

ISSN 0452-2982
UDC 533.6 533.6.5,
536.46, 621.45, 621.452,
629.4.03, 629.4.036,
629.764, 662

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1364

飛行マッハ数6条件におけるスクラム ジェットエンジンモデルの試験

荻田丈士・斎藤俊仁・工藤賢司・小室智幸・小野文衛

1998年7月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

第1章 序論	1
第2章 試験装置および方法	2
2.1 試験設備	2
2.2 エンジンモデル	2
2.3 測定	2
2.4 燃料供給	3
第3章 1次元計算	3
第4章 実験結果	4
4.1 ストラットの効果	4
4.2 エンジン作動状況	5
4.3 プラズマ点火器 / 保安器の効果	10
4.4 強燃焼	11
4.5 再始動	16
第5章 考察	16
5.1 強燃焼	16
5.2 不始動	18
6. 結論	18
謝 辞	19
参考文献	19

飛行マッハ数6条件におけるスクラム ジェットエンジンモデルの試験*

荻田 丈士^{*1}, 斎藤 俊仁^{*1}, 工藤 賢司^{*1},
小室 智幸^{*1}, 小野 文衛^{*1}

Mach 6 Testing of a Scramjet Engine Model*

Takeshi KANDA^{*1}, Toshihito SAITO^{*1}, Kenji KUDOH^{*1},
Tomoyuki KOMURO^{*1}, Fumiei ONO^{*1}

ABSTRACT

Testing of a sub-scale scramjet research engine model was carried out in the Mach 6 Ramjet Engine Test Facility of the National Aerospace Laboratory, Kakuda Research Center. With attachment of a short strut on the top wall, intensive combustion with high combustion efficiency was attained, and the engine-produced thrust canceled the drag. The flame was held in the low-velocity region around the step, even after the ignitors had been turned off. When the fuel flow rate was small, there was a different combustion mode with weak combustion and little thrust. Tangential injection of fuel inhibited intensive combustion.

Key words: scramjet, supersonic combustion, supersonic flow

概 要

ラムジェット推進研究部においてラムジェットエンジン試験設備の飛行マッハ数6条件下で、スクラムジェットサブスケールエンジンの試験を行った。天板に短ストラットを取り付けることにより、良好な燃焼状態および高い燃焼効率が達成され、燃焼により発生した推力は流入気流による抗力に匹敵した。良好な燃焼が達成された後は、着火・保炎用のプラズマジェットを切った後も燃焼が持続した。燃料流量が少ない場合には別の燃焼モードが現れ、燃料は僅かに燃焼したに過ぎなかった。ステップからの燃料の平行噴射は良好な燃焼状態を阻害した。

第1章 序論

現在、低軌道への新輸送システムとしてスペースプレーンの研究が進められている。スペースプレーンに必要とされるスクラムジェットエンジンはラムジェット推

進研究部で研究されている。近年、同部のラムジェットエンジン試験設備(RJTF)においては飛行マッハ数4および6条件でのサブスケールスクラムジェットエンジンの燃焼試験が行われた^{1,2)}。

先に行われた飛行マッハ数6条件の試験では僅かな燃

*受付 平成10年3月9日受付 (received 9 March 1998)

*1 ラムジェット推進研究部 (Ramjet Propulsion Research Division)

焼が観察されただけで推力は殆ど発生されなかった。この低い燃焼性を改善するために、エンジン天板上に短ストラットを取り付けた。これにより点火器および保炎のためのステップ近傍でのマッハ数の低下、静圧レベルの上昇、気流の減速、混合の促進、そして再循環域の形成が期待された。ここではこの短ストラットを取り付けた試験の結果について紹介する。

第 2 章 試験装置および方法

2.1 試験設備

表 1 にラムジェットエンジン試験設備での試験条件を示す。この条件は飛行マッハ数 6、飛行動圧 64 kPa で想定されるエンジン流入気流状態に当たる。圧縮された空気は、熱せられた耐熱レンガを通過することで加熱される。超音速設備ノズル出口は一辺 51 cm の矩形である。境界層は 58 mm、排除厚さは 20 mm である³⁾。

2.2 エンジンモデル

図 1 にエンジンモデルを示す。今回の試験では天板上に短ストラットが装着されている。ストラットの高さは 50 mm であり、エンジンモデル高さの 1/5 にあたる。このストラットからの燃料の供給はない。エンジンは側板圧縮型のインレットを備え、その収縮比は 3 である。インレットと燃焼器との間には断面積一定の部分がある。

表 1 試験条件

マッハ数	5.30
総温, K	1550
総圧, kPa	4780

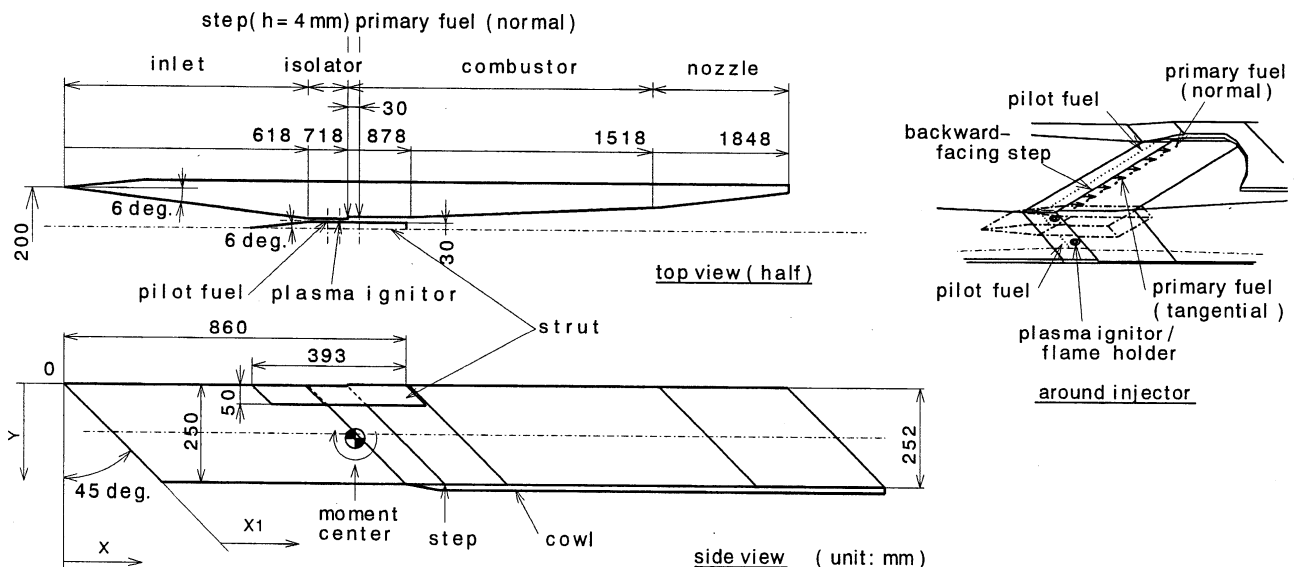
この部分を分離部 (Is.) と呼ぶ。エンジンには 2 基のプラズマジェット点火器が取付られている⁴⁾。作動ガスは酸素であり、出力は 1 基 2.5 kW である。分離部と燃焼器の間には保炎と、燃焼器内部の圧力上昇の上流への伝播防止のために後ろ向きステップが設けられている。その高さは側板上で 4 mm、天板上で 2 mm である。

燃料は水素である。水素は側板上、ステップの下流に設けられた合計 24 の噴射孔から、壁面に垂直に供給される。あるいは側板のステップ面に設けられた合計 24 の噴射孔から下流に向けて、壁面に平行に供給される。この噴射孔のスロート径は 1.5 mm である。水素の総温は約 280 K である。水素の総圧は供給される燃料の流量によって変わり、3.6 MPa から 6.3 MPa であった。保炎のためのパイロット水素燃料が、天板上に 6 箇所、側板上には合計 94 箇所、ステップ上流に設けられた噴射孔から供給された。スロート径は 0.5 mm である。燃料流量はオリフィスにより測定した。

エンジンはタフピッチ銅製であり、冷却はされていない。側板、天板、カウルの先端部はニッケル製である。天板内面を設備ノズル内面に一致させ、スペースプレーン機体面上を発達する境界層のエンジンへの流入を模擬させている。設備ノズルから流入する境界層の厚さはエンジンの約 1/5 を占める。

2.3 測定

壁圧と、壁面から 1 mm の場所の壁温を測定した。ここでは測定された壁圧 (P_w) を、試験設備ノズル澱み圧力 (P_0) で無次元表示した。以下で示す天板上の壁圧は、天板流路中央で測定されたものである。無次元化された壁圧の測定誤差はインレット、燃焼器流路拡大部 (D.C.)



およびノズルでは ± 0.0001 である。分離部および燃焼器定断面部 (C.C.) では ± 0.0005 である。

熱流束 (q) は壁温の時間変化から計算した。今回の試験では Fourier 数は約 0.5 であったことから熱流束は以下の式で示される^{5, 6)}。

$$q = c \cdot \rho \cdot (dT/dt) \quad \dots$$

ここに ρ, c, ρ, T, および t はそれぞれ密度, 比熱, 壁厚さ, 温度, 時間である。今回の試験での熱流束の誤差は ± 2.5% である。

推力, 揚力, ピッチングモーメントはフローティング・フレーム・フォース・メジャーメント・システム (FMS) で測定した。測定誤差は ± 50 N である。ピッチング・モーメントの中心は図 1 に示すように x = 741.43 mm, y = 135.8 mm に設定されている。x 座標は図 1 に示す原点から流れ方向にとり, y 座標は天板から鉛直に採った。天板位置は y = 0 mm であり, カウル表面は y = 250 mm に位置する。x1 は側板前縁からの距離である。

2. 4 燃料供給

今回は 12 番から 20 番までの 9 回の試験を行った。各試験での燃料流量を表 2 に示す。燃料供給弁ごとに開けるタイミングを変えて, 1 回の試験で数種の燃料供給状態を実現した。各試験での燃料供給状態の違いは, 例えば 16d, 19e, 18d のように各試験の番号にアルファベットを添えて表示する。この報告書では燃料を供給しない, 気流のみの状態を基準状態とした。特に断らない限り, 燃料を供給している状態ではプラズマジェット点火器は作動している。

第 3 章 1 次元計算

今回の試験ではピトー圧測定, ガス・サンプリングは行っていない。そこでエンジン各部でのマッハ数, イン

レットの性能, 燃焼効率などのエンジン作動状態を推定するために, エンジンの 1 次元モデルを作り計算を行った。計算における仮定と条件は下記のとおりである。

1 次元のエンジンモデル計算では後退角の影響は無視した。流れ方向の距離には側板前縁からの距離 x1 を用い, 実験結果との比較にもこの x1 を用いた。

モデル計算でのインレットの捕獲流量比には 0.86 を採用した。この値は 2 次元の衝撃波関係式を用いて計算した漏れ流量と, 実測による境界層排除厚³⁾に基づいて算出された。ここでの捕獲流量比の定義は下記のとおりである。

$$(\text{捕獲流量比}) = (\text{インレット出口での空気流量}) / (\text{インレット正面投影断面積に, 主流の質量流束で流入する空気流量})$$

インレットから漏れ出る空気のストリーム・スラスト・ファンクションは流入する気流の値と同じとした⁷⁾。空気および燃焼ガスはエンジン内部をとおして平衡流れとした。

燃料と空気との混合のモデル化は行わなかった。燃料水素は, エンジン内の指定の場所で, 指定の燃焼効率分が, 量論混合比で, 瞬時に燃焼するとした。燃焼場所は実験での熱流束測定と壁圧測定から推定した。燃え残った水素は, やはり反応に与らなかった空気と混合させた。

インレットの運動エネルギー効率と燃焼効率は, 計算された壁圧分布が実験で測定された壁圧分布と同様になるように決められた。

単位断面積あたりのインパルス・ファンクションは, 燃焼の前後で保存された。

エンジンをとおして乱流境界層を仮定した。摩擦係数

表 2 燃料流量

試験番号	燃料流量 (g・s ⁻¹)					総当量比
	垂直	平行	天板パイロット	側板パイロット	合計	
12	86	0	3	42	131	0.86
13	40	0	2	19	61	0.40
14	53	0	2	10	65	0.43
15	14	0	2	8	24	0.16
16	26	0	2	8	36	0.24
17	83	0	3	10	96	0.63
18	67	0	3	9	79	0.52
19	40	0	3	9	52	0.34
20	36	35	2	8	81	0.53

は van Driest の式⁸⁾を用いて計算した。
熱流束は Reynolds アナロジーを用いて計算した。

第 4 章 実験結果

燃料を供給しない、空気だけの作動状態を基準状態とした。この基準状態は図中では“air”と表示されている。

4.1 ストラットの効果

図 2 ~ にストラットがある状態とストラットがない状態での基準状態の壁圧分布を示す。図には先に行われた、ストラットなしでの11番燃焼試験の結果^{1,2)}も併せて示す。11番試験での燃料流量を表3に示す。図2の壁圧の目盛りは他の図とは異なることに注意されたい。

