

スクラムジェットエンジン高速化の研究

Research on scramjet engine at hypervelocity condition

総合技術研究本部

複合推進研究グループ (H16 年度:宇宙推進技術共同センター)

高橋政浩、伊藤勝宏、須浪徹治、丹野英幸、小室智幸、佐藤和雄、小寺正敏

Institute of Space Technology and Aeronautics

Combined Propulsion Research Group (HY16: Space Propulsion Research Center)

Masahiro Takahashi, Katsuhiko Itoh, Tetsuji Sunami, Hideyuki Tanno, Tomoyuki Komuro, Kazuo Sato, and Masatoshi Kodaera

Abstract

To improve scramjet combustor performance at the hypervelocity condition corresponding to flight Mach number from 10 to 15, optimization possibility of the combustion gas temperature was investigated based on combustion experiment of a large-scale scramjet engine using a large free-piston driven shock tunnel. A previous engine model was designed so that the gas temperature at the combustor entrance would become around 1200K at the hypervelocity condition to prevent excessive loss in the net heat release due to thermal dissociation of the combustion gas. The results showed that the pressure rise due to combustion was large at the beginning of the test time but dropped drastically as time progressed. It was considered that the heat release obtained in the combustor was not sufficient to maintain intensive combustion. Following the discussion above, a new scramjet engine model (M12-02) was designed with an aim of promoting combustion heat release and establishing steady intensive combustion. The inlet compression ratio of the M12-02 was increased to raise the static temperature and density of the flow at the combustor entrance. As a result of the design modification, the pressure rise due to combustion increased and the duration of intensive combustion was extended. The combustor performance became the highest at stagnation enthalpy of 7MJ/kg, which was the design condition of the M12-02, and it was considered that the remarkable improvement in the combustor performance was achieved by establishing both adequately low gas temperature in the combustor and fairly stable combustion. Application of a hyper-mixer (HM) injector to the M12-02 was attempted with an aim of further improvement in the combustion stability and the combustor performance. The combustion test results showed that the HM injector was quite effective in establishing steady intensive combustion at the hypervelocity condition. In addition to the improvement in the mixing rate, capability in ignition and flame-holding at very low gas temperature condition was improved and high combustor performance was obtained at the low enthalpy condition. However, the combustor performance with the HM injector dropped as the stagnation enthalpy increased and became almost the same as that with a simple back-step injector at the enthalpy condition of 7MJ/kg or higher.

1. はじめに

本研究は平成13年度より実施しており、極超音速複合エンジンの実現に必要なスクラムジェットモード

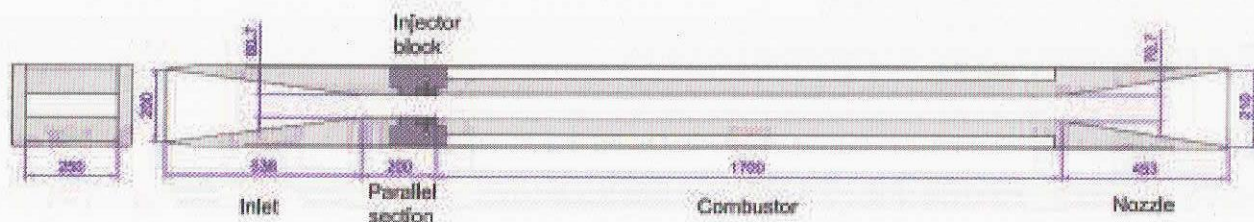


Fig.1 Schematic of the M12-02 engine

の超高速域(飛行マッハ数 8 以上)推力性能向上のため、JAXA が有する世界最大級の高温衝撃風洞 Hiest を用いて全長 2~3m の大型供試エンジンの燃焼試験を実施し、超高速域作動特性を詳細に解明し、高性能化を図るものである^(1, 2)。本報では、上記目的達成のため、燃料/空気混合促進技術の研究⁽³⁾と共に取り組んでいる燃焼ガス温度制御技術の研究成果について報告する。

