

On Performance of a Multi-staged Supersonic Combustor with Wall Injections

○富岡定毅 (航技研角田), 小林 完 (航技研角田), 工藤賢司 (航技研角田),
村上淳郎 (航技研角田), 三谷 徹 (航技研角田)

Sadatake Tomioka*, Kan Kobayashi*, Kenji Kudo*, Atsuo Murakami*, and Tohru Mitani*
*Ramjet Propulsion Research Center, Kakuda Space Propulsion Laboratory,
National Aerospace Laboratory of Japan, Kimigaya, Kakuda, Miyagi 981-1525, Japan

Multi-staged supersonic combustor was found to be effective to increase thrust under limitation of its peak pressure, however, wall/wall multi-staged injections were found to be less effective than strut/wall staged injections. Flow survey measurements were carried out to estimate the flow state within these combustors, and the reason of the performance deficit was examined. The lesser performance was mainly due to poor penetration of the second-stage fuel jet in case with the wall/wall multi-staged injection, and mechanism leading to this poor penetration/combustion was evaluated.

1. はじめに

超音速燃焼ラムジェット (SCRAMJET) エンジンとは次世代の宇宙往還機用の推進機関として注目されており, 航空宇宙技術研究所角田宇宙推進技術研究所 (NAL-KPL) では各種要素試験に続いて全機模型の性能試験を行っている¹⁾. 飛行マッハ数 6 の試験では, 燃焼による圧力上昇が境界層の剥離を通じて空気取入口に及び, エンジンが不始動に至る現象が観察された. このため投入する燃料流量が当量比で 0.5 以下に制限された. 不始動状態への遷移を防ぐためには燃焼器内の圧力上昇を抑える必要があるが, このことは推力の低下につながる. 従って, 燃焼器入口付近にあたる流路最小断面積部での圧力上昇を抑制しながら, それに続く流路拡大部での圧力の低下を防ぐことが必要となる.

これまでの研究で, 燃焼器の流路最小断面積部 (以下, 燃焼器定断面) のストラットからの燃料噴射に加え, 流路拡大部 (以下, 燃焼器拡大部) の壁面からも燃料を噴射した. この燃焼器の二段化により, 燃焼器定断面部での圧力上昇を抑えながら燃焼器拡大部での圧力を高く保ち, 推力を増大させることができた²⁾. 一方で, 燃焼器定断面部と燃焼器拡大部における燃料噴射を同じ壁面からの垂直噴射とした壁面/壁面二段噴射は, ストラット/壁面二段噴射時に比べて性能・特に二段目燃料の燃焼効率が著しく低下することが分かった³⁾.

そこで本研究では, 壁面/壁面二段噴射時の二段目燃料の燃焼効率低下について考察し, 改良点についても考察する.

2. 実験装置と測定

図 1 に実験装置の概略を示す. 水素/酸素を用いる燃焼加熱器にて生成した総温 $T_{t0}=1500\pm 50$ K, 総圧 $P_{t0}=1.0\pm 0.05$ MPa, 酸素モル分率 $21\pm 1\%$ の高温模擬空気を, ノズルを介してマッハ数 2.5 まで加速し, 燃焼器に供給した. 燃焼器の入口断面は, $94.3\text{ mm}\times 51\text{ mm}$ の矩形となっている. 燃焼器の両側壁には, 設備ノズルのスロート下流 483 mm (燃焼器入口からは 239 mm) の位置に高さ 2 mm のステップを設けた. ステップの下流 8 mm の位置に, 口径 2.5 mm の噴射孔を両壁に各 4 個ずつ 20 mm 間隔で設け, 壁面一段目噴射孔とした. ステップの下流 56 mm は流路断面積が一定 (後述のストラットによる流路断面変化は考えない) で, 更に下流は開き角 3.1 度, 長さ 600 mm の両開き拡大部となっている. 燃焼器拡大部出口の断面寸法は, $94.3\text{ mm}\times 120\text{ mm}$ である. 燃焼器拡大部入口の下流 240 mm の位置には, 両壁に口径 2.5 mm の噴射孔を 4 個ずつ 20 mm 間隔で壁面に垂直に設け,

二段目噴射孔として用いた.

前縁半径 1 mm, 半頂角 6 度, 最大幅 11 mm のストラットを燃焼器の流路断面一定の部分に挿入した.

燃焼器側壁の高さ中央線に沿って壁圧孔を配置し, Scanni valve センサ (Stathem, 0-50 psiA) を用いて壁圧分布を測定した. 壁圧は試験毎の気流条件差の影響を低減するため, 主流の総圧 (P_0) で無次元化した. また燃焼器の出口に試料採取用プローブ (燃焼器高さ方向に 10 mm 間隔で 10 点) を設置してガス採取を行い, ガスクロマトグラフィーによる分析結果から局所当量比分布および局所燃焼効率分布を求めた. プローブは, 反応凍結することが確認されたものを用いた⁴⁾.