ストラットを取り付けたことにより、取り付けない時に比べて後ろ向きステップ付近での壁圧レベルが約1.5倍に上昇した。天板上では特に顕著である。ストラットの

取り付けにより圧力の上昇が達成されたことがわかる。
後ろ向きステップの下流では壁圧の低下が観察される。

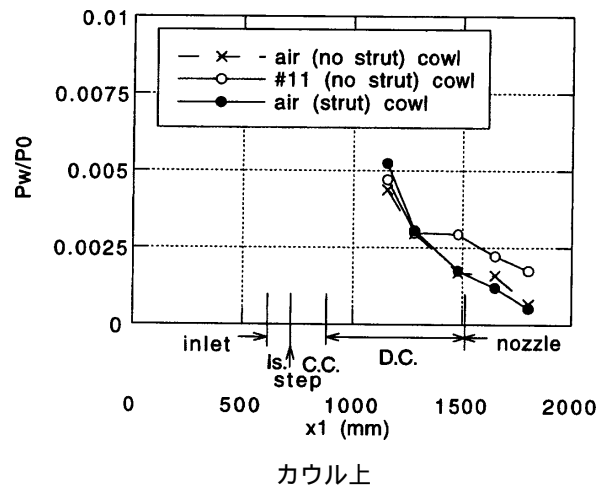
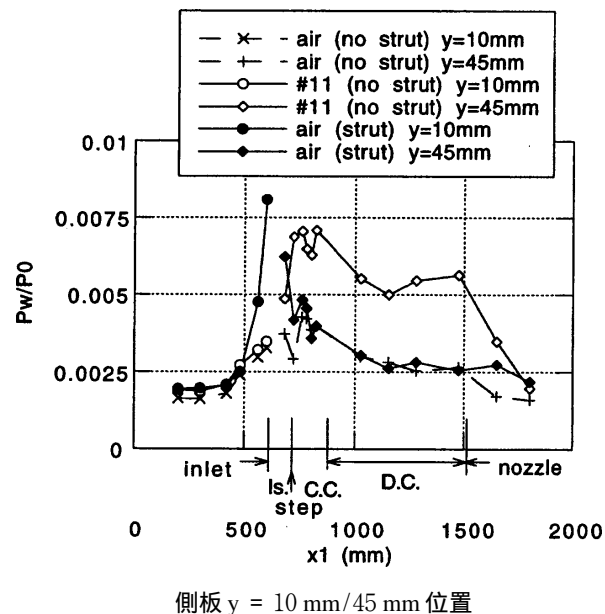
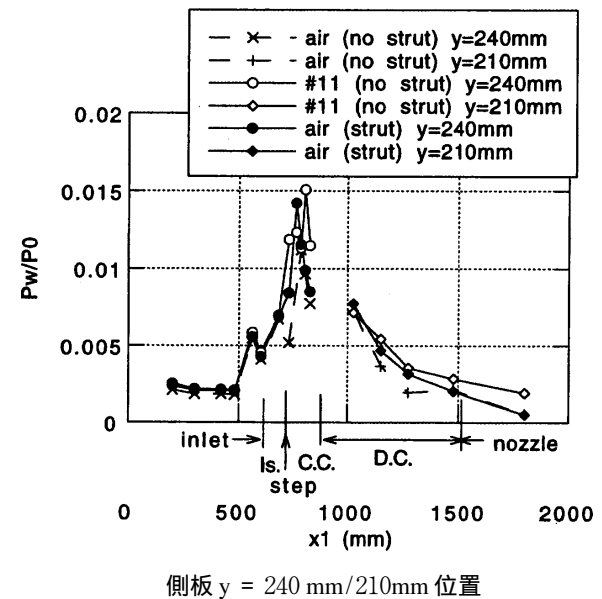
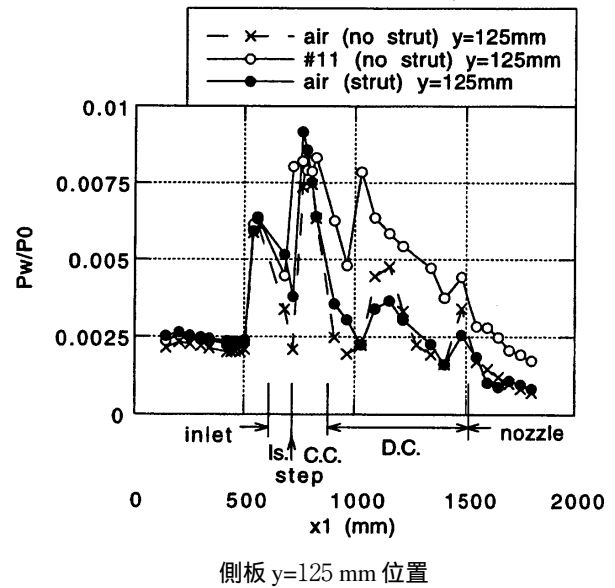
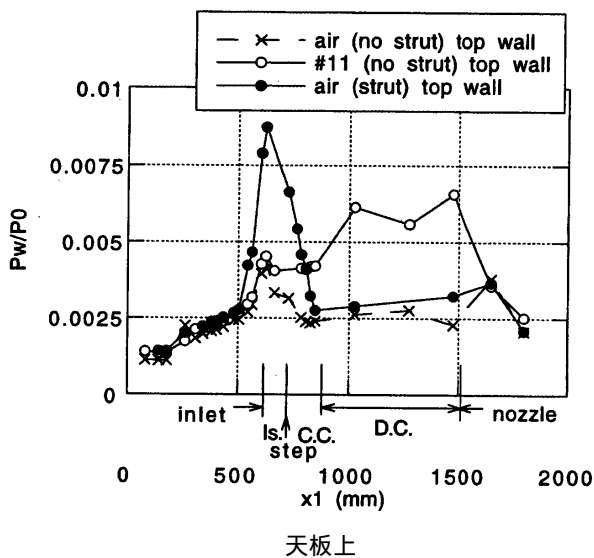


図2 空気流中でのストラット装着時 / 非装着時の壁圧

表3 燃料流量およびFMSによる推力

試験番号	燃料流量 ($\text{g}\cdot\text{s}^{-1}$)				総当量比	推力 (N)
	垂直噴射	天板パイロット	側板パイロット	合計		
11 (ストラットなし)	88	2.3	50	140.3	0.94	-900
16d	26	2.2	8.3	36.5	0.24	-980
19e	40	2.6	0	42.6	0.28	-250
28d (不始動)	67	2.9	8.9	78.8	0.53	-1150

この低下した壁圧レベルは、他のステップを過ぎる流れの実験結果と比べると高いが⁹⁾、これには低い圧力の測定が困難であること、境界層厚さの影響といった原因が挙げられる。境界層が厚くなると、後ろ向きステップ背面での圧力の低下は抑制されることが知られている¹⁰⁾。 $y = 240 \text{ mm}$ ではステップ下流の壁圧は上昇しているが、これは衝撃波の入射による。

カウル付近の壁圧レベルはストラットの有無にかかわらず非常に高い。分離部入口で壁圧は一旦低下し、その後、上昇する。この圧力の低下は側板上のインレットと分離部の角から放射される膨張波による。圧力の上昇はカウル前縁からの衝撃波による。インレット側板の後退角はカウル方向に向く流れを誘起する。またインレットの底部は開放になっているために、このカウル方向への流れは保持される。衝撃波関係式を用いた計算によると、インレット出口で気流の曲がり量は約5度になる。この流れがカウルによって再び平行に曲げられると1.5倍の圧力上昇がもたらされる。試験での測定結果によると、 $y = 240 \text{ mm} / 210 \text{ mm}$ での壁圧は、カウル先端からの衝撃波を通過していない $y = 125 \text{ mm}$ での壁圧の1.5倍である。これは上記の5度の曲がりによる圧力上昇の見積りに一致する。

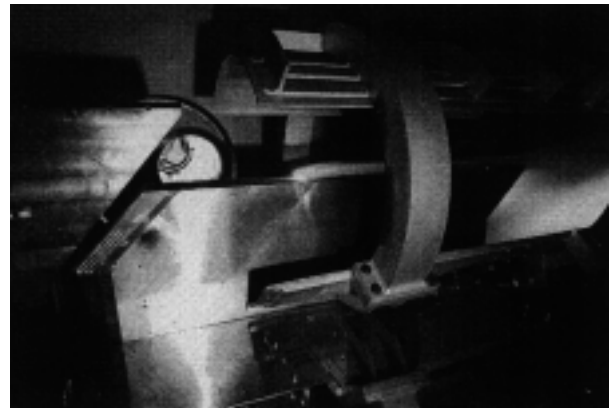
1次元計算結果によると、インレットの運動エネルギー効率 η は0.992であった。これは総圧回復率0.88に相当する。この運動エネルギー効率はWaltrupらの実験式¹¹⁾による計算値0.997に近い。

4.2 エンジン作動状況

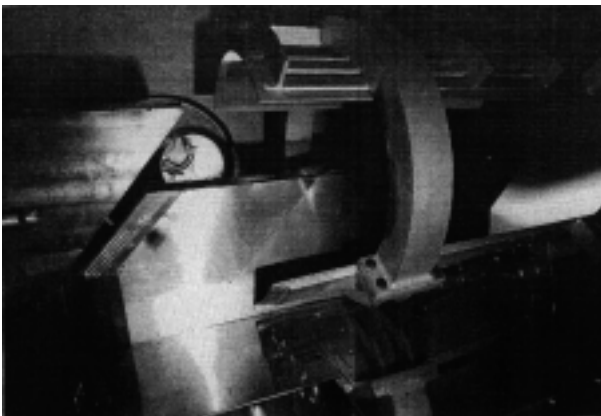
4.2.1 写真観察

図3 ~ にモデルエンジンの典型的な作動状況の写真を示す。エンジンは上下逆に設置されているため、カウルが上に位置している。燃料流量を表4に示す。

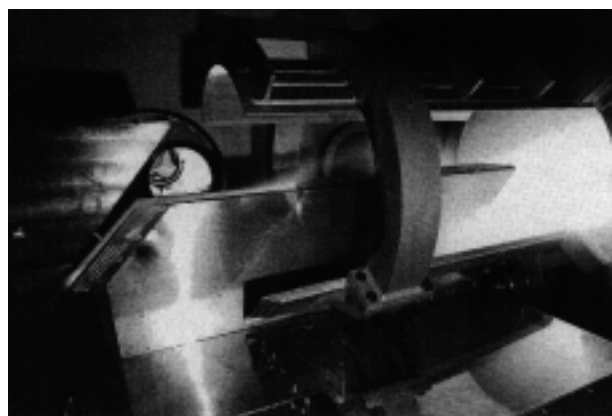
16d番の作動状況は、先のストラットを取り付けない状



19e 番試験 (始動, 強燃焼)



16d 番試験 (始動, 弱燃焼)

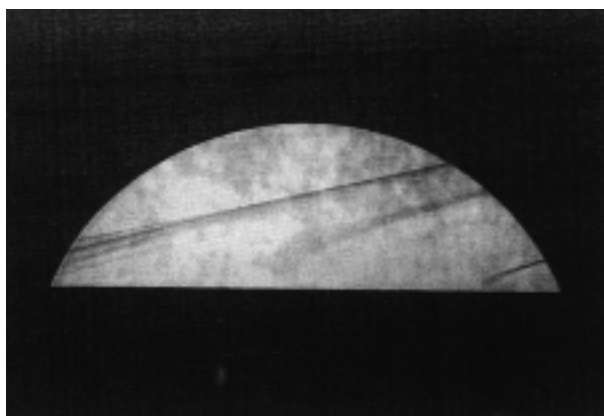


18d 番試験 (不始動)

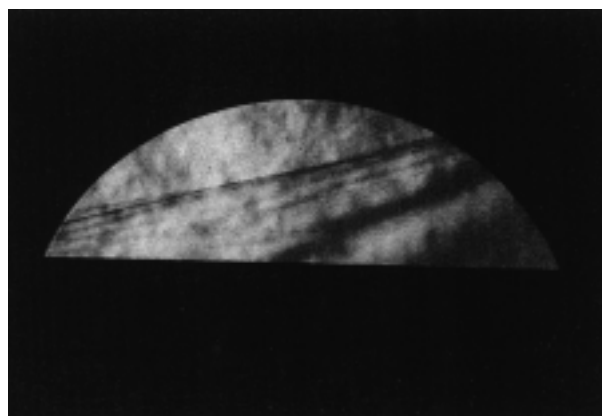
図3 エンジン作動状況

表4 FMSによる推力，揚力，ピッチングモーメント

試験番号	総燃料流量 ($\text{g} \cdot \text{s}^{-1}$)	推力 (N)	揚力 (N)	ピッチングモーメント (N-m)
空気流	-	-1100	300	750
16d (弱燃焼)	36.5	-980	600	500
19e (強燃焼)	42.6	-250	-200	1700
18d (不始動)	78.8	-1150	1500	1450



