

ロケット ラムジェット複合サイクルエンジンの M8 飛行条件下におけるエンジン燃焼試験

竹腰正雄，小寺正敏，齋藤俊仁，小野文衛，植田修一，平岩徹夫（JAXA）

Key Words: Rocket-Ramjet Combined-Cycle Engine, Mach 8 Flight Condition, Firing test, CFD

1. 目的および背景

宇宙輸送システムに用いるエンジンとして、比推力の向上は、推進薬重量の軽減とペイロードの増加につながるため、重要な課題の一つである。この比推力を向上させる一つの方法として、大気中での飛行時に空気を利用する空気吸い込みエンジンの利用が挙げられる。空気吸い込みエンジンの中でも、極超音速まで作動可能なエンジンとして、ロケットを主推進系としたロケット ラムジェット複合サイクルエンジンがある^[1]。ロケット ラムジェット複合サイクルエンジンは、ロケットエンジン部に空気取り入れ口とその下流の流路拡大部からなるダクトを被せた基本構造をとる。飛行速度の増加に伴い、エンジンの作動状態は異なるが、およそマッハ7以上の超音速域ではスクラムジェットモードと呼び、ロケットエンジンの推力に超音速燃焼によって推力を増強する作動状態となる^[2]。

これまで JAXA ではロケット ラムジェット複合サイクルエンジンを試作し、JAXA 角田宇宙センターにあるラムジェットエンジン試験設備において、マッハ0, 4, 6の飛行条件において地上燃焼試験を実施し、エンジン性能を取得してきた^[3,4,5]。

本研究では、このエンジンを用いてマッハ8飛行条件において、ロケットの出力および二次燃料噴射量を変化させた場合についてのエンジン性能を取得したので報告する。また、理論的な計算による性能予測、およびCFDによるエンジンの性能予測との比較を行ったので報告する。

2. 実験方法

2-1 ラムジェットエンジン試験設備^[6]

マッハ8飛行条件を模擬するための設備として、JAXA 角田宇宙センターにあるラムジェットエンジン試験設備を用いた。この設備は、ブローダウン方式の燃焼風洞であり、蓄熱式加熱器とガス水素・ガス酸素による燃焼加熱器を用いて、510×510mmのサイズの設備ノズルから、気流総温2600K、気流総圧10MPa、出口マッハ数6.73の空気流をエンジンに

与えることができる。エンジン試験における環境圧力は、テストチャンバー下流に接続された高空燃焼試験設備により、1kPa程度まで低下させることができる。表1に公称の気流条件を示す。

エンジン燃焼試験においては、PSI計測システムを用いた壁面静圧計測、熱電対による壁温計測、ガードン式熱流束計を用いたダクト壁面の熱流束計測、ロードセルを用いた推力の計測等を行った。

2-2 供試エンジン

図1に実験に用いたロケット-ラムジェット複合サイクルエンジンの概略図を示す。インレットは高さ高さ200mm、幅180mmである。リーディングエッジの先端の幅は220mmである。また、高さ方向に5.4°と14°の2段のランプがあり、流入する空気は、最終的に高さ50mm、幅180mmに圧縮される。カウルには、ドループカウルが用いられており、その下流に、長さ250mmの分離部が設けられている。分離部下流には、高さ80mmのステップが設けられており、スロート直径20mm、ノズル出口の直径70mmのロケット燃焼器2基が設置されている。その下流の天板は、ロケットのノズル出口から一定の開き角で、エンジンの最下端から300mmの位置まで拡大している。最下流には、平行な壁に囲まれた定断面ダクトが設置されている。

ロケットの推進剤には、ガス水素とガス酸素が用

表1 M8飛行条件における気流条件

Mach number	6.73 ± 0.2
Velocity, m/s	2549
Static pressure, kPa	1.55
Static temperature, K	330
Density, kg/m ³	0.0147
Stag. Pressure, MPa	10.0
Stag. Temperature, K	2600
O ₂ mass fraction	0.25578
H ₂ O mass fraction	0.19301
N ₂ mass fraction	0.55121

