

スクラムジェットエンジンの燃焼・不始動過程に関する考察

須浪 徹治, 櫻中 登, 志村 隆, 小寺 正敏^{*1}

On the Combustion and Unstart Processes of a Scramjet Engine Model

by

Tetsuji SUNAMI, Noboru SAKURANAKA, Takashi SHIMURA and Masatoshi KODERA^{*1}

ABSTRACT

Main purpose of this experimental and numerical study is to reveal a transition mechanism between two typical combustion modes called 'weak-combustion' and 'intensive-combustion' which have been observed in the engine firing tests at Mach 4, 6 and 8 conditions using RJTF (Ramjet Engine Test Facility). For this purpose, flow structures in the combustor and their changes during the transition of combustion mode are investigated by means of cold flow tests as well as numerical simulations in which combustion pressure is simulated using flow-plug set in the engine nozzle. Based on these results as well as the firing test results, it is revealed 1) that self-ignition in the core-flow is impossible; ignition is possible only within the narrow regions of the boundary layer and the strut wake, 2) that combustion in the weak mode occurs within the attached and slightly separated boundary layer at the downstream part of the combustor and the combustion is kinetically controlled, 3) that combustion in the intensive mode mainly occurs within the largely separated boundary layer and re-circulation area and 4) that transition from 'weak mode' to 'intensive mode' is the consequence of mutual interaction between enhancement of fuel/air mixing and combustion within the boundary layer and the growth of the boundary layer separation area due to the combustion. Such combustion characteristics are due to the fact that in the present engine fuel/air mixing and principal combustion supporting the engine thrust strongly depend on the occurrence of large scale boundary layer separation and on the turbulent mixing as well as subsonic combustion within the separated boundary layer. The dependence of mixing and combustion on the boundary layer separation results in the early transition into inlet unstart. For improvement of engine performance, it is indeed important to carry out efficient supersonic mixing, ignition and combustion control in supersonic core-flow in the combustor.

1. はじめに

スクラムジェットエンジンは、スペースプレーン等の極超音速機成功の鍵となっている。スクラムジェット開発に向けて、航技研・角田ではRJTF（ラムジェット試験設備）においてマッハ数 4, 6, 8 の模擬飛行条件下でのエンジン燃焼実験^{1,2,3)}を行ってきた。その中で、燃料流量を増加していくと、最初弱かったエンジン内での燃焼状態がある当量比において急激に強くなり、これに伴い推力も急増する様子が確認された。さらに燃料流量を増加していくとインレット/燃焼器干渉が

起き、エンジン不始動に至った。本研究では、エンジン燃焼実験、フロープラグを用いた燃焼模擬実験およびこれに対応するCFDシミュレーションの結果から、上記の燃焼モードの変化を経てエンジン不始動に至る一連の過程について、エンジン内での燃料/空気の混合・燃焼とエンジン内流れ構造との関連に注目して考察する。さらに、この考察結果に基づき、エンジン作動特性改善のためには、燃焼器における混合律速の実現と、超音速流中での燃料/空気の混合・着火・燃焼制御の実施が重要であることを再確認する。

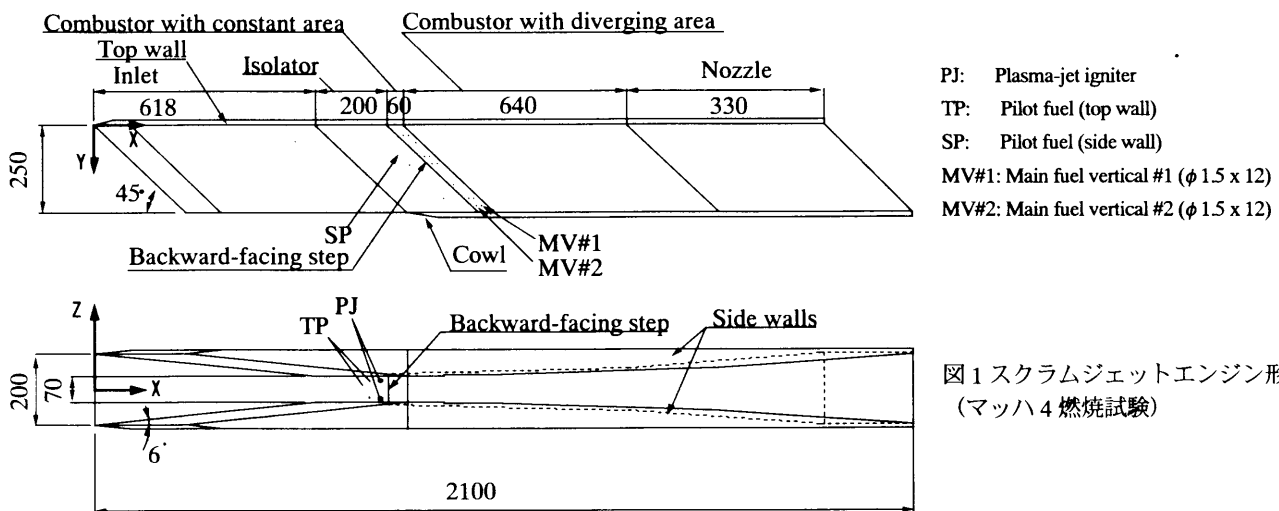


図1 スクラムジェットエンジン形状
(マッハ4 燃焼試験)