19e 番試験 (始動)



18d 番試験 (不始動)

図4 インレット開放底部付近のシュリーレン写真

態での状況に似ている。すなわちノズル出口で、火炎は天板付近にのみ観察された^{1, 2)}。19e 番, 18d 番の写真からは良好な燃焼状態を見て取ることができる。両実験ではカウル前縁から火炎が漏れ出ていることがわかる。この18d 番試験での燃料流量は、殆ど燃焼が起きなかった先のストラットを取り付けない試験での燃料流量よりも少ない^{1, 2)}。

4.2.2 シュリーレン写真観察

図4 と にはインレット底部のシュリーレン写真を示す。写真では気流は左手から右手に流れている。下方の黒い部分はインレット (底部) の陰である。基準状態および16d 番のシュリーレン写真は19e 番と同じであった。一方, 18d 番試験の写真にはインレット内部から延びる剥離衝撃波が写っている。この剥離衝撃波の存在は, 18d 番試験ではインレットが不始動状態にあることを示唆している。16d 番, 19e 番ではエンジンは始動状態にある。

4.2.3 壁圧

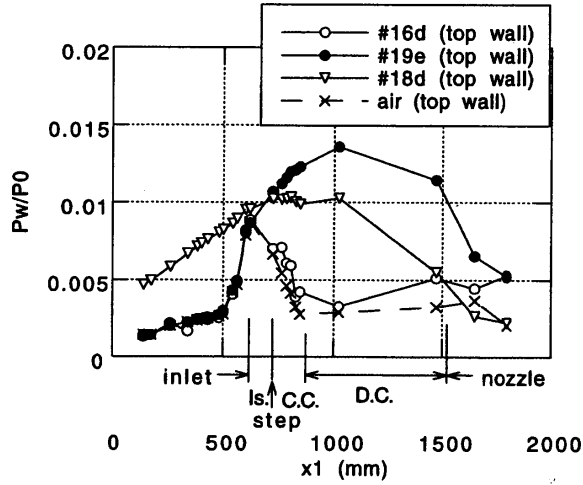
図5 ~ には典型的な壁圧分布を示す。図5 では壁圧の目盛りが他と異なる。16d 番, 19e 番ではインレット内部の壁圧分布は基準状態の分布と同じであった。よってシュリーレン写真観察で推定されたように, 両試験ではエンジンは始動状態であった。

19e 番試験ではステップ下流の壁圧は基準状態の壁圧よ

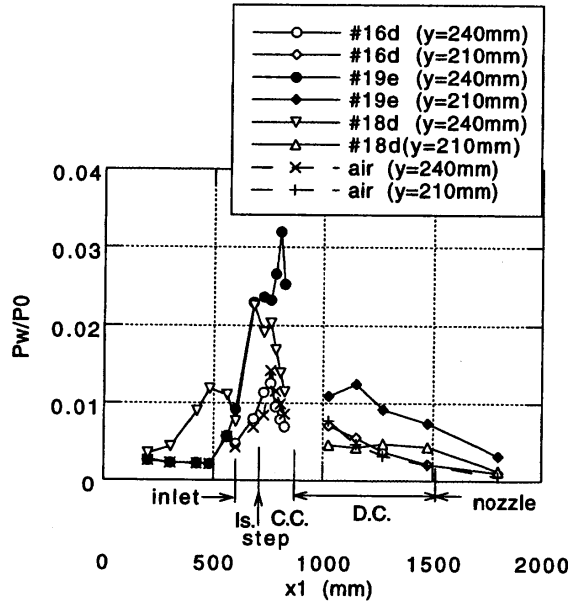
りも遥かに高い。エンジンは良好な燃焼状態にあった。これを強燃焼状態と呼ぶ。y = 240 mm / 210 mm および y = 125 mm 位置, すなわち天板から遠い場所では, 分離部内部の壁圧も基準状態よりも非常に高い。y = 240 mm ではステップ下流で壁圧が低下するが, ステップ付近での壁圧レベルは依然として基準状態から非常に高く, ステップ下流の圧力は上流での値の1.3倍から1.6倍になる。この高い壁圧分布は, ステップ下流に燃焼による低速域が広がっている可能性を示している。y = 240 mm での壁圧分布から推定される, 燃焼によるカウルでの流れの方向変化は22度であった。

y = 240 mm 位置でステップを通過する衝撃波は, (x1, y) = (1100mm, 125 mm) 位置を通過し, x1 = 1500 mm 位置で天板に達するようである。しかし(x1, y) = (1100 mm, 45 mm) 付近の第二の圧力極大点は衝撃波の位置に対応していない。この第二の圧力極大点は燃焼に対応するものと考えられる。

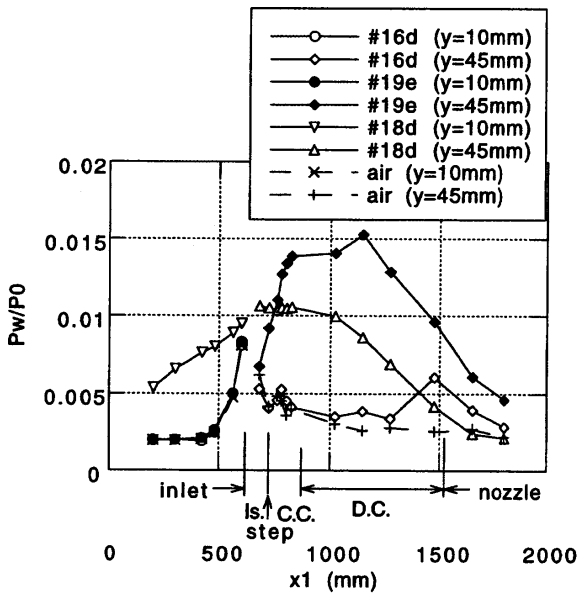
16d 番試験では 燃焼器拡大部下流部とノズルでの圧力レベルが, 基準状態よりも僅かに高かった。この圧力上昇は天板上で比較的, 明らかであった。エンジンは弱燃焼モードにあった。y = 240 mm ではステップ下流で圧力が上昇するがこの圧力上昇域は狭く, この部分の圧力レベルは19e 番試験よりは基準状態での圧力分布に近かつ



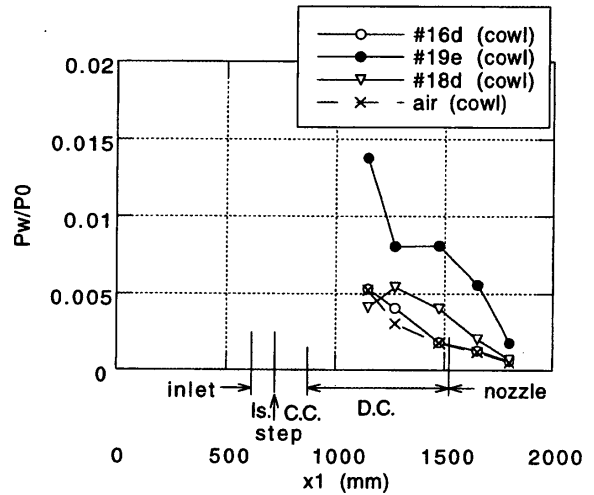
天板上



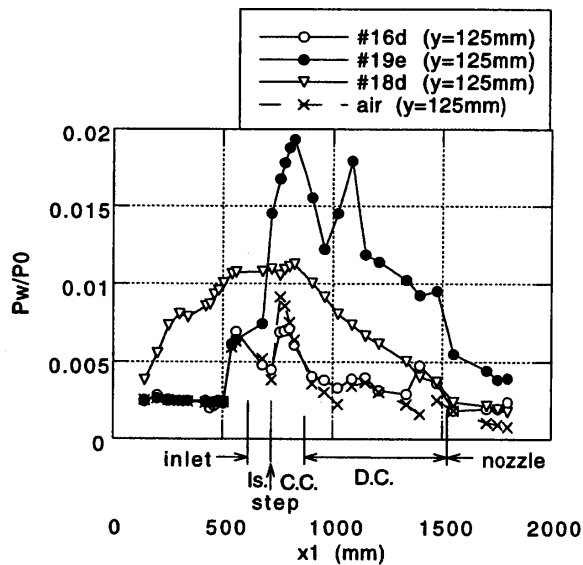
側板 y = 240 mm / 210 mm 位置



側板 y = 10 mm / 45 mm 位置



カウル上



側板 y = 125 mm 位置

図5 典型的な壁圧分布

た。16d番試験ではステップ背後ではあまり発熱はなかったようである。1次元計算によると19e番試験での燃焼効率は95%であり、16d番試験での燃焼効率は2%と見積もられた。

18d番試験ではインレット内部の圧力分布が基準状態の分布と大きく異なり、エンジンは不始動状態にあった。y = 240 mmを除き、天板上の壁圧レベルは高く、その分布の様子は側板上の分布とほぼ同じであった。カウル付近では圧力レベルは高くはなく、基準状態の値に近かった。インレット内部の天板上での剥離により、インレット内部の気流が基準状態よりも更にカウル方向に曲げられ、カウル面上での偏角も増大する。そのためカウル前縁から、強い衝撃波が生じる。インレット内部の圧力分布によると、剥離衝撃波前後の圧力比は5であった。これより剥離衝撃波背後のマッハ数は約3.6と見積もられる。剥離衝撃波の影響はインレット内部のほぼ全域に及んでいる。インレット内部の圧力は高いが、垂直衝撃波背後の圧力よりはかなり低い。インレット入口に垂直衝撃波が立つとすると、総圧で無次元化した圧力は0.04になるはずである。

4.2.4 熱流束

図6からは熱流束の分布を示す。基準状態では熱流束はほぼ一様であった。

19e番試験のような強燃焼状態では、燃焼器およびノズル部で熱流束が高い。燃焼の上流でも熱伝達係数の増加により熱流束は増加することがあるが、断熱壁温の上昇による熱流束増加は、熱伝達係数の増加による熱流束の増加よりも大きい。高い熱流束は燃焼ガスの存在を示す。天板上では、最初の熱流束の極大点はステップ位置と一致する。壁圧は徐々に増加するが、熱流束は最初の極大点の下流で一度減少し、再び増加する。熱流束の2番目の極大点位置は壁圧の2番目の極大点位置に対応する。衝

撃波の入射が観察されないことから、高い熱流束は発熱反応によると思われる。天板上での主たる燃焼は燃焼器拡大部で起きているようである。天板上には主燃料噴射孔がないことから、側板から噴射された燃料が天板に達するまでには、かなりの距離を移動する必要がある。

側板上ではステップ位置で滞留点が観察される。また燃焼器拡大部に極値が現れる。y = 125 mm上では、x1 = 1100 mmでの壁圧の2番目の極値はx1 = 800 mmでの最初の極値とほぼ同じ大きさであるのに対して、x1 = 1000 mmでの2番目の熱流束の極値はx1 = 800 mmでの最初の極値よりも大きい。強燃焼状態を模擬した1次元計算の結果によると、燃焼器定断面部での燃焼ガスから側板への熱流束値は2.2 MW・m⁻²であり、残留空気からの熱流束値は0.7 MW・m⁻²であった。測定された熱流束値は1次元計算での燃焼ガスから壁面への熱流束値に近い。

