

なる。

燃料噴射孔は燃焼器平行部に取り付けられ、それぞれ側壁ステップより 16mm (MV1) と 32mm (MV2)、そしてランプ壁ステップより 16mm (RV1) 下流の各壁面上に幅方向 20mm の間隔で 3 個づつ合計 15 個ある。燃料は水素で、壁面に垂直に音速で噴射され、噴射孔の直径は 1.5mm である。

Table 1: Numerical conditions

Parameter	Vitiation air stream	Hydrogen fuel
Static pressure, kPa	1.55	Variable
Static temperature, K	330	190
Mach number	6.7	1
Velocity, m/s	2549	1186
H ₂ mass fraction	0	1
O ₂ mass fraction	0.255784	0
H ₂ O mass fraction	0.193013	0
N ₂ mass fraction	0.551203	0

3. 計算方法

本研究では当研究所が開発し、スクラムジェットエンジン試験対応計算に適用してきた非構造格子三次元反応流計算コードを用いる。化学反応モデルには、9 化学種 17 反応のモデル[7]を、乱流モデルには $k-\omega$ SST 二方程式モデル[8]を採用した。その他、コードの詳細は文献[9]に譲る。

計算条件は、飛行マッハ数 8 を想定した RJTF 試験条件に準ずる。機体下面での空気圧縮を考慮に入れると、エンジンに流入する気流マッハ数は 6.7 になる。また、RJTF の設備に起因して気流の組成には H₂O が含まれる。主流及び燃料噴射流の条件の詳細を表 1 に示す。RJTF 設備ノズル出口での境界層厚さは 99%速度厚さで 87mm であり、これを流入境界層有りの場合の流入条件として加える。ここで境界層内の物理量分布は二次元平板乱流境界層の CFD 結果を用いた。その時の排除厚さは 30mm でほぼ実験での計測値と一致した。噴射される燃料当量比 (Φ) は 0~1 まで実験点のある条件に合わせて変えた。その場合、噴射位置は MV1 のみを使用した。なお、当量比を計算する上で必要な空気捕獲率は CFD で得た値を用いたが、流入境界層の有無にかかわらず 81%であった。

計算領域は $x-y$ 対称面より片側半分のみとした。壁面はすべり無し、壁面温度は 300K に固定した。格子点数は約 120 万点である。壁面からの最小格子幅は約 15 μ m である。

計算の手順としては、まず、燃料噴射なし（したがって反応なし）の条件でクーラン数を大きくとって定常解を求め、次にその解を初期条件として燃料噴射、反応ありの条件でクーラン数を小さくして解を求めた。この時時間ステップは約 10^{-7} 秒とした。

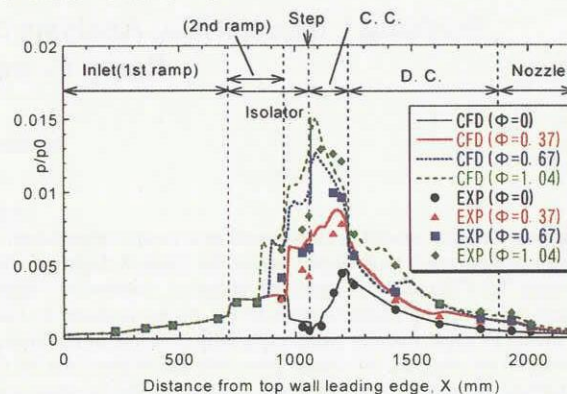
本 CFD は、当研究所が所有するスーパーコンピュータ数値宇宙エンジン(NSE)上で実行した。

