

極超音速ターボジェット パイロットバーナ点火特性実験

田口秀之, 本郷素行 (JAXA) 喜多翔ノ介, 岩田和也, 榊和樹 (東大院)

内海正文, 奥抜竹雄, 中谷辰爾、津江光洋 (東大工学系)

実験期間：平成 25 年 8 月 19 日から 8 月 23 日

現在、極超音速ターボジェットのマッハ 4 飛行環境模擬実験¹ (図 1) が進められている。この実験においては、コアエンジンと同時にアフターバーナの作動を開始する必要があるため、高温のコアエンジン排気による自発点火は期待できない。そこで、常温空気でもアフターバーナを点火させるためのパイロットバーナ (図 2) を新設した。本実験は、このパイロットバーナに供給する燃料の当量比を変化させ、点火限界を取得するとともに、当量比と火炎長の関係を取得して、アフターバーナ点火に最良の作動条件を導出することを目的として実施した。

結果として、パイロットバーナの点火限界 (図 3) は当量比 0.01 程度であることが判った。また、パイロットバーナ出口からの火炎長 (図 4) について調べた結果、アフターバーナ噴射器付近に到達する 5cm 程度を達成するためには、当量比 0.03 程度が必要であることが判った。

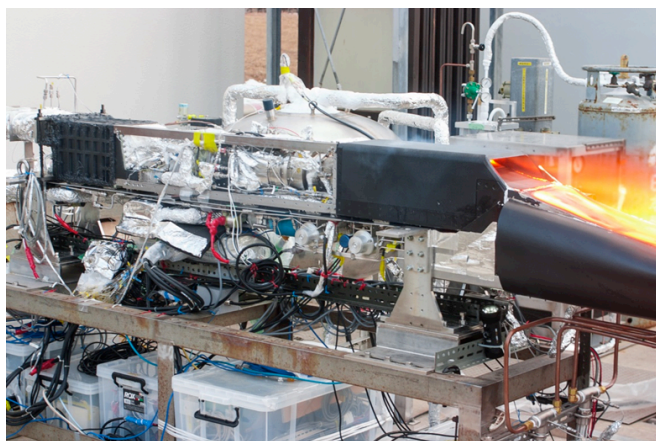


Fig. 1 Mach 4 Environmental Test of Pre-Cooled Turbojet Engine

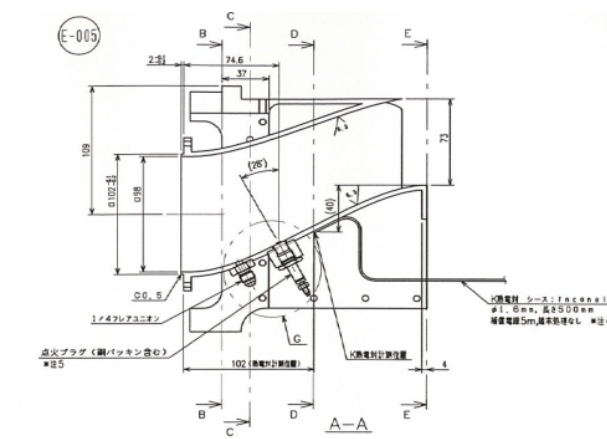


Fig.2 Cross Section of Pilot Burner

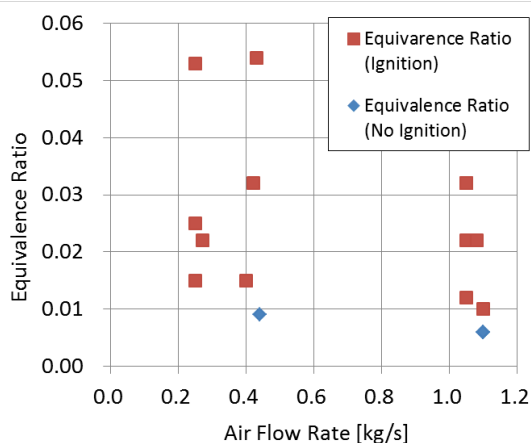


Fig. 3 Ignition Characteristics of Pilot Burner

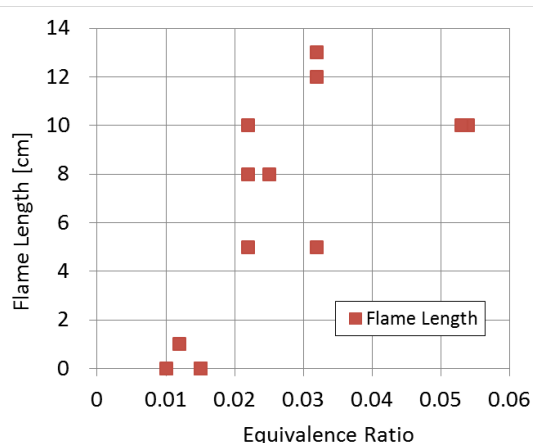


Fig. 4 Relation between Flame Length and Equivalence Ratio

参考文献

1. Taguchi, H., Harada, K., Kobayashi, H., Hongoh, M., Masaki, D. and Nishida, S., "Mach 4 Simulating Experiment of Pre-Cooled Turbojet Engine using Liquid Hydrogen," Asian Joint Conference on Propulsion and Power 2014, AJCPP-2014-61, 2014.