一般に、スクラムジェット性能は飛行速度の増加に伴い低下する。これは第一に、エンジンに流入する空気流の運動エネルギーが増加し、燃焼発熱の寄与が相対的に減少することによる。これに加えて、超高速条件では燃焼器内の燃焼ガス温度が高くなりやすく、特に、燃焼ガス温度が 2500K を越える場合、燃焼ガスの熱解離が顕著となり吸熱反応が促進されることで燃焼により得られる正味発熱量は著しく減少する。このことが超高速域におけるスクラムジェット性能低下をより深刻にしている。そこで我々は、この燃焼ガス温度上昇に伴う過大な正味発熱損失を抑制しつつ、高い発熱レートを維持し安定した高燃焼状態を達成することで超高速域性能向上を図ることを目標に燃焼ガス温度制御技術の研究に着手した。その第一歩として、飛行マッハ数 12 という超高速条件(Hiest 試験では淀み点エンタルピー 7MJ/kg、総圧 30MPa の気流条件に相当)において燃焼器入口ガス温度が最適とされる 1200K 程度となるよう試作1号エンジン(M12-01)を設計し高温衝撃風洞試験を実施したところ、気流始動後、一時的に高燃焼状態が得られたもののそれが持続せず、高い燃焼器性能を得ることができなかった。気流総圧を 60MPa とした高圧条件で行った試験では高燃焼状態が概ね安定に持続したことから、この不安定な燃焼特性の原因を燃焼器内での発熱不足と推定した。この考察に基づき、H15年度には、高燃焼状態の安定化達成を目標として、インレット圧縮を強化し燃焼器入口ガス温度及び密度を上げることで燃焼器内での発熱促進を図るよう改良した M12-02 エンジン(Fig.1)の設計・製作を行った。なお、インレット圧縮強化により設計点気流条件における燃焼器入口ガス温度は M12-01 より 200K 高い約 1400K となる⁽¹⁾。

2. 研究の概要

平成16年度は以下の項目について研究を行った。

(1) M12-02 エンジン作動特性データの取得及び評価

高温衝撃風洞試験により M12-02 エンジン作動特性データを取得し、高燃焼状態の安定化に対するインレット圧縮強化の効果を評価した。

(2) M12-02 エンジンに対する Hyper-mixer(HM)噴射器の適用

インレット圧縮を強化した M12-02 エンジンでは、高燃焼状態の持続時間が大幅に延長されたものの、その後、

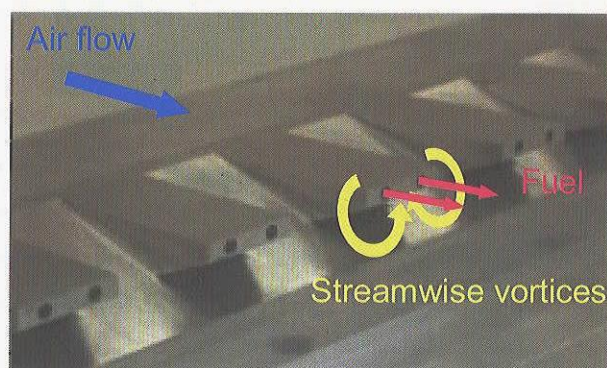


Fig.2 Hyper-mixer injector for the M12-02 engine

M12-01 と同様に燃焼圧力の低下が見られ、高燃焼状態の安定性は不十分であった。そこで、スクラムジェット燃焼器要素試験⁽³⁾において安定な高燃焼状態達成に高い有効性を示した HM 噴射器を M12-02 エンジンへ適用し、その M12-02 エンジンの燃焼安定化に対する効果を評価した⁽²⁾。HM 噴射器を Fig.2 に示す。HM 噴射器は楔型圧縮ランプと膨張ランプにより強い縦渦を導入し、空気/燃料混合を促進することを目的として提案された。なお、M12-01 及び M12-02 では、Back-step 端面に設けられた円孔から主流に平行に燃料を噴射するシンプルな Back-step(BS)噴射器が適用されている⁽¹⁾。