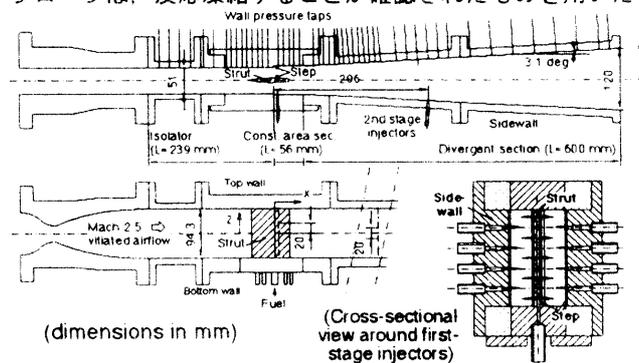


図 1 実験装置

3. 実験結果

3. 1 壁面/壁面二段噴射とストラット/壁面二段噴射の比較
壁面/壁面二段噴射 (以下 W2 噴射) 時とストラット/壁面二段噴射 (以下 S2 噴射) 時の比較結果を本節でまとめる.

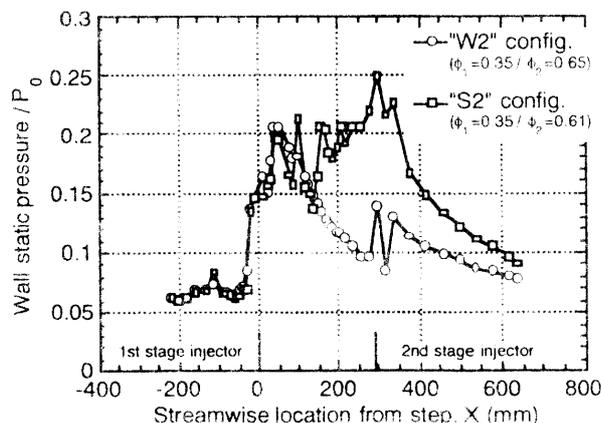


図 2 W2・S2 噴射時の圧力分布比較

図2にW2・S2噴射時の壁圧分布を示す。距離はステップ位置を原点とし、主流方向にX軸正の向きをとった。一段目噴射位置において、両者で圧力レベルは同等である。二段目噴射位置においては、S2噴射では大きな圧力上昇が境界層を通じて上流側に遡るのに対し、W2噴射では大きな圧力上昇が見られず、壁圧はS2噴射の場合よりも40%以上低い。

図3には、燃焼器出口での代表的な局所当量比分布を示す。参考のために、全量を二段目噴射孔のみから噴射した場合（以下N2噴射）の分布も示す。燃料の貫通距離はW2噴射で最も小さく、壁面近くで燃料過濃となっている。

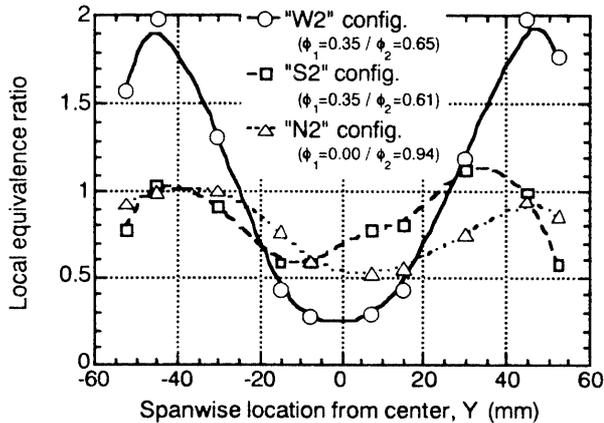


図3 燃焼器出口での局所当量比分布

表1 出口断面での積分結果

Config.	Staged inj.		1st-stage inj.		2nd-stage fuel of staged inj.		
	η_{ms}	η_{cs}	η_{m1}	η_{e1}	η_{m2}	η_{e2}	$\eta_{m2}-\eta_{e2}$
W2	0.8	0.61	1	0.97	0.69	0.41	0.28
S2	0.99	0.87	1	0.97	0.98	0.8	0.18
N2	0.98	0.81	-	-	0.98	0.81	0.17

出口断面で得られた当量比・ピトー圧分布から局所状態量を求め、断面積分して断面平均での混合効率(η_m)と燃焼効率(η_e)を求めた結果を表1に示す。ストラットまたは壁面一段目のみから燃料(当量比0.35)を噴射したときの結果も示す。W2およびS2噴射については、一段目噴射の結果(添字1)を二段噴射時の結果(添字s)から引くことで、二段目燃料(添字2)の混合・燃焼効率を見積もることが出来る。W2噴射はS2噴射やN2噴射に比べて、二段目燃料の混合・燃焼効率が極端に低い。また混合効率と燃焼効率の差も大きく、試料採取では測れない小スケールの混合の遅れと、反応の遅れによる。W2噴射では、S2噴射に比べて二段目燃料の燃焼効率低下の3/4を燃料の貫通距離の小ささによる混合効率低下が、1/4を小スケールの混合或いは反応の遅れが引き起こした。

