

ハイブリッドロケット・ラムジェットの着火特性実験

寺本進（東大工学系），那賀川一郎，彦根智，手島卓哉，永井祐之進，古田智哉，石黒隆史，
奈良洋典，丸山信也，関宏明，長谷川貴雄（東海大学）

実施期間；平成 22 年 1 月 12 日から 22 日

東海大学ではハイブリッドロケットをコアロケットとして使用したエジェクタロケットでマッハ 2 近くまで加速し、その後ラムジェットに切り替えマッハ 6 程度まで加速する複合サイクルエンジンの研究を開始した。図 1 にその概念図を示す。

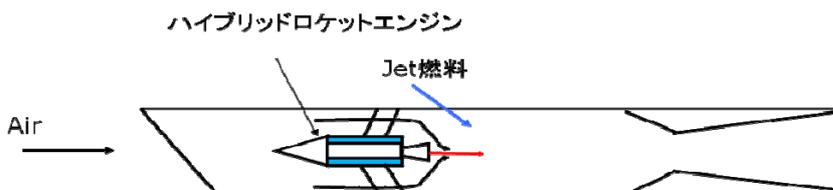


図 1 ハイブリッドロケット・ラムジェット複合サイクルエンジン

このエンジンではラムジェットモードの着火を、燃焼終了期のハイブリッドロケットの燃焼排気ガスにより行うことを特徴としており、今回の実験では金属粒子を含有した燃料と含有しない燃料の着火特性を比較した。高度 2km、マッハ 2 程度の飛行条件に相当する空気を風洞から供給し、空気流安定後、コアロケットに点火。着火を確認したうえでメタンを約 3 秒噴射し、ラム燃焼が着火したかどうかをラム燃焼室圧力により判定した。図 2 に実験装置系統図を示す。

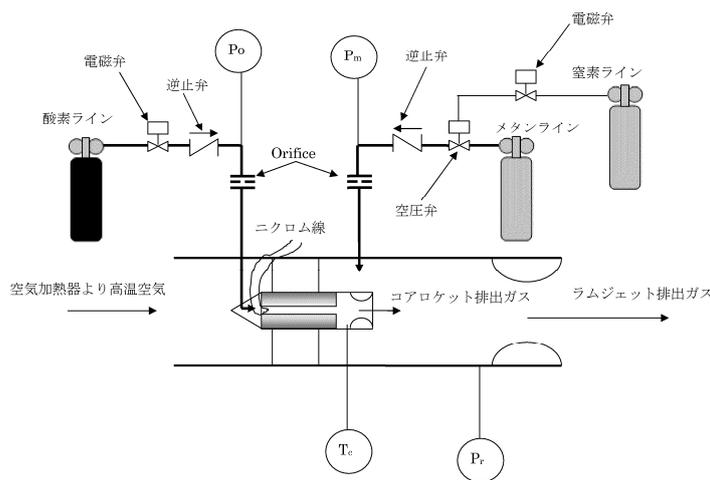


図 2 実験装置系統図

いずれの場合も図 3 に示す実験結果のようにメタン噴射によりメタンオリフィス上流圧 (P_m) が上昇している時間にラム燃焼室圧力 (P_r) の安定した上昇が見られず着火していないと判断されたが、今回の目的である安全な実験手法の確立を達成することができた。次回はより着火しやすい条件での比較を行いたい。

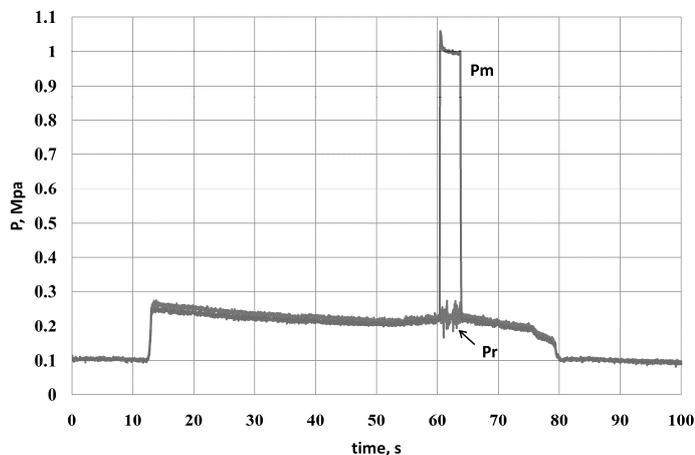


図 3 実験結果