



G G 単体燃焼試験結果について

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: 2020-01-30 キーワード (Ja): キーワード (En): 作成者: 湊, 亮二郎, 吉川, 稲穂, 八木橋, 央光, 有松, 昂輝, 中田, 大将, 内海, 政春 メールアドレス: 所属:
URL	http://hdl.handle.net/10258/00010144

GG 単体燃焼試験結果について

○湊 亮二郎（航空宇宙システム工学ユニット 助教）

吉川 稲穂（航空宇宙総合工学コース 博士前期 2 年）

八木橋 央光（航空宇宙総合工学コース 博士前期 1 年）

有松 昂輝（航空宇宙システム工学コース 学部 4 年）

中田 大将（航空宇宙機システム研究センター 助教）

内海 政春（航空宇宙機システム研究センター 教授）

1. はじめに

小型無人超音速実験機オオワシⅡに搭載されるガスジェネレータサイクル・エアターボラムジェットエンジン（GG-ATR エンジン）の地上燃焼試験を行うには、ガスジェネレータ（GG）単体での確実な着火燃焼が要求される。GG 燃焼ガスはタービン駆動に用いられるが、燃焼ガスに極端な温度分布があるとタービン翼に過大な熱応力を生じさせる恐れがある。以上の背景から、その第一歩として 2018 年度は確実な着火が達成することを目標に、短秒時での GG 単体燃焼試験を実施した。

2. GG 単体燃焼試験設備

図 1 に GG 単体燃焼試験設備の概観を示す。図 1 において中央部に GG 燃焼器及び噴射器を設置し、写真左側の配管系は液体酸素（LOX）が供給され、右側の配管系から燃料であるエタノールが供給される。本研究で扱う GG は、エンジンの推力スロットリングを実現させるため、GG 燃焼器に 2 つの噴射器を備えている。現時点ではまだ 1 つの噴射器と燃焼チャンバーしか備わっていないが、この形態で着火・燃焼試験を実施した。

図 2 に GG 単体燃焼試験設備の配管系統図を示す。燃料側と酸化剤側にそれぞれ流量が異なる 4 つのスロットリングバルブ（図中 MOV1~4 及び MFV1~4）を並列に設置し、推力を 15 段階にコントロールできるようにしている。

