



LNG/LOXロケットエンジンの研究（燃焼実験）：
（株）IHI、（株）IHIエアロスペースとの共同研究
平成21年8月 - 平成23年3月

メタデータ	言語: jpn 出版者: 室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター 公開日: 2016-04-26 キーワード (Ja): キーワード (En): 作成者: 笹山, 容資, 東野, 和幸 メールアドレス: 所属:
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008748

LNG/LOX ロケットエンジンの研究(燃焼実験)

(株)IHI, (株)IHI エアロスペースとの共同研究 平成 21年8月—平成 23 年 3 月

○ 笹山 容資(航空宇宙システム工学専攻 DC2)
東野 和幸(航空宇宙機システム研究センター 教授)

1. 緒言

環境に優しい推進薬の代表例として LNG を用いた, LNG/LOX 高圧ロケットエンジンの研究を進めている. その中の重要要素である噴射器エレメントに関して, リセスやチャンファ, 噴射速度比等の設計パラメータが着火・定常燃焼時諸特性に及ぼす影響を評価する必要があり, エレメント単体燃焼試験を行った. 本研究では燃焼試験結果より各設計パラメータの影響を評価し, LNG/LOX 同軸噴射エレメントの超臨界燃焼特性を把握した.

2. 試験方法概要と供試体

2.1 供試体

供試エレメントの形状概要を表 1 に示す. また, 供試体外観を図 1 に示す. 同表より, 供試エレメントは M-I をノミナル形状として, リセス, チャンファ, 2 重逆スワールの有無による燃焼諸特性への影響を評価できる. 供試体は燃焼試験時にエレメント噴射面からの推進薬の混合, 燃焼の様子を可視化するための可視化窓が設置されている.

2.2 試験方法概要

本試験では, 燃料として CNG(圧縮天然ガス), 酸化剤として LOX(液体酸素)を用いた. また, 可視化窓および燃焼室の冷却のため, GN₂ を燃焼室内に供給している.

燃焼圧力および混合比を変えて試験を実施し, 高速度ビデオカメラ HSV1(カラー), HSV2(モノクロ)およびデジタルカメラにより, 推進薬の噴霧状況や燃焼状況等の把握を目的とした撮影を実施した. また, それぞれのカメラでは, 燃焼による光を計測する”可視光計測”, バックライトを当て, 流体の影を計測する”シャドウグラフ”を試験によって切り替えて計測を行った.

表 1 供試エレメント概要

	種別	形状概要
エレメント	M-I	[ノミナル形態] リセス: 有 LOXチャンファ角度: 有
	M-II	[リセス無形態] リセス: 無 LOXチャンファ角度: 有
	M-III	[LOXチャンファ無形態] リセス: 有 LOXチャンファ角度: 無
	M-IV	[スワール形態] リセス: 有 LOXチャンファ角度: 有 旋回角: LOX CW45° CNG CCW45°

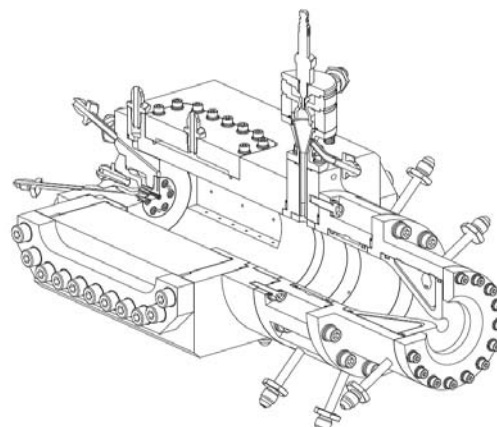


図 1 供試体外観図 3 再

3. 試験結果

3.1 作動点と燃焼プロセス

本試験では一部の試験を除いて、シーケンス開始後 2.0[sec]で、LOX 供給圧力を増加させる(ブーストアップ)ことで、作動点を亜臨界から超臨界へ遷移させ、データを取得した。各エレメントの代表例の作動点遷移を図2に示す。この燃焼プロセスは高速度カメラにより可視的に観察しており、4種のエレメントの燃焼の様子を図3に示す。

