

複合エンジン燃焼器におけるスクラムジェットモード試験

Experimental study of combined cycle engine in scramjet-mode

総合技術研究本部 複合推進研究グループ

加藤周徳、荻田丈士、富岡定毅、小林完、工藤賢司、村上淳郎

Institute of Space Technology and Aeronautics, Combined Propulsion Research Group

Kanenori Kato, Takeshi Kanda, Sadatake Tomioka, Kan Kobayashi, Kenji Kudo, and

Atsuo Murakami

Abstract

A rocket based combined cycle engine combustor was tested in scramjet-mode. The combustor model has two rockets in the combustor section. These rockets were used not only for thrust production, but also for fuel supply. The test facility consisted of an air supply section, a combustor section, a straight duct section, and a divergent duct section. Total pressure of the supplied air was 1 MPa, and the total temperature of the air was 2400 K. In the tests, length of the straight duct section was changed to investigate its effects on the combustor performance. Two combustion patterns were observed for different lengths of straight duct. Pitot pressure and gas sampling were measured on the exit plane of the combustor model. Better combustion conditions were attained in the case of a longer duct.

1. はじめに

「高性能再使用システム実現のための先行研究」の「複合サイクルエンジン要素研究およびシステム研究」の一環として、複合推進研究グループでは、ロケットベースの複合サイクルエンジン^{1,2}の研究を進めている。このエンジンは、一つのエンジンでイジェクタモード、ラムジェットモード、スクラムジェットモード、ロケットモードと、空気の状態及び飛行速度によって作動モードを変える。本研究では、スクラムジェットモードでの作動を対象とし、燃焼状態に大いに影響を及ぼすと思われるロケット下流のストレートダクトの長さを変えてその長さの効果を実験により検証した。