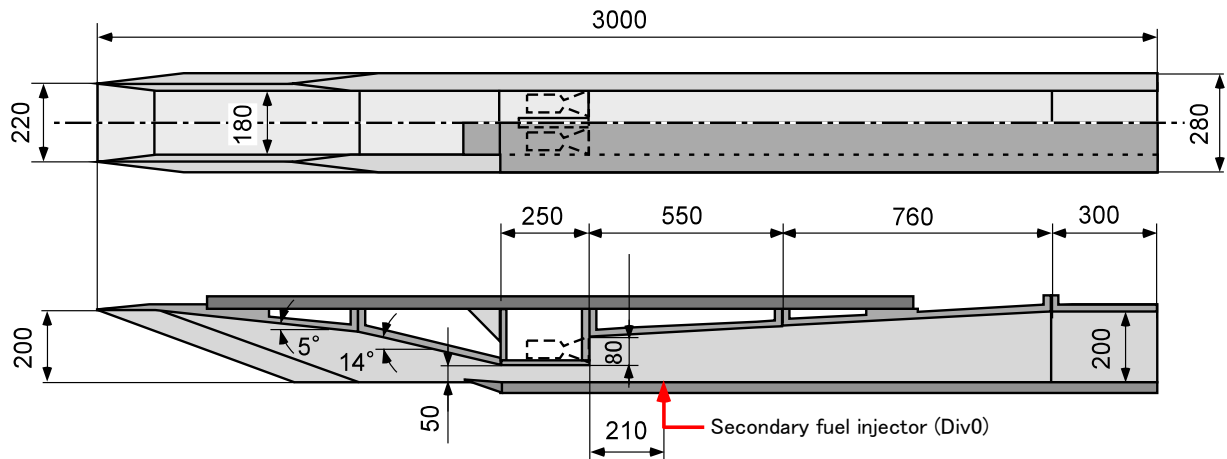


図1 ロケット - ラムジェット複合サイクルエンジンの概略図

表2 試験条件

Rocket Pc, MPa	Rocket O/F	Residual H ₂ mass (rocket), g/s	2nd fuel from Div0, g/s	Equivalence ratio
2.73	5.4	40	11, 15, 21, 26	1.1-1.7
2.77	6.2	28	10, 14, 22, 42	0.8-2.0
2.77	7.3	9.4	26, 31, 40, 49	0.2-1.6
0.63	5.4	9.3	22, 41, 53	0.26-1.7

いられている。また、吸い込んだ空気を利用するための二次燃料にもガス水素が用いられている。二次燃料噴射口は、ロケットノズルから下流側 210 mm の位置のカウル側に、2.0 mm の噴射口が 5 個設けられている。なお、この噴射口を Div0 と呼ぶこととする。

2 - 3 試験条件

表 1 に示される気流条件の下、内蔵ロケットの燃焼圧を $P_c = 0.6$ MPa, 2.7 MPa、水素と酸素の混合比を $O/F = 5.4, 6.2, 7.3$ と変化させた。また、ロケットから排出される未燃の水素と Div0 から噴射される二次燃料の合計は、エンジンに流入する空気に含まれる酸素との当量比として $= 0.2 \sim 2.0$ の間で変化させた。表 2 に試験条件をまとめる。

2 - 4 CFD による計算方法^[7]

CFD 計算には、これまでスクラムジェットエンジン内の燃焼流解析に用いてきた非構造格子法に基づく燃焼 RANS コードを使用した。乱流モデルには Menter の $k-\omega$ SST 二方程式モデルを、反応モデルには Stahl-Warnatz の 9 化学種 17 反応モデルを採用した。計算領域は、エンジンの対称面に鏡面境界条件を適用し、エンジン内部の片側半分のみとした。流入条件は表 1 の値を主流値としてインレット入口に与え、

加えて測定値から速度分布が $1/9$ 乗則に従う 99 % 厚さ 87 mm の境界層を天板側に与えた。壁面にはすべり無し条件を与え、300 K の等温壁とした。一方でロケット内部については三次元計算を行わず、ノズル出口条件は準一次元化学平衡計算コード CEA を用いて求めた。ここでロケット燃焼器圧力は 0.6、2.5 MPa を検討した。また反応物温度は 273K とし、水素・酸素の混合比 O/F はロケット排気流の未燃水素流量と二次噴射の水素流量の合計が捕獲空気の酸素流量に対して当量比 1 となるように設定した。なお、CFD における空気捕獲率は 70 % であった。格子について、壁面垂直方向の最小格子幅は 5 μm 、総格子点数は約 500 万点である。