^{*1} 航空宇宙技術研究所・角田宇宙推進技術研究センター

2. エンジン燃焼試験

2.1 エンジン形状および燃料噴射・着火方法

RJTFでのマッハ4燃焼実験¹⁾に用いたエンジン(ストラット無し)の形状図を図1に示す。エンジンは上流側からインレット、分離部(Is.), 燃焼器平行部(C.C.), 燃焼器拡大部(D.C.), ノズルから構成され、全体が45°の後退角を有する。分離部と燃焼器平行部の接合部境界には、天板と側板上にそれぞれ2mmおよび4mmの高さの後向きステップが設置されている。主燃料(MV#1 または MV#2)は、燃焼器平行部側壁のステップ下流に配列されたそれぞれ12個の円形オリフィス($\phi = 1.5$ mm)から壁面に垂直に音速噴射される。着火用に、プラズマジェット噴射器とパイロット燃料噴射口が分離部天板上に設置されている。また、マッハ6, 8条件における燃焼試験^{3,4)}では、燃焼器圧力を高めるため、図1のエンジンのインレットから燃焼器平行部にかけてストラットが装着される。マッハ4, 6, 8試験時のインレット入口気流条件は、表1のとおりである。

表1 RJTF 燃焼試験における気流条件

Simulated flight Mach number	4	6	8
Freestream condition			
Mach number	3.4	5.3	6.7
Stagnation pressure (MPa)	0.86	4.8	10
Stagnation temperature (K)	850	1500	2500

2.2 弱燃焼および強燃焼

図2はマッハ4条件でのエンジン燃焼試験¹⁾で観察された燃料水素流量、 m_f と燃料噴射・燃焼による推力増分、 ΔF 、との関係である。燃料流量が小さい($m_f < 40$ g/s)場合には、燃料流量の増加とともに推力増分もほぼ比例して増加するが、燃焼状態は弱く推力増分も $\Delta F \approx 400$ Nと小さい。さらに燃料流量を増加していくと、 $m_f \approx 40$ g/sを境に燃焼が突然強くなり、推力レベルも急に増加している。ここに見られるような強弱2つの燃焼状態を強燃焼(Intensive combustion)および弱燃焼(Weak combustion)と呼んでいる。さらに燃料流量を増加すると、 $m_f > 80$ g/sでは燃焼圧の影響がインレットに達するいわゆるインレット/燃焼器干渉により推力は減少していき、ついにはエンジン不始動に至る。図3に m_f の増加に伴うエンジン天板壁圧分布(エンジン流入気流総圧 P_0 で無次元化されている)の変化を示す。弱燃焼($m_f = 41.7$ g/s)では壁圧レベルは気流値に近く、燃焼器壁面境界層はほぼ附着した状態にある。いったん強燃焼になると、燃焼器内の圧力レベルは一気に上昇する。このとき、燃焼器最大圧力は燃料流量に依らずほぼ一定であり、この値はエンジン不始動に至る限界の燃焼器圧力でもある。このように、燃焼器最大圧には上限値($P^*_{max}/P_0 = 0.135$)が存在する。この値は、平板乱流境界層剥離に関する経験式(1)から予想される分離部流入気流に対する乱流境界層の剥離限界圧力にほぼ一致する。

$$Ms^2 = 0.58 Ma^2 \quad \text{-----}(1)$$

(ここで、 Ma は剥離域上流の主流マッハ数、 Ms は剥離衝撃波背後の主流マッハ数である。)

図4は、マッハ6条件でのエンジン燃焼試験³⁾で観察された m_f と ΔF との関係を種々のストラット形態に対してプロッ

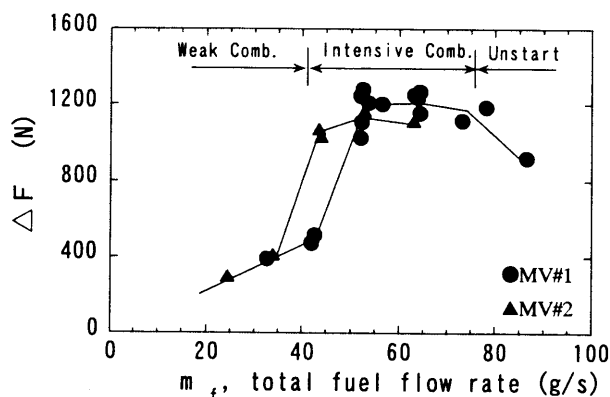


図2 燃料流量と推力増分の関係 (マッハ4 燃焼試験)

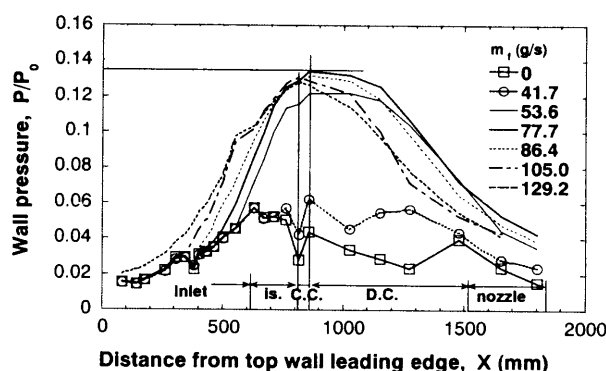


図3 エンジン天板壁圧分布の変化 (マッハ4 燃焼試験)