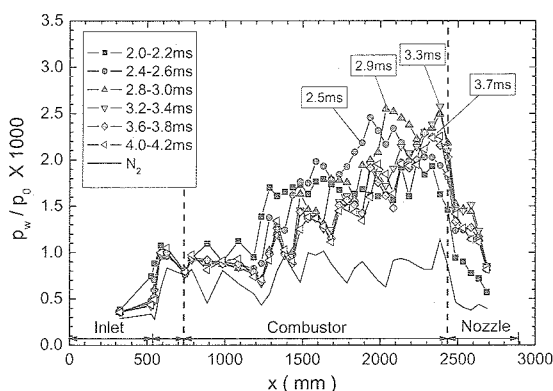
(3) M12-02 エンジン燃焼器性能の評価

M12-02 及び HM 噴射器を適用した M12-02HM の燃焼器性能を評価した^(1, 2)。

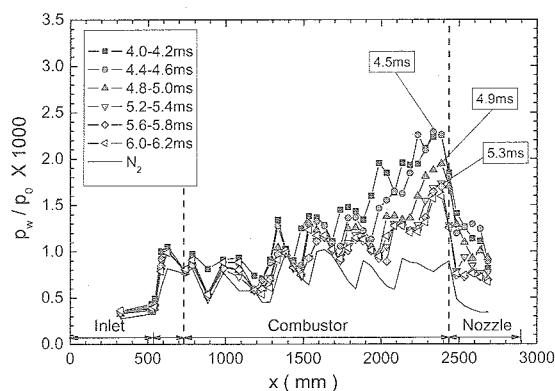
3. 成果の概要

(1) M12-02 エンジン作動特性データの取得及び評価

Fig.3 に示した M12-02 燃焼器内圧力分布の時間変化より、燃焼安定化に対するインレット圧縮強化の効果を評価する。表示値は壁圧を気流総圧で無次元化した値の 0.2msec 間時間平均であり、横軸はエンジン先端からの距離である。試験条件は飛行マッハ数 12 条件(気流淀み点エンタルピー 7MJ/kg)であり、燃料当量比は 1.5 である。時間は衝撃波が衝撃波管端に到達した時刻を基準としている。図には試験気体に空気を用いた場合と窒素を用いた場合の結果を示した。両者の差が燃焼による圧力増分に相当する。燃焼による圧力上昇は 1300mm 付近より顕著となり、下流へ進むにつれ混合及び燃焼が進むことで圧力は上昇する。M12-01 では、気流始動後、2.5msec 前後に一時的に高い燃焼圧力が得られたものの、燃焼圧力はすぐに低下し、3.7msec 以降、低燃焼圧力状態に静定した。これに対し、M12-02 では、高燃焼状態が 4.5msec 前後まで比較的安定に持続しており、燃焼安定性に改善が見られた。しかし、さらに時間が進むと M12-02 でも M12-01 の場合と同様に燃焼圧力の低下が起こり、5.3msec 以降、低燃焼圧力状態に静定した。このことから、インレット圧縮を強化した M12-02 の燃焼安定性はまだ十分とは言えない結果であった⁽¹⁾。



(a) From 2.1msec to 4.1msec

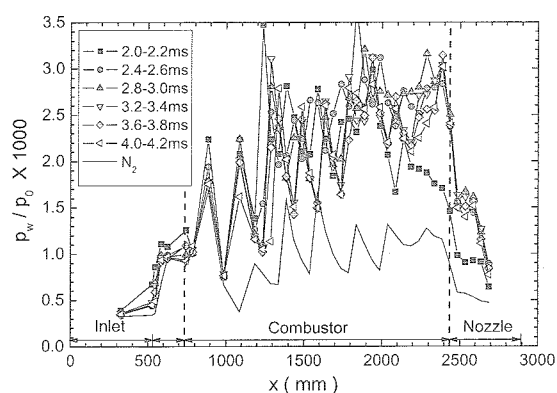


(b) From 4.2msec to 6.1msec

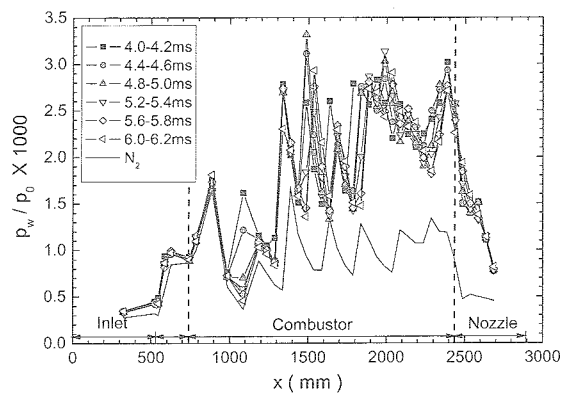
Fig.3 Time variation of wall pressure distribution of the M12-02 engine ($H_0=7\text{MJ/kg}$, $P_0=30\text{MPa}$, $\phi=1.5$)

