

ロケット-ラムジェット複合サイクルエンジンの 極超音速でのスクラムモード試験

小室智幸, 高木翔平, 高橋政浩, 富岡定毅, 佐藤和雄, 伊藤勝宏 (JAXA 角田)

Combustion experiment of a rocket-ramjet combined-cycle engine model Under scramjet-mode operation at hypersonic regime

T. Komuro, S. Takagi, M. Takahashi, S. Tomioka, K. Sato and K. Itoh (JAXA-KSPC)

Abstract

The purpose of this study is to accomplish combustion in RBCC engine operating in hypersonic flow at Mach 11 flight condition. Auxiliary injection for combustion enhancement in RBCC engine was tested experimental at JAXA-Kakuda Space Center using high enthalpy shock tunnel (HIEST). By injecting a portion of fuel besides in residual fuel in the rocket exhaust, combustion of residual hydrogen in the rocket exhaust was attained.

1. はじめに

複合サイクルエンジンとは空気吸い込み式エンジンの流路にロケットエンジンを取り付け、大気中では空気を吸い込み高い比推力を、大気圏外では再びロケットによって推進力を得るエンジンである。このロケット複合サイクルエンジン (Rocket Based Combined Cycle engine) は将来型宇宙輸送システムを実現するための有力な推進系技術として期待されている。JAXA はこれまでのスクラムジェットエンジンの研究をふまえ、スクラムジェットエンジン流路内にロケットエンジンを取り付けたロケット-ラムジェット複合サイクルエンジンを提案した[1]。

このエンジンは飛行マッハ数に応じて、内蔵のロケットエンジン部分とラムエンジン部分の作動条件を切り替えて、最適な性能を得ることを目的としている。図1にRBCCエンジンの作動モードを示す。低速域(離陸~超音速)ではエジェクタージェットモードで作動し、ロケットエンジンを定格作動させることで生じたエジェクター効果によって、吸い込まれた空気と燃料を混合させ亜音速燃焼させる。中速域(超音速~極超音速)ではラムジェットモードで作動し、流入した超音速流は擬似衝撃波によって亜音速まで減速された後、噴射した燃料と混合し、亜音速燃焼することで熱閉塞を生じて圧力上昇を保持し、推力を得る。この時、比推力を稼ぐためにロケットエンジンの出力は小さくし、点火器として作動させる。高速域(極超音速域)ではスクラムジェットモードで作動し、エンジン内において流入空気は常に超音速に保たれ、流入空気は噴射された燃料と混合し超音速燃焼する。空気を利用することで比推力を稼ぐつつ、ロケットエンジンの出力を大きくし、加速に必要な推力を得る。飛行マッハ数12以上では飛行速度が高速となり、流入空気自体のエンタルピーが非常に大きく空気利用の利点が失われるため、ロケットエンジンのみを作動させ

て最終加速を行うロケットモードで作動する。

このエンジンの極超音速域でのスクラムジェットモード試験を高温衝撃風洞 HIEST[2]において進めている。ここでHIESTは試験気流持続時間が極短時間であること、安全上ロケットエンジンの燃焼試験に適応していないことから、ロケット排気を模擬するためにデトネーション管を用い、燃焼ガスをノズルから短時間噴射する方法で試験を実施した。複合サイクルエンジンにとって極超音速飛行条件におけるスクラムジェットモード作動時は、空気との燃焼に用いる燃料(以下、ラム燃料)をロケットノズルから噴射することで比推力の向上を図る。しかし前回、HIESTの試験気流中(飛行マッハ数11条件)で水素過剰(0/F=5.3)のロケット噴射を行いエンジン燃焼器内の圧力測定を行ったが、期待された燃焼による圧力上昇は見られなかった[3]。

今回、ラム燃料(補助燃料と称する)の一部を燃焼器内に直接噴射して空気と混合・燃焼を行い、ロケット排気に含まれる未燃水素の燃焼効率の改善を目的にHIESTで燃焼実験を行ったので報告する。