16d番試験の弱燃焼状態では、ノズル部天板への熱流束値は、基準状態での値を僅かに上回った。この傾向は図5の壁圧分布と一致する。天板上ではステップ部で熱

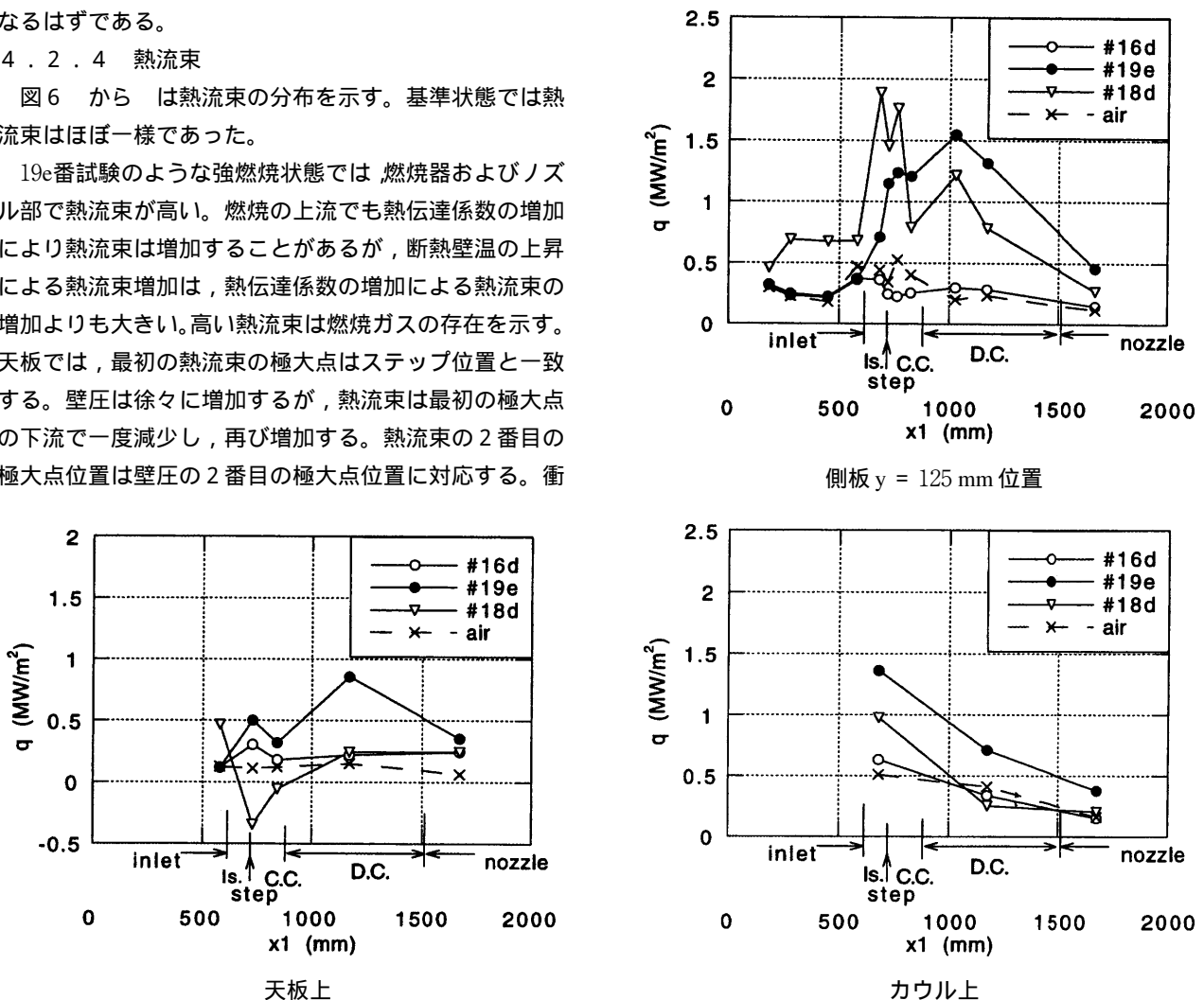


図6 典型的な熱流束分布

流束の僅かな上昇が観察された。この様子は19e番試験においても観察された。このステップでの熱流束値の上昇はプラズマ点火器によって、天板からのパイロット燃料が燃焼したことによると考えられる。側板上のステップ付近では、弱燃焼時の熱流束値は基準状態よりも低い。ステップ背後を通過して天板から側板に火炎が伝播することはなかった。

18d番試験の不始動状態では、天板ステップ付近は冷却されている。そして燃焼器下流の天板上での熱流束分布は、基準状態の分布に似ている。一方、側板上ではステップ付近の熱流束は高い。カウル上では壁圧レベルと同様、熱流束のレベルは基準状態の値に近い。インレット内の熱流束は、基準状態の約4倍である。図5に示した不始動状態での壁圧もやはり、基準状態での値の約4倍であった。不始動状態でのインレット内部での高い熱流束は圧力レベルの上昇、すなわち熱伝達係数の上昇に因る。

4.2.5 推力, 揚力, モーメント

図7に推力値を示す。图中、FMSおよびW.P.はそれぞれFMSによって測定された値、壁圧の積分値であることを示す。壁圧の積分値にはストラットは含まれていない。N+TおよびTは燃料の垂直噴射と平行噴射の併用、平行噴射のみであることを示す。平行噴射の結果については後述する。表4は典型的な作動状態での推力、揚力、ピッチングモーメントを示す。

図7に示すように燃料流量の変化に対して、推力は不連続に変化した。燃料流量 $50 \text{ g} \cdot \text{s}^{-1}$ 付近の狭い燃料流量範囲で強燃焼が実現され、推力レベルは高かった。燃料流量 $40 \text{ g} \cdot \text{s}^{-1}$ ではふたつの推力レベルが観察された。これについては後に4.4.2で考察する。燃料流量が $60 \text{ g} \cdot \text{s}^{-1}$ 以上ではエンジンは不始動状態であった。不始動状態になると基準状態よりも大きな抗力を生じた。これは図5に示したようにインレット内部での高い圧力レベルと、燃焼器下流での基準状態に近い圧力レベルによ

る。壁圧積分の結果によると18d番試験の不始動状態でのインレットでの抗力は1140Nであり、19e番試験の始動状態でのインレットでの抗力は490Nであった。

1次元計算の結果によると、エンジン側板外面のフェアリング部にかかる圧力抗力と摩擦抗力の和は260Nと見積もられた。このエンジン外部に働く抗力を考慮すると、強燃焼状態ではエンジン模型は正の推力を生じていた可能性が高い。

図7には揚力を示す。強燃焼状態では揚力は負であった。ステップ付近のカウル近傍では圧力が非常に高く、カウルに作用する力も強い。そのため開放底部を有するインレットに作用する揚力を打ち消した。弱燃焼状態では燃焼器拡大部の天板上で僅かに燃焼が起きているために、基準状態よりも僅かに揚力は高い。不始動状態ではインレット内部の圧力が高いために天板に働く力も大きく、揚力が非常に高くなっている。

図7にはFMSで測定したピッチングモーメントを示す。ピッチングモーメントは基準状態を含めてどの状態でも正であった。これはステップ近傍のカウル付近で圧力が高いためと、インレットが開放底部を有するために

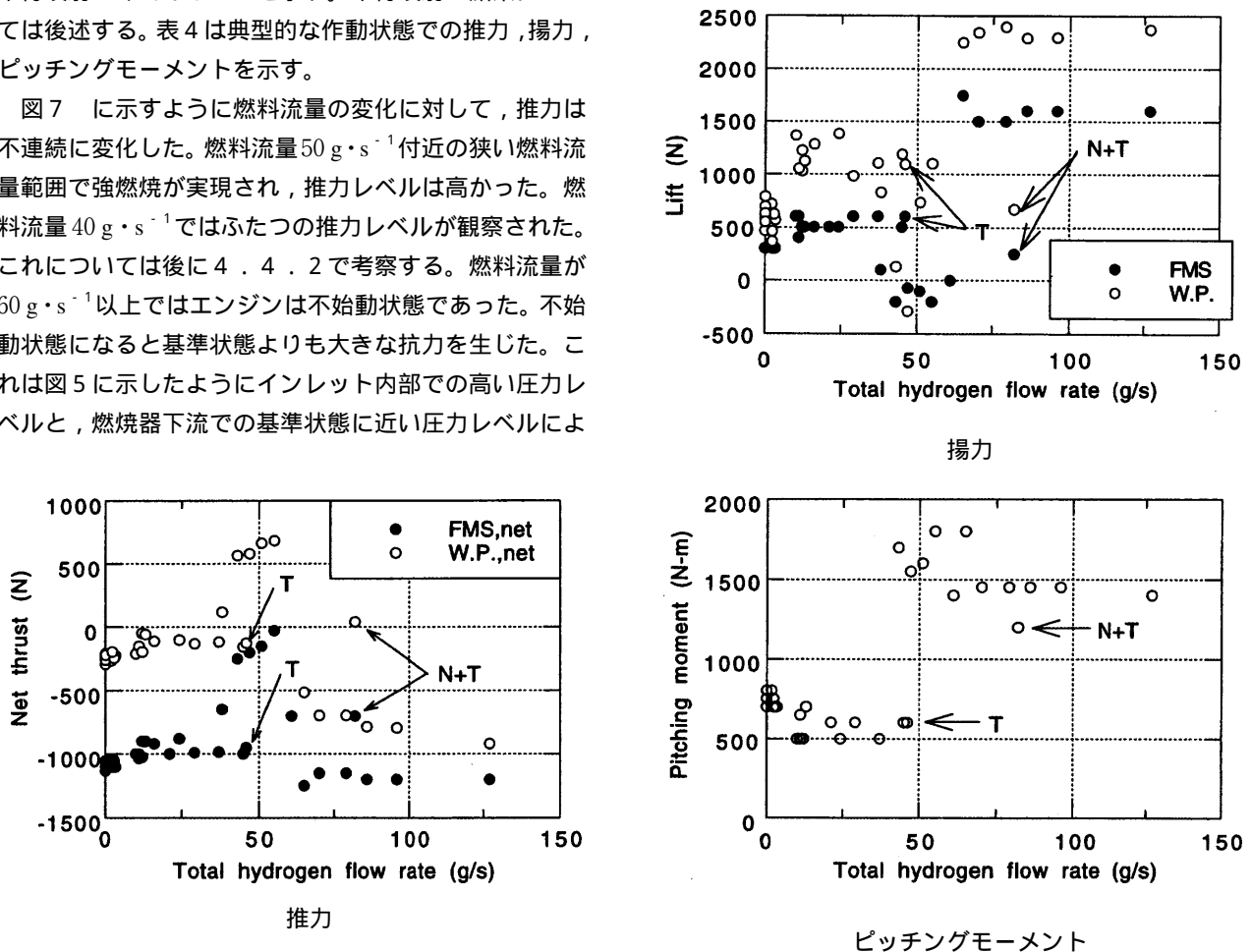
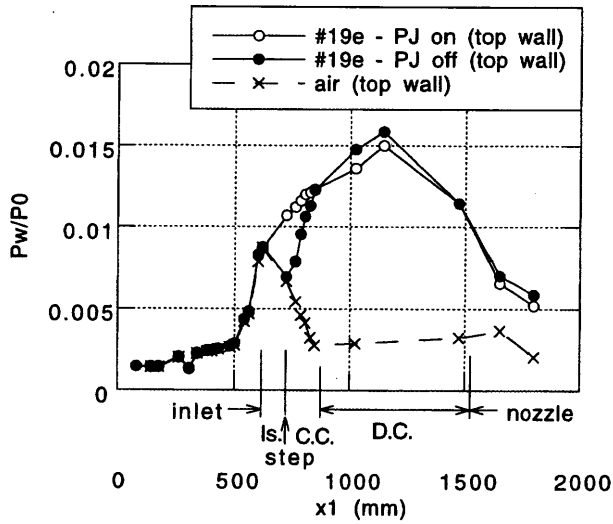
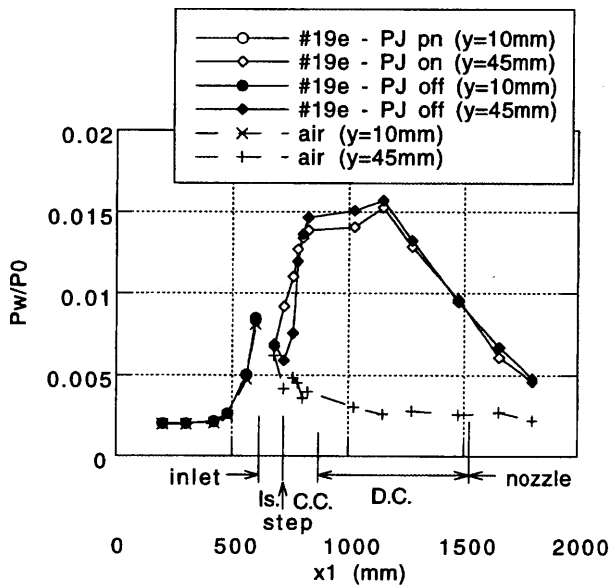