4. 結果および考察

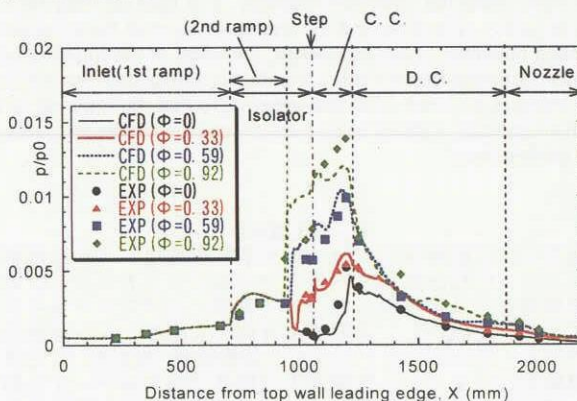
4.1 計算結果と実験値の比較

図 3 に、各燃料当量比に対する、実験 (EXP) および計算 (CFD) によるランプ壁中心線上の圧力分布を、流入境界層が有る場合 (With BL case) および無い場合 (Without BL case) についてそれぞれ示す。ここで圧力値は主流総圧で無次元化してある。CFD と実験値を比較してみると、定性的に良く一致していることがわかる。特に、 Φ が増加するにつれて燃焼による圧力上昇開始位置が境界層の剥離とともに上流に移動する点、および燃焼器平行部で最大となる圧力が増加する点、などの実験値に見られる定性的な特長を CFD は良く捕らえられている。また、燃焼器平行部における圧力分布に注目すると、With BL case では、 Φ が小さい時下流に向かって圧力が増加するのに対し、 Φ が大きくなると反対に圧力が減少している。一方で Without BL case では一貫して圧力が増加し、燃焼器平行部出口付近で圧力が最大となっている。後で詳しく述べるが、燃焼器平行部では境界層剥離により大規模な亜音速領域が存在し、燃焼はその内部および近傍で生じている。したがってこの領域では、

発熱により圧力が上昇する超音速の特性の他に、圧力が減少する亜音速の特性も生じており、これらのバランスによって圧力の傾向が決まってくる。このような傾向についても両者は一致している。



(a) With BL case



(b) Without BL case

Fig.3: Wall pressure distributions along the ramp wall centerline

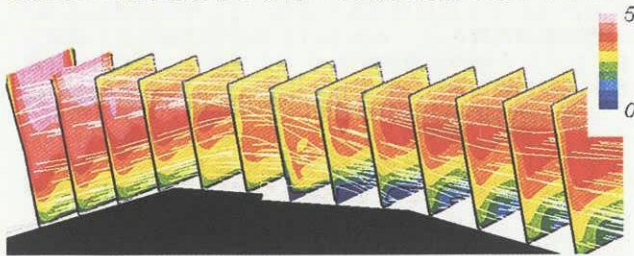
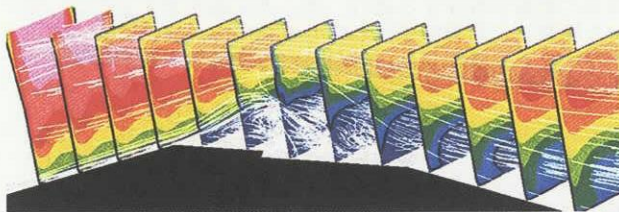
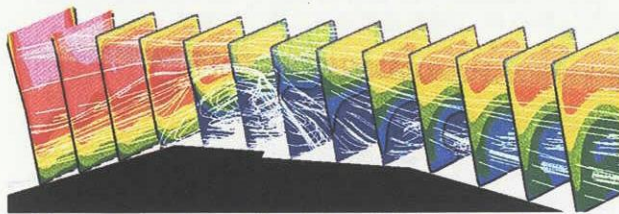
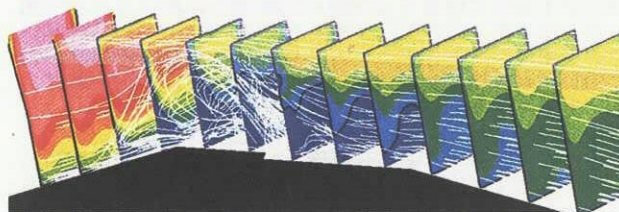
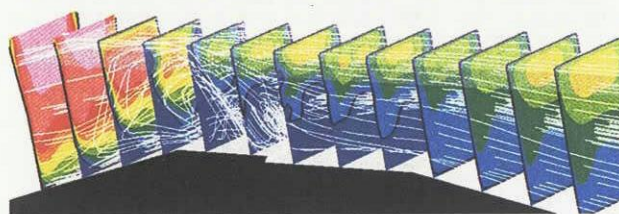
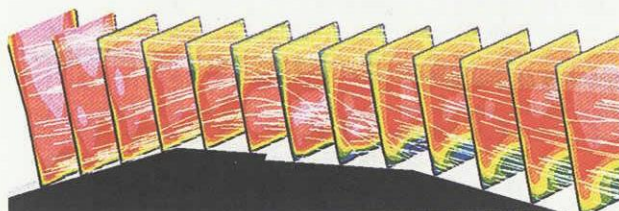
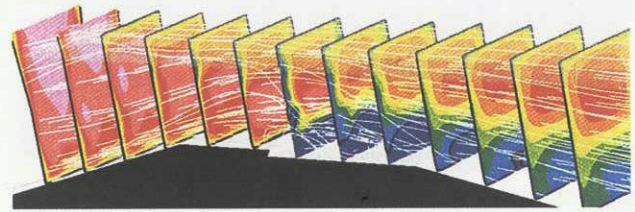
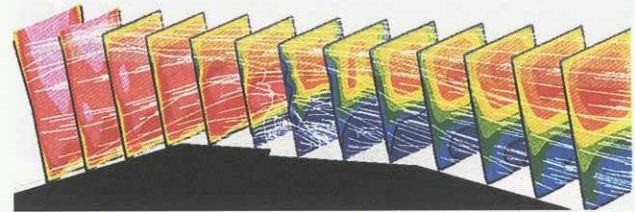
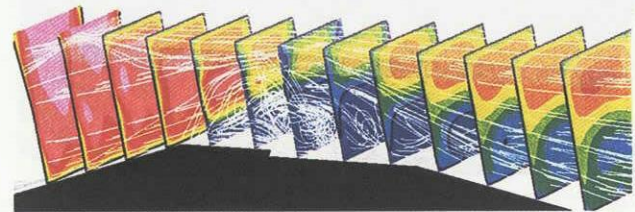
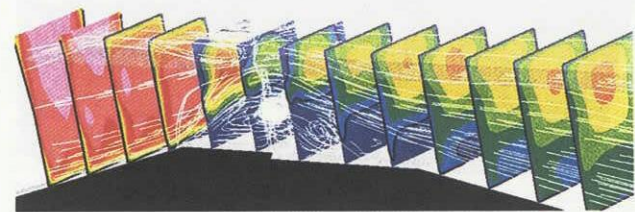
定量性に関しては、圧力上昇開始位置、したがって剥離位置が第二ランプに達すると、分離部付近の圧力レベルについて CFD のほうが実験より高くなっており、この付近の剥離の大きさを過大に見積もっている可能性がある。しかしながら、注目すべきは燃焼器拡大部およびノズルにおける圧力レベルについて、両者が良く一致していることである。このことにより、燃焼量について CFD は実験を良く模擬できていると言える。