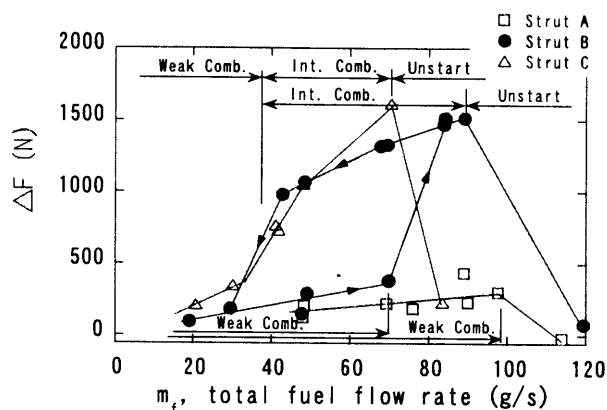


図4 燃料流量と推力増分の関係 (マッハ6 燃焼試験)

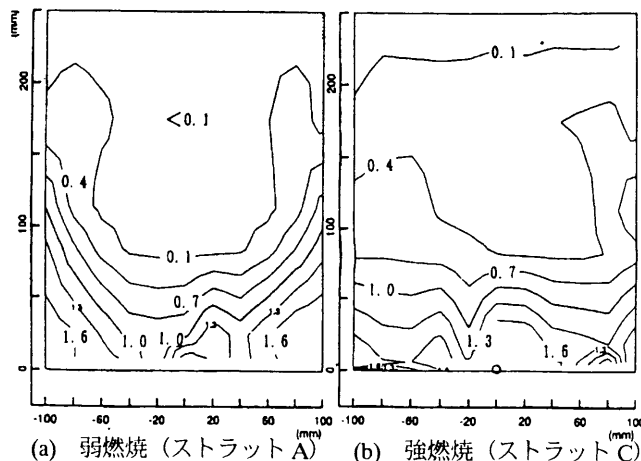


図5 エンジンノズル出口断面局所当量比分布
(マッハ6 燃焼試験, 文献2 参照)

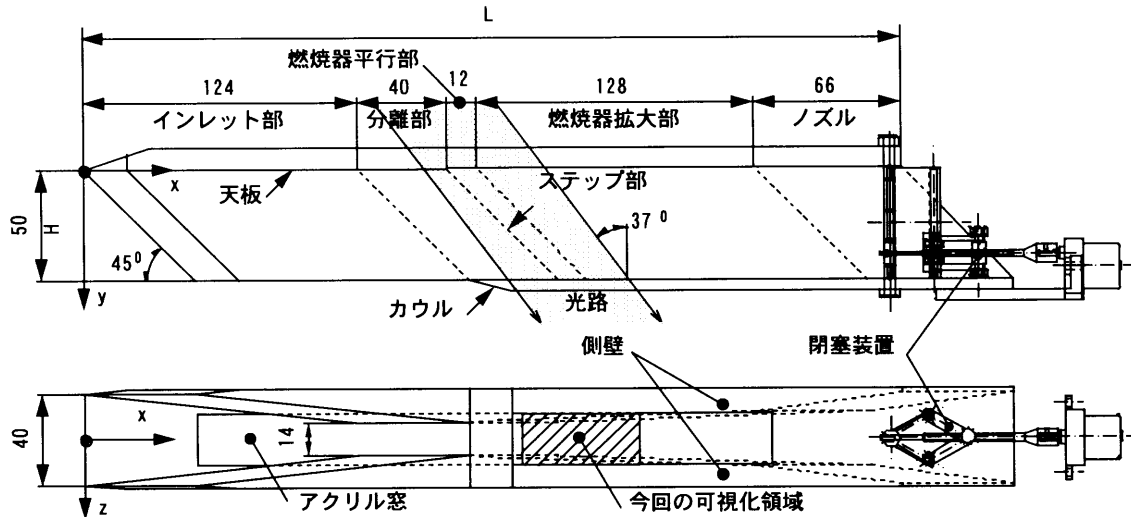


図6 フロープラグによる燃焼模擬試験用スクラムジェットエンジン模型

トしたものである（ストラット形態の詳細は文献2を参照されたい）。ストラットAの場合、 $m_f < 100 \text{ g/s}$ で弱燃焼であり、 $m_f = 115 \text{ g/s}$ では不始動に移行している（強燃焼への遷移と同時に不始動となったものと考えられる）。一方、ストラットBとCの場合、マッハ4試験（図2）と同様に、弱燃焼から強燃焼への急激な遷移が観察された。ストラットBでは、燃料流量を増加する場合と減少する場合で、弱燃焼と強燃焼間にヒステリシスが観察された（図中の矢印参照）。

