

縦渦導入型燃料噴射器の超音速乱流混合・燃焼実験

須浪 徹治*, マイケル・ウェント*, 西岡 通男**

航空宇宙技術研究所*, 大阪府立大学**

Experiments on Supersonic Turbulent Mixing and Combustion
using Streamwise Vorticity Generating Type Fuel Injectors

by

Tetsuji Sunami*, Michael N. Wendt*, Michio Nishioka**

*National Aerospace Laboratory, **Osaka Prefecture University

ABSTRACT

Supersonic mixing and combustion were examined using streamwise vorticity generating type fuel injectors in a Mach 2.5 freestream. One of such injectors was 'A.W. strut' which could introduce four pair of counter-rotating streamwise vortices in spanwise low configuration. Another injector was 'swept ramp injector' which could introduce a pair of counter-rotating streamwise vortices. The process of streamwise vortex development in the flow with combustion were almost similar to that in the cold flow in the case of A.W. strut. A.W. strut and swept ramp injectors were compared with some traditional wall-injectors and strut-injectors. The wall pressure distributions and the local equivalence ratios at the exit of the duct showed that the mixing and the combustion were highly enhanced by the use of streamwise vortices compared with the use of other traditional wall-injectors and strut-injectors. It is possible and effective to apply the mixing control technique using streamwise vortices studied in the cold flow to the mixing and combustion enhancement in a real combustor.

1. はじめに

スクラムジェットエンジン開発の重要課題の一つである超音速混合・燃焼制御に関する研究の一環として、縦渦導入型燃料噴射器を用いた混合・燃焼実験を行った。特に、著者らが非燃焼場で Alternating wedge strut (AW ストラット, 図 1(a))を用いて行ってきた縦渦による超音速混合制御手法^{1,2)}を燃焼場に適用し³⁾, 非燃焼時と燃焼時の縦渦形成過程の比較を行った。また、壁圧分布、燃焼器出口におけるガスサンプリング結果から混合・燃焼の評価を行い、種々の燃料噴射器と比較して燃焼場での縦渦による混合制御手法の効果調べた。比較対象としては、Northam らにより提唱された縦渦導入型の Swept ramp (S ランプ, 図 2) や、積極的な渦生成の制御を行わない従来タイプの燃料噴射器に対し AW ストラットの燃焼実験と同一条件下で行われたデータ⁴⁾を用いた。

2. 燃料噴射器モデル

実験に用いた AW ストラットおよび従来のストラット型燃料噴射器を図 1 に示す。また、S ランプおよび壁面有角噴射器を図 2 に示す。3つのストラット型噴射器の前半部形状は同一であり、前縁角は 10° 、前縁半径は 1 mm 、平行部のモデル厚さは $h=10\text{ mm}$ である。AW ストラット後半の縦渦導入部と燃料噴射孔形状は文献 2 と同様である。ストラット後半部には主流と 15° の角度をなす上下方向のランプがスパン方向に交互に並んでおり、1つのランプ幅は 10 mm 、ランプ後縁の厚さは 0.5 mm である。AW ストラットにより 8本の縦渦が導入される。また、縦渦中心部への燃料供給を意図して、燃料噴射口 ($\phi 3\text{ mm} \times 8$ 個) が上下方向のランプが接する境界上の中心部に設けられている。MO ストラットも同様に、 $\phi 3\text{ mm} \times 8$ 個の燃料噴射口がベース部に設置されている。SI ストラットでは、 $1.6\text{ mm} \times 90\text{ mm}$ のスリット状の燃料噴射口と

なっている。S ランプではベース部から主流に対し 30° の角度で燃料噴射する。また、壁面有角噴射では主流に対し 30° および 90° で噴射した。S ランプおよび壁面有角噴射器の燃料噴射口面積は AW ストラットと同一である。