4.2 流れ場の様子 ランプ壁面境界層の剥離

図 4 に分離部から燃焼器平行部および燃焼器拡大部にかけて、 x 断面上のマッハ数分布を示す。上流側の図左端の断面が $x=0.8$ m であり、 $x=1.4$ m まで 50 mm 間隔で断面を表示してある。なお、ステップ位置は $x=1.0684$ m であり、噴射孔位置は $x=1.0844$ m である。図中、マッハ数が 0.5 ごとに色を変えており、流線 (白) およびマッハ 1 の線 (黒) も合わせて描かれている。

燃料噴射しない場合 ($\Phi=0$)、燃焼器平行部出口ランプ壁付近において、カウル前縁から発生した衝撃波がランプ壁面の境界層に入射し、その付近の境界層が剥離することによって形成された亜音速領域が観察される。その領域が Φ が増加するにしたがって、拡大している様子が見られる。With BL case では、 $\Phi=0.19$ ですでにステップ付近で燃焼器平行部の流路高さの半分程度まで亜音速領域となっている。また亜音速領域上流端が第二ランプ出口付近まで到達している様子が見られる。ステップ下流より亜音速領域は高き方向に徐々に小さくなるが、側壁側の方が中央対称面側よりもその程度が大きい。そして燃焼器拡大部入口付近で膨脹波の影響により亜音速領域はほとんど見られなくなる。

さらに Φ が増加すると、ステップ付近では亜音速領域の高さ方向への拡大はほとんどなくなる。一方で第二ランプ出口付近では、ランプ壁と側壁のコーナー部分において、亜音速域の上流およびカウル側への拡大が顕著になってくる。

(a) $\Phi=0$ with BL case(b) $\Phi=0.19$ with BL case(c) $\Phi=0.37$ with BL case(d) $\Phi=0.67$ with BL case(e) $\Phi=1.04$ with BL case(f) $\Phi=0$ without BL case(g) $\Phi=0.16$ without BL case(h) $\Phi=0.37$ without BL case(i) $\Phi=0.59$ without BL case(j) $\Phi=0.92$ without BL caseFig.4: Mach number contours in x cross-sections around C.C.

