

フィルム冷却がGCH₄/GOX単一同軸噴射型ロケット燃焼器の後向きステップ近傍の燃焼振動に及ぼす影響

Effect of film cooling on combustion oscillations near the backward-facing step of a GCH₄/GOX single coaxial-injection rocket combustor

○伊藤遥輝¹, 川野理恩¹, 宮川結羽¹, 加藤輝¹, 重野優介², 武士憧哉², 齊藤允教³, 田辺光昭³

*Haruki Ito¹, Rion Kawano¹, Yu Miyagawa¹, Hikaru Kato¹, Yusuke Shigeno², Shoya Takeshi², Masanori Saito³, Mitsuaki Tanabe³

The effect of film cooling on the combustion behavior in the rocket combustor was investigated using numerical simulations. Pressure fluctuations were found to be enhanced in certain cases where cooling gas was injected. The high heat release region transitioned to the near damp plate, possibly enhancing pressure fluctuations.

定在火炎を用いる液体ロケット燃焼器内では、燃焼振動が発生し、壊滅的な損傷を与える可能性がある。

田辺らはPurdue大学が開発した連続可変共鳴燃焼器(Continuously Variable Resonance Combustor: CVRC)^[1]を用いてダンプ面と呼ばれる後向きステップ部近傍の発熱が非線形圧力波を強化していることを解明した。^[2]しかし、ダンプ面近傍で観測される発熱の発生メカニズムは解明されていない。そのためより分解能の高い燃焼器を開発し、さらなる実験が必要である。発熱を測定するためカメラでガラス窓から発光をとらえる。ガラス窓は金属に比べ熱容量が低く、高温流体に接すると破損する可能性がある。そこでフィルム冷却を用い、ガラス窓と外気の温度差を減少させる。

本研究では数値シミュレーションを用いて、単一同軸噴射型ロケット燃焼器内での通常燃焼に加えフィルム冷却を模擬し、フィルム冷却の燃焼振動への影響を調査する。メタンの質量流量は0.021 kg/s、酸素の質量流量は0.070 kg/sとした。燃焼室の径は22 mm 燃焼室の長さは300 mm スロート径は12.3 mm である。冷却ガスは窒素を使用し、推進剤に対する冷却ガスの運動量比は0%, 11%, 23%の3ケースで行った。

Figure.1 は推進剤と冷却ガスの運動量比を変化させた際のダンプ面近傍における圧力の時間履歴である。この図から推進剤と冷却ガスの運動量比を23%で噴射したとき、周期的な圧力の振動が見て取れる。このことからフィルム冷却を用いた場合、圧力変動が大きくなるケースが確認された。

Figure.2 はダンプ面近傍での発熱の分布を表したものである。3.0 ms で発熱している領域がダンプ面近傍に発生したことがわかる。圧力振動がある場合は緑色で囲んだ燃焼室の入口は Fig.1 の測定領域であり自励振動を強化する場所での発熱が顕著である。

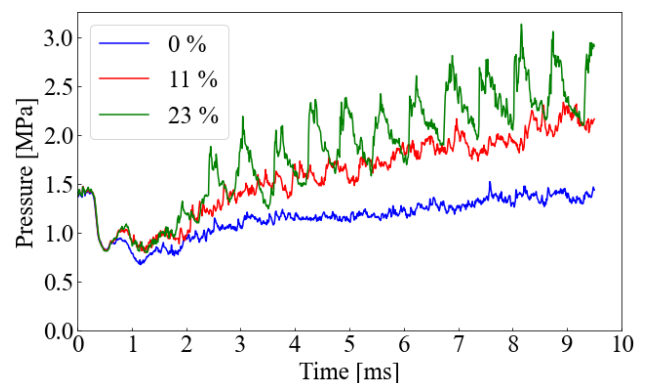


Figure.1 Time history of pressure in the near of Backward-Facing

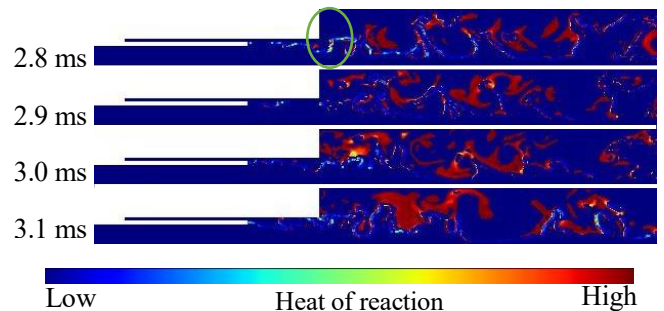


Figure.2 Heat of reaction in the near of Backward-Facing

参考文献

- [1] Yen C. Yu.et.al.: “Experimental Study of High-Frequency Combustion Instability in a Continuously Variable Resonance Combustor (CVRC)”, 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2009
- [2] Tanabe M.et.al.: “Self-Excited Non-Linear Acoustic Wave in a Single-Element Model Rocket Combustor and Its Influence on Flame”, Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan, Vol. 14, pp1-6, 2016