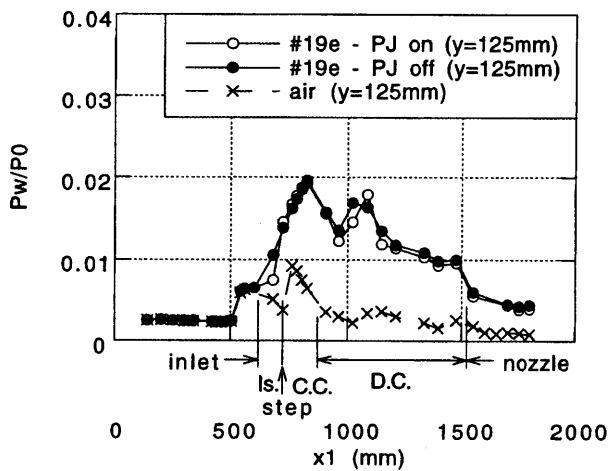
図7 力とモーメント



天板上



側板 y = 10 mm / 45 mm 位置

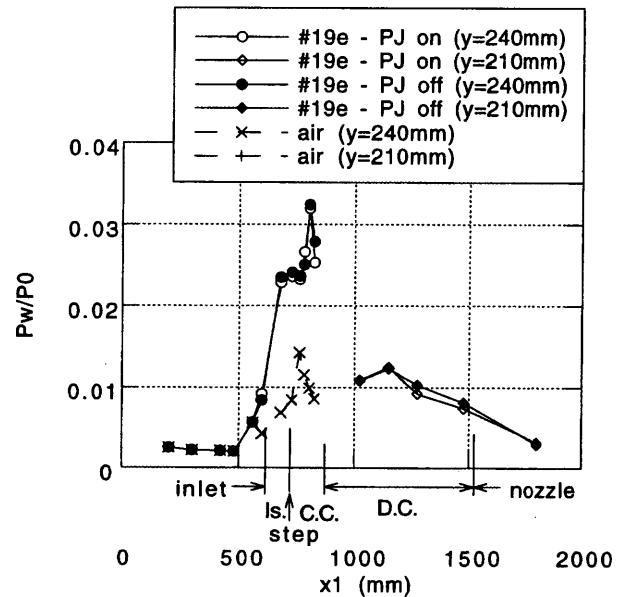


側板 y = 125 mm 位置

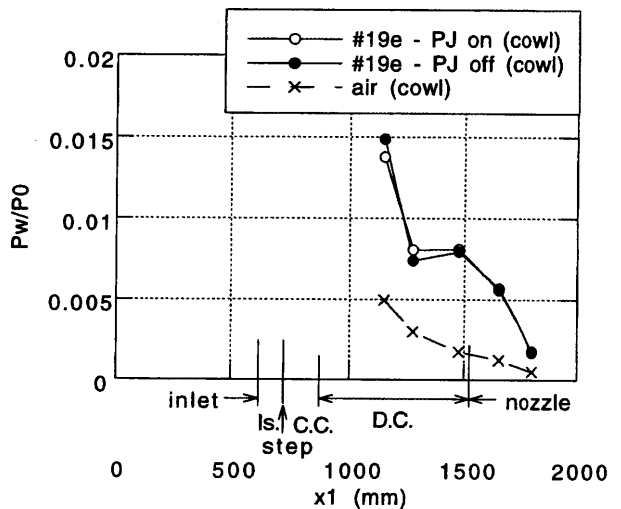
この部分で正のモーメントが作用することによる。強燃焼状態では、カウルに y 方向に大きな力が働き、ピッチングモーメントは大きくなる。不始動状態ではインレット内部の圧力が高いためにモーメントはやはり大きくなる。弱燃焼状態では燃焼器拡大部とノズルの天板上での壁圧は、基準状態よりも僅かに高いので、ピッチングモーメントは基準状態での値よりも僅かに小さくなった。

4.3 プラズマ点火器 / 保炎器の効果

図8 から に壁圧分布を、図9 から には熱流束分布を示す。19e 番試験では当初、プラズマ点火器 / 保炎器が作動していた (PJ on)。次にプラズマ点火器 / 保炎器を切った (PJ off)。プラズマ点火器 / 保炎器を切ったあと、天板および y = 10 mm / 45 mm で、プラズマ点

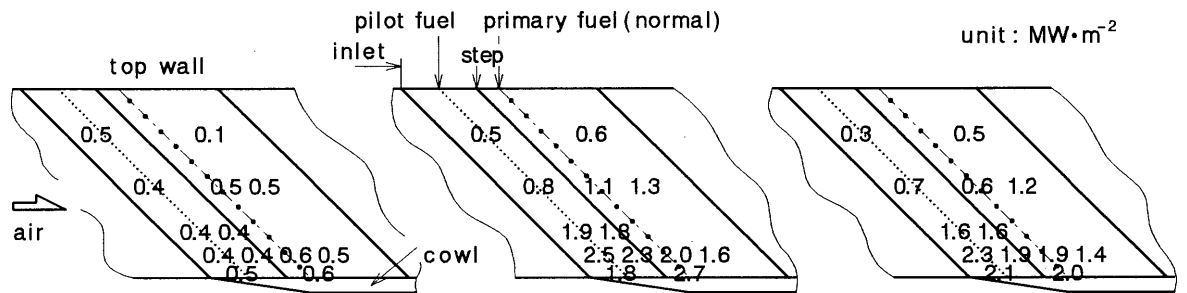
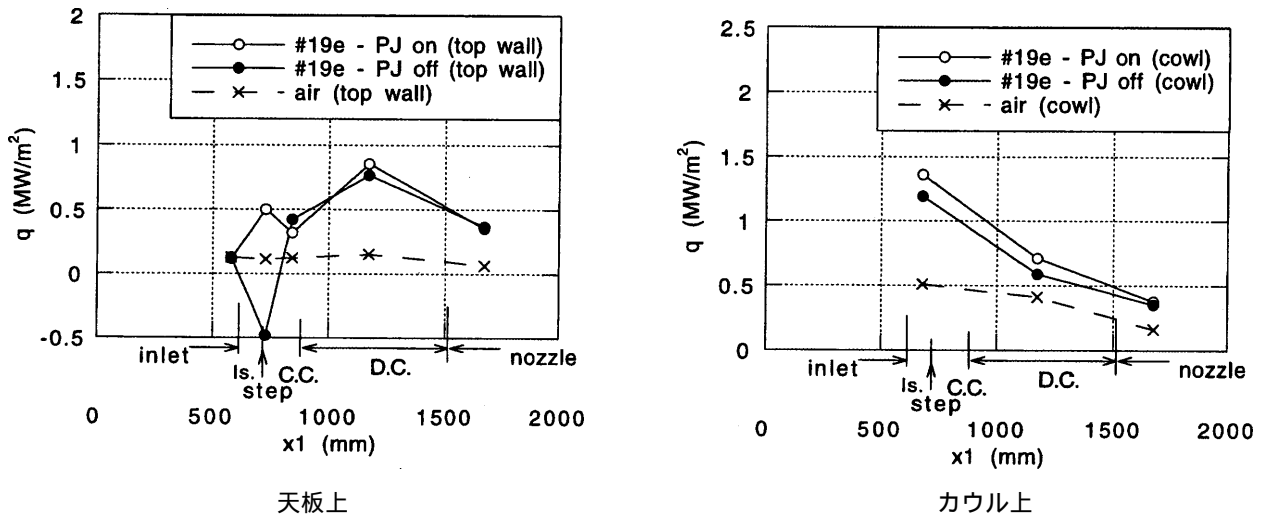


側板 y = 240 mm / 210 mm 位置



カウル上

図8 壁圧分布 - プラズマ点火器の効果



(b) air 空気流 (基準状態) (c) #19e (PJ on) 19e 番試験 (強燃焼, 点火器作動) (d) #19e (PJ off) 19e 番試験 (強燃焼, 点火器停止)

図 9 熱流束分布 - プラズマ点火器の効果

表 5 強燃焼時の燃料流量とFMSによる推力

試験番号	燃料流量 (g·s ⁻¹)			総当量比	推力 (N)	
	垂直	天板パイロット	側板パイロット			
19e	40	2.6	0	42.6	0.28	-250
20d	36	2.3	8.4	46.7	0.31	-200
19d	40	2.6	8.8	51.4	0.34	-150
14e	53	2.3	0	55.3	0.37	-30

器 / 保炎器付近の壁圧は低下した。一方, $y = 125 \text{ mm}$, $y = 240 \text{ mm} / 210 \text{ mm}$, およびカウル上では壁圧は変化しなかった。プラズマ点火器 / 保炎器を切ったあと, 天板上の熱流束もプラズマ点火器 / 保炎器付近で低下した。天板寄りの側板上では, プラズマ点火器 / 保炎器を切ったあとの熱流束は, プラズマ点火器 / 保炎器作動中の値よりも僅かに低下した。しかしながらカウル付近ではプラズマ点火器 / 保炎器を切ったあとも熱流束値に変化はなかった。

一旦, 強燃焼が達成されると, プラズマ点火器 / 保炎

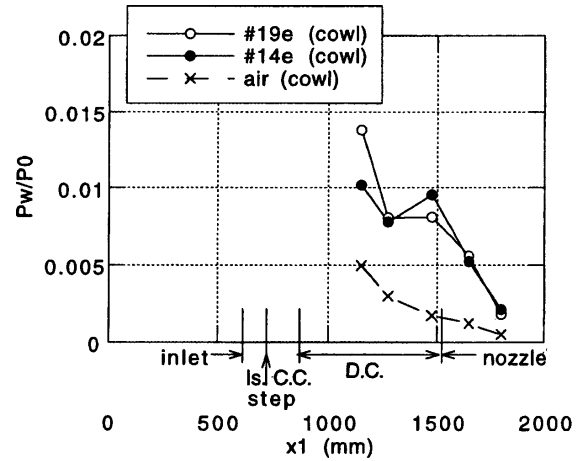
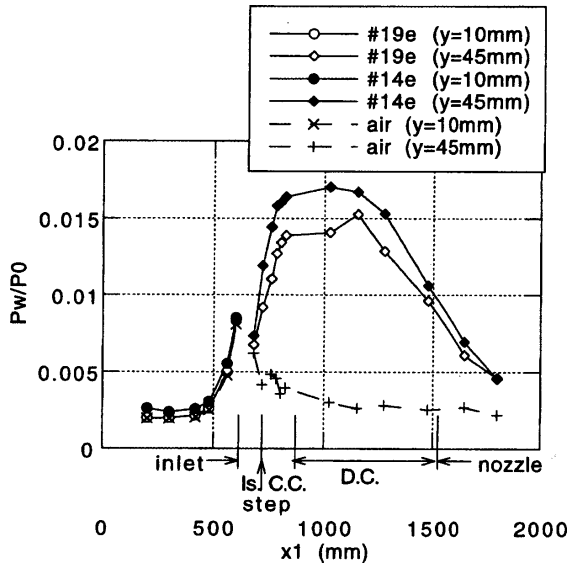
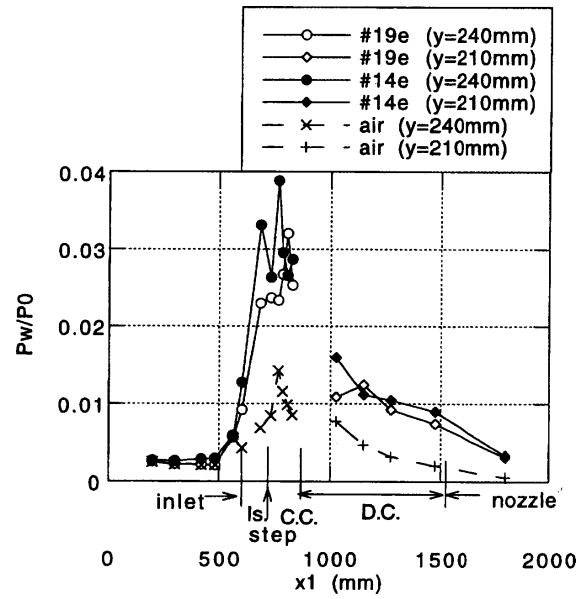
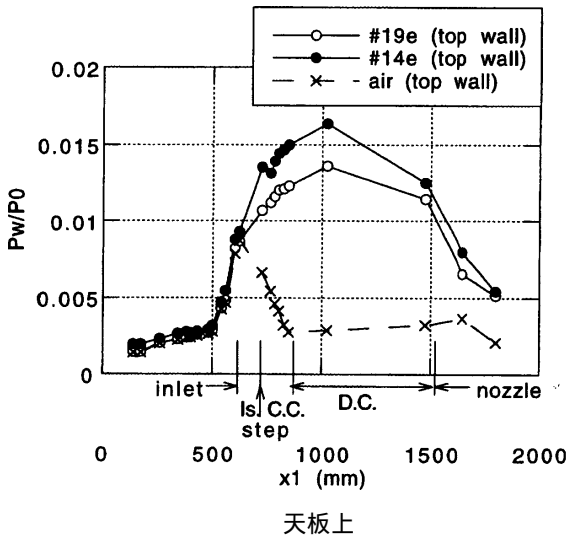
器の影響は近傍に限られ, プラズマ点火器 / 保炎器の作動に拘わらず火炎は保持された。

4.4 強燃焼

4.4.1 燃料流量の影響

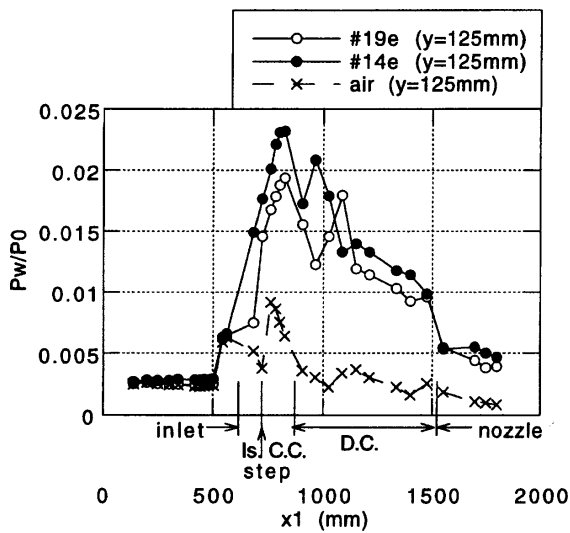
今回の一連の試験では強燃焼が 4 回, 観察された。その際の燃料流量と推力を表 5 に示す。図 10 からには 19e 番試験と 14e 番試験の壁圧を示す。強燃焼状態中, 19e 番試験での燃料流量が最も少なく, 14e 番試験では最も多かった。