Without BL case では、 Φ に対する亜音速領域拡大の程度が小さい。亜音速領域の最大高さが流路高さの半分程度となるのは $\Phi=0.33$ と 0.59 の間からである。また $\Phi=0.92$ において亜音速領域上流端は第二ランプ出口付近にとどまっている。

次に流線によって表わされた亜音速領域内の逆流域に注目してみる。With BL case の $\Phi < 0.67$ では、亜音速領域とともに逆流域はステップにまたがって存在しているが、 Φ が増加し第二ランプ出口付近のランプ壁と側壁のコーナー部分で亜音速領域の拡大が顕著になると、その領域において逆流域も上流および高さ方向に拡大している。一方でステップ下流の亜音速領域内で逆流が見られなくなることは興味深い。これは亜音速領域上流端にほぼ等しい境界層剥離位置が上流に移動することによる。これによって剥離衝撃波のカウル壁での反射がより上流側で生じ、その影響で特に側壁側で第二ランプ出口付近よりランプ壁から離れた流れがステップ直上流で再びランプ壁側に向かう。一方で Without BL case では、亜音速領域が With BL case よりも上流へ拡大していないため、 $\Phi=0.92$ の時でもステップ上下流の亜音速領域内で逆流が存在する。

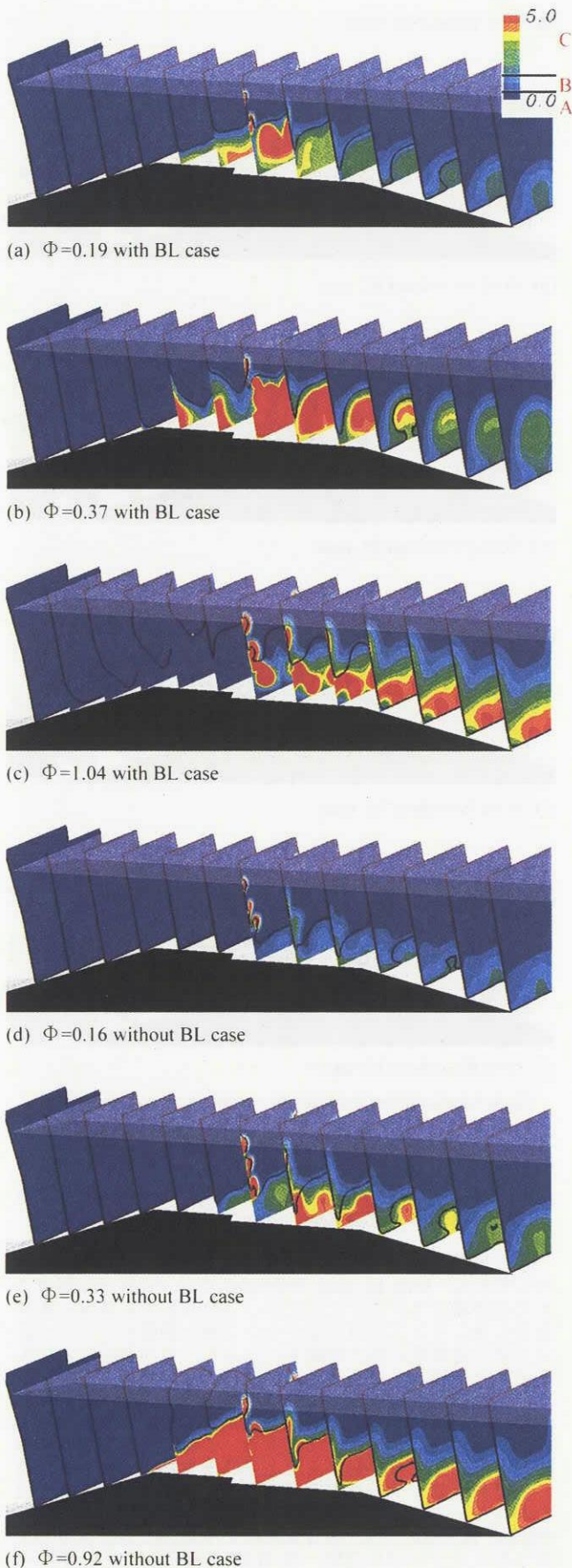


Fig.5: Contours of local equivalence ratio (ϕ) in x cross-sections around C. C.

燃料の混合

図5に図4のマッハ数分布と同じ断面上に局所当量比(ϕ)分布を示す。合わせてマッハ1の線(黒)も示す。なお、 ϕ は燃焼後の H_2 と O_2 をも含めて算出している。また ϕ が0.5ごとに色を変えている。ここで便宜的に $\phi < 0.5$ の燃料希薄領域をA、 $0.5 < \phi < 1.5$ の混合状態の良い領域をB、 $\phi > 1.5$ の燃料過濃領域をCとしておく。これより分離部および燃焼器平行部を中心に見ていく。