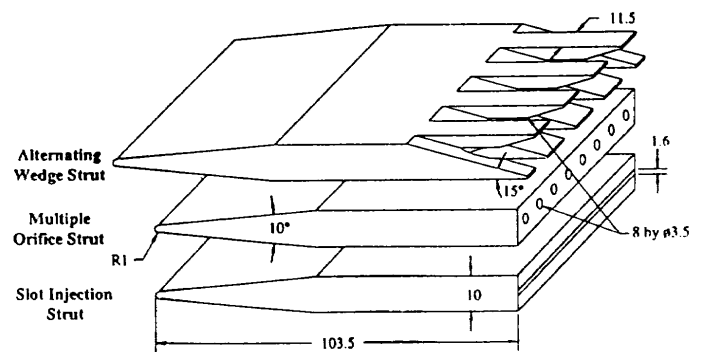


図 1 燃料噴射ストラット形状, 上から順に (a) AW ストラット, (b) MO ストラット, (c) SI ストラット

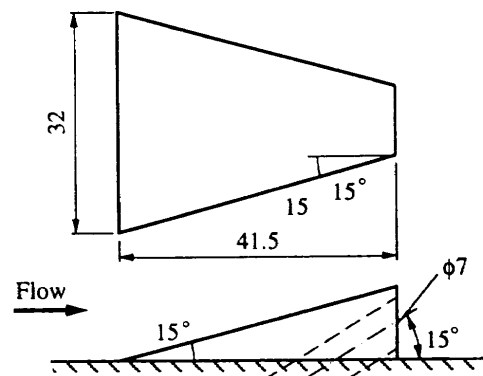


図 2 S ランプ形状

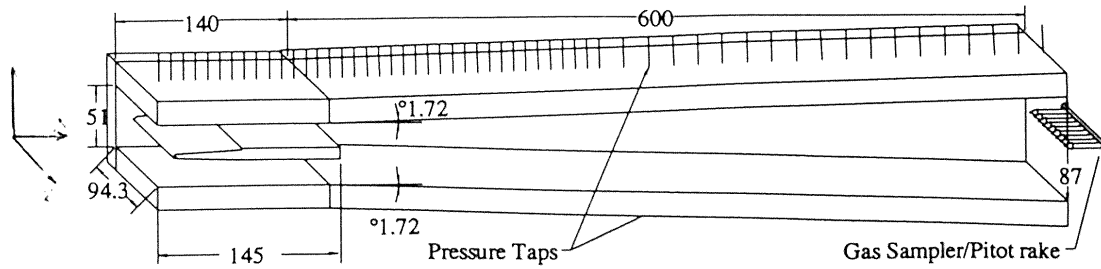


図3 超音速燃焼風洞平行部および拡大部

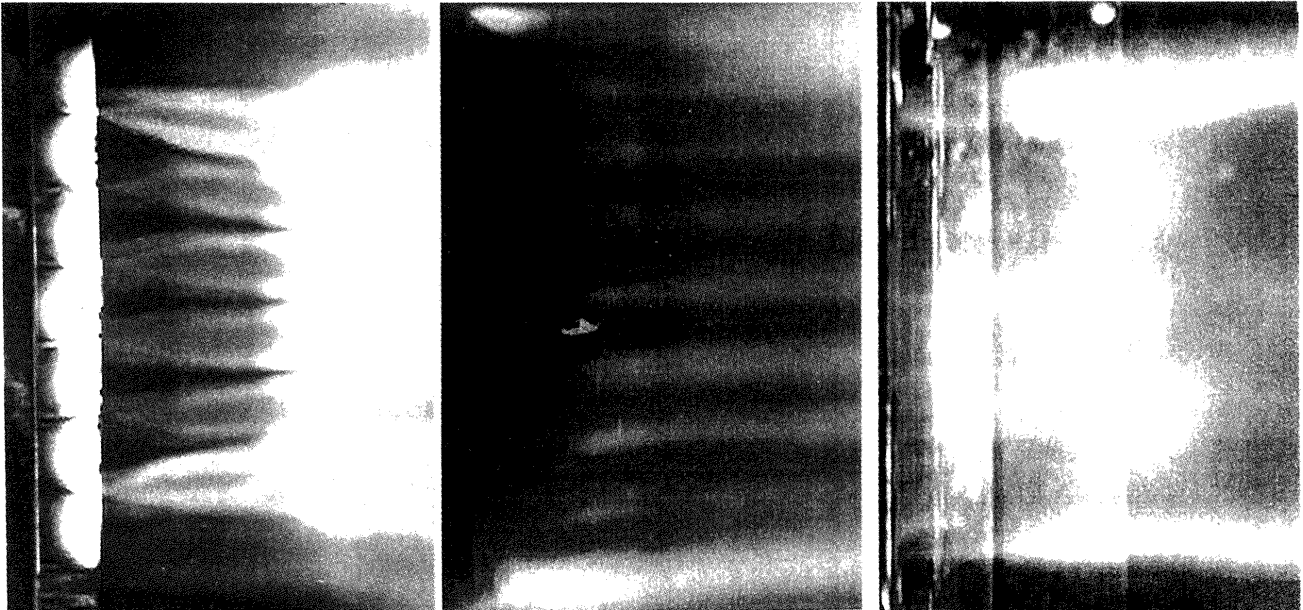


図4 ストラット後縁近傍撮影写真，左から順に (a) AW ストラット, (b) MO ストラット, (c) SI ストラット
流れは左から右方向

3. 実験装置および実験条件

実験は、マッハ数 2.45 の吹出式超音速燃焼風洞 (図 3) において行った。燃焼風洞は、主流加熱のための水素・酸素燃焼加熱器、超音速ノズル、燃焼器平行部 (長さ 140 mm, 断面 94.3 mm × 50 mm) 及び燃焼器拡大部 (長さ 600 mm, y 方向開き角 1.72°) から成る。拡大部出口は大気解放されている。燃料噴射は、燃焼器平行部にストラット 1 個、S ランプ 2 個、壁面有角噴射器 2 個をそれぞれ燃焼器平行部側壁に設置し (ストラットの設置例は図 3 参照)、常温水素を音速噴射した。

燃焼風洞の代表的主流条件は、総圧、総温、静圧、静温、流速がそれぞれ 1 MPa, 2200 K, 59 kPa, 1015 K, 1502 m/s である。

4. 可視化・計測方法