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) スクラムジェットモードでの作動についての検討

スクラムジェットモードでは、燃料供給器形状が従来のスクラムジェットと異なり燃焼器内にロケットがあり、かつ気流と平行に燃料を供給するために作動確認が必要である。

(2) ロケット下流のストレートダクトの影響の検討

スクラムジェットモードでは、燃焼器長さのわずかな違いで燃焼状態が大きく変わる。エンジン下流のストレートダクトの長さを変えてその必要な長さを調べた。

3. 成果の概要

(1) スクラムジェットモードでの作動についての検討

試験装置及び燃焼器モデルを Figure 1 に示す。

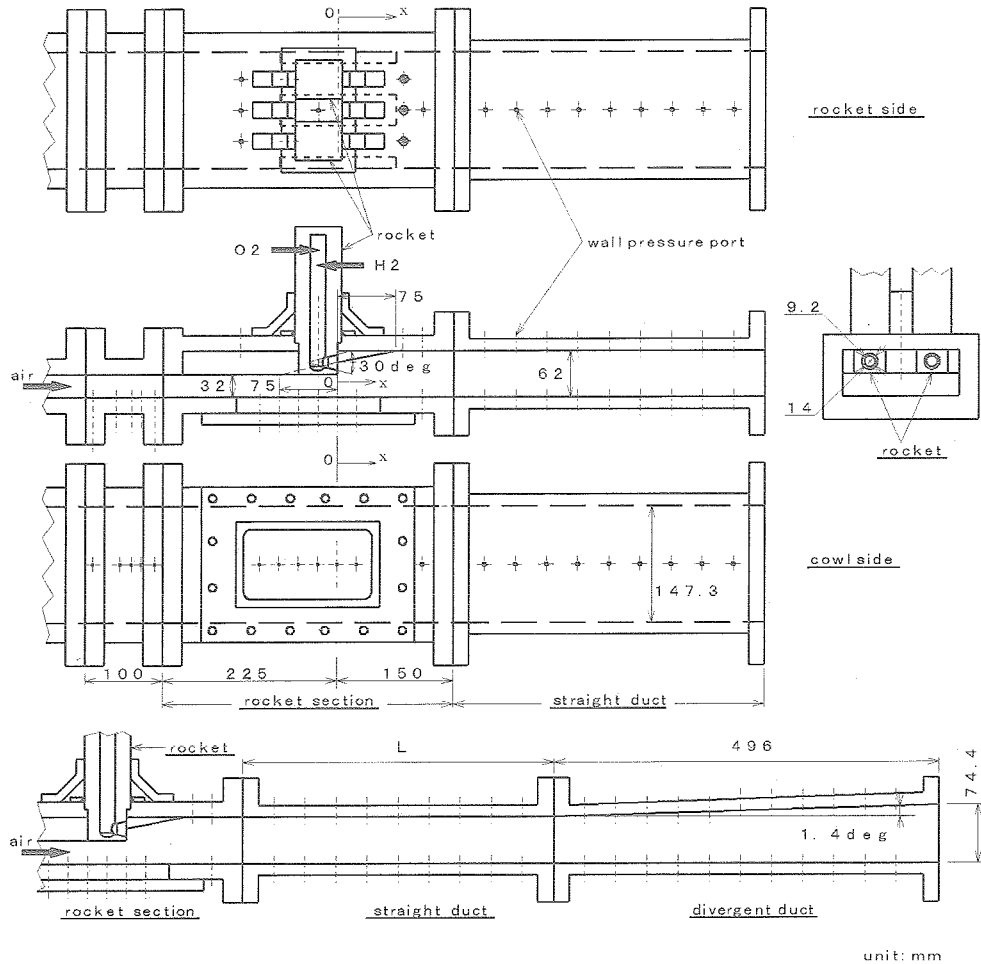


Figure 1. Schematic illustration of the wind tunnel and combustor model

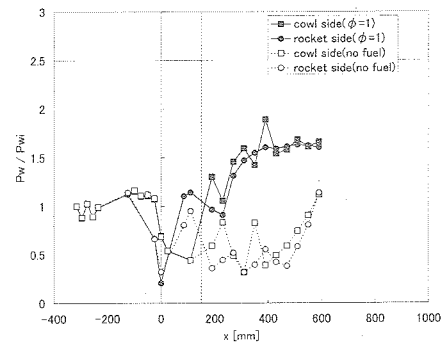
複合エンジンモデルは、風洞設備に直結されている。燃焼加熱器により生成されたマッハ 2.4 の気流が、分離部を經由して燃焼器部に流入する。燃焼器入り口断面は、幅 32mm、高さ 147.3mm であり、燃焼器部には二つのロケットが搭載されている。ロケットの推進剤は水素と酸素で、本試験において流量比(O/F)は 0.5 で固定している。これらのロケットの燃焼室圧から求めた C*効率 は 0.95 で、燃焼効率は 0.88 である。

燃焼器部下流には、定断面ダクトが続く。燃焼器部にはロケット出口から 150mm の定断面面積部が存在するが、長さ 160mm、240mm、320mm、400mm のダクトをさらに下流に

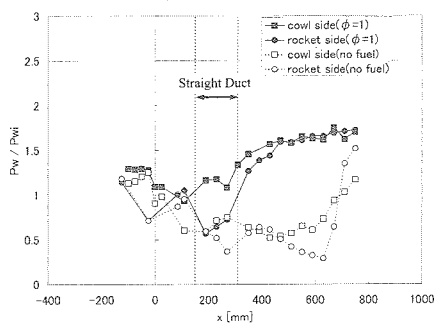
取り付けて必要な長さを調べる実験を行った。この定断面積部は、幅 62mm、高さ 147.3mm である。定断面積部の下流には、片拡大ダクトが続く。これは、ロケット側が 1.4° の開き角を持つ、496mm のダクトである。片拡大部出口面は幅 74.4mm、高さ 147.3mm である。

燃焼加熱器では、水素、酸素、空気により高エンタルピの気流が生成され、その総圧は $1.05 \pm 0.05 \text{MPa}$ 、総温は $2400 \pm 50 \text{K}$ となる。

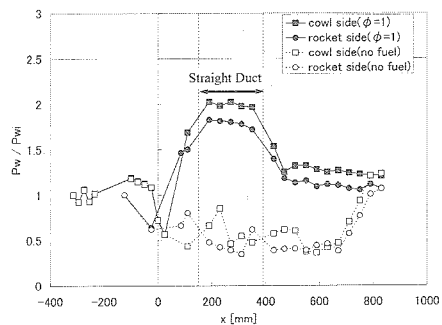
燃焼器モデルの両側壁には圧力計測用の圧力取り出し口が高さ方向中心線上にもうけられており、SCANIVALVE®にて 50msec のサンプリング間隔で計測される。また、燃焼器出口、定断面積部出口、片拡大部出口では各 60 箇所においてピトーレークによりピトー圧測定とガスサンプリングが行われる。サンプルされたガスは、ガス分析器で成分が解析される。実験により得られた壁圧分布を Figures 2 に示す。定断面積ダクトの入口と出口位置を破線により示す。