まず Without BL case について、 $\Phi = 0.16$ の時燃料噴射孔近傍(ステップ直下流の断面)では側壁付近で領域Cが点在しており、また亜音速領域内では領域Bとなっている。その下流では側壁近傍で ϕ が小さくなる一方で亜音速領域内ではランプ壁と側壁のコーナー付近から ϕ が増加していく様子がみられる。しかし全般的に亜音速領域内は領域Bが支配的であり、混合状態は良好である。これと対照的にカウル側の亜音速域外ではAとなっており、燃料はほとんど存在していない。このようにランプ壁面近傍の亜音速領域内に燃料が存在するのは、図4の流線が示すように、カウル衝撃波に影響を受けた側壁境界層内の流れに乗って、燃料がランプ壁面側に運ばれるからである。 ϕ が増加すると、亜音速領域内は領域Cが支配的となり、領域Bは側壁近傍から、ランプ壁面境界層の剥離せん断層付近に位置するマッハ1近傍の非常に狭い領域にしか存在しない。これは ϕ が増加すると、亜音速領域が高さ方向に拡大し、噴射された燃料の大部分をその内部に取り込むようになり、かつ亜音速領域に流れ込む空気が減少するためである。また、逆流域に取り込まれた燃料がステップ上流に運ばれている様子が見られる。

以上の定性的様子は With BL case においても確認できる。ただし $\Phi = 0.19$ で亜音速領域内はすでに領域Cとなっている。また $\Phi = 1.04$ では、ステップ下流の亜音速領域内で領域Bが拡大しているのがわかる。一方でステップ上流では燃料が存在していない。これは図4の流線に示されるように、逆流域がステップの上流にのみ存在しているためである。したがってステップの上流には燃料が運ばれず、またステップ下流の亜音速領域には空気が流れ込むようになる。

以上より、With BL case および Without BL case ともに、 ϕ がある程度大きくなると、燃焼器平行部においてランプ壁面に形成された大規模な亜音速領域内は燃料過濃状態となり、混合層はカウル側にある空気層との境界であるマッハ1付近に位置する剥離せん断層に存在することが明らかとなった。このような燃料と空気の偏った分布構造は、亜音速領域がほとんどなくなる燃焼器拡大部およびノズルにおいても維持される。しかしながら境界層が再付着するため燃料と空気の混合はすすまなくなる。

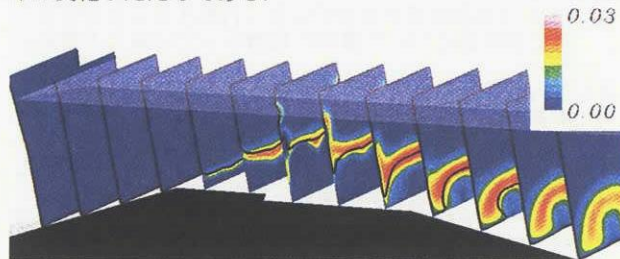
燃焼領域

図6に、図4、5と同じ断面上にOHの質量分率分布およびマッハ1の線(黒色)を示す。OH分布と図5の局所当量比分布の領域Bを比較すると、ほぼ両者が一致していることがわかる。このように燃焼は $0.5 < \phi < 1.5$ の領域付近で生じている。

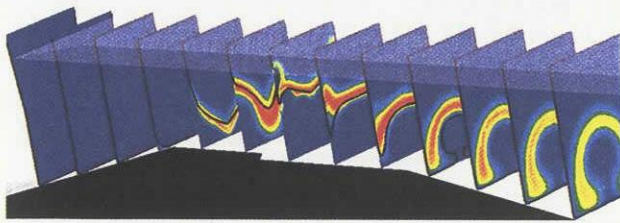
細かく見ていくと、Without BL case では、 ϕ が小さい時($\Phi = 0.16$)、ランプ壁近傍のステップ下流に形成されている亜音速領域内で燃料が混合し燃焼が生じている。これがランプ壁面境界層の剥離を拡大させ、その内部での混合燃焼を促進させる。これについては他のエンジンでも同様の現象が生じていることを文献[9][10]で明らかにしている。 ϕ が増加すると($\Phi = 0.33$)、亜音速領域内は未燃の水素と生成された水によって満たされ空気は存在しない。したがってマッハ1付近のランプ壁面境界層の剥離せん断層内でのみOHが生じている。一方でステップ上流の剥離せん断層においても燃料がステップ上流に運ばれるためOHが生じている。さらに ϕ が増加すると($\Phi = 0.92$)、マッハ1に近い超音速領域にもOHが生じるようになる。