燃焼試験では、燃焼器上下壁面の静圧分布測定、および拡大部出口断面に於いてピトー型プローブによるピトー圧測定およびガスサンプリングを行った。採取されたガスは、ガスクロマトグラフィーにより分析し、サンプリングガスの燃焼前の当量比を求めた。また、ストラット型燃料噴射器後縁近傍における後流・縦渦の発達および燃焼の様子を観察するため、燃焼器拡大部を取り除き、燃焼器平行部側方からのシュリーレン撮影および上方からのビデオ撮影を行った。

5. 実験結果

5.1 Alternating Wedge Strut による縦渦形成過程・燃焼時・非燃焼時の比較

図 4(a),(b),(c) に総当量比 $\Phi=0.5$ における AW ストラット、MO ストラットおよび SI ストラット後縁近傍の上方 (y 方向) からのビデオ撮影写真を示す。この撮影では燃焼器拡大部は取り除いているが、風洞壁圧分布 (図 7) から判断して、拡大部設置時に燃焼による圧力上昇は燃焼器平行部に達しておらずストラット上流の流れは拡大部の有無によらず同一である。また、拡大部の有無によりストラット後縁近傍の流れ場 (縦渦形成領域等) に大きな違いは無い。ただ、拡大部無しの場合には燃焼器平行部出口から弱い衝撃波が流路内に入射するが、後に述べるように、この衝撃波により燃焼は促進されるようである。

図 4(a) を見ると、ストラットの 9 個のランプの内、両端を除いた 7 個のランプ後縁部が赤熱しているのが分かる。赤熱した隣合うランプの境界からは輝炎が放射状に下流に延びているが、これらの輝炎が縦渦を示している。ストラット後縁から 20 mm 下流までは特に縦渦外縁部において明るい輝炎が観察され、そこで燃焼が起こっていることがわかる。それより下流ではほぼ全域で急に輝度を増し、燃焼が活発化している。この燃焼の促進は縦渦内への衝撃波入射が原因と考えている。側壁から 2 つ目の縦渦は他に比べて明るい輝炎が観察されたが、これも同じ原因と考えら