燃焼器内の壁圧レベルは, 燃料流量の増加と共に上昇



側板 $y = 10$ mm / 45 mm 位置

カウル上



側板 $y = 125$ mm 位置

図 10 強燃焼状態での壁圧分布

している。発熱量が燃料流量と共に増加しているようである。しかしながら天板上および $y = 10 \text{ mm} / 45 \text{ mm}$ の分離部内の壁圧は、燃料流量によらず基準状態と同じであった。側板上 $y = 240 \text{ mm} / 210 \text{ mm}$ での壁圧は、ステップ付近で非常に高い。側板上 $y = 125 \text{ mm}$ および $y = 240 \text{ mm} / 210 \text{ mm}$ での壁圧は、既に分離部内で基準状態での値を上回っている。

図11からは強燃焼状態での熱流束分布を示す。天板上ではステップ付近と、燃焼器拡大部の2箇所で高くなっている。ステップ付近の極値は、燃料流量の増加と共にその値が上昇する。一方、強燃焼が現れた試験中で最も燃料流量の多かった14e番試験で、燃焼器内天板上の極値は低下している。

側板上では燃料流量の増加と共に、分離部から燃焼器の上流側にかけての熱流束は上昇し、下流では熱流束は低下した。燃焼器の下流での熱流束の低下は、壁圧の変化とは一致していない。壁圧は燃料流量の増加と共に上昇している。強燃焼状態では、燃料流量と共に発熱場所

は上流に移動するようである。

4.4.2 燃料噴射方法の影響

表6に示すように、20番試験では燃料を垂直噴射しただけでは強燃焼が達成できず(20c番)、側板ステップ上

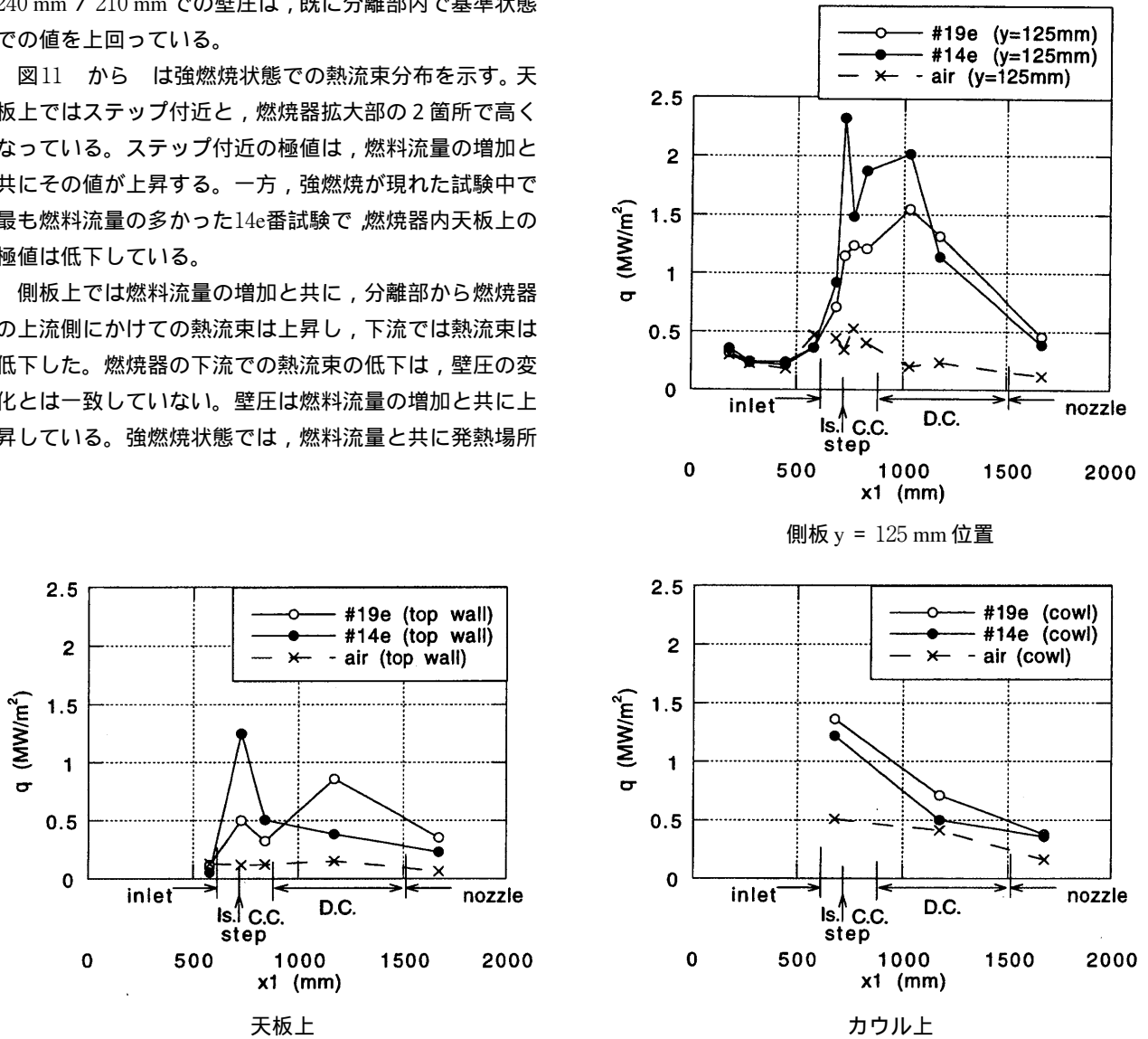


図11 強燃焼状態での熱流束分布

表6 燃料流量とFMSによる推力

試験番号	燃料流量 (g・s ⁻¹)			総当量比 推力 (N)		
	垂直	天板パイロット	側板パイロット	合計		
20c	36	2.3	0	38.3	0.26	-650
20d	36	2.3	8.4	46.7	0.31	-200
19e	40	2.6	0	42.6	0.28	-250
12c	0	3.1	42	45.1	0.30	-1000

流からのパイロット燃料の噴射を組み合わせることで強燃焼が達成された(20d番)。ステップ付近での燃料濃度あるいは総燃料流量が、燃焼状態にとって重要であるようである。

一方、今回の試験では表6および図12 から 示すように、約 $45 \text{ g} \cdot \text{s}^{-1}$ という同一の総燃料流量で19e番試験および20d番試験では強燃焼が達成され、12c番試験では弱燃焼状態であった。19e番試験および20d番試験では殆どの燃料がステップ下流で噴射され、12c番試験ではステップ上流で噴射されている。ステップ付近での燃料濃度も重要であるが、強燃焼の達成にはステップ下流での垂直噴射が不可欠である。

今回の試験では、20番試験においてステップ面からの平行噴射が試験された。表7に燃料流量を示す。図6および表7に示すように、推力は平行噴射によって低下した。20e番試験および20f番試験での、下流に向けてのガス噴射による推力の発生は約100Nである。20f番試験での抗力の低下は、主にこのガス噴射による推力によると思われる。図13には壁圧分布を、図14 から には熱流束分布を示す。燃料の平行噴射を用いた場合の壁圧およ

び熱流束は、弱燃焼状態の16d番試験での値とほぼ同じであった。20e番試験で燃料の平行噴射と垂直噴射とを併用した場合には、平行噴射だけの20f番試験での壁圧より

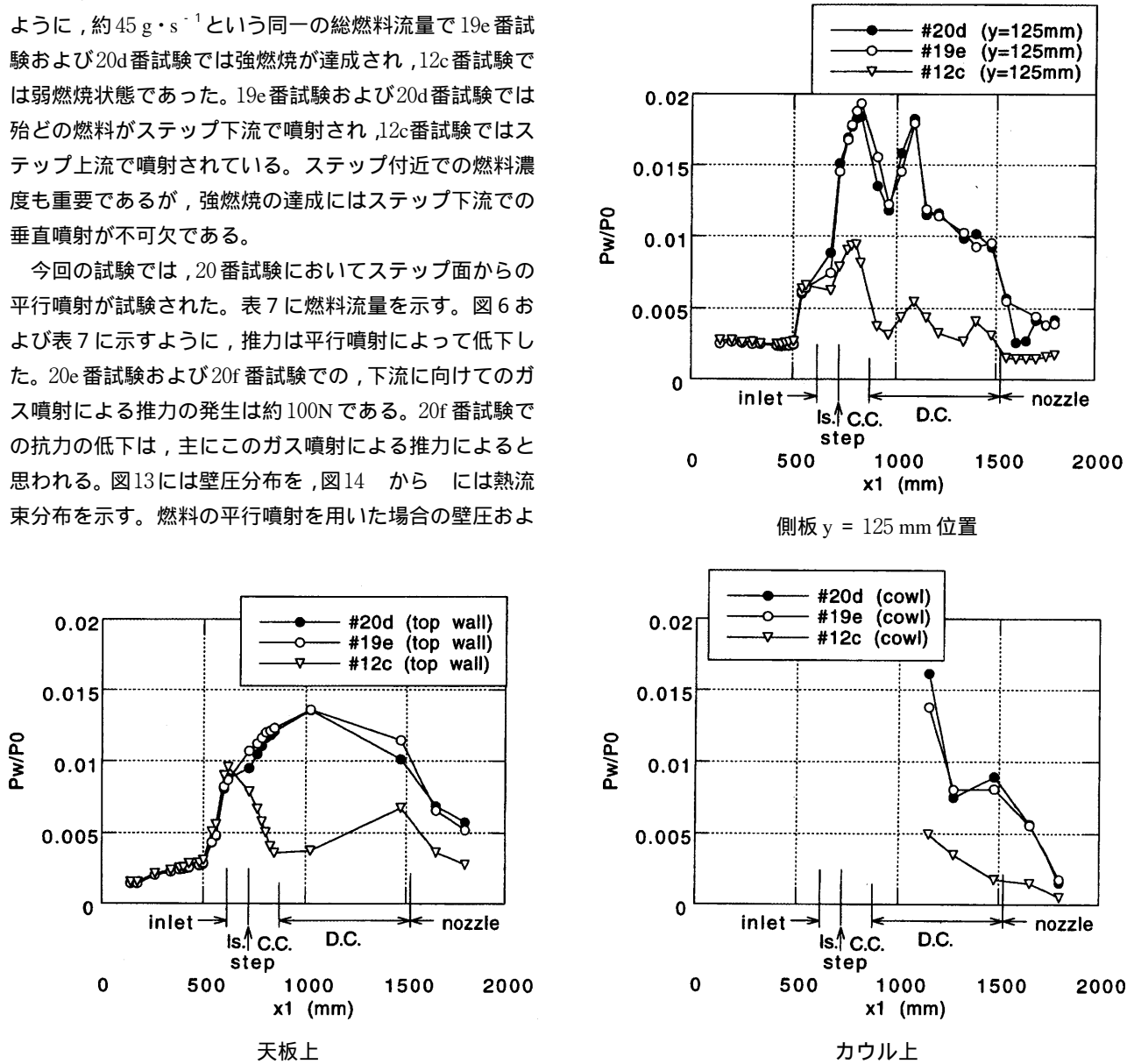
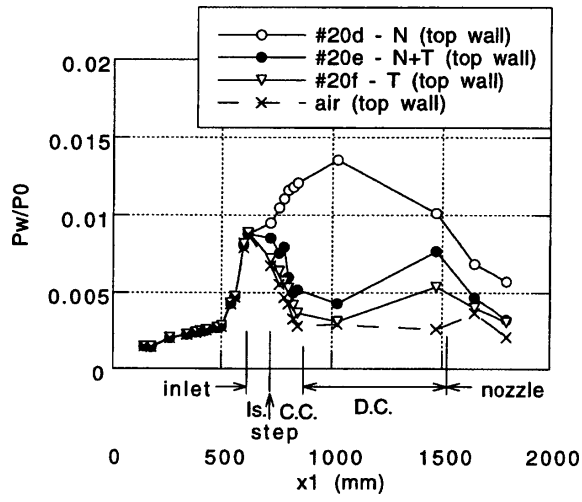