3. 2 二段目燃料の貫通・燃焼効率低下の原因

二段目燃料噴流が遭遇する気流の状態を調べるために、二段目噴射器近傍で燃焼器を切り離して試料採取・ピトー圧測定を行った。W2噴射時の最高当量比位置(Y=-3/8流路幅)での流管の状態量を、測定結果から求めて表2にまとめた。

表2 代表流線の状態量比較

Config.	Measured values		Burnt gas flow**			Mixture of burnt gas and 2nd-stage fuel				
	ϕ_1 X(356)*	ϕ_2 X(656)	Mach _a	q_t/q_a	Re _a (1/m)	P (kPa)	T (K)	τ_5 (ms)	τ_{95} (ms)	τ_{res} (ms) [#]
W2	0.76	1.98	1.42	570/108	2.2x10 ⁶	110	1775	0.002	0.83	0.24
S2	0	1.04	1.61	530/151	4.5x10 ⁶	114	965	1.1	1.22	0.32
N2	0	0.99	2.31	850/148	5.1x10 ⁶	58	735	(>1 sec)	(>1 sec)	0.28

* without 2nd stage fuel

**Airflow+1st stage fuel

[#]2nd stage fuel remains unburnt

噴流の貫通は主流との動圧比に大きく支配される⁵⁾。W2噴射時の動圧比はS2噴射時の動圧比より高く、N2噴射時の動圧比に近いが、貫通距離は小さい。超音速燃焼器では燃焼による圧力上昇で反応速度が上がると共に、燃料噴射器周りに生じる剥離で貫通・混合が促進されることが観測されている¹⁾。燃焼による圧力上昇を徐々に生じて一次的に圧縮されていくことを想定して、得られる混合気の点火遅れ・反応遅れ時間を計算した結果を図4に示す。表2の条件では一段目燃焼で生じた熱・ラジカルが流入することで、W2噴射時の二段目燃料の点火遅れ・反応遅れ時間は短い。しかしながら、W2噴射では一段目の燃焼ガスの影響で、燃焼による圧力上昇に対して反応遅れ時間は余り短くならず、発熱が加速されない。更にW2噴射では低Re数より主流の乱れが小さく、小スケールの混合が遅い。二段目の燃焼開始時に、S2・N2噴射では圧力上昇に伴って反応が、剥離により貫通・混合が促進されて更に圧力上昇が促進される良循環に入る。一方でW2噴射の場合には、混合が遅い上に、圧力上昇に対してS2の場合ほどは反応遅れが短くならず、圧力上昇が加速されなかったため、結果として良循環に移れなかったと考えられる。

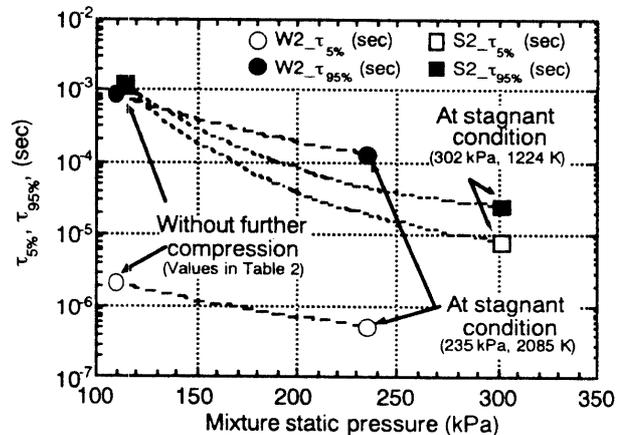


図4 圧力上昇と点火・反応遅れの関係

4. まとめ

壁面/壁面二段燃焼における二段目燃料の混合・燃焼がストラット/壁面二段噴射に劣る原因を調べた。二段目燃料の貫通距離の小ささに加え、主流の乱れの小ささ・圧力上昇時の反応遅れにより、圧力上昇による貫通・混合・反応の促進という良循環に移れなかったことが主な原因と考えられる。

5. 参考文献

- 1 N. Chinzei *et al.*, AIAA Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 189, pp.159, 2000.
- 2 S. Tomioka, *et al.*, J. Propulsion and Power, 17, 293-300, 2001.
- 3 S. Tomioka, *et al.*, AIAA paper 99-2107, 1999.
- 4 T. Mitani, *et al.*, J. Propulsion and Power, 15, 572-577, 1999.
- 5 L. S. Cohen, *et al.*, AIAA J., 9, 718-724, 1971.