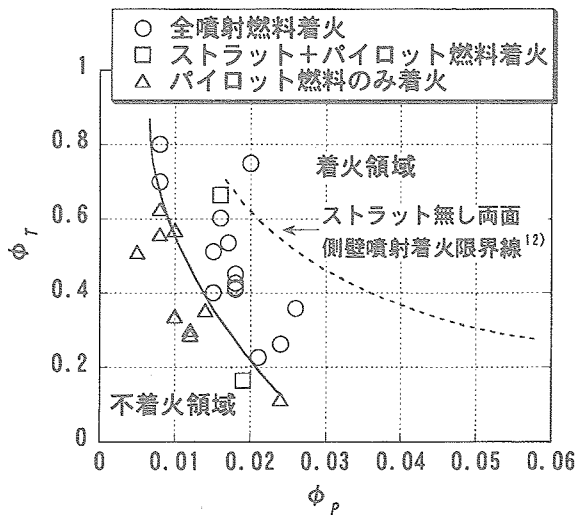
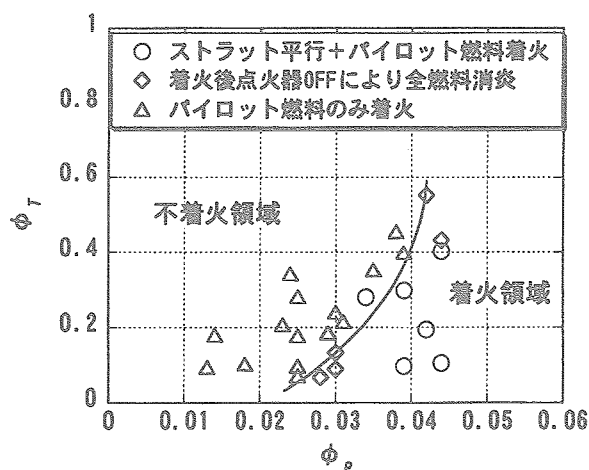
図3.26 全燃料噴射強制着火限界 ($T_{ta}=1000K$)

図3.27にストラット平行噴射の ϕ_p に対する ϕ_T の強制着火限界を示す。平行噴射の自発着火同様、垂直噴射がある場合とは逆の傾向を示し、 ϕ_T が増加すると低い ϕ_p では着火できなくなる。 ϕ_T の(噴射圧力の)増加によって燃料噴射後の膨張によるストラットベース面の再循環域の縮小、燃料流の速度の増大あるいは静温の低下などが起こる。そのため、着火を誘起するにはさらにパイロット噴射燃料を増やし、その燃焼による発熱量を増大する必要がある。 ϕ_p が低い領域(0.03以下)ではプラズマトーチ作動停止でパイロットおよび平行噴射燃料が消炎してしまう現象(図中の◇印)が見られ、さらに ϕ_T の高い領域でも同様の現象が一部に見られた。 ϕ_p および ϕ_T が小さい場合は、側壁ステップ背後の燃料が希薄すぎるためパイロット燃料火炎は上壁ステップのみでは保炎が完全ではなく、プラズマトーチの熱的・化学的効果によってかろうじて火炎が維持されている。このため、平行噴射燃料火炎は燃焼器上壁のパイロット燃料火炎に

図3.27 ストラット平行噴射における強制着火限界 ($T_{ta}=1000K$)

よってストラットベース面で保炎されているもののそれ自体の発熱量では燃焼を継続できない。これによりプラズマトーチ作動停止でパイロット燃料火炎、平行噴射燃料火炎の順に消炎すると考えられる。一方 ϕ_T が大きい場合は、パイロット燃料火炎によって平行噴射燃料への着火は強制的に誘起されるものの、前述したように ϕ_T が増大するにつれ、燃料噴射後の膨張によるストラットベース面の再循環域の縮小、あるいは燃料流の速度増大や静温低下などにより火炎が不安定な状態になる。このため、プラズマトーチの作動停止、あるいはパイロット燃料火炎の消炎など、熱的・化学的要素の遮断により平行噴射燃料火炎の保炎が持続できなくなり吹き飛びが発生するものと推測される。強制着火後におけるこのような火炎の吹き飛びを防ぐためには、噴射孔径を大きくして噴射後の膨張を抑えることも考えられるが、これは先に述べたように再循環域の物理的な縮小につながる。従って、両者の効果を考慮した噴射圧と噴射孔径の適切な組合せを見出す必要がある。

4. 結論

流入気流マッハ数2.4の条件でストラット付スクラムジェット燃焼器の試験を行い、以下の知見を得た。

ストラット前縁形状の効果

- (1) 燃焼の影響がストラット前縁衝撃波を越えて上流まで及ぶ限界は、空気総温と垂直噴射燃料当量比のみで決まる。この限界線はストラット前縁形状によらずほぼ同じである。
- (2) 上流への影響が小さいストラットは、同じ当量比でも影響が大きいストラットに比べて燃焼による圧力レベルは低く、混合・燃焼性能は10～20ポイントほど劣る。