一方で With BL case では、 ϕ が小さい時でも($\Phi = 0.19$)マッハ1付近でOHが生じている。ただしより ϕ が小さい場合は亜音速領域内でOHが確認されている。したがって基本的には Without BL case と同じである。 $\Phi = 1.04$ の時、ステップの上流で剥離せん断層は存在するがOHは見られない。一方でステップ下流では亜音速領域内でOHが見られる。これは図4、5で説明した通り、亜音速領域内の逆流域のステップ上流への移動により、燃料および空気の分

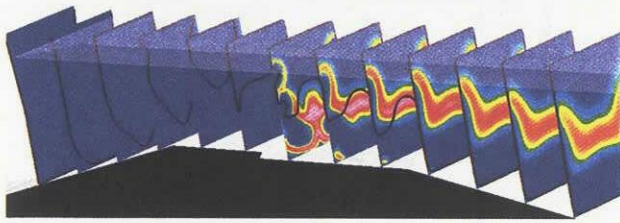
布が変化したためである。



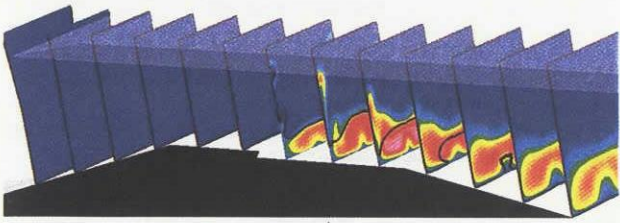
(a) $\Phi=0.19$ with BL case



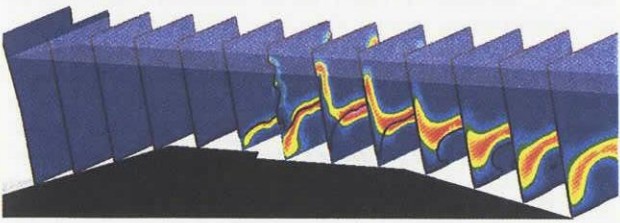
(c) $\Phi=0.37$ with BL case



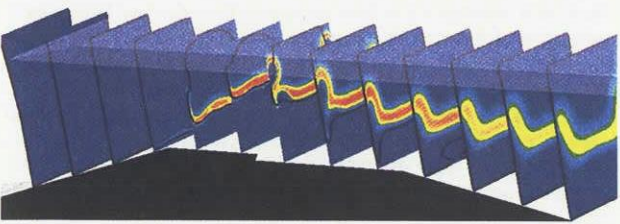
(c) $\Phi=1.04$ with BL case



(d) $\Phi=0.16$ without BL case



(e) $\Phi=0.33$ without BL case



(f) $\Phi=0.92$ without BL case

Fig.6: Contours of OH mass fraction in x cross-sections

4. 3 エンジン性能

図7に、 Φ に対する燃焼器平行部およびエンジン出口断面での混合効率および燃焼効率を示す。燃焼効率については水素の消費量をもとに見積もった値と、水の生成量をもとに見積もった値の2種類のものを示す。混合効率および燃焼効率の求め方は文献[9]を参照されたい。

燃焼器平行部出口では、 Φ が0に近い場合、混合効率に比べて燃焼効率が低い。これは燃焼器平行部の亜音速領域がそれほど大きくない状態に対応し、燃焼量が少ないため温度・圧力が不十分であることを示している。一方で $\Phi>0.2$ では、燃焼効率は混合効率に近づき、混合律速的となる。この時、亜音速領域は燃焼器平行部で支配的となる。また Φ が増加すると混合効率は低下する。これは図5に示されるように、亜音速領域内の局所当量比が増加するためである。

With BL caseとWithout BL caseを比較すると、混合・燃焼効率に大きな差がないことがわかる。これは流れ場の構造が基本的に同じであることに起因する。先述したように、流入境界層の有無によらず、燃焼器平行部では、燃料と空気の混合・燃焼領域はランプ壁面境界層の剥離せん断層付近の薄い領域に存在する。このような構造において、空気と燃料の接触面積は燃焼器平行部の長さや幅でほぼ決定され、そのため混合・燃焼量に大きな差が生じなかったと考えられる。なお、ステップ上流での燃焼量はわずかであり、混合・燃焼効率に対する亜音速領域の上流への拡大の影響は小さいことを確認している。

エンジン出口では、 Φ が小さい場合でも混合効率と燃焼効率の差はなくなってくる。それ以外は燃焼器平行部出口と定性的に変わらない。 Φ が増加すると混合・燃焼効率は低下し、 $\Phi=1$ 付近でWith BL case、Without BL caseとも燃焼効率は約50%程度と低い値となっている。また $\Phi=1$ 付近で、燃焼器平行部出口の燃焼効率は40%程度となっており、主燃焼は燃焼器平行部において生じていることがわかる。これは先述したように、燃焼器拡大部より下流では剥離せん断層がなくなり、燃料と空気の混合が促進されなくなるためである。