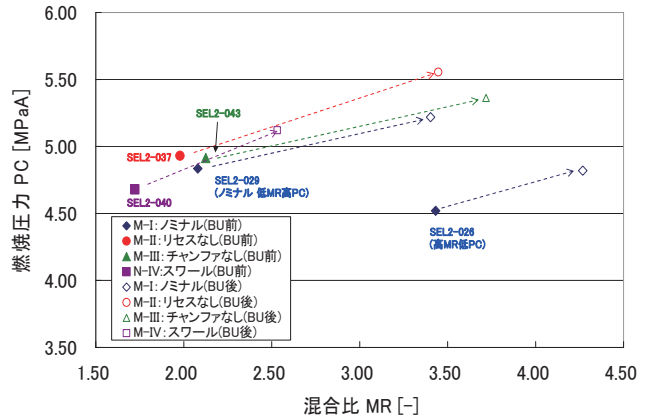


図2 作動点遷移

	ノミナルエレメント (SEL2-033)	リセスなしエレメント (SEL2-037)	スワールエレメント (SEL2-040)	チャンファなしエレメント (SEL2-043)
① -0.15[sec] LOX噴射				
② 0.05[sec] 予備着火				
③ 0.06[sec]				
④ 0.07[sec] メタン噴射				
⑤ 0.08[sec]				
⑥ 0.10[sec]				
⑦ 0.20[sec] 本着火				
⑧ 0.45[sec]				
⑨ 0.70[sec] バージ開始				
⑩ 0.72[sec]				
⑪ 0.74[sec]				
⑫ 0.88[sec] 定常燃焼				
⑬ 0.89[sec]				
⑭ 0.90[sec]				
⑮ 3.65[sec] SEL2-033のみバージ停止				

図3 可視光計測による燃焼の様子

3.2 着火状況

図4に各試験での燃焼圧力と噴射面温度を示す。LOXリードのシーケンスを採用し、点火器点火、予備着火(LOX リードによる着火過渡期間)、本着火、パージという着火プロセスを経て、圧力および温度は変化していく。

着火プロファイルに関しては、エレメントによる顕著な違いは見られないが、酸化剤側の噴射差圧が小さい影響により、M-II(リセス無)エレメントにチャグの発生が確認された。

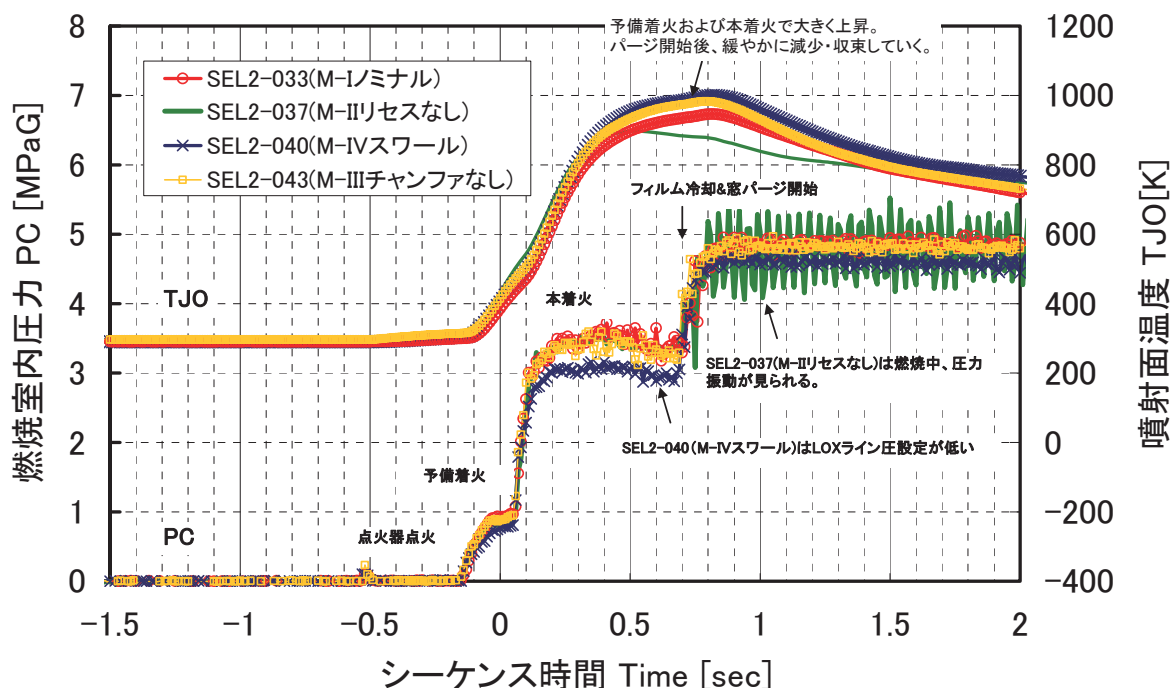


図4 着火時の燃焼圧力と噴射面温度

4. 結言

本研究では、LNG/LOX 高圧ロケットエンジンの重要要素である噴射器エレメントに関して、リセスやチャンファ、噴射速度比等設計パラメータの着火・定常燃焼時諸特性に及ぼす影響を評価するため、エレメント単体燃焼試験を行った。一連の試験の結果、各エレメント形状の燃焼特性の特徴を評価することができ、いずれのエレメントにおいても、着火/保炎性、燃焼安定性にクリティカルな差が無いことが確認された。

本試験で得られたデータは共同研究先である(株)IHI で開発された10ton級LNG/LOXエンジンの同軸型噴射エレメント設計に反映され、2011年1月に燃焼試験に成功している。