

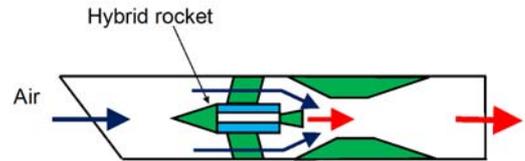
ハイブリッドロケット・ラムジェット複合エンジンの着火特性に関する研究  
 寺本 進 (東大工学系), 那賀川一郎, 丸山信也, 飯嶋海, 永井祐之進, 川西浩太, 大迫仁  
 常盤頼基, 水野博貴, 加藤昂大, 比嘉佑太, 能藤悠輔, 植木将弘, 篠原啓司, 小川純 (東海大学)  
 実験期間: 平成22年12月13日から12月24日

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行っている。図1にその概念図を示す。

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違い、及びメタン噴射位置の違いによる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燃焼風洞から供給し、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及び火炎の観察により判定した。図2に実験装置系統図を示す。

図3にラム燃焼着火が確認された場合の燃焼状況を示す。今回の実験結果では、金属粒子を入れない燃料の方が着火特性が良く、メタン噴射位置はコアロケットを支える支柱のすぐ後方の位置が着火特性が良いことが得られた。

➤ Ejector rocket mode;  $M = 0$  to 2



➤ Ramjet mode;  $M = 2$  to 6

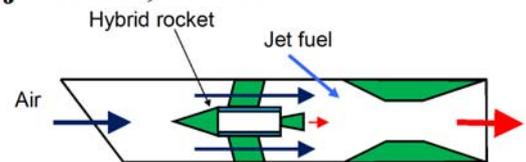


図1 ハイブリッドロケット・ラムジェット複合エンジン

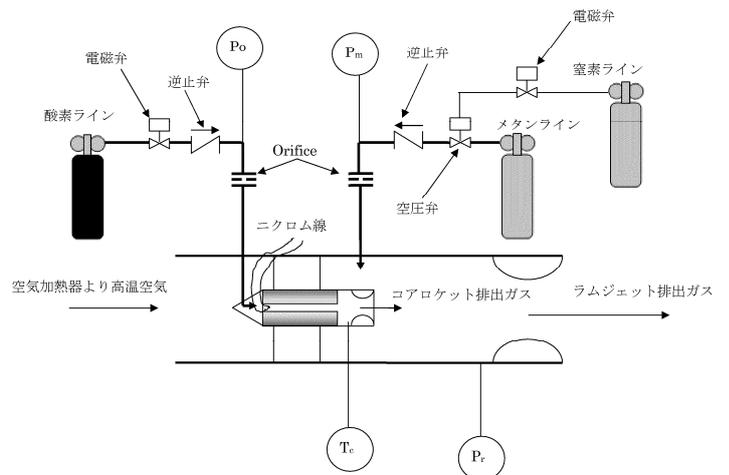


図2 実験装置系統図



図3 燃焼実験状況