同一燃料流量（48 g/s）に対して観察された弱燃焼（ストラットA）および強燃焼（ストラットC）におけるエンジンノズル出口断面での局所当量比分布（図5(a), (b), ガスサンプリング結果）を見ると、弱燃焼時には燃料の拡散範囲は側壁および天板壁面近傍に凹型に偏在しているのに対し、強燃焼時の分布（等高線）は天板とほぼ平行になるとともに、ノズル出口断面中央部への混合が改善される傾向にある。

現エンジンの弱燃焼・強燃焼に見られる上記のような混合・燃焼性能の顕著な違いが何に起因するかを知ることは、スクラムジェットエンジンの作動特性の理解には極めて重要である。著者らは、その原因はエンジン内の燃料/空気の混合・着火・燃焼の方策と、これに密接に関係するエンジン内流れ構造にあると考え、以下では特に、境界層剥離域の場所と大きさに着目して考察する。

3. フロープラグによる燃焼模擬-コールドフロー実験

強燃焼モードにおける燃焼器内の境界層剥離構造を詳しく調べる目的で、エンジンノズル部に設けたフロープラグにより燃焼器下流の背圧を制御して燃焼圧を模擬したコールドフロー実験⁹⁾をおこなった。実験に用いたエンジン模型（図6）は燃焼試験用エンジンの1/5スケール模型であり、壁圧測定およびシャドウグラフによる分離部から燃焼器拡大部上流部の流れ場の観察が可能となっている。

実験では、燃焼器拡大部入口に絞りの影響が及んでいない状態から時間とともに背圧を上げていった。その時のエンジン天板壁圧分布の変化を図7に示す。ただし、フロープラグにより燃焼圧を模擬していることから、燃焼実験と比較できるのはインレットから壁圧が最大となる燃焼器平行部出口付近までである。背圧上昇につれて燃焼器平行部の圧力は徐々に上昇するとともに、背圧の影響域が分離部を経てインレ

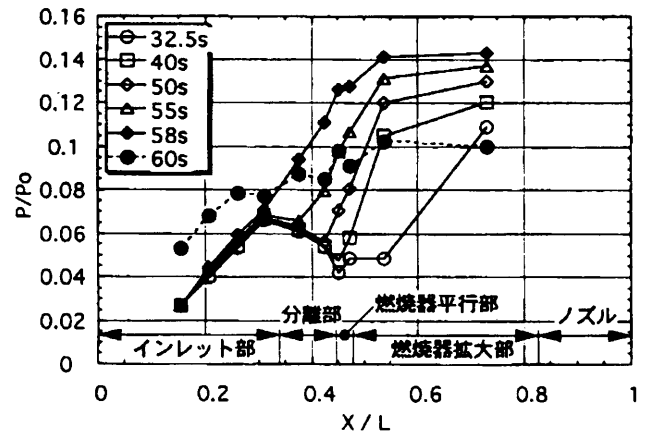


図7 エンジン天板壁圧分布（燃焼模擬実験）

ト内へ進行する様子がわかる。図7の32.5秒時の分布は、燃焼試験の弱燃焼に対応する。40, 50秒に対応する分布は燃焼試験では観察されなかった。これは、後述するように剥離域内での燃焼と境界層剥離域の成長の強い相互作用により、大規模な境界層剥離域が急激に形成されるためである。また、55~58秒および60秒の分布はそれぞれ強燃焼およびエンジン不始動時に対応する。55~58秒の分布は燃焼試験の強燃焼時における分離部から燃焼器平行部にかけての圧力分布をかなり良く再現している。特に、強燃焼時の燃焼器最大圧（エンジン不始動限界圧力）はほぼ一致した。このことから、燃焼器平行部付近の天板境界層剥離域の大きさ（剥離泡外縁の剥離剪断層の壁面からの高さ）はほぼ再現できると判断できる。

図8(a)~(d)は天板側から約37°の角度で見た分離部出口・燃焼器平行部・燃焼器拡大部入口付近のシャドウグラフ写真（1/60秒の時間平均写真）である。流れは左から右向きであり、上下端にはエンジン側壁と燃焼器入口の後向きステップが写っている。これら一連の写真は、フロープラグによる背圧上昇の影響が燃焼器平行部に及んでいない状態（図8(a）から背圧を徐々に上げていき、エンジン不始動に至る直前（図8(d））までの流れ場の変化を示している。図8(a), (b), (c), (d)の流れ場は、それぞれ図7の32秒、45秒、55秒、58秒の壁圧分布に対応する。このように、背圧の上昇に伴い、側壁の