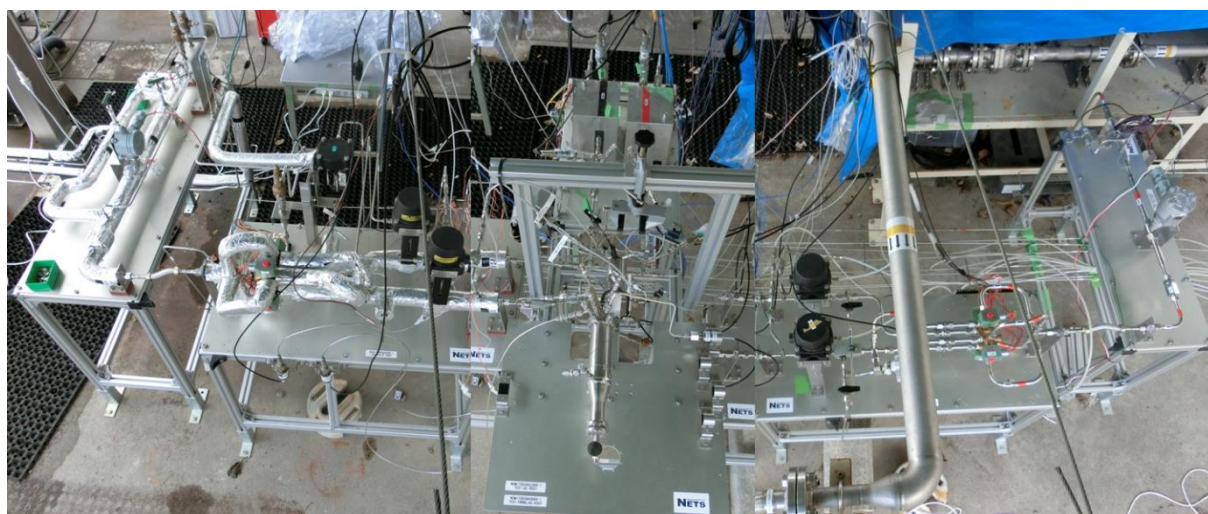


図 1 GG 単体燃焼試験設備

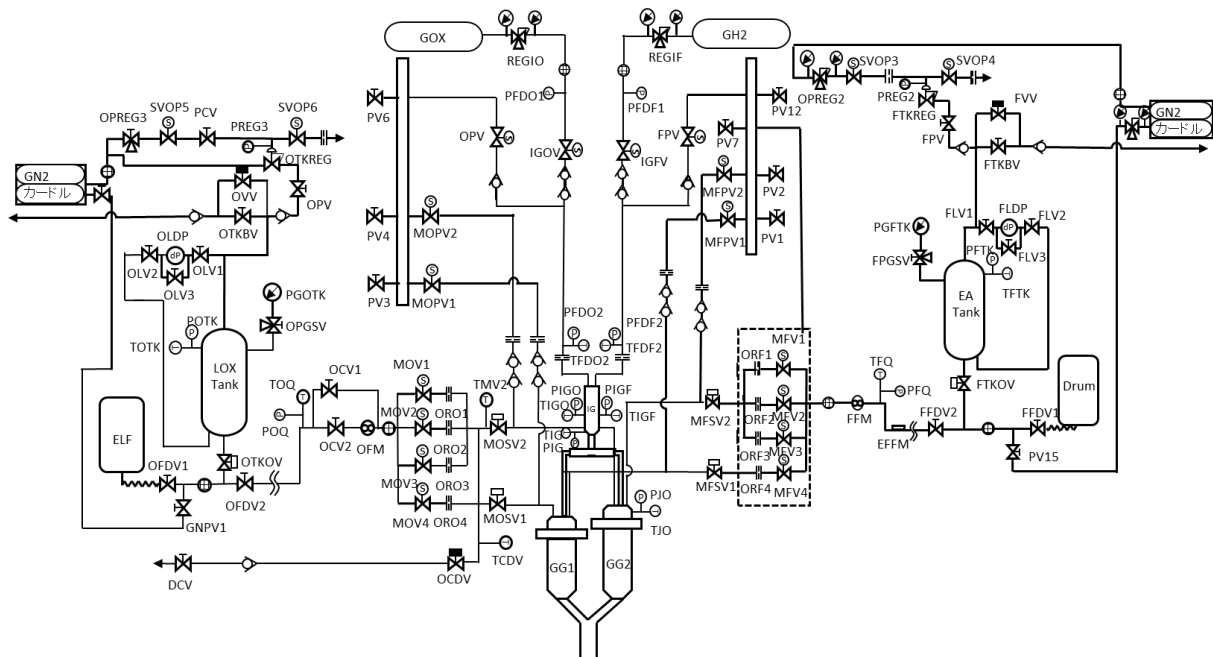


図 2 GG 単体燃焼試験設備系統図

GG の定格燃焼圧力と温度はそれぞれ、1.35 MPaA と 1100 K である。また推進剤流量は 700 g/sec で、O/F 比は 0.454 である。スロットリング中は O/F は常に一定になるようにオリフィスを入れて流量を調整している。