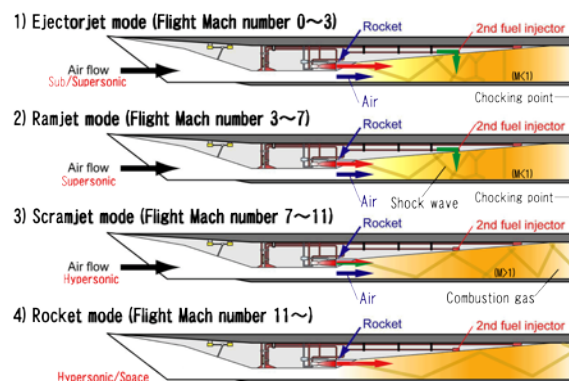


図1 RBCCエンジンの作動モード

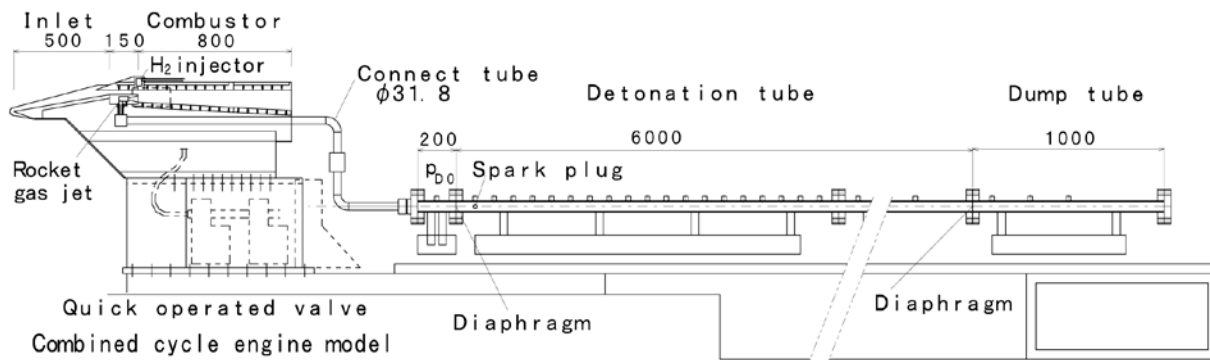


図2 供試複合エンジン模型とデトネーション管の概要

2. 試験装置

HIEST はフリーピストンタイプの衝撃風洞で、最大よどみ圧 150MPa、最大よどみエンタルピー 25MJ/kg の気流を生み出すことができる。試験流体は空気または窒素を用いることができ、可燃性ガスを噴射した場合に、前者は反応可能な条件を、後者は反応不可能な条件を作ることが出来、かつ気流の空力的な差異を小さく出来る。したがって両者の比較から反応の度合いを確認することが出来る。

HIEST 真空タンク内に設置した供試複合サイクルエンジン模型とデトネーション管の設置概要を図2に示す。デトネーション管は長さを6m、管の上流側に長さ1mのダンプ管を取り付け、窒素ガスを0.1MPa充填した。管の下流側には200mmの放出管を設け、デトネーション管とロケット噴射器の接続管は圧力損失軽減のため、内径22.1mmから内径27.7mm、外径31.8mmのSUS管に改修した。

複合サイクルエンジン模型はHIESTノズル出口に設置され、インレット、水素噴射器および燃焼器からなる。このエンジンの形状は、これまでJAXAの複合サイクルエンジン試験で用いられてきた形状[4]の1/2スケールとした。詳細を図3に示す。インレット断面は100mm×113mmで長さ500mm、圧縮面の傾斜角は10°、流路は100mm×25mmまで狭められる。その下流に長さ150mmの等断面の分離部及び補助燃料のインジェクター部が続く。その後ろの高さ40mmの後ろ向きステップ(ロケットベース面)にはロケット噴射器を設置してあり、それに続く長さ800mmの燃焼器は3°の拡大管となっている。今後、ロケットエンジンが設置されている側をロケット側、反対側をカウル側と呼ぶことにする。実験ではカウル側とロケット側の壁面圧力をkulite社製半導体圧力センサー(XCL-100)で測定した。