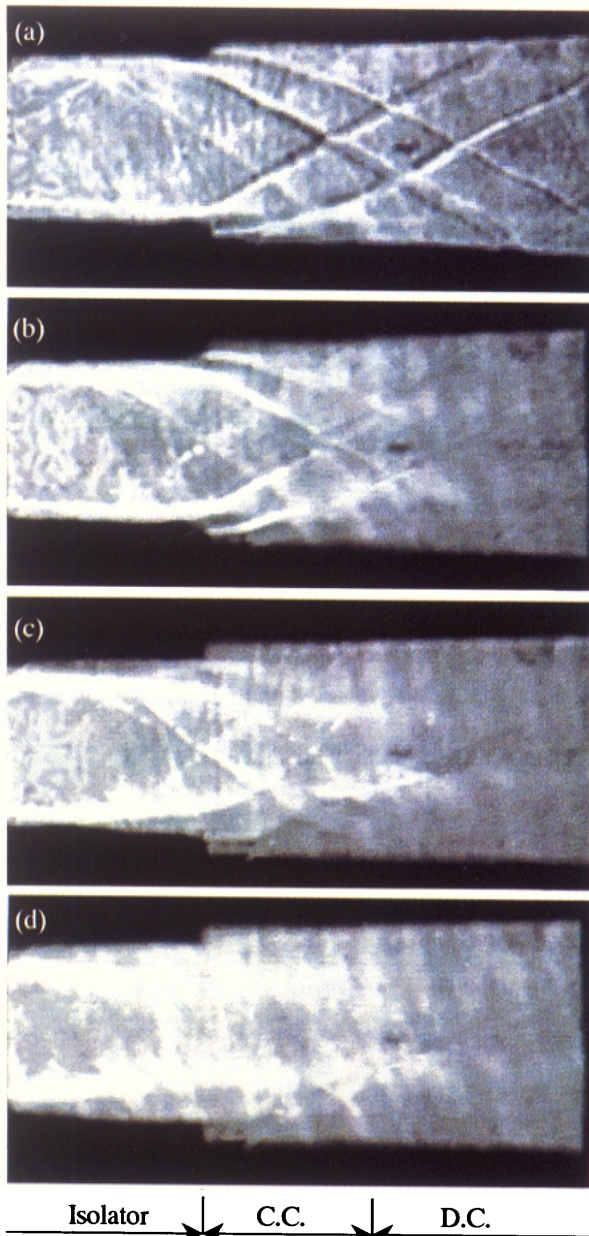


図 8 分離部出口から燃焼器拡大部にかけての流れ場
(シャドウグラフ写真, 燃焼模擬実験)

境界層剥離が生じるとともに、剥離域と圧力の上昇域は徐々に分離部内を遡っていく。強燃焼時に対応する図 8(d)では、側板境界層の剥離域の高さは大きい所で燃焼器流路幅の約 30%に達する。(側板上の天板側とカウル側では側板境界層の剥離の様子が異なることがステップ下流の再付着衝撃波の挙動の違いからわかる。天板側で早期に剥離が起こる。)

図 9 は強燃焼時に対応する壁圧分布が得られた時の分離部のシャドウグラフ写真である。流れは左から右方向、上端が天板壁面、下端がカウル壁面であり、カウル前縁(分離部入り口)からの衝撃波(左下から右上方向)と天板境界層の剥離に伴う剥離衝撃波(左上から右下方向)が観察される。この剥離衝撃波が鮮明に見える位置から判断すると、分離部における天板境界層剥離域の高さ(剥離剪断層の高さ)は分離部流路高さの約 30~40%に達する。後述するように、この結果は CFD による強燃焼時流れ場のシミュレーション結果に良く一致する。

以上のように、マッハ 4 条件の場合には、燃焼の影響として燃焼圧だけをフロープラグにより模擬した簡便な方法により、燃焼試験での強燃焼及びエンジン不始動時の壁圧分布をかなり良く模擬できた。特に、不始動に至る燃焼器限界圧力も再現できることがわかった。

4. フロープラグによる燃焼模擬—CFD 結果

強燃焼時のエンジン内流れ場についてさらに詳しく調べる目的で、RJTF のマッハ 4 気流条件に対してフロープラグによる燃焼模擬の CFD シミュレーションを NSE (数値宇宙エンジン) を用いておこなった。3 次元 Navier-Stokes 方程式に対し Chakravarthy-Osher の TVD 法を用いて計算を行い、準定常解を得た。空間精度は 3 次であり、エンジン内格子数は約 220 万点である。主流の天板流入境界層には厚さ 35 mm (エンジン高さは 250 mm) の 1/7 乗則速度分布を適用した。エンジン内の各壁面には断熱壁条件を用い、境界層には Baldwin-Lomax 乱流モデルを用いた。

図 10 は、燃焼試験の強燃焼時に対応する CFD 結果であり、エンジン対称面におけるマッハ数分布(a)とその亜音速域(b)である。また、この時の天板壁圧分布を燃焼試験で得られた壁圧分布と比較した(図 11)。天板境界層の剥離位置およびそこから壁圧上昇の勾配は良く一致している。燃焼器平行部での最大圧については、計算結果は実験値に比べて約 15% 程度大きい。ほぼ燃焼実験の強燃焼時の分布を再現している。したがって、境界層剥離の大きさもほぼ再現していると判断できる。この時、マッハ数分布が示すように、強燃焼時には分離部から燃焼器にかけて天板境界層は大規模な剥離を起こし、亜音速の再循環域を形成している。剥離域内の亜音速域の高さは燃焼器平行部において最大となり、エンジン流路高さの約 80%に達する。側壁に近づくにつれて、天板境界層の剥離点は下流側へ後退するとともに亜音速域の高さも減少する。側壁近傍では、剥離点は後向きステップのすぐ上流にまで後退するとともに、燃焼器平行部における剥離域の亜音速域の高さも流路高さの約 40~50%にまで減少する様子が観察された。このことから、燃焼実験の強燃焼時には、燃焼器平行部側壁から噴射される主燃料の約 40~50%は天板境界層剥離域の亜音速部へ噴射されると判断できる。さらに、分離部天板から噴射される着火用プラズマトーチのジェットも天板境界層内の再循環域内に噴射されると判断できる。