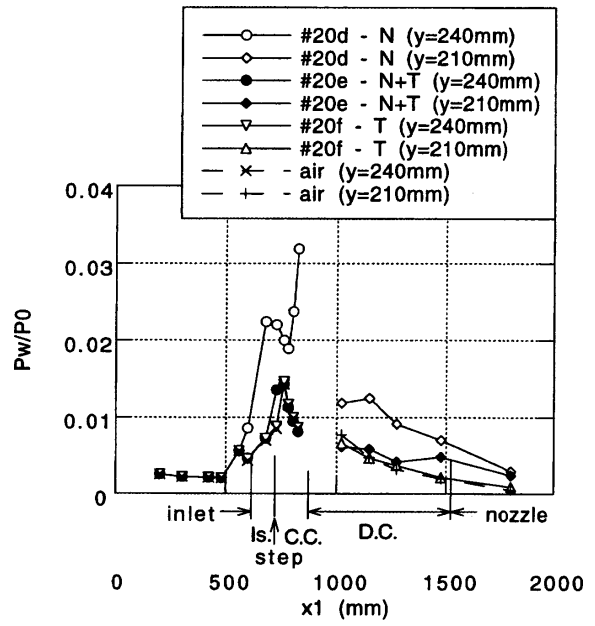
図12 壁圧分布 - 燃料噴射方法の影響

表7 燃料流量とFMSによる推力

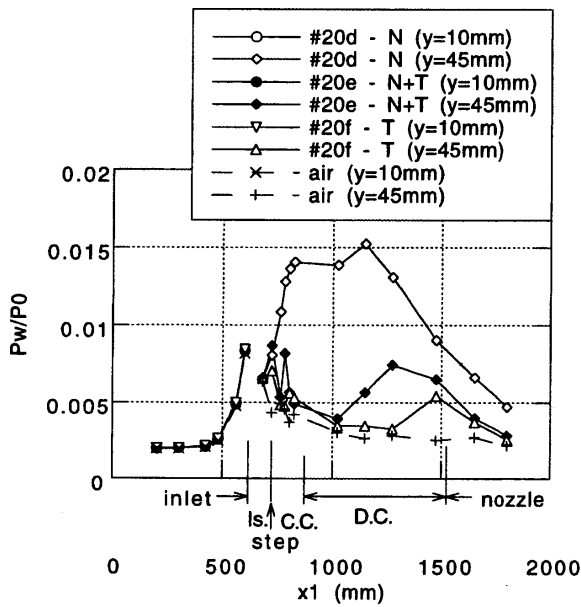
試験番号	燃料流量 ($\text{g} \cdot \text{s}^{-1}$)				総当量比	推力 (N)	
	垂直	平行	天板パイロット	側板パイロット			
20d	36	0	2.3	8.4	46.7	0.31	-200
20e	36	35	2.3	8.4	81.7	0.54	-700
20f	0	35	2.3	8.4	45.7	0.30	-950



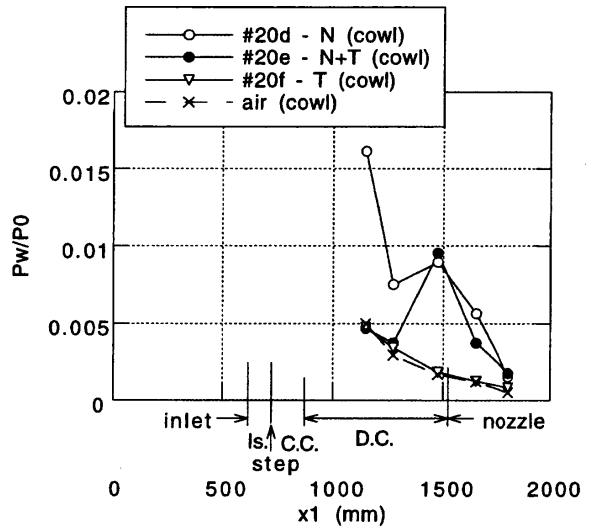
天板上



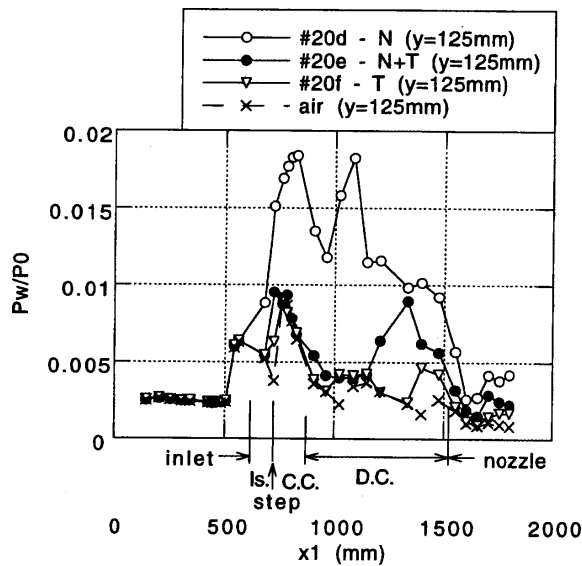
側板 y = 240 mm / 210 mm 位置



側板 y = 10 mm / 45 mm 位置



カウル上



側板 y = 125 mm 位置

図 13 壁圧分布 - 平行噴射の影響

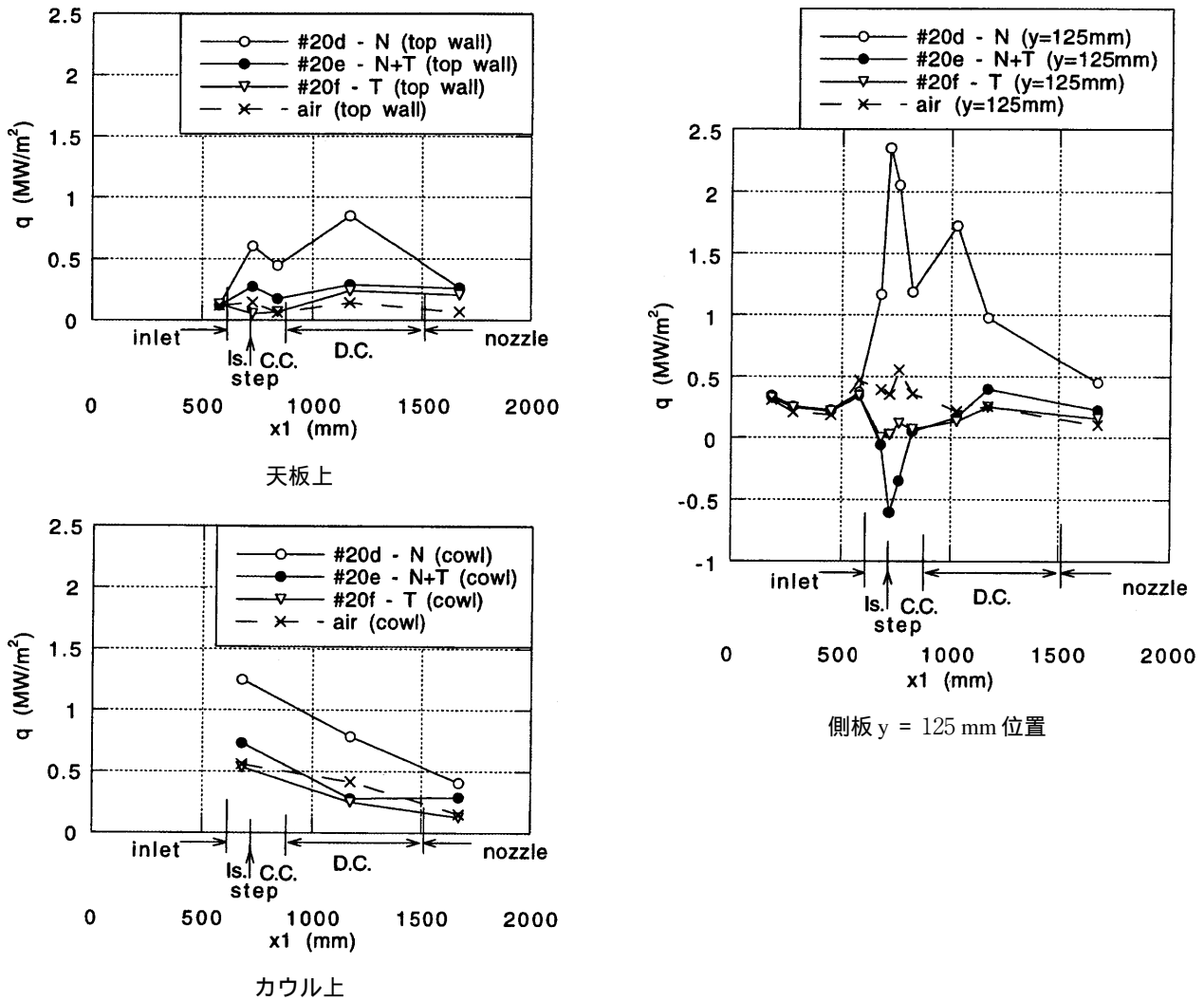


図 14 熱流束分布 - 平行噴射の影響

表 8 燃料流量とFMSによる推力

試験番号	燃料流量 ($g \cdot s^{-1}$)			合計	総当量比	推力 (N)
	垂直	天板パイロット	側板パイロット			
14d	53	2.3	9.7	65.0	0.43	-1250
14e	53	2.3	0	55.3	0.37	-30

も燃焼器内の壁圧が高かった。

ステップ近傍を除くと、20e番試験での側板上の熱流束分布は、20f番試験での値とほぼ同じであった。側板ステップ近傍では20e番試験での熱流束は負であった。これは強燃焼状態(20d番試験)から弱燃焼状態(20e番試験)への移行による急激な壁温の低下によると思われる。天板上では、燃料の平行噴射と垂直噴射とを併用した20e番試験での熱流束は、平行噴射だけの20f番試験での値よりも僅かに高かった。

4.5 再始動

表8に示すように14番試験では、側板パイロット燃料 $9.7 g \cdot s^{-1}$ を切ると同時に、不始動状態(14d)から始動状態(14e)へと移行した。不始動状態から始動状態へは、特に問題もなく移行した。

第5章 考察

5.1 強燃焼

大きな推力を発生する強燃焼の機構について考察する。

強燃焼は、短ストラットの使用、燃料のステップ下流での垂直噴射、適切な燃料流量、の条件がそろったときに達成された。

5.1.1 ストラットの役割

図2 から に示したように、ストラットを用いない11番試験で燃料を多量に垂直噴射した場合には、ステップ位置で圧力の低下はなかった。このとき側板上の壁圧レベルは、ストラットを用いている基準状態の壁圧と同じか僅かに高かった。しかしこの11番試験では、多量の燃料噴射量にも拘わらず、天板上のステップ付近の圧力は低かった。その値は、ストラットを用いている基準状態の壁圧レベルの約半分であった。ステップ付近の圧力上昇は、上記の燃料噴射孔近傍でのストラットの使用によってもたらされた。ストラットを用いたインレットの実験結果によると、ストラットの基部には広範な低速域が広がっている¹²⁾。高圧のそのような領域が強燃焼の実現には必要であるようである。しかしながらストラットを用いた場合にも弱燃焼状態があることから、このような低速域の形成だけでは強燃焼の達成には不十分である。

5.1.2 ステップ下流の低速域

エンジン模型設計時に、ステップ面に垂直に測った、ステップから燃料噴射孔までの距離を、ステップ高さの約5倍にした。これはステップを過ぎる境界層が、噴射燃料と干渉しないようにするためである^{13,14)}。ステップ背後の再循環域はパイロット燃料の保炎域として設計された。ステップ背後の領域が燃料過濃となることを、またそのためにガス温度が下がることを避けるためである。

上記 および の条件によってステップを過ぎる境界層と側板から垂直噴射された燃料とが干渉し¹⁵⁾、後ろ向きステップと噴射孔との間に高圧・低速域が形成される。このように上記のステップと噴射孔との設計条件は、今回の飛行マッハ数6条件での作動には適さなかった。しかし図2に示すように弱燃焼条件あるいはストラットを用いない条件においても低速域は存在することから、強燃焼のためには境界層-燃料干渉を起こすだけでは不十分である。低速域の場所と大きさが重要である。

強燃焼状態では、火炎は低速域を天板側からカウル側へ伝わると考えられる。弱燃焼状態の側板上 $y = 10 \text{ mm} / 45 \text{ mm}$ 位置では、ステップでの圧力低下が観察された。これはステップ下流に大きな低速域がないことを示している。そのため火炎はカウル付近の、広範な低速域へと伝わらなかった。一旦、火炎がカウル付近に伝わると、燃焼によって更に広範な低速域が形成され、そのためプラズマジェットを停止した後も保炎された。

5.1.3 広範な低速域の存在の可能性

ステップ下流に広範な低速域が存在する可能性を検討するために、垂直噴射された燃料のマッハディスク位置をBilligらの方法¹⁶⁾により推定した。結果を表9に示す。マッハディスク位置は噴射孔からの距離と、壁面からの高さで表した。上流へあるいは横方向への影響域を推定するために、噴射燃料からの衝撃波離脱距離をBilligの方法¹⁷⁾で計算した。このとき燃料ジェットを、マッハディスク位置で燃料ジェットの直径を持つ円柱で置き換えた。計算においてマッハ数をはじめとする主流の諸量には、1次元計算の結果を用いた。

計算結果によると貫通距離、衝撃波離脱距離、燃料ジェット直径は非常に小さい。表9に示したような状態では、燃料ジェットとステップを過ぎる境界層との干渉は生じない。

エンジン模型入口での99%速度境界層厚さは58 mmであった³⁾。一方、天板に一番近い垂直燃料噴射孔は $y = 5 \text{ mm}$ 位置にあり、境界層内部に位置すると思われる。更にストラット使用時には、ストラットの基部周りに低速域が形成されることが報告されている¹²⁾。従って天板に一番近い噴射孔は低速域の中に位置する。燃料が低マッハ数の流れに噴射されると、離脱距離、燃料ジェット直径、また燃料流量による離脱距離の相違はすべて増大する。例えば噴射孔位置での主流マッハ数が1.4の場合、強燃焼時の噴射燃料による離脱距離と、弱燃焼時のそれとは9 mmおよび7 mmとなる。燃料ジェット直径はそれぞれ4.5 mmおよび3.5 mmとなる。このように離脱距離などの、噴射燃料流量による違いは増大する。