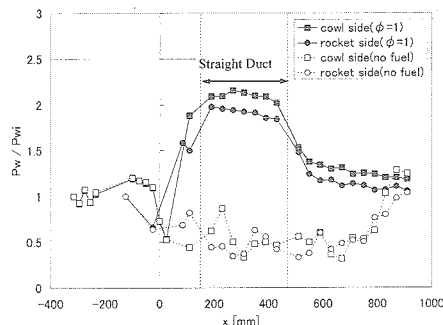
(a) Wall pressure distribution with 0 mm ($L/W=2.6$) straight duct



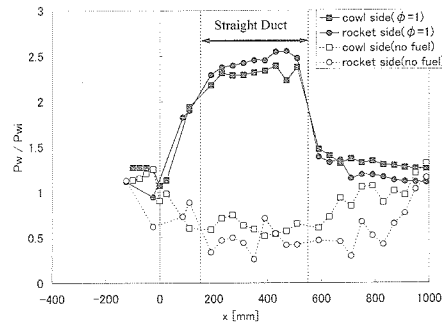
(b) Wall pressure distribution with 160 mm ($L/W=5.0$) straight duct



(c) Wall pressure distribution with 240 mm ($L/W=6.3$) straight duct



(d) Wall pressure distribution with 320 mm ($L/W=7.6$) straight duct



(e) Wall pressure distribution with 400 mm ($L/W=8.9$) straight duct

Figures 2. Wall pressure distributions with four kinds of straight duct conditions

壁圧は、燃焼器入口圧で無次元化されており、 x 軸の原点はロケットノズルの出口にとった。すべての場合において、燃料の当量比は 1.0 である。これらの図から、以下のことがわかる。

- 大きく分けると、0mm(定断面ダクトなし)、160mm ダクトの場合と、240mm、320mm、400mm の二つの圧力パターンに分けられる。
- 0mm、160mm ダクトの場合、壁圧は片拡大ダクト内で上昇しており、これが推力を発生させている。すなわち、燃焼は主に下流の片拡大ダクト内で進行していると言える。
- それ以外の長い定断面ダクトの場合、壁圧は定断面積部で上昇しており、この値は 0mm、160mm ダクトの場合の最高圧より高い値になっている。この部分の圧力上昇は推力発生には寄与しないが、この圧力上昇によりロケット部ベース圧及び片拡大部上流部圧が高い値をとるようになるので、これが推力発生に寄与している。

以上のように、ロケット部下流の定断面積部の長さが変わることにより、燃焼の進行の具合および推力発生メカニズムは変化するが、いずれの場合でもロケットベースの複合サイクルエンジンにおいてスクラムジェットモードで良好な作動を確認できた。

(2) ロケット下流のストレートダクトの影響の検討

次に、ピトー圧測定及びガスサンプリングの結果から、ロケット下流の定断面積部が燃焼に及ぼす影響及び、推力性能について比較検討する。Figure3-1~4 に、片拡大部出口での燃焼状態の様子を示す。図中の破線は、ロケット出口位置を示している。