3 . 実験結果

3 - 1 エンジン単体の有効比推力に及ぼすロケット排気質量と流入空気質量比の影響

通常、有効比推力は、機体抵抗を含めたエンジン性能として表わされるが、苅田ら^[1]によりエンジン単体の理論的な有効比推力が求められており、ラムジェットモードにおいては、 m_r/m_a が小さい方が、有効比推力が高くなり、スクラムジェットモードにおいては、 m_r/m_a が大きい方が、有効比推力が高くなる

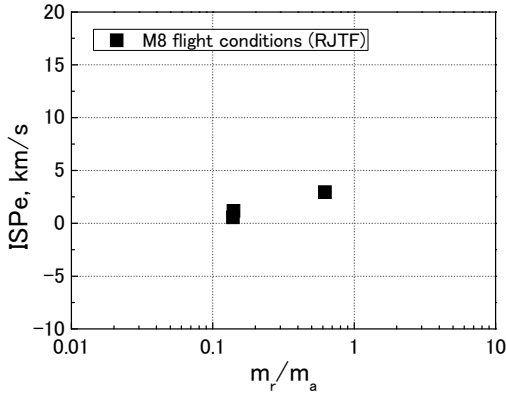


図2 エンジン単体の有効比推力に及ぼすロケット排気質量と流入空気質量比の影響

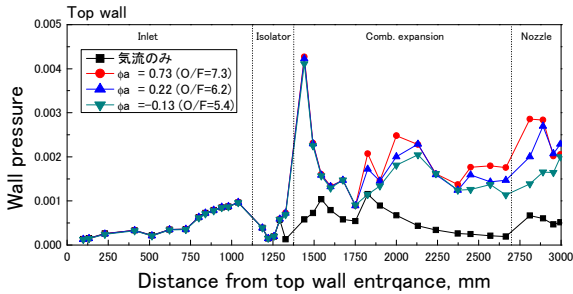


図3 圧力分布に及ぼすロケットの混合比 O/F の影響

ことが示されている。マッハ8飛行条件においては、ロケット排気質量(m_r)と流入空気質量(m_a)の比に関わらず、エンジン有効比推力は約5 km/sと算出されている。図2に本エンジン試験において得られたエンジン単体の有効比推力を示す。

本実験においては、 m_r/m_a が0.61において、エンジンの有効比推力は3 km/sとなった。 m_r/m_a が小さい場合にエンジンの有効比推力が小さくなったことから、エンジンの燃焼効率、気流と壁との摩擦損失等の損失により、理想的な推力に比べて、実験で得られた推力が小さかったことが考えられる。本実験においては、ガスサンプリングによる混合効率や燃焼効率の取得を行っていないため、燃焼効率等の考察は、後述のCFD計算結果により検討することにする。