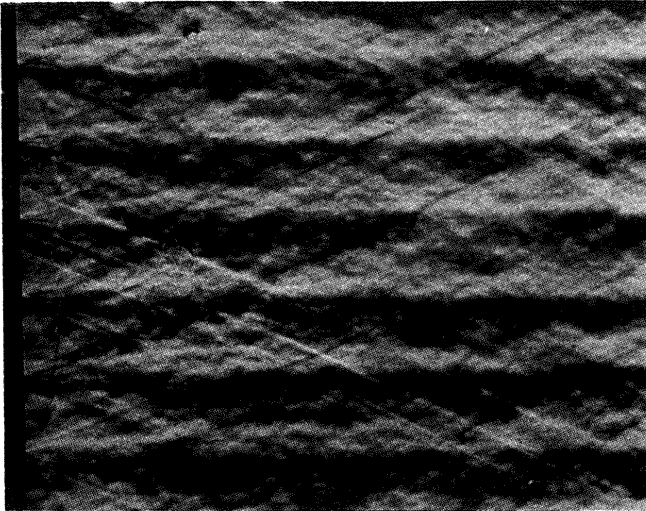


図5 AWストラット後縁近傍シュリーレン写真（非燃焼時）

れる。これら衝撃波入射による混合層内の燃焼促進の詳細については今後検討していく。

図5は非燃焼実験におけるAWストラット上方(y方向)からのシュリーレン写真(文献1)であり、非燃焼時の縦渦形成の様子を示している。主流マッハ数は燃焼実験とほぼ同じ $M=2.43$ である。但し、総圧・総温はそれぞれ0.1 MPa, 290 Kである。図4(a), 5から燃焼時と非燃焼時の縦渦形成の様子を比較すると、両者で形成過程にある縦渦の外縁の輪郭は良く一致しており、後縁からストラット厚さの約2.5倍下流までにその直径はほぼストラット厚さ程度に達し、迅速な縦渦形成の様子が分かる。この様に、ストラット後縁近傍における縦渦形成過程の様子は燃焼時と非燃焼時で良く一致している。

現在のところ、我々が縦渦等の大規模渦導入や、これらの配置・循環の制御、大規模渦内への燃料の取り込み等の制御を比較的容易に行える領域はほぼ燃料噴射器近傍に限られているが、この領域は大規模渦内への燃料の連行を迅速に行う上で重要な領域である。上記の結果は、このようなストラット近傍の縦渦形成領域に於いて、非燃焼時の縦渦導入手法およびこれを用いた混合制御手法が燃焼時にも適用可能かつ有効であることを示している点で重要である。

燃焼の影響が非常に強い場合には、これが風洞境界層剥離を通して燃料噴射器上流の流れ場を大きく乱したり、風洞境界層を介さずに縦渦等の後流を介して燃料噴射器近傍流れ場を大きく変えてしまう場合も考えられるが、この様な流れ場に関しても現在検討している。

5.2 各ストラット近傍における保炎領域の比較

図4(b),(c)のMOストラットとSIストラットの後流を見よう。MOストラットの場合、ストラットベース部の再循環域では保炎されており、輝炎はストラットベース部より約20 mm下流において隣接する燃料ジェットの間で観察され始める。SIストラットでは、燃焼域にかなりむらがあり、MOストラットと同様に輝炎はAWストラットに比べてかなり暗く、ストラットスパン方向中央部では殆ど燃焼していないようである。これに対して、AWスト

ラットの場合にはストラット後縁近傍から主に縦渦外縁部で良好な保炎が得られている。

5.3 ガスサンプリングおよび壁圧測定結果

図6に燃焼試験における燃焼器拡大部出口断面でのガスサンプリング結果から得られた局所当量比分布を示す。この当量比は、既燃の水素をも含めたものであり、総当量比 ϕ で無次元化されている。また、燃焼器壁面圧力の主流方向分布を図7(a)~(d)に示す。

図6を見ると、積極的に縦渦を導入するタイプのAWストラットとSランプの場合には、その他の燃料噴射器に比べて燃料の拡散範囲が広く、特に混合の一様性が格段に優れていることが分かる。SIストラットの燃料拡散範囲がMOストラットに比べてz方向中央部でかなり大きくなっているが、これはSlotの中央部が燃料の圧力により約2倍に押し広げられたことにより燃料流量分布が中央に偏ったためである。図7を見ると、燃焼器出口での当量比分布の一様性が優れているA.W.ストラットとSランプの場合に、大きな燃焼器壁圧が得られている。

30° と 90° の壁面噴射を比較すると、燃料ジェットの貫通距離および拡散範囲はともに 30° 噴射の方が優れていることが分かった。一方、燃焼器壁面圧力は 90° 噴射の方が格段に高いことが分かる。この壁圧差は、燃料噴射に伴う衝撃波の強さの違いからは説明できないほど大きい。燃焼器出口での当量比分布を見ると燃料ジェットの中心付近の混合の一様性は 90° 噴射の方が良く、むしろ混合域での小スケールの乱流混合の程度が、壁圧差に大きく寄与しているといえる。このように考えると、燃焼促進のためには貫通距離(ペネトレーション)や拡散範囲を増加させるだけでは不十分であり、混合場に於けるスモールスケールの乱流渦の生成が重要であることがわかる。