噴射器まわりの詳細を図3に示す。ロケット噴射器はマニホールから2つの流路に分け、それ

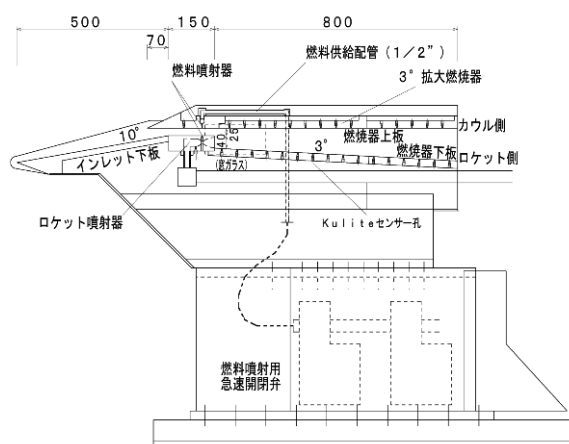


図3 供試複合エンジン模型の詳細

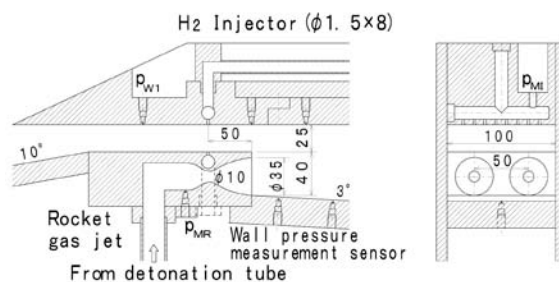


図4 噴射器周りの詳細

ぞれスロート径10mm、出口径35mmで平行に2個配置している。また、カウル側、ロケット側のどちらの側もロケットベース面上流50mmに孔径φ1.5mm×孔数8の垂直噴射の噴射器があり、いずれかを選択してガス水素を噴射した。

3. 試験方法と結果

デトネーション管充填ガスは複合サイクルエンジンのロケット排気を模擬するため、水素および酸素ガスを用い、単体のガスをそれぞれ充填し、デトネーション管内で混合させた。今回の供試エンジン模型においては、デトネーション管内の当量比を1.5、充填圧力を0.5 MPaにすることで、ロケット噴射器のマニホールド圧 p_{MR} は約2.5 MPaで空気流に対する未燃ラム燃料当量比 ϕ_r を0.5とする事が出来た。

HIRST の試験気流は、飛行マッハ数11条件におけるスクラムジェットモードでの作動を想定し、ノズルよどみ圧 $p_0=16\text{MPa}$ 、よどみ点エンタルピー $H_0=7\text{MJ/kg}$ とした。このときのノズル出口マッハ数は6.7である。表1にノズル出口における試験気流の状態を示す。

ノズルよどみ圧 p_0 、デトネーション管出口圧 p_{D0} 、ロケット噴射器マニホールド圧 p_{MR} 、燃料噴射マニホールド圧 p_{MI} およびインレット壁圧 p_{WI} の時間履歴を図4に示す。ここで時間はノズルよどみ圧 p_0 の立ち上がりを0msecとしている。ノズルの始動に0.5msecほど掛かるためインレット壁圧 p_{WI} は p_0 より遅れて立ち上がるが、圧力履歴はほぼ同じである。ロケット噴射ガスはデトネーション管の燃焼ガスを接続管で通し噴射するため、マニホールド圧 p_{MR} は出口圧 p_{D0} より下がるものの、 p_{MR} はほぼ一定の圧力となった。補助燃料噴射は-10msecから20msec間行つた。

図5に飛行マッハ数11条件でのカウル側、ロケット側の壁圧分布の結果を示す。なお、流入空気に対する補助噴射の当量比は $\phi_i=0.5$ 、流入空気に対するロケットの当量比は $\phi_r=0.5$ である。つまり、エンジン全体の流入空気に対する当量比は1となっている。また、横軸にはロケットベース面から流れ方向への距離を、縦軸には風洞よどみ圧 p_0 で無次元化した壁圧を示す。図中▲はロケット側から補助噴射を行った場合（以下、ロケット側噴射）を、◆はカウル側から補助噴射（以下、カウル側噴射）を行った場合をそれぞれ示し、また太線は反応可能条件（空気）での結果を、細線は反応不可能条件（窒素）での結果をそれぞれ示す。

反応不可能条件で観察される圧力のピークは衝撃波の入射によるものであり、反応可能条件でも近い位置にピークが観察される。多少位置がずれるのは、燃焼反応に伴う空力的な変化によって、衝撃波位置が上流側に移行するためで、このことはTakahashiらによるスクラムジェットエンジンについての研究により示されている[5]。衝撃波位置の変化を加味しても、カウル側噴射、ロケット側噴射のどちらについても、反応可能条件のほうが反応不可能条件よりも圧力は上昇してお