(2) M12-02 エンジンに対する Hyper-mixer (HM) 噴射器の適用

Hyper-Mixer 噴射器の燃焼安定化に対する効果を評価するため、M12-02HM 燃焼器内圧力分布の時間変化を Fig.4 に示す。燃焼による圧力上昇は 1100mm 付近から顕著となり、2000mm 付近でほぼ最高レベルに到達



(a) From 2.1msec to 4.1msec



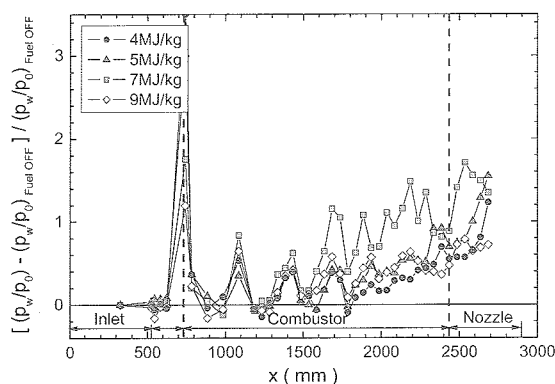
(b) From 4.2msec to 6.1msec

Fig.4 Time variation of wall pressure distribution of the M12-02 HM engine ($H_0=7\text{MJ/kg}$, $P_0=30\text{MPa}$, $\phi=1.5$)

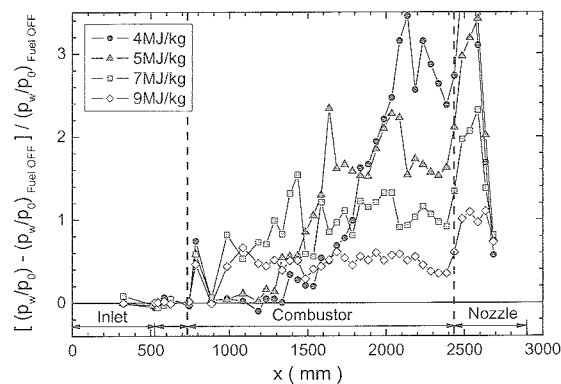
している。高い燃焼圧力は6.1msecまで安定に保持されており、M12-02エンジンへの適用においてもHM噴射器の高燃焼状態安定化に対する高い有効性が示された。なお、燃焼安定化メカニズムの詳細については現在も検討を続けている。

(3) M12-02 エンジン燃焼器性能の評価

M12-02 及び M12-02HM により得られた燃焼圧力増分を Fig.5 にエンジン先端からの距離に対して示す。ここで、燃焼圧力増分は、燃料噴射無しの場合の燃焼器圧力に対する燃料噴射有りの場合の圧力増分を燃料噴射無しの場合の圧力で無次元化した値である。また、気流総圧は 30MPa で一定とし、淀み点エンタルピ 4、5、7 及び 9MJ/kg の4条件についての試験結果を示した。これらの淀み点エンタルピはそれぞれ飛行マッハ数 9、10、12、及び 14 に相当する。燃料当量比は1である。BS 噴射器を用いた M12-02 の場合、設計点である 7MJ/kg 条件で燃焼圧力増分が最大であった。5MJ/kg 以下の条件では高い燃焼圧力を得られなかったが、これは燃焼器内ガス温度が低く、着火・発熱が遅いためと考えられる。一方、HM 噴射器を適用した場合、4MJ/kg 条件でも着