まとめ

縦渦導入型燃料噴射器を用いた超音速混合・燃焼実験を行った。その結果、燃焼を伴う流れ場においても非燃焼の場と同様の手法で縦渦の導入が可能であり、縦渦を用いた燃料噴射器近傍の流れ場の制御が超音速混合・燃焼促進に有効であることが分かった。

参考文献

- 1) 西岡, 須浪: 超音速混合の促進に関する考察と実験, 日本流体力学会誌「ながれ」Vol.14 (1995) 377-389.
- 2) 須浪, 徳永, 西岡: 縦渦列を用いた超音速混合の制御, 航空宇宙技術研究所 SP-28 (1995) 32-36.
- 3) M.N.Wendt, T.Sunami, S.Sato & M.Nishioka: Strut Injection Experiments in a Supersonic Combustor, 第7回航空宇宙学会北部支部ラムスクラムシンポジウム講演集 (1997) 247-252.
- 4) M.N.Wendt, K.Kudo & A.Murakami: Wall Injector Design Comparison for Supersonic Combustion, 第7回航空宇宙学会北部支部ラムスクラムシンポジウム講演集(1997) 241-246.

本研究に援助を頂きました航技研ラムジェット性能研究室の鎮西室長, 工藤氏, 村上氏, 佐藤氏に感謝いたします。

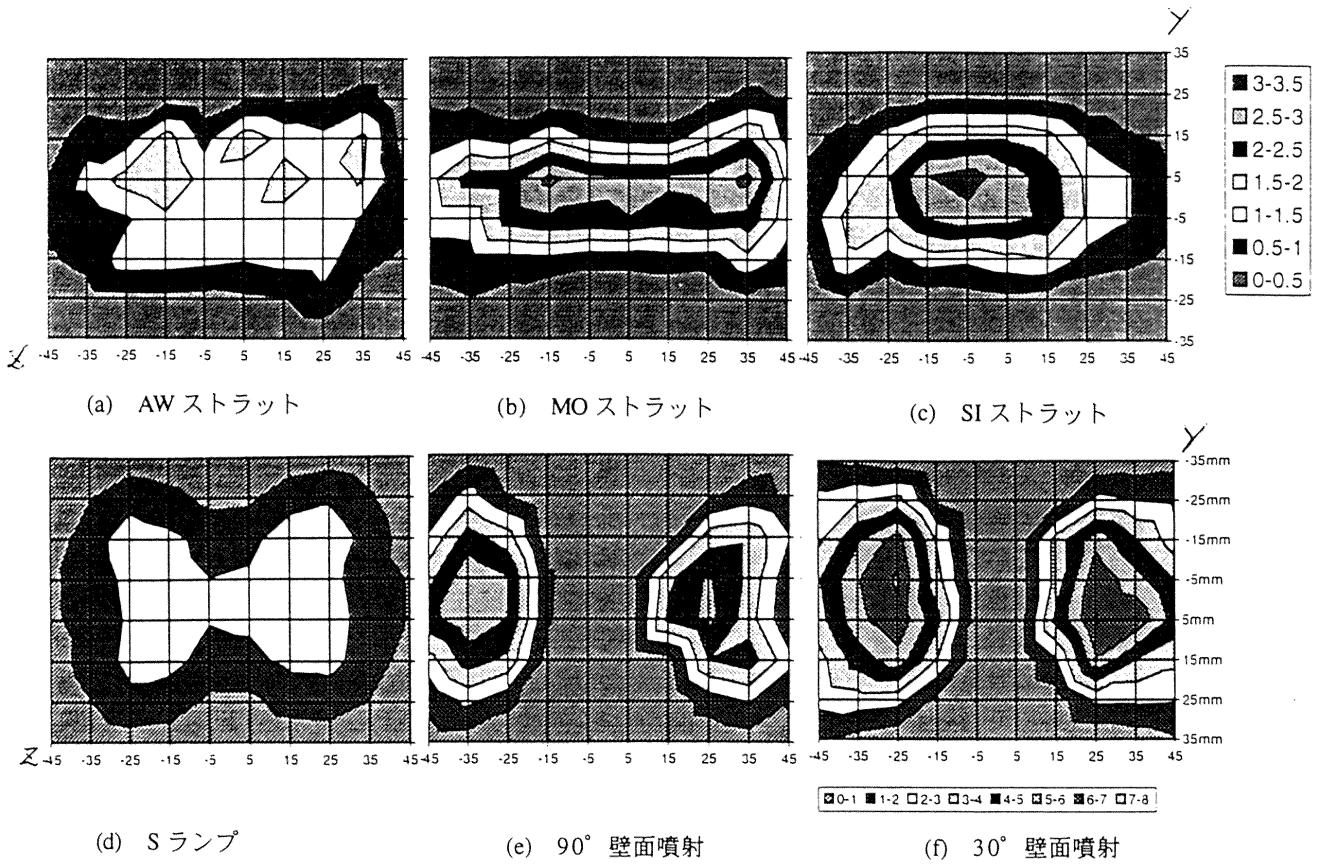


図6 燃焼器拡大部出口断面における局所当量比分布 (総当量比は $\phi=0.5$)

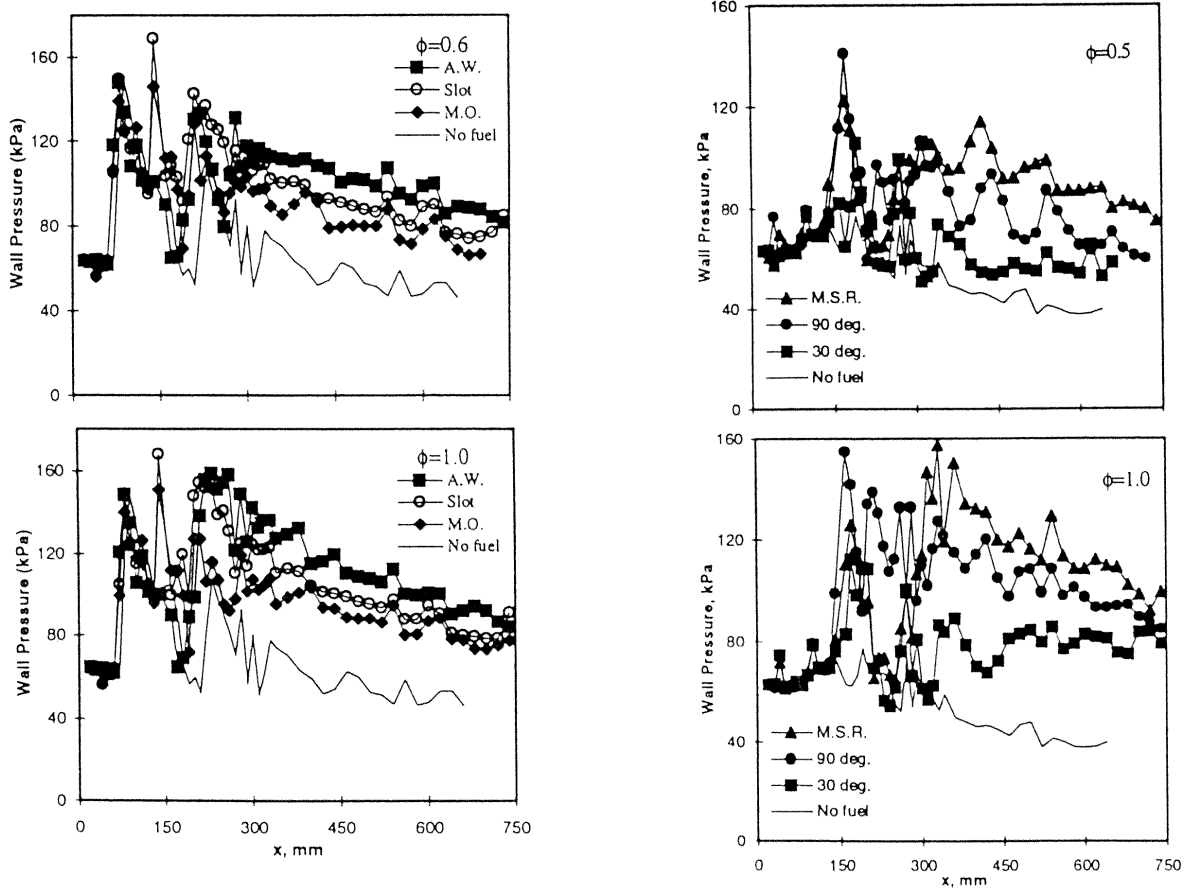


図7 燃焼器壁面圧力分布 (各燃料噴射器の比較, ϕ は総当量比)