3-2 実験結果とCFDによるエンジン性能予測の比較

3-2-1 エンジン性能に及ぼすロケットO/Fの影響

空気に対する全体当量比が1で、Div0からの二次燃料水素の当量比に占める割合を α と定義する。

図3にロケットの混合比をO/F=5.4、6.2、7.3と

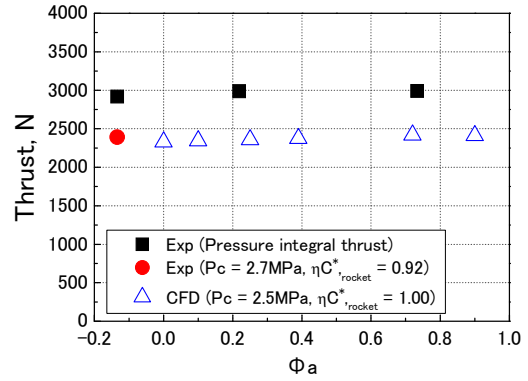


図4 推力に及ぼす α の影響

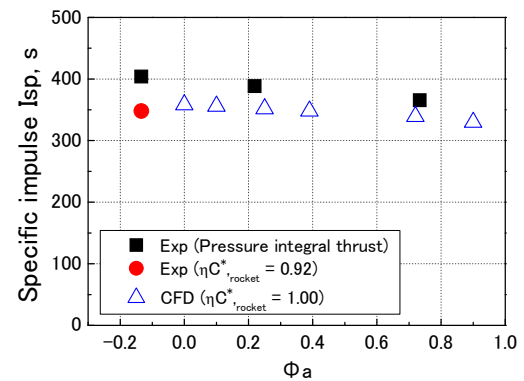


図5 比推力に及ぼす α の影響

し、二次燃料により当量比が1に最も近くなった条件でのエンジン内の圧力分布を示す。図3からわかるように、ロケットのO/Fが高い時、つまり α が大きくなるほど、エンジン内の圧力が高くなっていることがわかる。つまりロケットのO/Fが高い時の方が、推力が大きくなることがわかる。

図4に、本実験で得られた推力に及ぼす α の影響を示す。また、図5に比推力に及ぼす α の影響を示す。実験においてロードセルにおいて得られた推力値と比推力値については、1点のみであったため、参考として、エンジン壁の静圧分布から求められる圧力推力を α について示している。圧力推力値は、摩擦による推力の損失などを含まないため、実際の推力よりも数値が大きく表わされる。図4と図5からわかるようにロケットのO/Fが高いほど、推力は高くなるが、比推力は低くなっていることがわかる。これは、ロケットのO/Fが高いほど、ロケットから噴射される酸素流量が多く、ロケットから排出される質量流量が大きくなり、結果として推力は高くなるが、推進薬重量が大きくなるため、比推力が小さくなったと考えられる。図4および図5に

は CFD によって求められた推力と比推力に及ぼす a の影響を重ねて示した。実験においては、 $P_c = 2.7$ MPa、ロケットの C^* 効率は $\eta C^* = 92\%$ であったが、事前に行った CFD 計算については、 $P_c = 2.5$ MPa、ロケットの C^* 効率は 100% として計算している。図 4 において、実験と CFD におけるロケットの燃焼圧が異なることもあり正確な比較は難しいが、上記の条件の違いを考えれば CFD による計算は実験結果を良く予測していると言える。また、 a が増加すると、推力が増加する傾向も、同じく良く予測していることがわかる。

一方で、図 5 における比推力の実験結果は、 a の増加とともに減少したが、CFD の計算結果は、その傾向も良く予測している。実験結果よりも CFD の計算結果が高く出ているが、これは、実験におけるロケットの C^* 効率が $\eta C^* = 0.92$ と低かったためであり、これを単純に $\eta C^* = 1.00$ と仮定すれば、 $a = -0.13$ における比推力は約 370 秒と計算でき、CFD の計算結果の外挿ラインに一致することから、比推力の値も良く予測できていると言える。

3 - 2 - 2 エンジン性能に及ぼすロケット燃焼圧の影響

図 6 にロケットの燃焼圧を変化させた場合のエンジン内の壁圧分布を示す。ロケットの作動条件は、 $P_c = 2.7$ MPa、 $O/F = 7.3$ と、 $P_c = 0.6$ MPa、 $O/F = 5.4$ の 2 種類を比較している。ロケットからの未燃水素量はそれぞれ 9.4g/s 、 9.4g/s であり、ロケットの余剰水素と二次燃料の噴射の合計の当量比は $a = 0.87\sim 0.88$ である。図 6 より、ロケットの燃焼圧が高い方が、エンジン内の圧力が高く、推力が大きいこと読み取れる。

図 7 に、エンジン推力に及ぼす内蔵ロケットの燃焼圧の影響を示す。図 7 において $P_c = 0$ MPa の推力の実験結果は、ロケットを作動させずに、DiV0 より燃料を 40g/s 噴射させた場合の推力である。当量比は $\phi = 1.1$ である。また、ロケットの作動条件は、 $P_c = 2.7$ MPa、 $O/F = 5.4$ と、 $P_c = 0.6$ MPa、 $O/F = 5.4$ の条件であり、 $\eta C^* = 0.92$ である。

図 7 には CFD 計算において得られた結果を重ねてプロットした。ただし、CFD の計算においては、ロケットの燃焼圧は $P_c = 0.6, 1.5, 3.0, 5.0$ MPa、混合比は $O/F = 7$ の条件である。図 7 において、CFD の結果が実験結果より約 100N 大きくなっている。これは、図 4 の結果からわかるように、 a が大きいほど、つまりロケットの O/F が大きいほど、推力値は大きくなるが、 $a = 0$ ($O/F = 5.6$) に対して $a =$