表1 飛行マッハ数11条件相当の主流およびよどみ条件

Stagnation Condition	Total temp.	4550 K
	Total pres.	16 MPa
	Enthalpy	7.0 MJ/kg
Condition at nozzle exit	Mach number	6.7
	Static temp.	640 K
	Static pres.	1.9kPa
	Dynamic pres.	62 kPa

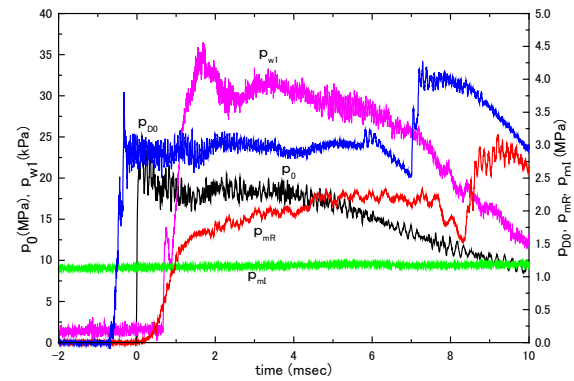
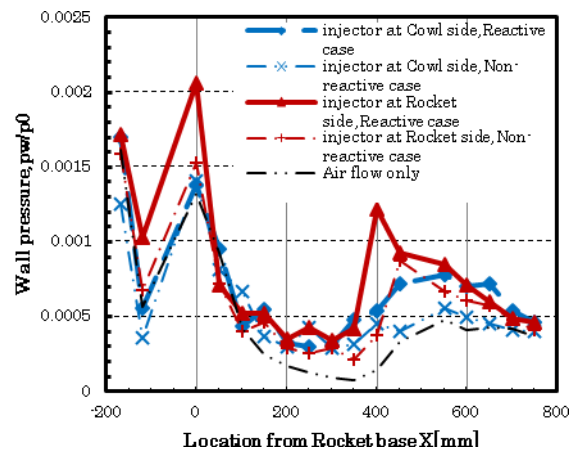
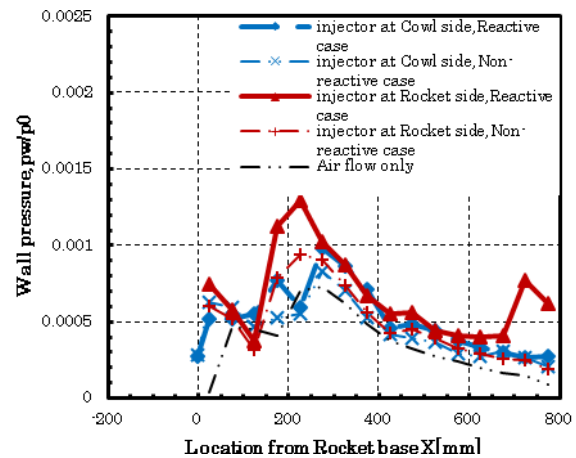


図4 各種圧力の時間履歴



(a) カウル側壁圧



(b) ロケット側壁圧

図5 壁圧分布

り、ラム燃料の燃焼を生じていることが分かる。ロケット側から補助噴射を行うと、反応による圧力上昇が分離部内で観察され、補助噴射燃料が噴射後直ちに燃焼を生じていることが分かる。ロケット側ベース部からの膨張波によって圧力レベルは下るものの、反応可能条件での壁圧が高い状況は継続し、ロケット側壁面では $X=200$ mm より下流で反応による圧力上昇は大きくなっている。この一層の圧力上昇はカウル側壁面には $X=350$ mm 付近で伝わっており、ロケット側壁面近くで生じた圧力上昇が伝播した結果である。一方、カウル側噴射の場合は分離部内で明確な燃焼による圧力上昇は観察されず、カウル側壁面 $X=350$ mm 以降で初めて明確な圧力上昇が観察される。カウル側で明確な圧力上昇を示していることから、補助噴射燃料のみの燃焼と判断出来る。カウル側噴射で補助燃料の燃焼開始に大きな遅れがあるのは、カウル側では噴射位置での境界層が薄く、噴流上流の剥離領域が小さいために点火源[6]として不十分であったためと考えられる。

