

極超音速統合実験機(HIMICO)用ラムジェットエンジン燃焼試験

小島孝之, 田口秀之, 本郷素行(JAXA),

佐藤哲也, 佐藤彰, 若林祥, 千賀崇浩(早稲田大学)

岡本敏樹, 池田有空, 内海正文, 奥抜竹雄, 中谷辰爾, 津江光洋 (東京大学)

実験期間: 平成 29 年 10 月 10 日~10 月 13 日

空気吸込式エンジンを用いた将来の宇宙輸送システムの実現に向けて, 極超音速統合制御実験(HIMICO)用小型ラムジェットエンジンの研究開発を行っている. 極超音速エンジンは飛行環境において高温の空気にさらされるため, 耐熱・冷却システムをコンパクトに構築することが本エンジンの開発課題となっている. 加えて, 今後このエンジンおよび機体を用いて統合制御実験を予定しており, 統合制御実験に向けたエンジン単体の性能取得を行っている. 本実験においては, 小型の耐熱・冷却システムの機能確認, およびラムジェット燃焼器単体の性能取得を目的として実験を行った.

図 1 に使用した実験装置の外観を示す. 供試体は上流側から可変インテーク・燃焼器・可変ノズルの順に配置されているラムジェットのインテーク部にダイレクトコネク特方式で高温高压の空気を供給している. 燃料は水素ガスを用い, 点火プラグによって着火させる. 燃焼時間は 5sec または 10 sec とした. 実験の結果, すべての実験において着火に成功した. 実験データ例を図 2 に示す. 実験の結果, 最高燃焼温度 1855 K, 最高燃焼効率 0.6, 着火時最高流速 159.5 m/s が得られた. また, 主流空気と燃料の混合改善を目的として, 孔直径 1.0 mm と 0.7 mm(それぞれ千鳥配置)の 2 タイプのインジェクタを用意し, 燃料噴射圧を変えて試験を行った. インジェクタの概略図を図 3 に示す. 実験の結果, 当量比 0.7 の条件下では, 孔直径 1.0 mm から 0.7 mm に変えることにより, 燃焼効率は 0.21 から 0.6 に改善することが確認できた.

参考資料

1. 佐藤哲也(早稲田大)他: S-520 観測ロケットを用いた空気吸込み式エンジンの極超音速統合制御実験 (HIMICO) 計画: 第 59 回 宇宙科学技術連合講演会.

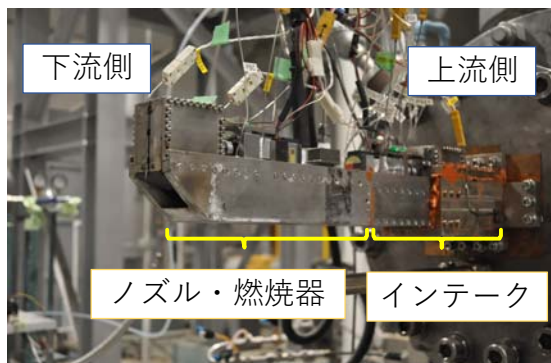


図 1 実験装置外観

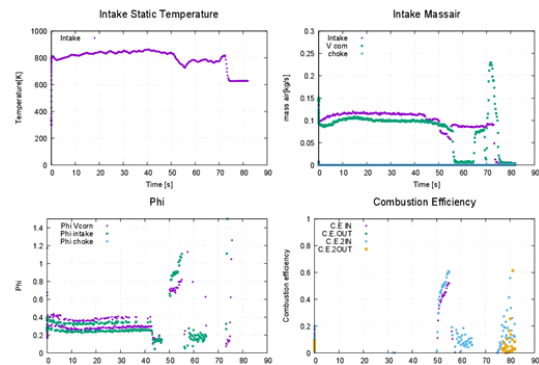


図 2 実験データ例

(インテーク出口空気温度、空気流量、
当量比、燃焼効率)

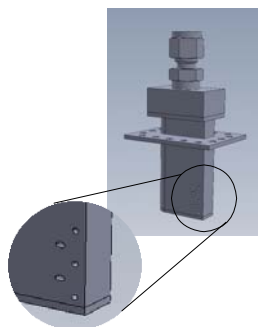


図 3 インジェクタ概略図