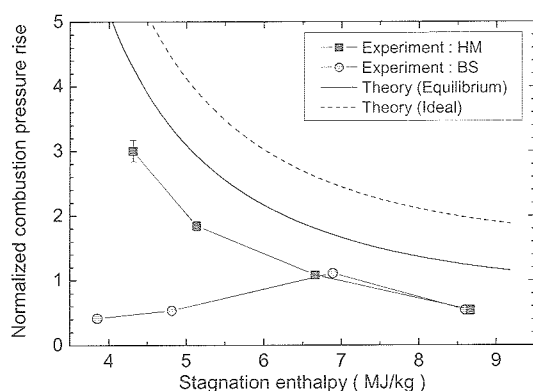


(a) M12-02

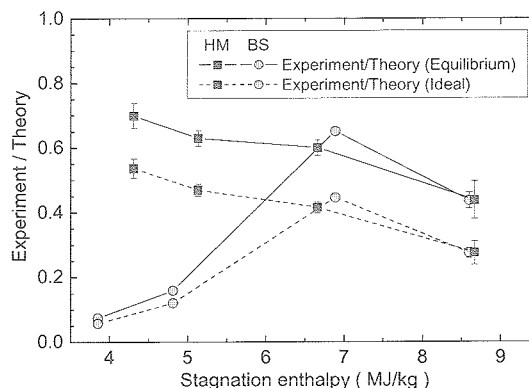


(b) M12-02 HM

Fig.5 Distribution of normalized pressure rise due to combustion (Time average for 2msec, $\phi=1$)



(a) Normalized pressure rise due to combustion



(b) Efficiency to theory

Fig.6 Combustor performance in terms of pressure ($\phi=1$, average over $x=2000\sim 2400\text{mm}$)

火・保炎が達成され、高い燃焼圧力増分が得られた。また、気流エンタルピの増加とともに、着火遅れが短くなり燃焼による圧力上昇がより上流位置から始まるようになるが、燃焼器内で得られる燃焼圧力増分は単調に低下した。

燃焼圧力増分の実験値と理論値、及び、理論値に対する効率を Fig.6 に淀み点エンタルピに対して示す。実験値は、燃焼器出口近傍 400mm 区間の平均値である。一方、理論値は、平衡燃焼を仮定した場合と、生成物として H_2O のみが生成される理想燃焼を仮定した場合の値を示した。両理論値の差が燃焼ガスの熱解離による正味発熱損失に相当する。M12-02 の場合、設計点である 7MJ/kg 条件付近で燃焼圧力増分及び効率が最大となった。7MJ/kg 条件は高燃焼状態が得られる下限付近であり、燃焼ガス温度の過度の上昇は起きていないものと推測され、また、燃焼安定性も大きく改善され比較的安定した燃焼状態が得られていることから、意図した燃焼状態が概ね実現されているものと考えられる。一方、M12-02HM では、燃焼器性能は 4MJ/kg 条件で最大となり、燃焼圧力増分のみならず効率も淀み点エンタルピの増加に伴い低下傾向を示した。特に、7MJ/kg 以上の高エンタルピ条件において燃焼器性能の低下が著しく、BS 噴射器の場合と同等か、やや下回る性能であった。HM 噴射器を適用した場合、強い渦の導入に伴うエントロピー上昇や境界層厚の増加により、燃焼器内ガス温度は BS 噴射器の場合より高くなりやすいと考えられる。4MJ/kg 条件という低温条件においても着火・保炎がなされていることから、燃焼器内のガス温度が高いことが示唆される。このことから、高エンタルピ条件においては、燃焼ガス温度が高くなりすぎ、正味発熱損失や熱損失が著しく増加していることが懸念される。また、理想燃焼理論値に対する効率は 50%程度と低く、燃焼ガスの熱解離に伴う正味発熱損失が未だ燃焼器性能低下の要因となっていることがわかる。燃焼器性能は改善の余地を残しており、今後、燃焼ガス温度制御の考えをさらに進めることで燃焼器性能の向上が期待される。