5. 現エンジンの燃料混合・燃焼形態

ここでは、先述の実験および計算結果にもとづき、現エンジンの燃料/空気の混合・燃焼特性について考察する。まず、燃焼実験、コールドフロー実験および CFD シミュレーション結果が示す弱燃焼および強燃焼時の特徴は次のようである。

- 1) 現エンジンでは、人為的に乱流渦を導入した混合制御を行っておらず、混合は、主にエンジン壁面境界層内の乱流渦、燃料噴射により生じる馬蹄渦・剪断層に依存する。従って、燃焼器の境界層がほぼ付着した状態では、燃料の貫通距離を考慮しても燃料の拡散範囲は壁面境界層内およびその近傍に限られる。
- 2) 弱燃焼状態では、燃焼器内境界層はほぼ付着状態にあり、燃料の拡散範囲は壁面境界層内およびその近傍に限られる。そこでの燃焼は反応律速である。特に、マッハ 4 条件では、気流総温が約 900 K と低く、境界層内の温度回復域をも含めたエンジン内流れにおける自発着火は不可

能である。このため、プラズマトーチの補助を得て初めて着火・燃焼に至る。

- 3) 強燃焼状態では、燃焼器天板境界層は大規模な剥離状態にあり、着火用プラズマジェットおよび約 40~50%の主燃料が天板境界層剥離域内(剥離剪断層と亜音速の環流域)に噴射される。このため、剥離域内での燃料/空気の混合が促進される。また、一旦強燃焼状態になると、プラズマトーチを停止しても強燃焼を維持できる。つまり保炎が可能である。
- 4) 境界層剥離域での燃焼に伴う剥離衝撃波背後の主流マッハ数の低下と圧力および温度上昇を考慮しても、主流中での自発着火は不可能である。

これらを考慮すると、強燃焼時の推力の発生源となる主燃焼は、このような境界層剥離域内での亜音速燃焼により特徴づけられる。そして、その天板境界層剥離域内では保炎可能であることから、そこでの燃焼は混合律速である。

以上から、現エンジンのマッハ4条件では、燃料混合・着火・燃焼の促進と推力の発生が境界層剥離域の形成とその内部での乱流混合・亜音速燃焼に強く依存する。観察された弱燃焼から強燃焼への急激な遷移は、このような境界層剥離依存型の混合・燃焼形態によるものである。また、この境界層剥離依存型の燃焼形態は、結果としてエンジン不始動への移行を促す結果となっている。

マッハ4条件について得られた上記の結論は、弱燃焼から強燃焼への急激な遷移が観察されたマッハ6条件に対しても同様に当てはまると判断できる。(マッハ6条件においても、強燃焼時の境界層剥離域での燃焼による主流のマッハ数の低下と圧力・温度上昇を考慮しても、やはりエンジン主流中での自発着火は不可能である。)

6. 弱燃焼から強燃焼への遷移過程

次に、弱燃焼から強燃焼への遷移過程について考察する。強燃焼時の主燃焼は上述のように境界層剥離の形成に依存するから、強燃焼への移行には何らかの原因で境界層剥離域が形成される必要がある。この剥離域形成過程は次のようである。つまり、弱燃焼時には付着境界層内で強い反応律速下での着火・燃焼がわずかに起きているが、燃料流量の増加とともに燃焼量が徐々に増し、発熱に伴い境界層内の逆圧力勾配も徐々に増加する。これによりわずかな境界層剥離域が生じるとともにその剥離域で混合・燃焼が促進され、これにより剥離域もさらに成長する。このような境界層剥離域の成長とその内部での混合・燃焼促進の相互作用により、大規模な境界層剥離域を伴う強燃焼状態へと移行する。境界層剥離域の成長と混合・燃焼促進の相互作用が急激な場合には、マッハ4, 6条件時に観察されたように弱燃焼から強燃焼への遷移も急激になる。

図12は、マッハ8条件の燃焼試験³⁾で得られたエンジン内壁圧分布の変化の様子であるが、これから判断すると、燃料流量の増加につれて燃焼器拡大部下流側で燃焼による境界層剥離を起こし、さらなる燃料増加に伴い剥離域が徐々に上流へ遡るとともに推力も徐々に増加する($m_f = 9.2 \sim 50.4$ g/s)。その後、燃焼器拡大部から遡ってきた剥離域が燃焼器平行部に達するとともに不始動へ移行する様子が確認された。このようにマッハ8条件では弱燃焼から強燃焼への遷移は緩やかであり弱燃焼と強燃焼の区別が付きにくく、燃焼状態の遷移に伴い剥離域が一気に燃焼器平行部に達するマッハ4, 6条件とは

