

K2-10

宇宙往還機に用いるダクテッドロケットエンジン ガスインジェクタ・再循環領域が燃焼効率に及ぼす効果

Ducted Rocket Engines for Spaceplanes

Effects of Gas Injector and Recirculation Zone on C^* Combustion Efficiency

○大杉 英生¹, 桑原 卓雄²*Hideo Osugi¹, Takuo Kuwahara²

Abstract: The landing area of spaceplanes is limited by the re-entry point. The re-entry area can be expanded by using ducted rocket engines. When ducted rocket engines operate in high air-fuel ratio, the fuel gas is cooled down by the amount of ram air. The temperature in the secondary combustor decreases and the combustion efficiency reduces. To improve the combustion efficiency, we set the multi-hole gas injector and expanded the recirculation zone. The effects of them on the combustion efficiency were examined by experiment. As a result, the combustion efficiency is improved by multi-hole gas injector and expanded recirculation zone. It is considered that the multi-hole gas injector and expanded recirculation zone make a high temperature region forward in the secondary combustor, and mixed gas is able to burn easily.

1. 研究背景

スペースシャトルのような有翼の宇宙往還機は、大気圏突入後に滑空飛行して着陸するため、着陸可能な範囲は大気圏突入位置によって決定される。大気圏突入後に推進機関を作動させることで、広い突入点において目的地への帰還が可能であると考えられる。突入後に使用する推進機関は、大気中を超音速飛行することからラムジェットエンジンが適切であると考えた。ラムジェットエンジン的一种であるダクテッドロケットエンジンは高温の可燃性ガスを燃料とするため、他のラムジェットエンジンと比較して燃焼が安定し、かつ構造が極めて単純であるため、様々な高度・速度域で安定して作動すると考えられる。よって、推進機関にはダクテッドロケットエンジンを選定した。Figure 1 にダクテッドロケットエンジンの基本構造を示す。

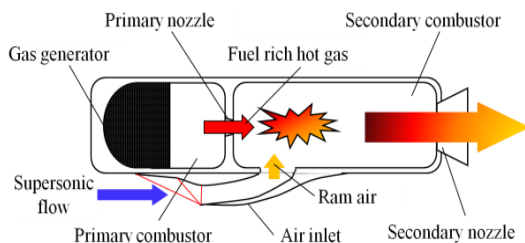


Figure 1. Fundamental structure of a ducted rocket engine

一次燃焼器においてガスジェネレータを燃焼して高温の可燃性ガスを発生させ、二次燃焼器内に噴射する。また、空気取入口で発生する衝撃波により空気が圧縮され、高温高圧のラム空気を得る。このラム空気を酸化剤として可燃性ガスと混合し、燃焼させることで推

力を得る^[1]。

ダクテッドロケットエンジンがマッハ数 2~5 で飛翔した時の理論比推力は、二次燃焼器内に流入するラム空気と可燃性ガスの質量比で表される空燃比 ϵ が高い領域 ($\epsilon = 20 \sim 60$) で、どのマッハ数においても比推力の極大値を得る^[2]。

二次燃焼器に流入するラム空気の温度は、一次ノズルから噴射される可燃性ガスの温度に比べ、低温である。したがって、二次燃焼器内において高い空燃比で燃焼させると、燃焼器内に流入する多量のラム空気により可燃性ガスが冷やされて燃焼器内温度が低下し、燃焼が安定せず燃焼効率が低下してしまう問題がある。

そこで、高い空燃比での燃焼を容易にするため、一次ノズル後方に可燃性ガスの噴出方向を制御する多孔式ガスインジェクタを設置した。また二次燃焼器の空気流入口的位置を変化させることで、流入する空気の対向流によって生じる流れの遅い領域（再循環領域）を拡大させた。これらが二次燃焼器内における C^* 燃焼効率に及ぼす効果を実験により求めた。

2. C^* 燃焼効率取得実験

Figure 2 に直結型燃焼試験装置の概略図、Table 1 に実験条件、Table 2 に用いたガス噴射孔の概略図を示す。

再循環領域の大きさを変化させるため、空気流入口がそれぞれ Figure 2 に示す二次燃焼器最前面（基準面）の後方 68 mm, 200 mm に位置する 2 種類の二次燃焼器を用いた。また、空気流量を一定として、ガスジェネレータの燃焼表面積を変化させることで、空燃比を変

化させた。

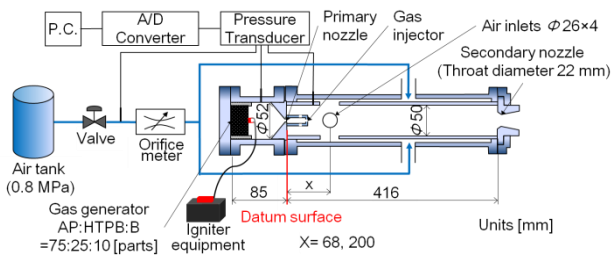
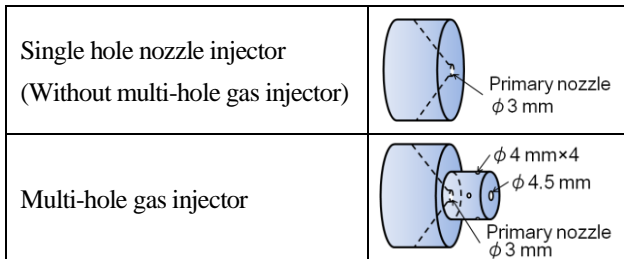