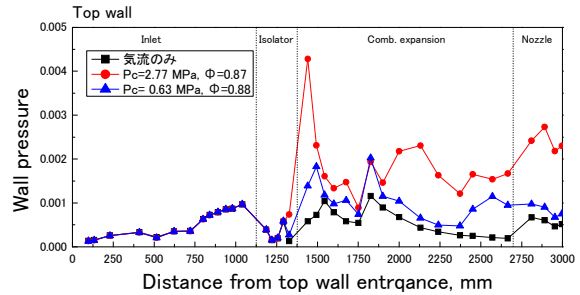


図 6 圧力分布に及ぼすロケット燃焼圧の影響

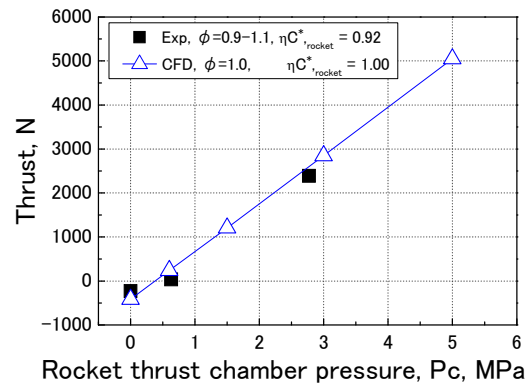


図 7 推力に及ぼすロケット燃焼圧の影響

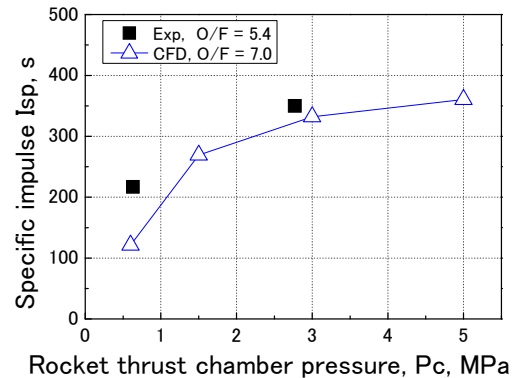


図 8 比推力に及ぼすロケット燃焼圧の影響

0.72 ($O/F = 7$) の方が、推力が約 100N 大きくなっている。これと同様に、図 7 においては、CFD 計算の条件が $O/F = 7$ と混合比が高いため、推力の予測値が実験値より高くなっていると考えられる。これらのことを考慮すれば、CFD の結果が、実験結果をよく予測していると考えられる。

図 8 にエンジン比推力に及ぼす燃焼圧の影響を示す。図 7 と同様に、CFD の計算結果を重ねてプロットした。ロケットの燃焼圧が高いほど、比推力も高くなることが分かる。実験結果より、CFD の予測値

の方が低くなっている。これは、図5の結果に見られるように、 a が小さいほど、つまりロケットの O/F が小さいほど比推力は大きくなるが、ロケットの燃焼圧 $P_c = 2.5$ MPa の条件においては、 $a = 0$ ($O/F = 5.6$) での比推力が、 $a = 0.72$ ($O/F = 7$) での比推力に対して 20~30 秒程度大きくなっており、実験でのロケットの混合比は $O/F = 5.4$ であったのに対して、CFD での計算条件は $O/F = 7$ の条件であったため、その分、比推力が低くなったと考えられる。これらのことを考慮すれば、CFD の結果が、実験結果をよく予測できていると考えられる。

4. 考察 CFD による燃焼効率および壁面摩擦力の解析

本実験においては、ガスサンプリングによる燃焼効率の取得を試みたが、試験期間中のガスサンプリングによる混合効率と燃焼効率の取得に至らなかったため、CFD 解析によって得られた燃焼効率を参考とした^[7]。図9に $P_c = 2.5$ MPa の場合の燃焼効率に及ぼすエンジンの位置と a の影響を示す。 a が 0.72 で燃焼効率が最大になるが、その値は最大 83% となった。