図6には、ベース面付近のシュリーレン写真を示す。a)はロケット側噴射、b)はカウル側噴射の結果である。カウル側噴射の場合、インレットからの衝撃波と補助噴射により生じた衝撃波は互いに交差していることが確認できる。一方、ロケット側噴射の場合、インレットからの衝撃波と補助噴射により生じた衝撃波が同位置に存在し、重なっていることが分かる。この重なった衝撃波が原因となってより大きな圧力上昇をもたらしたために、ロケット側噴射の方が分離部内での補助燃料の点火に至ったと考えられる。

4. まとめ

ロケット-ラムジェット複合エンジンの供試エンジン模型実験を行い、以下の知見を得た。

- ・ ベース面上流での補助噴射によってエンジン内で流入空気と補助燃料およびロケット排気中余剰水素との反応が開始される。しかし、その燃焼の効果はまだまだ小さい。
- ・ 補助噴射をカウル側で行うよりもロケット側で行うことにより、より大きい燃焼促進効果が得られたが、これは補助噴射位置による点火状態の違いによるものである。

飛行マッハ 11 条件では、燃焼器内に流入する空気とロケット排気はともに高速のため、用いた燃焼器内では混合・燃焼が不十分のまま通過してしまう。今回、燃料の一部を直接燃焼器に噴射することにより、わずかではあるが混合・燃焼が促進された。しかし依然十分な混合・燃焼に至っておらず、今後、長い燃焼器を用いて評価する必要がある。

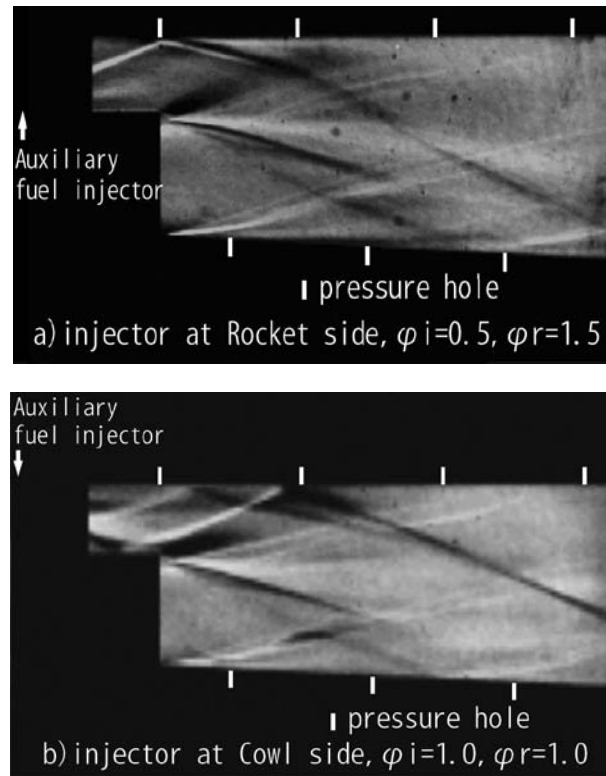


図6 シュリーレン写真

【参考文献】

- [1] Kanda, T. et al.: Conceptual Study of a Rocket-Ramjet Combined-Cycle Engine for an Aerospace Plane, *Journal of Propulsion and Power*, vol.23, no.2, pp301-309, 2007.
- [2] Itoh, K. et al.: Hyper sonic Aerothermodynamic and Scramjet Research Using High Enthalpy Shock Tunnel, *Shock Waves*, Vol.12, pp93-98, 2002.
- [3] 小室智幸 他：高温衝撃風洞における複合エンジンの高速域作動試験，平成 23 年度衝撃波シンポジウム講演論文集，pp101-102, 2012.
- [4] 富岡定毅 他：ロケット-ラムジェット複合エンジン供試体の試作と初期地上静止試験，第 8 回再使用型宇宙輸送系シンポジウム講演論文集，pp.289-294, 2007.
- [5] M. Takahashi, T. Sunami, H. Tanno, T. Komuro, M. Kodera and K. Itoh, 'Performance Characteristics of a Scramjet Engine at Mach 10 to 15 Flight Condition,' AIAA paper 2005-3350, 2005.
- [6] P. W. Huber, C. J. Schchexnayder, Jr., and C. R. McClinton, 'Criteria for self-ignition of supersonic hydrogen-air mixtures,' NASA TP-1457, 1979.