

予冷ターボジェットエンジンアフターバーナー燃焼試験

中山 浩太郎, 尾身 興一, 瀧澤 兼吾, 中谷 辰爾, 津江 光洋(東大工学系), 田口 秀之(JAXA)

実験期間:2023年8月14日から8月25日, 2023年10月23日から10月26日

予冷ターボジェットエンジン(PCTJ)は、マッハ5で巡航する極超音速旅客機やスペースプレーンなどの将来的な宇宙輸送機のために研究開発が進められているエンジンである[1]。極超音速飛行で高温高压となる流入空気を燃料の液体水素で冷却することで、通常の航空機エンジンを作動させるサイクルとなっており、コアエンジンで希薄燃焼、アフターバーナーでは当量比2.2での水素過濃燃焼を行う。本研究グループは近年、PCTJアフターバーナーにおける高燃焼効率の実現に向け、燃焼不安定に関する研究を行ってきた[2]。加えて、予冷ターボジェットエンジンを実現する上では、NO_xの排出抑制が急務となる。この原因としては、NO_xは高温領域で生成されやすく、アフターバーナーでは推力確保のために高温のガスが必須であること、水素を燃料としており局所的な高温領域が発生すること、極超音速機がオゾン層の高度を飛行し排気に含まれるNO_xは触媒的に働きオゾン分解することがあげられる。ただし、NO_xの詳細な濃度分布を実験的に得ることは大出力のレーザーが必要であるという困難がある。それらを踏まえて、本年度は燃焼不安定性に関する実験および研究[2]に加え、NO_xに関する研究のために数値計算結果と実験の比較を行った。

図1は、水素希薄条件(通常の水素ラム燃焼器を想定)および水素過濃条件(予冷ターボジェットアフターバーナーを想定)下での、可視化実験で得られたOH*自発光の画像と数値計算の中心断面でのOH*の濃度分布を表している。燃料噴射孔の配置や被写体深度の関係があるものの、実験での自発光画像と数値計算で火炎の概形についての一致は得られた。また図2では排気に含まれるNO_x濃度を測定するために、排気のサンプリングを試みているものであり、高温となる水素ラム燃焼器ではサンプリングのための水冷プローブが溶損してしまっている様子である。来年度は従来の不安定性の研究に加え、プローブを改良し排気をサンプリングを行い、NO_xについて定量的な比較および評価を行うことを目指す。

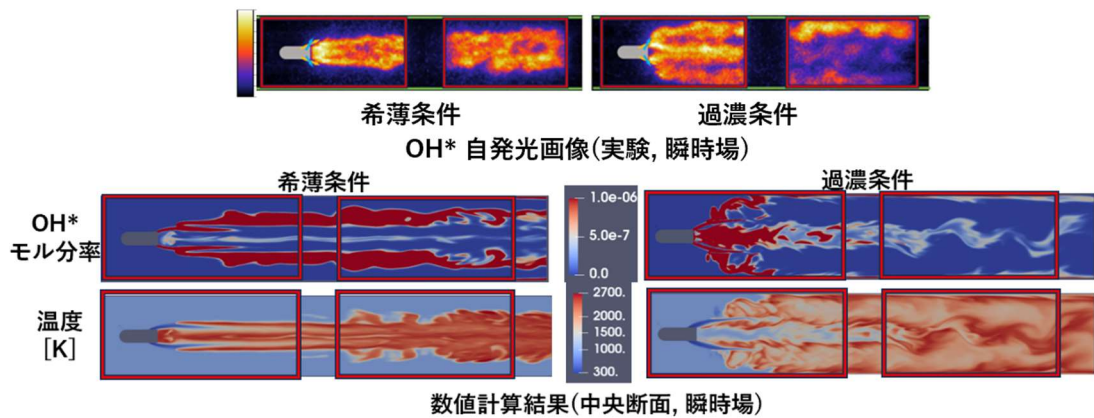


図1 実験および数値計算結果



図2 実験で試みた排気サンプリング

関連文献

- [1] H. Taguchi, K. Harada, H. Kobayashi, T. Kojima, M. Hongoh, D. Masaki, S. Sawai, Y. Maru, T. Sato, Firing test of a hypersonic turbojet engine installed on a flight test vehicle, (2009) 7311.
- [2] K. Omi, K. Nakayama, S. Nakaya, M. Tsue, H. Taguchi, Effects of temperature ratio on combustion instability in a non-premixed hydrogen-rich ram combustor, Int J Hydrogen Energy. (2023).