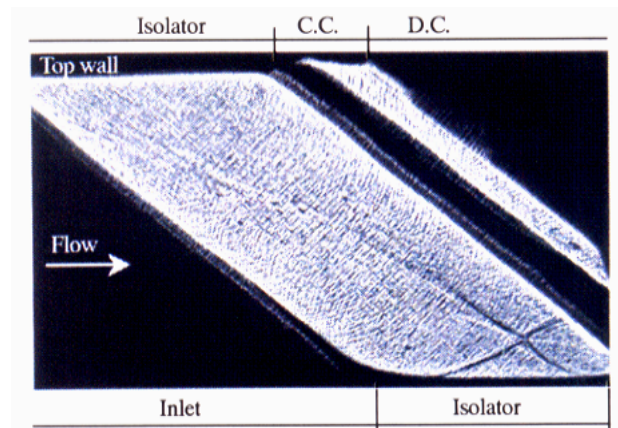


図9 分離部天板境界層の剥離
(シャドウグラフ写真, 燃焼模擬実験)

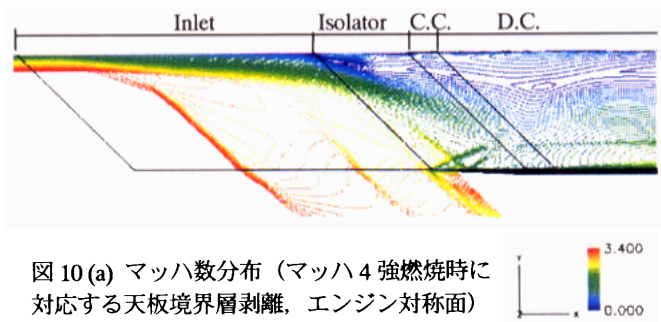


図10(a) マッハ数分布 (マッハ4強燃焼時に
対応する天板境界層剥離, エンジン対称面)

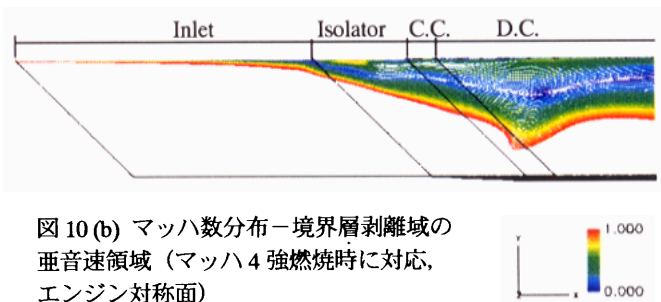


図10(b) マッハ数分布—境界層剥離域の
亜音速領域 (マッハ4強燃焼時に対応,
エンジン対称面)

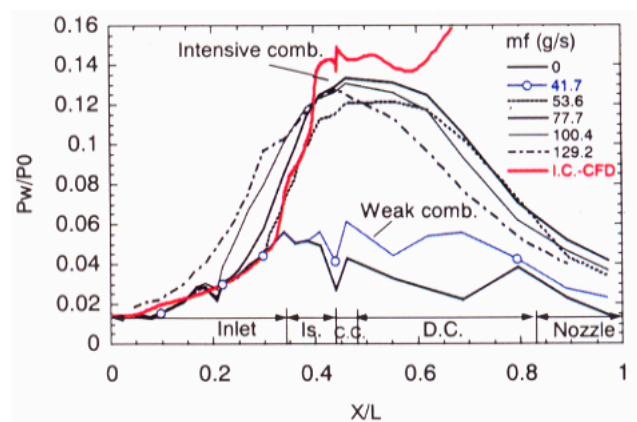


図11 エンジン天板壁圧分布—燃焼試験とCFD (フロー
プラグによる強燃焼模擬時) の比較。

異なっている。これは、燃焼器内流れが高マッハ数になるほど、燃焼による圧力上昇の割には境界層剥離域の成長（剥離泡の高さ）が抑制される（混合・燃焼と境界層剥離域の成長の相互作用が弱くなる）からである。しかし、図 13 の CFD 結果（RJTF-M8 試験条件）が示すように、マッハ 8 条件においても燃焼器主流中での自発着火が不可能であり、自発着火可能な領域が境界層内あるいはストラットベース部近傍の後流内の極めて狭い領域に限られる点、燃料/空気の混合・燃焼が境界層剥離に依存している点はマッハ 4, 6 条件と同様である。

著者らはマッハ 8 試験燃焼時の CFD シミュレーション⁹⁾も行っているが、そこでも燃料流量増加に伴う天板境界層の剥離域の形成、主な燃焼域が剥離境界層内に存在すること、その燃焼量の増大とともに剥離域が上流へ拡大する様子を確認している。また、燃焼量の増加に伴う燃焼器主流の静温・静圧の上昇により、 $m_f = 50 \text{ g/s}$ 以上では主流においても自発着火が可能な状態になることを確認しているが、この状態も境界層剥離依存型の混合・燃焼による大規模剥離（剥離衝撃波）の存在により維持されている。

現エンジンに対する上記の考察は次のように一般化できると考える。すなわち、人為的な燃料/空気の混合促進制御が行われておらず混合が不十分であり、着火特性が反応速度に強く律速される形態のエンジンでは、燃料混合・着火・燃焼の促進と推力の発生が境界層剥離域の形成とその内部での乱流混合・垂直速燃焼に強く依存する。