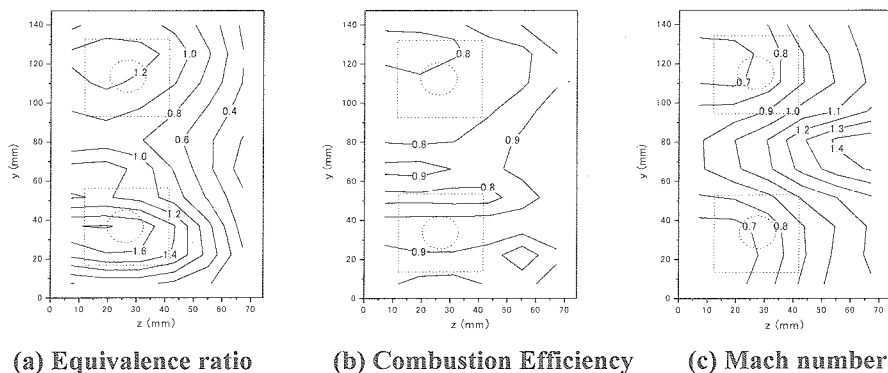


Figure 3-1. Combustion conditions for 160mm duct condition

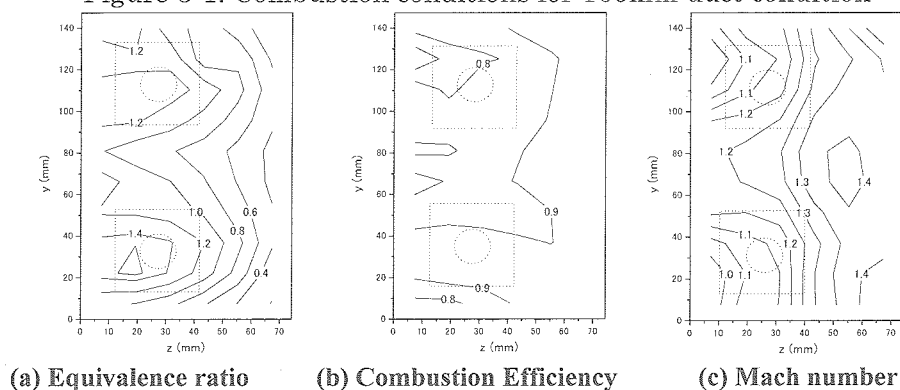


Figure 3-2. Combustion conditions for 240mm duct condition

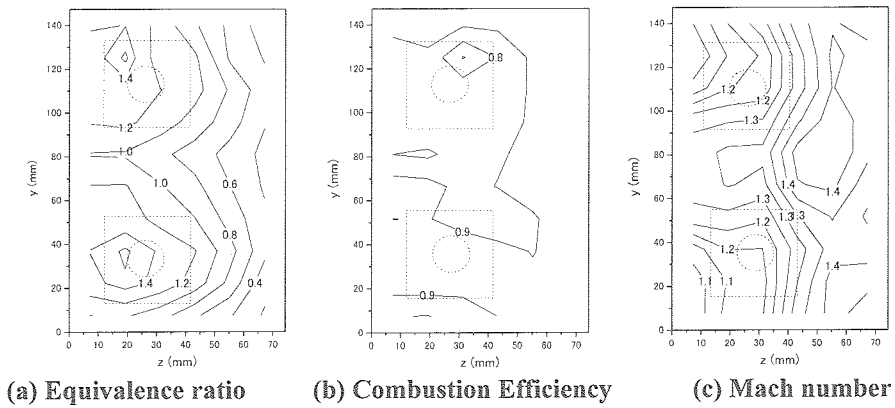


Figure 3-3. Combustion conditions for 320mm duct condition

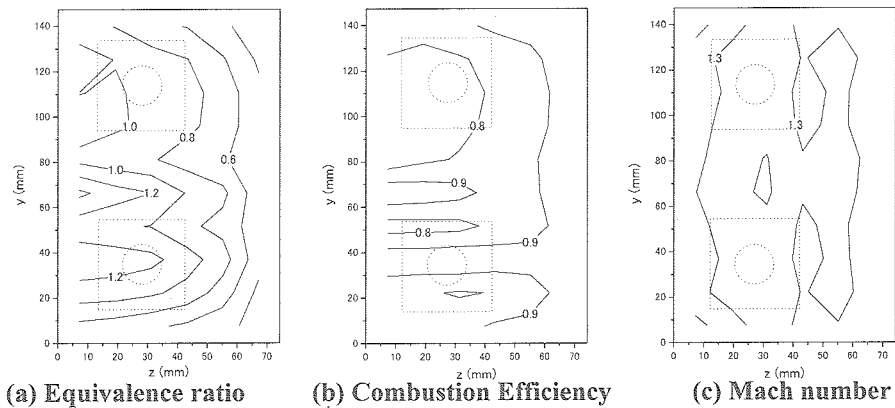


Figure 3-4. Combustion conditions for 400mm duct condition

すべてのダクト長の場合に当てはまるのが、局所当量比がロケット下流側で大きな値をとっていること。局所燃焼効率が0.8から0.9と高い値を示していることから良好な燃焼といえる。