図10に CFD 解析によって求められたラムジェットエンジンダクトと燃焼ガスの摩擦力を示す。摩擦力は推力に対して反対方向に働き、 $P_c = 2.5$ MPa において約 -400 N と計算され、エンジンの発生する推力の 15~20% 程度に達することがわかる。また、ロケットの燃焼圧が高くなると、摩擦力は増加する傾向にある。

本実験で取得されたエンジンの比推力が 300~350 秒程度であり、水素・酸素のロケットの比推力と比べてもスクラムジェットモードの空気利用の利点がほとんど得られなかったが、この原因としては、

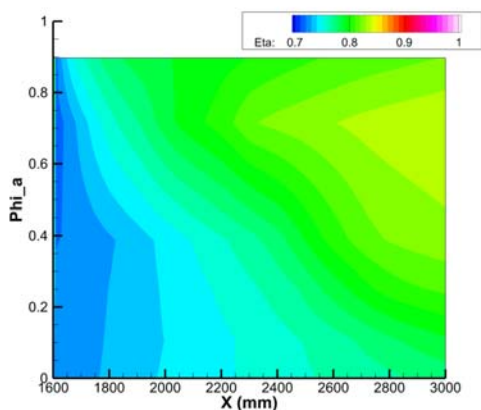


図9 燃焼効率に及ぼす a の影響

上述のようなエンジン壁と燃焼ガスとの摩擦損失や、混合効率を含む燃焼効率の影響等が考えられ、今後、燃焼効率の改善や、摩擦損失の低減等の改良が必要と考えられる。

5. まとめ

本研究では、ロケット - ラムジェット複合サイクルエンジンを用い、マッハ 8 飛行条件において、ロケットの出力および二次燃料噴射量を変化させた場合のエンジン性能を取得した結果を報告し、理論性能との比較、および、CFD によるエンジンの性能予測との比較を行った。この結果、CFD による計算においては、実験結果を良く予測できることがわかった。

参考文献

- [1] 苅田丈士, 谷香一郎, 工藤賢司, 宇宙機用ロケット ラムジェット複合サイクルエンジンの概念検討, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JAXA-RR-06-022.
- [2] 苅田丈士, ロケット複合エンジンに関する空力技術, 日本航空宇宙学会誌, 第 60 巻, 第 6 号, (2012) 236-241.
- [3] Tomioka, S., Takegoshi, M., Kudo, K., Kato, K., Hasegawa, S. and Kobayashi, K., "Performance of a Rocket-Ramjet Combined-Cycle Engine Model in Ejector Mode Operation," AIAA Paper 2008-2618, 2008.
- [4] Tani, K., Izumikawa, M., Saito, T., Ono, F. and Murakami, A., "Ram and Ejector-Jet Mode Experiments of the Combined Cycle Engine in Mach 4 Flight Conditions," AIAA Paper 2008-103, 2008.

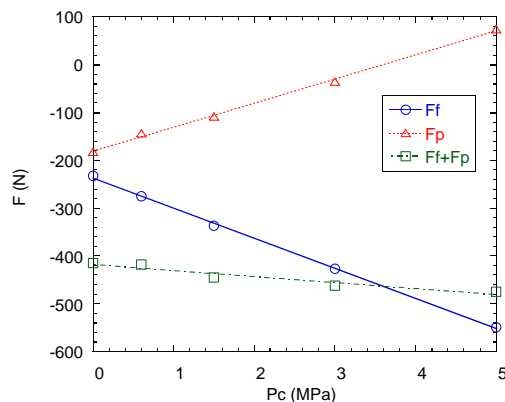


図10 摩擦力の計算結果 (F_f : ラムダクトに発生する摩擦力, F_p : ラムダクトが発生する推力)

- [5] Kato, K., Hasegawa, S., Hiraiwa, T., Ono, F. and Takegoshi, M., "Ramjet Mode Experiments of a Rocket-Ramjet Combined-Cycle Engine in Mach 6 Flight Conditions," Proc. of Asian Joint Conference on Propulsion and Power 2010, 2010.
- [6] ラムジェットエンジン試験設備、航空宇宙技術研究所報告、TR-1347.
- [7] Kodera, M., Tomioka, S., Ueda, S. and Tani, K., "Numerical Analysis of Scramjet Mode Operation of a RBCC Engine," AIAA Paper 2012-5927, 2012.