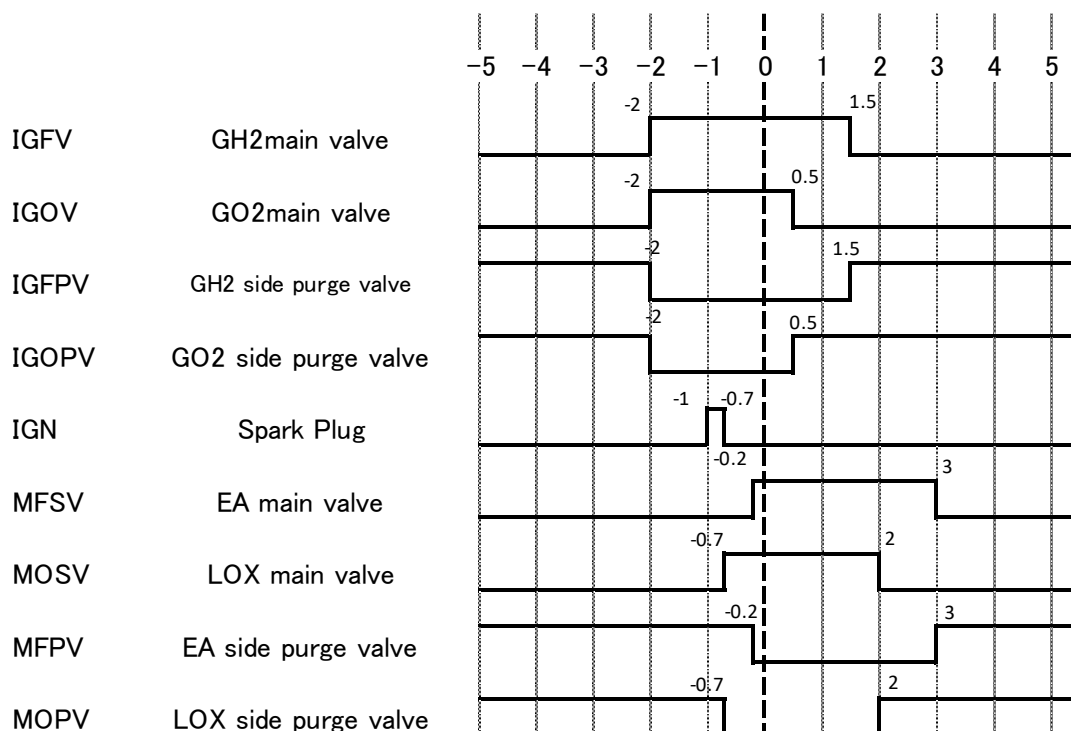


図 3 GG 単体燃焼試験バルブ操作シーケンス

図 3 に GG 単体燃焼試験でのバルブ操作シーケンスを示す。噴射器に LOX とエタノールを供給するバルブはそれぞれ MOSV と MFSV であり、着火時には LOX を先に供給し、カットオフ時

には LOX から先にカットオフする．点火器及び噴射器ともに，燃料や酸化剤をカットオフした後は，パージ用窒素ガスを流すようにしている．

3. 試験結果

試験結果を以下に示す．図 4 は点火器 (TIG)，噴射器プレート (TGG2-1)，燃焼器壁面 (TGG2-5) の各部での温度履歴を示す．噴射器プレートでの温度は 1000 K であり，燃焼器壁面での温度は 400 K 程である．壁面での温度が低いのは，壁面をエタノールでフィルム冷却を行っているためと考えられる．