240mm、320mm、400mm ダクトの場合、出口マッハ数は1を越えており、Figures2の壁圧分布及び定断面ダクト出口でのピトー圧測定及びガスサンプリングの結果と併せて考えると、燃焼ガスは定断面ダクト出口でチョークして、その下流の片拡大ダクトで加速され超音速になっていると言える。

Table1に、ピトー圧測定及びガス分析結果から得られた燃焼ガスに関する数値を示す。

Table 1. Combustion gas properties

ダクト長	拡大部出口			平行ダクト出口	
	燃焼効率	マッハ数	インパルスファンクション	燃焼効率	マッハ数
0 mm	0.66	0.90	2217[N]	—	—
160 mm	0.74	0.99	2548[N]	—	—
240 mm	0.78	1.25	2654[N]	0.65	0.93
320 mm	0.79	1.30	2693[N]	0.68	0.99
400 mm	0.82	1.30	2693[N]	0.74	0.79

160mm ダクト出口で試料採取を試みたところプローブの影響で燃焼状態が変化した。したがってダクト長さ 160mm 以下ではダクト出口での試料採取を行っていない。Table1 から以下のことがわかる。

- ・ 燃焼効率の平均値は定断面ダクトが長くなるにつれ向上する。これは、定断面ダクト出口でも片拡大ダクト出口でも言えることで、このことは、燃焼がロケット直下流の定断面面積部で主に進行しており、その長さが影響を及ぼしていることを示している。
- ・ インパルスファンクションも、定断面ダクトが長くなるにつれ向上するが、320mm ダクトと 400mm ダクトでは違いがみられなかった。

これらのことから、良好な燃焼状態を得るためには $L/W > 7.5$ が必要であるといえる。

Figure 4 に、局所当量比と局所燃焼効率との関係を示す。すべての場合において、局所燃焼効率が量論混合比である局所当量比 1 の近辺で低い値をとっており、これは拡大部出口では燃焼が混合律速であるということを示している³。

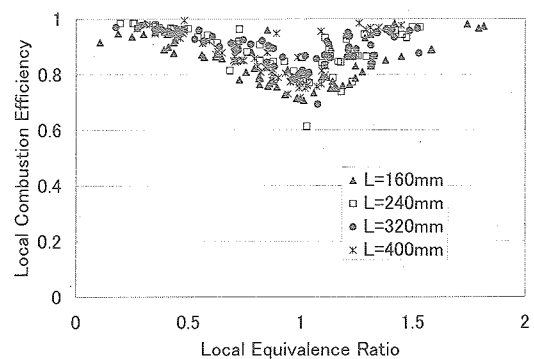


Figure 4. correlation between local equivalence ratio and combustion efficiency

4. まとめ

複合サイクルエンジン燃焼器において、スクラムジェットモードでの作動を確認した。その結果、ロケット部下流の定断面ダクトの長さによ

って燃焼状態が変化することがわかり、ピトー圧測定及びガス分析により燃焼状態の解析を行った。その結果、拡大部出口では燃焼は混合律速であることがわかった。また、ロケット近傍で圧力上昇を得るためには $L/W > 7.5$ の定断面ダクトが必要であることを示した。今後の課題は、スクラムジェットモード以外の作動モードについても燃焼試験を通して作動確認及び燃焼状態の解析を行い、必要な燃焼器長さ等の設計に必要なデータを蓄積することである。

[参考文献]

¹Hueter, U., and McClinton, C. R., "NASA's Advanced Space Transportation Hypersonic Program," AIAA Paper 2002-5175, Sop. 2002.

²Escher, W. J. D., "A U.S. History of Airbreathing/Rocket Combined-Cycle (RBCC) Propulsion for Powering Future Aerospace Transports, with a Look ahead to the Year 2020," 14th International Symposium on Air Breathing Engines Paper, ISABE 99-7028, Sop. 1999.

³Mitani, T., Chinzei, N., and Kanda, T., "Reaction and Mixing-Controlled Combustion in Scramjet Engines," *Journal of Propulsion and Power*, Vol.17, No. 2, 1991, pp.308-314.