

K-4

ロケット燃焼器内の後向きステップ壁面近傍のバロクリニックトルクと発熱の関係
 Relationship between Baroclinic Torque and Heat Release Rate around Backward-Facing Step
 in a Rocket Combustor

○福田 光¹, 重野 優介¹, 時川 結衣¹, 武士 憧哉², 新井 史也², 齊藤 允教³, 田辺 光昭³

*Fukuta Hikaru¹, Shigeno Yusuke¹, Tokigawa Yui¹, Takeshi Shoya², Arai Fumiya², Saito Masanori³, Tanabe Mitsuaki³

Abstract: The states of baroclinic torque, vorticity, and heat release rate around backward-facing step in Continuously Variable Resonance Combustor (CVRC) is showed on phase space obtained by a Variational Auto-Encoder (VAE) for the analysis of combustion oscillations in a rocket combustor.

ロケットエンジンの燃焼器内部では、燃焼振動と呼ばれる燃焼器を損傷させる現象が起こる可能性がある。燃焼振動の発生プロセスを解明するために後ろ向きステップを有する連続可変共鳴燃焼器 (CVRC)[1]が開発された。

本報では、CVRC 内での各物理量の時系列データをVAE[2]に学習させ低次元化を行い、それにより得られた2つの潜在変数を用い、位相平面上に燃焼振動を表す軌跡を張った。位相空間上に燃焼振動に関する各物理量の状態を示すことで、発熱とバロクリニックトルクの関係について議論した。

VAE に入力するデータは、圧力変動、発熱変動、温度、燃料・酸化剤の質量分率、渦度、バロクリニックトルク、Flame Index (FI)[3]とした。バロクリニックトルクは、(1)式にて求めた。

$$\frac{D\omega}{Dt} = \frac{1}{\rho^2} (\nabla\rho \times \nabla p) \quad (1)$$

ここで、 ω , ρ , p はそれぞれ、渦度、密度、圧力である。

図1は後向きステップ壁面付近での発熱している領域でのバロクリニックトルク、渦度、発熱の状態を位相空間上に示した図である。発熱が確認できるところを緑色の枠で示した。

結果から、後向きステップ壁面近傍での発熱している領域でのバロクリニックトルクが生じている箇所が確認された。

本報では、壁面近傍の燃焼振動にエネルギーを供給する領域とバロクリニックトルクなどのパラメータの関係性についての知見を得た。

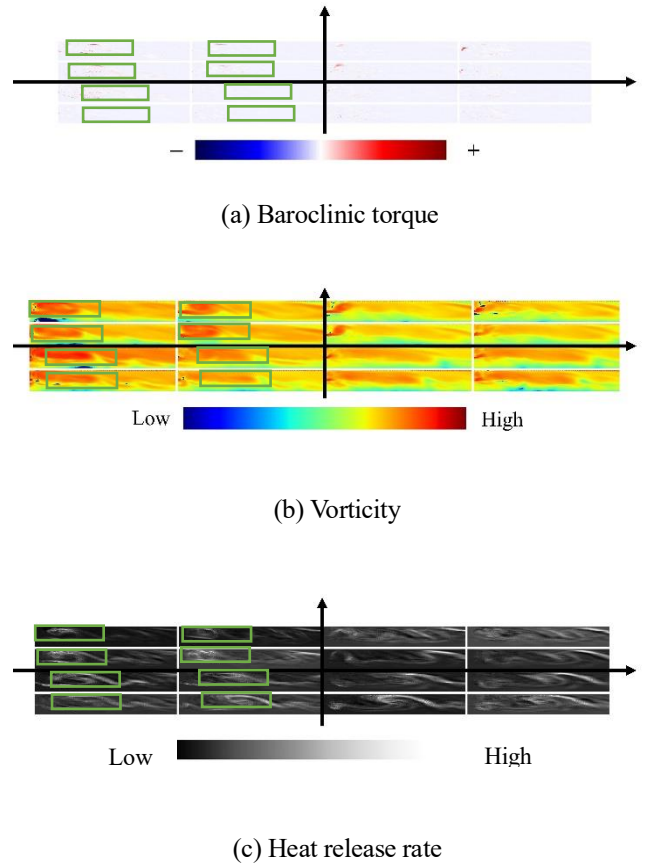


Figure.1 Each physics fields on the phase space

参考文献

[1] Yen C. Yu et al., Experimental Study of High-Frequency Combustion Instability in a Continuously Variable Resonance Combustor, 47th AIAA Aerospace Science Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition 5-8 January 2009, 2009
 [2] 新井史也ほか, 第61回航空原動機・宇宙推進講演会 JSASS-2022-0090
 [3] H. Yamashita, et al., A Numerical Study on Flame Stability at The Transition Point of Jet Diffusion Flames, Twenty-Sixth Symposium (International) on Combustion/The Combustion Institute, 1996/pp. 27-34, 1996