ストラットからの燃料平行噴射の燃焼特性

- (3) ストラット平行噴射に側壁平行噴射を加えた場合、保炎燃焼状態は向上する。
- (4) ストラットのみから平行噴射で燃料流量が多い場合、ストラット附近での保炎が困難となる。

ストラット位置の影響

- (5) ストラット位置が下流では、上流の場合に比べて側壁平行噴射燃料の着火／保炎が促進され、燃焼・発熱の上流への影響も緩和される。

噴射孔径の影響

- (6) ストラット平行噴射では、燃料噴射孔径の影響は見られない。

- (7) 側壁平行噴射では、燃料噴射スロート径を大きくすると燃焼性能が向上する。

自発および強制着火

- (8) 2連プラズマトーチを使用することによって、ストラット両側流路燃料に同時に着火できる。
- (9) ストラット有りの燃焼器の自発／強制着火は、ストラット無しの場合より着火しやすい。
- (10) ストラットおよび側壁垂直噴射がある場合の自発／強制着火では、燃料当量比が大きいほど着火しやすい。
- (11) ストラット平行噴射のみの自発／強制着火は、垂直噴射がある場合とは逆に、燃料当量比が大きいほど着火しにくくなる。

なお本研究は、旧航空宇宙技術研究所、石川島播磨重工業（株）および日産自動車（株）のラム／スクラムジェット燃焼器に関する共同研究の一環として三者共同実験の形で行われたものである。

参考文献

- 1) Waltrup, P. J., Anderson, G. Y., and Stull, F. D. ; Supersonic Combustion Ramjet (Scramjet) Engine Development in the United States, *Proceedings of the 3rd International Symposium on Air Breathing Engines* (Munich, Germany), 1974, pp. 835-861.
- 2) Northam, G. B., and Anderson, G. Y. ; Supersonic Combustion Ramjet Research at Langley, AIAA Paper 86-0159, Jan. 1986.
- 3) Miyajima, H., Chinzei, N., Mitani, T., Wakamatsu, Y., and Maita, M. ; Development Status of the NAL Ramjet Engine Test Facility and Sub-Scale Scramjet Engine, AIAA Paper 92-5094, Dec. 1992.
- 4) Trexler, C. A. ; Inlet Performance of the Integrated Langley Scramjet Module, AIAA Paper 75-1212, Sep. 1975.
- 5) Tani, K., Kanda, T., Kudou, K., Murakami, A., Komuro, T., and Itoh, K. ; Aerodynamic Performance of Scramjet Inlet Models with a Single Strut, AIAA Paper 93-0741, Jan. 1993.
- 6) Huber, P. W., Schexnayder, C. J., and McClinton, C. R. ; Criteria for Self-Ignition of Supersonic Hydrogen-Air Mixture, NASA TP-1457, Aug. 1979.
- 7) 大脇桂、米澤克夫、土屋和之、工藤賢司、松村和成、園田弘文；スクラムジェットエンジン用プラズマイグナイタの開発、第33回航空原動機・宇宙推進講演会講演集（1993），pp. 176-181.
- 8) Sato, Y., Sayama, M., Masuya, G., Komuro, T., Kudou, 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.
- 9) Sato, Y., Sayama, M., Ohwaki, K., Masuya, G., Komuro, T., Kudou, K., Murakami, A., Tani, K., Wakamatsu, Y., Kanda, T., and Chinzei, N. ; Effectiveness of Plasma Torches for Ignition and Flameholding in Scramjet, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 8, No. 4, 1992, pp. 883- 889.
- 10) 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エンジン燃焼器の着火に関する実験、航空宇宙技術研究所報告 NAL TR-1080 (1991).
- 11) Masuya, G., Kudou, K., Komuro, T., Tani, K., Kanda, T., Wakamatsu, Y., Chinzei, N., Sayama, M., Ohwaki, K., and Kimura, I. ; Some Governing Parameters of Plasma Torch Igniter/Flameholder in a Scramjet combustor, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 9, No. 2, 1993, pp. 176-181.
- 12) 工藤賢司、村上淳郎、小室智幸、谷香一郎、升谷五郎、佐山正巳、大脇桂；小型プラズマトーチによるスクラムジェット燃焼器の点火特性、第35回宇宙科学技術連合講演会講演集(1991), pp. 387-389.
- 13) 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器装置、航空宇宙技術研究所報告 NAL TR-912 (1986).
- 14) 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、航空宇宙技術研究所報告 NAL TR-1067 (1990).
- 15) 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、航空宇宙技術研究所報告 NAL TR-1068 (1990).
- 16) Yoon, Y., Donbar, J. M., and Driskoll, J. F. ; Blowout and Liftoff Limits of a Hydrogen jet Frame in a Supersonic Heated, Coflowing Air Stream, AIAA Paper 93-0446, Jan. 1993.

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-04-011

発行日 2005年1月31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44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

©2004 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