図8に、 Φ に対する燃料噴射なしからの推力増分(dF)について、CFDと実験値の両方を示す。ここで実験値には50Nのエラーバーをつけてある。

CFD結果と実験を比較すると、ほぼ誤差の範囲内で一致しており、このことからCFDは燃焼量を精度良く見積もっていることがわかる。With BL caseとWithout BL caseを比較すると、CFD実験とも概ね両者は一致している。これは先述したように、混合・燃焼効率に差が生じなかったためである。

以上より、流入境界層の有無が燃焼性能に与える影響は少ないと結論づけることができる。

4. 4 インレット／燃焼器干渉

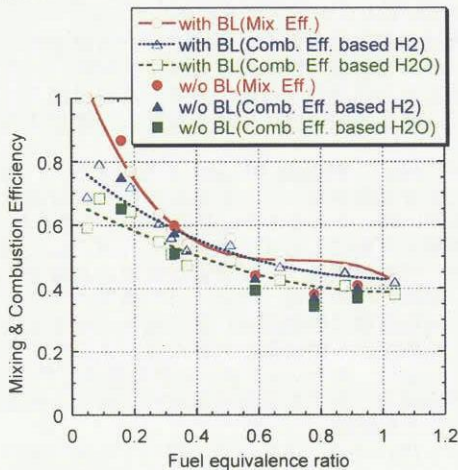
図8において実験値の方を見ると、 $\Phi>1$ で推力増分が低下し緩やかな不始動モードに移行している。そしてWith BL caseのほうがWithout BL caseより小さい Φ で低下する。その結果、Without BL caseの方が多くの燃料を投入することが可能となり、その分最大となる推力増分が大きい。これはWith BL caseのほうがインレット／燃焼器干渉の程度が大きいためである。このことは流入境界層、したがってランプ壁面境界層の厚さがインレット／燃焼器干渉に大きな影響を与えることを表わしている。

そこで、燃焼器平行部で生じた燃焼の上流への影響の程度を調べるために、図9にランプ壁中心線上の圧力分布より導いた、 Φ に対する燃焼による圧力上昇開始位置 X_c （ステップからの距離で定義）と燃焼器平行部での最大圧力値 P_c （主流総圧で無次元化）を示す。

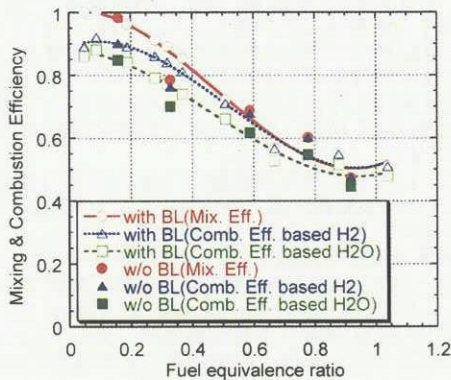
この図より、 Φ が増加するにつれて P_c は増加し、 X_c は上流に移動していることがわかる。 X_c が第二ランプ出口($X=100\text{mm}$)に到達すると、 Φ がある程度増加してもそこで停滞しているのがわかる。これは第二ランプ出口より発生する膨脹波の影響による。さらに Φ が増加すると、 X_c は第二ランプ上に位置し($X>100\text{mm}$)、 Φ の増加とともに再び上流へ移動する。このような定性的傾向は、流入境界層の有無にかかわらず確認できる。

一方で、同じ中に対して X_c は With BL case の方が Without BL case より大きい。また同じ中に対して P_c についても With BL case の方が Without BL case より大きい。その差は X_c の差よりは小さい。したがって仮に背圧 P_c が同じ場合でも With BL case の方が Without BL case よりも上流への影響距離が大きいことが予想できる。