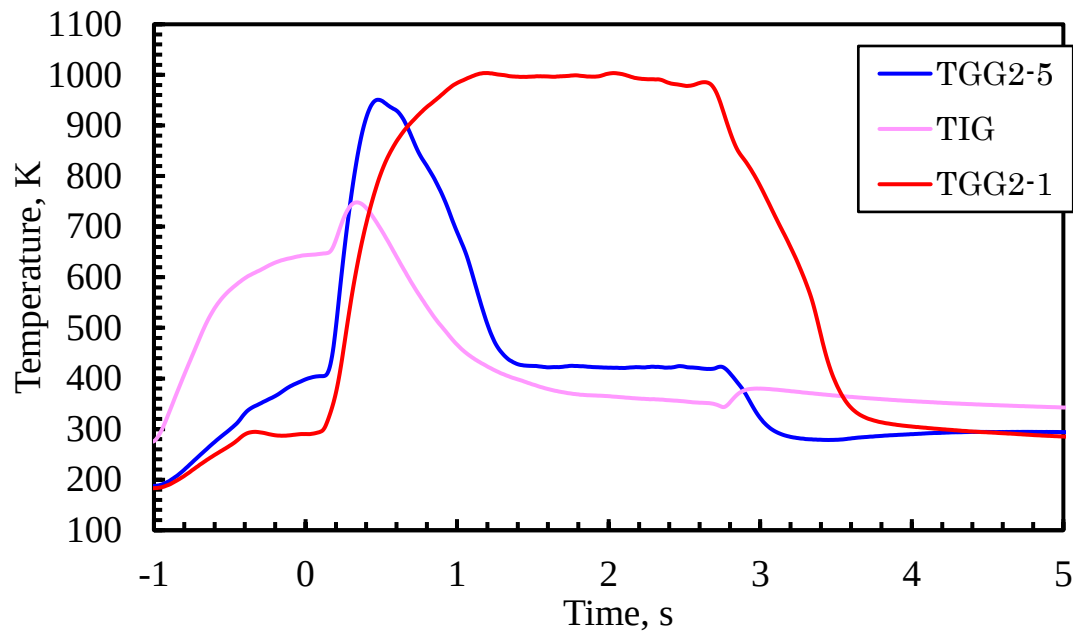


図 4 GG 単体燃焼試験温度履歴

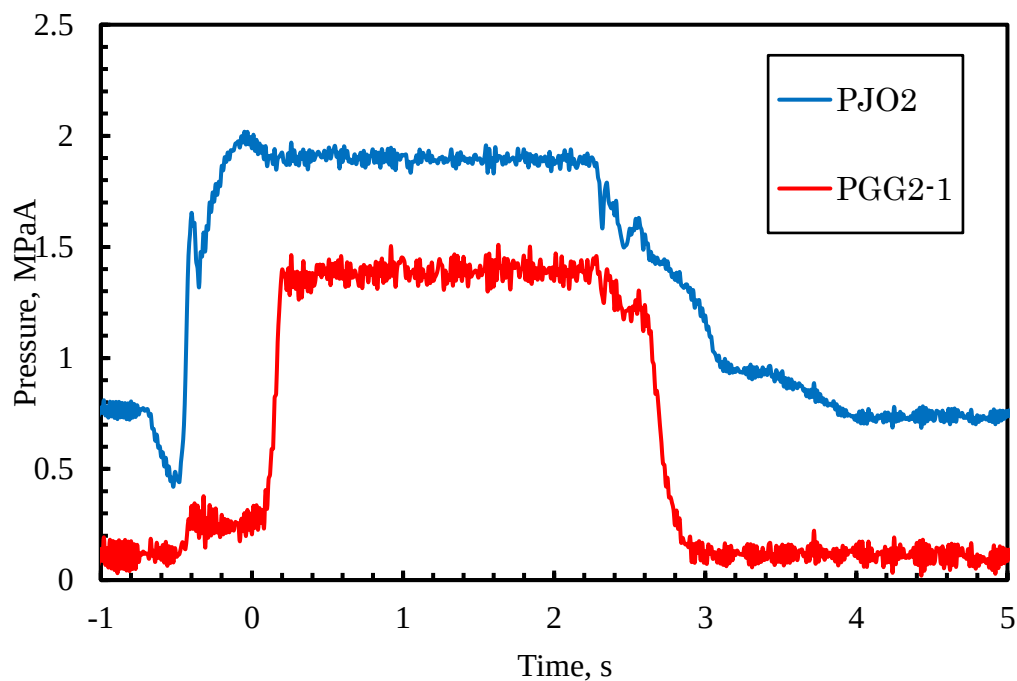


図 5 GG 単体燃焼試験圧力履歴

図5はGG燃焼器内の圧力（PGG2-1）と、LOX噴射器マニフォールド（PJO2）圧力の時間履歴である。燃焼圧力は定格の1.35 MPaAに近い値が得られている。今後、これらのデータをより詳細に検証し、確実かつ安定的な着火、燃焼の実現を図る予定である。

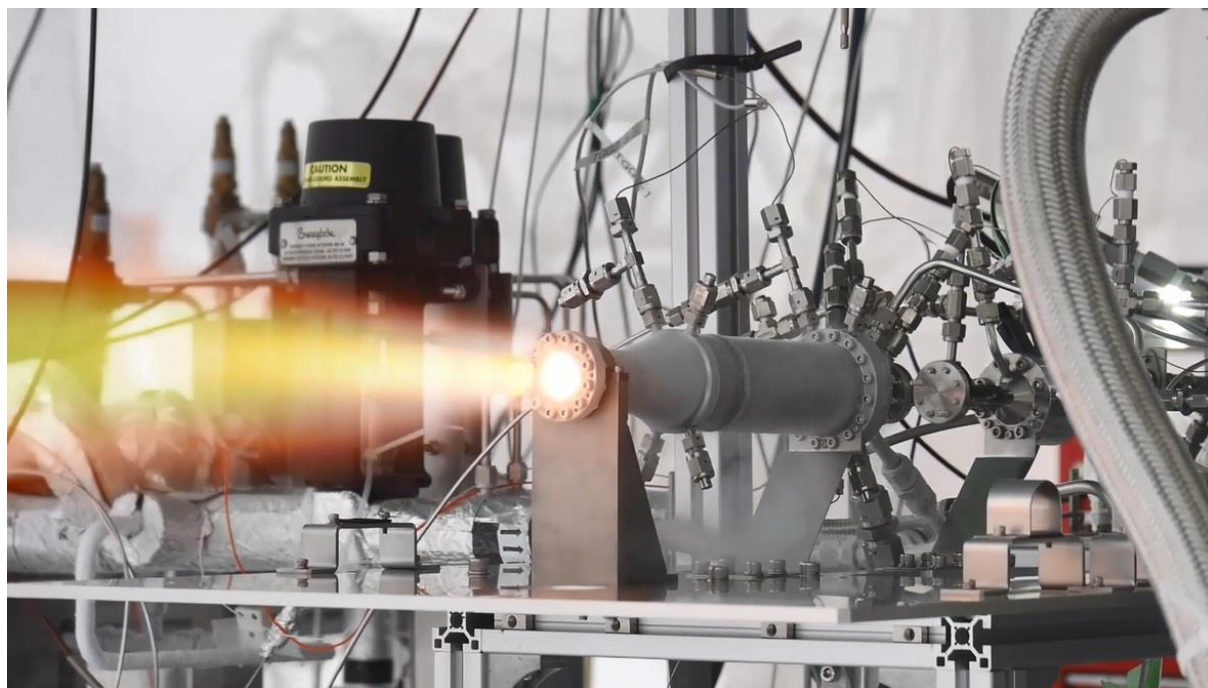


図6 GG単体燃焼試験の様子

最後に短秒時のGG単体燃焼試験の様子を図6に示す。燃焼の様子は安定しており、今後はより長秒時の燃焼試験やスロットリングの操作を試験する予定である。

参考文献

[1] 橋本亮平他, 液体ロケットエンジン用液酸・ケロシンガス発生器の実験, 航空宇宙技術研究所報告 NAL-TR642, (1980)