最後に、これまでに高温衝撃風洞試験を実施した供試エンジンについて比推力増分の比較を Fig.7に示した。ここで、比推力増分は燃料噴射有り・無しの場合の軸力計測値の差を推力増分として算出している。飛行マッハ数 8 以下で燃焼器入口温度が最適となるよう設計された E1/E2 エンジンでは、気流淀み点エンタルピの増加により比推力増分が単調かつ著しく低下したのに対し、飛行マッハ数 10 以上の超高速条件で燃焼器入口温度が最適温度となるよう設計した M12-01 エンジンでは、気流淀み点エンタルピ増加に伴う推力性能低下が見られず、これは超高速域スクラムジェット性能改善に対する燃焼ガス温度制御の考えの有効性を示す結果と言える。しかし、M12-01 では燃焼器内での発熱不足により高い推力性能を得ることができなかった。これに対し、M12-02

及びM12-02HMでは燃焼器内での発熱が促進され、安定した高燃焼状態を達成できたことで、超高速域において従来エンジンを大きく上回る比推力性能を達成することができた。

4. まとめ

飛行マッハ数 10 以上の超高速域スクラムジェット性能向上のため、熱解離による正味発熱損失の低減と高燃焼状態の安定化とのトレードオフに基づく燃焼ガス温度制御技術の研究を進めている。超高速域で燃焼器入口温度が最適温度となるよう設計した M12-01 エンジンで不安定な燃焼特性が課題となったことから、高燃焼状態の安定化達成を目標に M12-02 を設計し、高温衝撃風洞試験を実施して作動特性データを取得した。インレット圧縮を強化し発熱を促進することで、高燃焼状態の持続時間が延長され燃焼安定性が改善されたが、M12-02 で得られた燃焼安定性はまだ十分とは言えない結果であった。燃焼安定性のさらなる向上のため、M12-02 に Hyper-mixer 噴射器の適用を試みたところ、超高速域で安定した高燃焼状態を達成することができ、M12-02 への適用においても HM 噴射器の燃焼安定化に対する高い有効性が示された。M12-02 及び M12-02HM では、燃焼ガス温度の過度の上昇を抑えつつ、安定した高燃焼状態を得ることができたことで、超高速域で従来エンジンを大きく上回る比推力性能を達成することができた。これらの結果は、超高速域スクラムジェット性能向上に対し、燃焼ガス温度制御の考えの有効性を示すものであった。しかし、M12-02 で得られた燃焼器性能の理論値に対する効率はまだ低く、正味発熱損失の影響もまだ燃焼器性能低下の要因となっていることから、今後、燃焼ガス温度制御技術の考えをさらに進め燃焼器性能向上に取り組んでいく。平成17年度には、新たに製作した M12-03 エンジンの燃焼試験を実施する。燃焼ガス温度制御技術に関連するところでは、燃焼器流路拡大による燃焼ガス温度制御や、総圧損失及びガス温度上昇の低減を目的とした多段圧縮型インレットの適用を試み、その効果を評価する。

[参考文献]

- (1) Takahashi, M., Sunami, T., Tanno, H., Komuro, T., ‘‘Experimental Study on Scramjet Engine Performance at Mach 10 to 15 Flight Condition,’’ ISABE-2005-1238, 2005.
- (2) Takahashi, M., Komuro, T., Sato, K., Sunami T., Tanno, H., Koderu, M., Itoh, K., ‘‘Performance Characteristics of a Scramjet Engine at High Speed Condition over Mach 10,’’ Proc. 25th International Symposium on Shock Waves, 2005.
- (3) Sunami, T., Itoh, K., Komuro, T., Sato, K., ‘‘Effects of Streamwise Vortices on the Scramjet Combustion at Mach 8-15 Flight Enthalpies - An Experimental Study in HIEST,’’ ISABE-2005-1028, 2005.

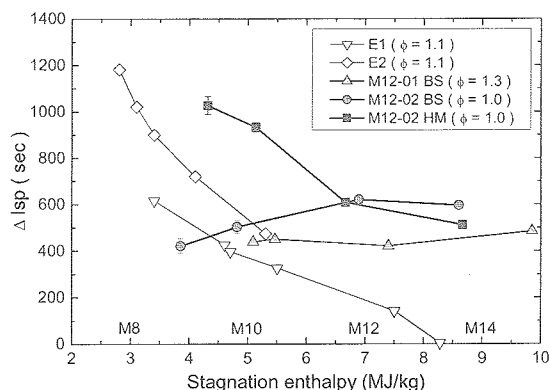


Fig.7 Increment of the specific impulse due to combustion