以上より CFD 結果からも With BL case のほうが Without BL case よりインレット／燃焼器干渉の程度が大きいことを確認できた。



(a) C.C. exit



(b) Engine exit

Fig.7: Mixing and combustion efficiency

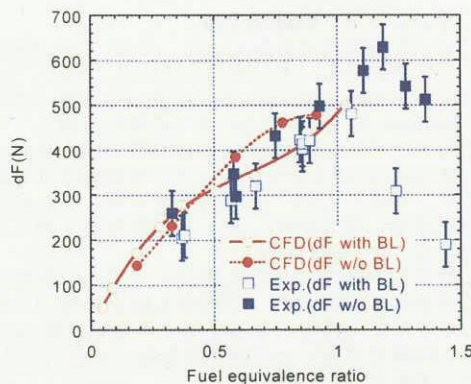


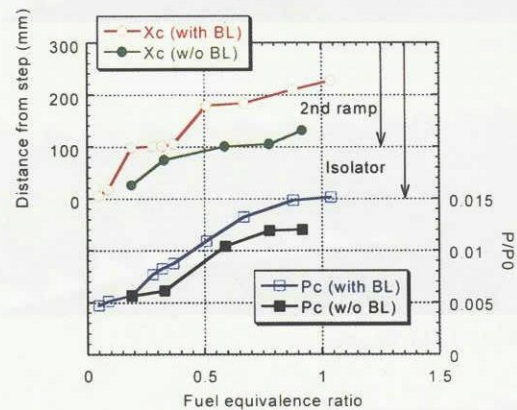
Fig.8: Thrust increment from no fuel condition

5. おわりに

RJTF 燃焼試験において、飛行マッハ数 8 条件で良い性能を示した E2R エンジンについて CFD を適用し、インレットに流入する厚い境界層の有無がエンジン作動特性に関連した流れ場の構造に与える影響について検討し、以下の

結論を得た。

- 1) CFD は実験結果を定性的に良く再現することができた。また燃焼量について適切に見積もっていることを示した。
- 2) 流入境界層の有無について比較すると、燃料当量比がある程度の大きさになると、燃焼器平行部では両者とも流路高さの半分程度が亜音速領域となっていた。
- 3) 2) のような状態の時、燃焼器平行部における燃料と空気の混合の様子をみると、流入境界層の有無によらず、ランプ壁側の亜音速領域内は燃料過濃となり、空気と燃料の混合・燃焼領域はランプ壁面境界層の剥離せん断層にあることがわかった。
- 4) 2) 3) のように流れ場の構造が基本的に同じため、流入境界層の混合・燃焼性能への影響は小さいことが明らかとなった。
- 5) 流入境界層の有る方が無い場合よりもインレット／燃焼器干渉の程度が大きいことを CFD 結果からも確認した。
- 6) 実験・CFD 結果より総合して、流入境界層を取り除けば燃焼性能は向上しないが、始動範囲を広げ最大推力増分を増大させることが可能となることを証明した。

Fig.9: Variations of X_c and P_c versus Φ

X_c : Upstream distance from the step to the onset of pressure rise due to combustion along the ramp wall centerline

P_c : Maximum pressure in the constant-area combustor section along the ramp wall centerline

参考文献

- [1] Sato, S., Izumikawa, M., Tomioka, S. and Mitani, T., "Scramjet Engine Test at Mach 6 Flight Condition," AIAA Paper 97-3021, 1997. [2] Kanda, T., Wakamatsu, Y., Ono, F. and M., Izumikawa, "Mach 8 Testing of a Scramjet Engine Model," AIAA Paper 99-0617, 1999. [3] Chinzei, N., "Research Activities on Scramjets at NAL-KRC in Japan," 15th ISABE Paper 2001-1075, AIAA, Reston, VA, Sep. 2001. [4] Hiraiwa, T., Kanda, T., Mitani, T., and Enomoto, Y., "Experiments on a Scramjet Engine with Ramp-Compression Inlet at Mach 8 Condition," AIAA Paper 2002-4129. [5] Hiraiwa, T., Kanda, T., Kodera, M., Saito, T., Kobayashi, K., and Kato, K., "Effect of Ingested Boundary Layer on Scramjet Engine's Thrust and Combustion Characteristics," AIAA Paper 2003-4739, 2003. [6] 小寺, 「側壁・ランプ圧縮併用型スクラムジェットエンジン内の三次元燃焼流解析」, 第 4 3 回航空原動機・宇宙推進講演会講演集, 平成15年 1 月, pp. 255-260. [7] Stahl, G. and Warnatz, J., "Numerical Investigation of Time Dependent Properties and Extinction of Structure of Methane and Propane Air Flamelets," *Combustion and Flame* 85, pp. 285-299, 1991. [8] Menter, F., R., "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications," *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 8, 1994. [9] Kodera, M., Sunami, T. and Nakahashi, K., "Numerical Analysis of Scramjet Combusting flows by Unstructured Hybrid Grid Method," AIAA Paper 2000-0886. [10] Sunami, T., Sakuranaka, N., Shimura, T. and Kodera, M., "On the combustion and Unstart Process of a Scramjet Engine Model," NAL SP-44, 1999.