一方、後ろ向きステップを過ぎる境界層の再付着位置

表9 化学反応を伴わない場合の垂直噴射された燃料ジェット形状(単位:mm)

噴射孔あたりの燃料流量 ($\text{g} \cdot \text{s}^{-1}$)	マッハ数	マッハディスク位置 (距離, 高さ)	マッハディスク位置での 燃料ジェット直径	離脱距離
2.8 (ストラットなし)	4.0	(2.8, 2.3)	2.2	0.6
2.1 (強燃焼)	3.6	(2.3, 1.9)	1.9	0.5
1.3 (弱燃焼)	3.6	(1.8, 1.5)	1.5	0.4

は、境界層厚さの増加と共に下流へ移動する¹⁰⁾。境界層厚さの増加は低速域の成長と言い換えることができる。ストラットの装着は噴射燃料と再付着した境界層との干渉を引き起こし、干渉によって広範な低速域がステップと燃料噴射孔との間に形成された。干渉域は同時に、天板付近の側板上で y 方向すなわち横方向へも拡大した。

平行噴射された燃料は、ステップ下流の低速域を吹き飛ばしてしまい、火炎はステップで保たれなくなった。そのため燃焼状態は弱燃焼へと移行した。今回実験したような燃料流量での平行噴射は現在のエンジンモデルには適さない、あるいは今回実験したようなエンジン作動条件には適さない。

5.1.4 燃焼効率

強燃焼状態ではステップ付近で、特にカウル近くにおいて、広範な低速域が存在するようである。混合と燃焼がこの低速域あるいはその周辺で起き、その結果、高い燃焼効率が得られたようである。

天板パイロット燃料流量は全燃料流量の約 6% であった。1次元計算で推定した弱燃焼状態での燃焼効率は約 2% であり、上記の効率と同じオーダーである。よって燃焼した燃料の多くは、天板パイロット燃料であったと思われる。弱燃焼状態では側板上に、強燃焼状態で観察されたような低速域はなく、ステップ周辺では混合や反応のための滞留時間は取れない。更に側板上には着火源がない。弱燃焼状態でのノズル内で観察された燃焼は、超音速混合後の自発着火によると考えられる。

5.2 不始動

5.2.1 不始動の開始

マッハ 4 気流中でのインレットの実験¹⁸⁾、あるいは RJTF における飛行マッハ数 4 条件試験^{1,2)}では、始動状態から不始動状態への緩やかな移行が観察された。これは天板上の壁圧に明瞭に表れた。今回の飛行マッハ数 6 条件試験では、このような不始動への緩やかな移行は観察されなかった。

飛行マッハ数 4 条件でのインレット試験では、後退角が小さい場合には始動状態から不始動状態への移行は急激に起きた¹⁸⁾。今回の試験では流入マッハ数は 4 以上であり、後退角の効果はマッハ 4 気流状態よりも小さくなる。従って高い流入マッハ数が、急激な不始動への移行のひとつの原因であると考えられる。

y = 10 mm / 45 mm 位置での分離部の側板壁圧は強燃焼状態の間、燃料流量が増加しても変化しなかった。それに対し、y = 240 mm / 210 mm 位置での分離部の側板壁圧は燃料流量と共に上昇した。この燃焼により圧力の上昇した位置では、壁面上に低速域が広がっていると考えられる。そしてこの低速域は燃料流量と共にカウルから広がり、実質的なエンジン断面積を減じたと考えられ

る。あるいは低速域が側板上の境界層と干渉し、大規模な剥離を引き起こした可能性もある。

分離部長さは RJTF に於ける最低マッハ数、すなわち飛行マッハ数 4 条件でインレット - 燃焼器干渉を避けるように設計された。設計時には今回使用したエンジンの形状で、飛行マッハ数 4 条件の時に壁圧上昇が最も上流に及び、分離部入口に達すると予測された¹⁹⁻²²⁾。始動状態でのマッハ 6 試験条件では、カウル付近を除いて、設計時に予想されたように分離部内で大きな圧力上昇は観察されなかった。しかしながら設計の時点で燃焼によってより顕著になる、カウル前縁から燃焼ガスが溢れるほど非常に強い、インレット - 分離部 - カウル干渉を予測することは困難であった。今回の実験で、始動状態が非常に狭い燃料流量範囲に限られた原因のひとつは、このカウル周辺での干渉であると考えられる。より多い燃料流量で始動状態を保つためには、分離部の延長、燃焼器形状の変更、燃料噴射の最適な分布などの改良が必要である。分離部の延長と燃焼器の変更は一部、試行された^{23,24)}。

5.2.2 再始動

14 番試験では燃料流量を減らすことにより、不始動状態から始動状態に急激に移行した。この良好な再始動性は後退角とインレットの開放底部構造に起因する。後退角がある場合にはカウル前縁は、天板上のインレット出口よりも遥かに下流に位置する。そのため実質的なインレットの開放底部面積は拡大し、不始動時には気流はエンジン内部から容易に外部に流れ出す。後退角と開放底部構造は、スクラムジェットエンジンには不可欠であると思われる。ランプ圧縮型のインレットで良好な始動性を確保するためには、後退角と開放底部構造に代わる機構が必要である。

6. 結論

ラムジェットエンジン試験設備の飛行マッハ数 6 条件において、短ストラットを取り付けたサブスケール・スクラムジェットエンジンモデルの燃焼試験を行った。その結果、下記の事柄が明らかとなった。

短ストラットの取付は強燃焼の達成に有効であった。燃料の垂直噴射によって 3 つのエンジン作動状態が観察された。

燃料流量が少ない場合には、燃焼器拡大部において弱燃焼が起きる。発生する推力は非常に小さい。始動状態で燃料流量が多い場合には、燃焼器内部で強燃焼が起きる。燃焼効率は高い。

燃料流量が過分であるとエンジンは不始動状態に移行する。この時、抗力は気流のみが流れている状態よりも大きい。

強燃焼状態では、ステップ付近の低速域で保炎されている。この様子はカウル近くで顕著であり、プラズマジェットが作動していなくても保炎できた。今回用いた流量での燃料の平行噴射は、現エンジン形態あるいは今回のエンジン作動環境には適していなかった。

始動から不始動へは急激に移行した。この不始動は、カウル付近の低速域の拡大により引き起こされたと思われる。燃料流量を減ずることにより、エンジンは再始動した。

謝 辞

ラムジェットエンジン推進研究部のスクラムジェットエンジン実験グループの協力を得た。この研究は三菱重工との共同研究の一環として行われた。

参考文献

- 1) Yatsuyanagi, N., Chinzei, N., and Miki, Y.; Initial Tests of a Sub-Scale Scramjet Engine, *Proceedings of the 12th International Symposium on Air Breathing Engines* (Melbourne, Australia) AIAA, Washington, DC, USA (1995) pp. 1330-1337.
- 2) Masuya, G., and Chinzei, N.; Scramjet Engine Tests at Mach 4 and 6, The International Union of Theoretical and Applied Mechanics Symposium on Combustion in Supersonic Flows 7, Poitiers, France (1995/Oct.).
- 3) 平岩徹夫, 櫻中登, 苅田丈士, 富岡定毅, 佐藤茂, 三谷徹, 遠藤将夫; ラムジェットエンジン試験設備(その2) 風洞気流検定試験, 日本航空宇宙学会誌, 第44巻, 第512号(1996年), pp.499-506. あるいは Hiraiwa, T., Mitani, T., Izumikawa, M., and Ono, F.; Calibration Studies of Nozzle Flow in Ramjet Engine Test Facility, The 12th International Symposium on Space Technology and Science, Paper 96-d-14, Gifu, Japan (1996/May).
- 4) Masuya, G., Kudo, K., Murakami, A., Komuro, T., Tani, K., Kanda, T., Wakamatsu, Y., Chinzei, N., Sayama, M., Ohwaki, K., and Kimura, I.; Some Governing Parameters of Plasma Torch/Flame-holder in a Scramjet Combustor, *Journal of Propulsion and Power*, Vol.9, No.2 (1993) pp.176-181.
- 5) Hiraiwa, T., Sato, S., Tomioka, S., Kanda, T., Shimura, T., and Mitani, T.; Testing of a Scramjet Engine Model in Mach 6 Vitiated Air Flow, AIAA Paper 97-0292 (1997/Jan.).
- 6) Carslaw, H. S., and Jaeger, J. C.; Conduction of Heat in Solids (1959) pp.112-113, 2nd ed., Oxford University Press, Oxford, England, UK.
- 7) Kanda, T., Tani, K., Komuro, T., Murakami, A., Kudo, K., and Chinzei, N.; Impulse Function and Drag in Scramjet Inlet Models, *Journal of Propulsion and Power*, Vol.12, No.6 (1996) pp.1181-1183.
- 8) White, F. M.; *Viscous Fluid Flow* (1974) pp.632-640, McGraw-Hill, New York, USA.
- 9) Lamb, J. P. and Oberkampf, W. L.; Review and Development of Base Pressure and Base Heating Correlations in Supersonic Flow, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol.32, No.1 (1995) pp.8-23.
- 10) Karashima, K., and Hasegawa, K.; An Approximate Approach to Base Flow Behind Two-Dimensional Rearward-Facing Steps Placed in a Uniform Supersonic Stream, Institute of Space and Aeronautical Science Report No.501, Tokyo, Japan (1973/Nov.).
- 11) Waltrup, P. J., Billig, F. S., and Stockbridge, R. D.; Engine Sizing and Integration Requirements for Hypersonic Airbreathing Missile Applications, AGARD CP-307 (1982).
- 12) Tani, K., Kanda, T., Kudo, K., Murakami, A., Komuro, T., and Itoh, K.; Aerodynamic Performance of Scramjet Inlet Models with a Single Strut, AIAA Paper 93-0741 (1993/Jan.).
- 13) Diskin, G. S., and Northam, G. B.; Effect of Scale on Supersonic Combustor Performance, AIAA Paper 87-2164 (1987/Jun.-Jul.).
- 14) Wagner, T. C., O'Brien, W. F., Northam, G. B., and Eggers, J. M.; Design and Evaluation of a New Injector Configuration for Supersonic Combustion, *Proceedings of the Eighth International Symposium on Air Breathing Engines*, AIAA, Cincinnati, OH, USA (1987) pp.390-397.
- 15) Huber, P. W., Schexnayder, Jr., C. J., and McClinton, C. R.; Criteria for Self-Ignition of Supersonic Hydrogen-Air Mixtures, NASA TP-1457 (1979).
- 16) Billig, F. S., Orth, R. C., and Lasky, M.; A Unified Analysis of Gaseous Jet Penetration, *AIAA Journal*, Vol.9, No.6 (1971) pp.1048-1057.
- 17) Billig, F. S.; Shock-Wave Shapes around Spherical- and Cylindrical-Nosed Bodies, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol.4, No.6 (1967) pp.822-823.
- 18) Tani, K., Kanda, T., and Tokunaga, T.; Starting Characteristics of Scramjet Inlets, *Proceedings of the 11th International Symposium on Air Breathing Engines*, AIAA, Tokyo, Japan (1993) pp.1071-1080.
- 19) 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 TR-1068 (1990/6).
- 20) Chinzei, N., Komuro, T., Kudo, K., Murakami, A., Tani, K., Masuya, G., and Wakamatsu, Y.; Effects of Injector Ge-

- ometry on Scramjet Combustor performance, *Journal of Propulsion and Power*, Vol.9, No.1 (1993) pp.146-152.
- 21) 村上淳郎, 小室智幸, 工藤賢司; 矩形断面スクラムジェット燃焼器の実験 (II), 航技研報告 TR-1220 (1993/12).
- 22) Waltrup, P. J., and Billig, F. S.; Prediction of Precombustion Shock Wall Pressure Distributions in Scramjet Engines, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol.10, No.9 (1973) pp.620-622.
- 23) Sunami, T., Sakuranaka, N., Tani, K., Hiraiwa, T., and Shimura, T.; Mach 4 Tests of a Scramjet Engine - Effect of Isolator, *Proceedings of the 13th International Symposium on Air Breathing Engines*, AIAA, Chattanooga, TN, USA (1997/Sep.)pp. 615-625.
- 24) Sato, S., Izumikawa, M., Tomioka, S., and Mitani, T.; Scramjet Engine Test at the Mach 6 Flight Condition, AIAA paper 97-3021, AIAA, Seattle, WA, USA (1997/Jul.).

航空宇宙技術研究所報告 1364号

平成10年7月発行

発行所 科学技術庁航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1
電話(0422)47-5911 ㊦182-8522
印刷所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川2-27-12

禁無断複写転載

本書(誌)からの複写,転載を希望される場合は,管理部 研究支援課係にご連絡ください。

Printed in Japan