Figure 2. Direct connected pipe ducted rocket engine

Table 1. Experimental Conditions

Compositions of the gas generator	AP:HTPB:B=75:25:10 [parts]
Sample weight	15 [g]
Pressure in the secondary combustor	0.25~0.35 [MPa]
Air temperature	280~300 [K]
Air flow rate	170~185 [g/s]
Fuel gas flow rate	1.5 ~ 6.5 [g/s]
Air-fuel ratio	20 ~ 100 [-]

Table 2. Simplified sketches of gas injectors



ここで、 C^* 燃焼効率 η_{C^*} は次式で定義される。

$$\eta_{C^*} = \frac{C_{exp}^*}{C_{th}^*} \times 100 \quad [\%] \quad (1)$$

C^* は特性排気速度を表し、添え字 th , exp はそれぞれ理論値と実験値を表す。 C_{exp}^* は次式より算出した。

$$C_{exp}^* = \frac{P_c A_t}{\dot{m}} \quad [m/s] \quad (2)$$

ここで、 P_c は二次燃焼器圧力、 A_t は二次ノズルスロート断面積、 \dot{m} ($= \dot{m}_a + \dot{m}_g$) は質量流量を表し、空気流量 \dot{m}_a と燃料ガス流量 \dot{m}_g の和である。空気流量率はオリフィス流量計の圧力履歴を用いて求め、ガス流量率は燃焼時間とガスジェネレータの質量から求めた。

3. 結果及び考察

Figure 3 に空燃比に対する C^* 燃焼効率の関係を示す。凡例の 68 mm, 200 mm は Figure 2 における x の値を示している。

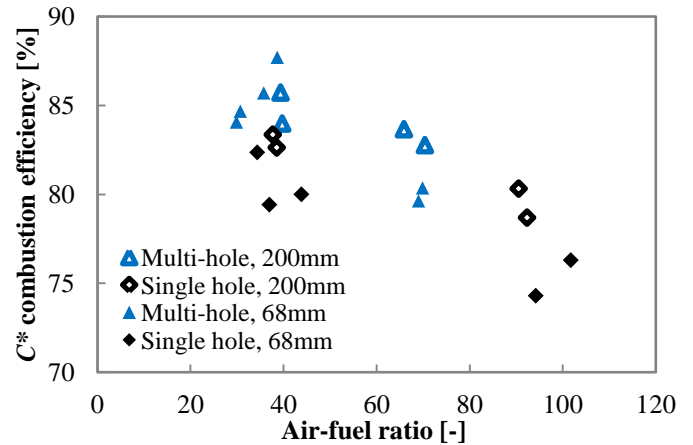


Figure 3. C^* combustion efficiency to air-fuel ratio

空燃比 30~45 の範囲に着目すると、多孔式ガスインジェクタを設置した場合の燃焼効率 η_{C^*} は、単孔式を用いた場合に比べて平均で約 5% 高い値を示した。多孔式ガスインジェクタが可燃性ガスを燃焼器の軸方向だけでなく周方向にも噴射することで、ガスインジェクタ周辺に局所的な高温領域が生じると考えられる。したがって、燃焼器前方部で可燃性ガスの反応速度が向上し、燃焼効率が向上したと考えられる。また、空燃比が高くなるほど、可燃性ガスに対する空気量が多くなり、混合時に可燃性ガスが冷却されて効率が低下している。空燃比 60 以上の領域で、再循環領域を拡大した場合の燃焼効率が数% 高い値を示し、空燃比が高くなることで生じる燃焼効率の低下が緩やかになっている。再循環領域を拡大することにより、燃焼器前方部で流速の遅い領域が拡大されることで、可燃性ガスの二次燃焼器内における滞留時間が長くなり、効率が向上したと考えられる。

4. 結論

- 空燃比 30~45 の範囲で、多孔式ガスインジェクタを用いた場合、単孔式に比べて高い燃焼効率を得る。
- 空燃比が高い領域において、再循環領域を拡大することで、可燃性ガスの滞留時間を長くでき、空燃比を高くすることによって生じる燃焼効率の低下を緩やかにすることが可能である。

5. 参考文献

- [1] 久保田浪之介, 桑原卓雄:「ラムジェット工学」, 日刊工業新聞社, pp.154-161, 1996.
- [2] Osugi, H. and Kuwahara, T. "Ducted Rockets for Spaceplanes Effects of Injector on C^* Combustion Efficiency", 43rd International Annual Conference of the Fraunhofer ICT, pp.35, 2012.
- [3] 桑原卓雄:「ロケットエンジン概論」, 産業図書, 2009