7. まとめ

スクラムジェットエンジンの燃焼試験で観察された弱燃焼から強燃焼への遷移は、燃焼器におけるエンジン壁面境界層の剥離域の形成と、その剥離域内での燃料/空気の混合・燃焼の促進およびこれらの相互作用によるものである。人為的な燃料/空気の混合促進制御が行われておらず、着火特性が反応速度に強く律速されるタイプのエンジンでは、燃料混合・着火・燃焼の促進は境界層剥離域の形成とその内部での乱流混合に強く依存し、推力を支える主燃焼は剥離域内での垂直速燃焼により特徴づけられる。

今後、境界層剥離依存型の混合・燃焼形態から脱却し、高マッハ数域における超音速燃焼の実現とともに、境界層剥離域の拡大に起因するエンジン不始動を抑制してエンジン作動特性を改善するには、

- 1) 燃焼器主流中での人為的な混合制御の実施
- 2) 混合律速下での着火・燃焼が必要であり、これらを実現できるような、
- 3) 主流中での混合・着火・保炎技術の開発^{例えば、文献 7, 8)}
- 4) エンジン内部流路設計をおこなう必要がある。

参考文献

- 1) Sunami, T., Sakuranaka, N., Tani, K., Hiraiwa, T. and Shimura, T., "Mach 4 Tests of a Scramjet Engine - Effects of Isolator," 13th ISABE 97-7088, 1997.
- 2) Sato, S., Izumikawa, M., Tomioka, S. and Mitani, T., "Scramjet Engine Test at Mach 6 Flight Condition," AIAA Paper 97-3021, 1997.

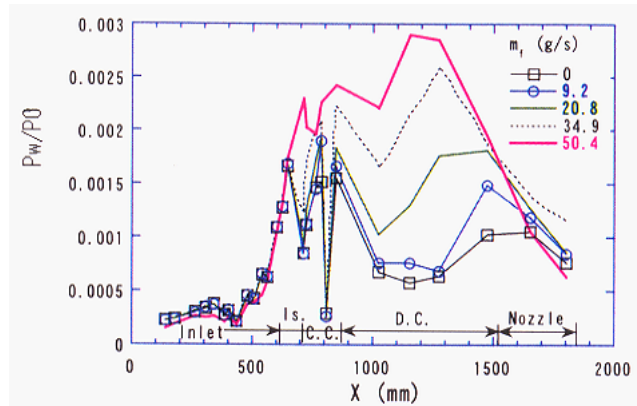


図 12 エンジン天板壁圧分布の変化（マッハ 8 燃焼試験）

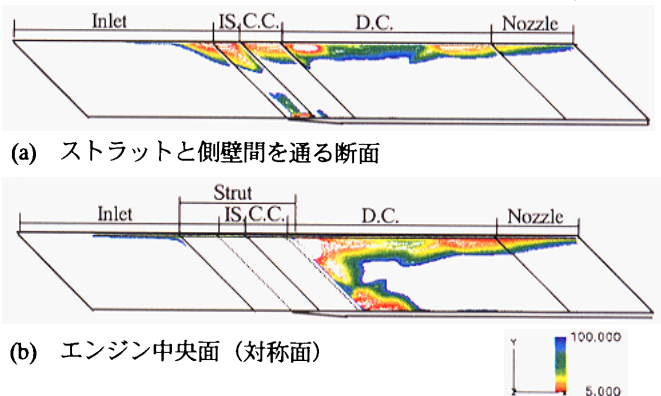


図 13 マッハ 8 燃焼試験気流中 ($m_f = 0 \text{ g/s}$) における着火時間が $100 \mu\text{sec}$ 以下の領域（CFD 結果）。

（計算条件：主流マッハ数 6.7、天板流入境界層 87 mm、1/7 乗則乱流境界層、計算方法はマッハ 4 条件の計算と同様である。得られた流れ場に対して、Rogers らの文献 6 をもとに着火時間を見積もった。）

- 3) Kanda, T., Wakamatsu, Y., Ono, F., Kudo, K., Murakami, A. and Izumikawa, M., "Mach 8 Testing of a Scramjet Engine Model," AIAA 99-0617, 1999.
- 4) 櫻中, 須浪, 志村, 泉川, "スクラムジェットエンジン不始動模擬実験," ラム/スクラムジェットシンポジウム, 107-112, 1998.
- 5) Kodera, M., Sunami, T. and Nakahashi, K., "Assessment of Unstructured Hybrid Grid Method for Predicting Scramjet Combusting Flows," 8th ISCFD, 1999.
- 6) Rogers, R. C. and Schexnayder Jr., C. J., "Chemical Kinetic Analysis of Hydrogen-Air Ignition and Reaction Times," NASA TP-1856, 1981.
- 7) Sunami, T., Wendt, M. N. and Nishioka, M., "Supersonic Mixing and Combustion Control Using Streamwise Vortices," AIAA Paper 98-3271, 1998.
- 8) Sunami, T., Nishioka, M., Murakami, A., Kudou, K. and Wendt, M. N., "Alternating-Wedge Strut Injection for Supersonic Mixing and Combustion," 14th ISABE Paper 99-7156, 1999.