

複合エンジン用エジェクターロケットの研究開発

Research and Development of Ejector Rocket for Combined Cycle Engine

- 複合エンジン組み込み用二連装ロケット燃焼器の設計・製作 -
- Design and Production of Clustered Rocket Chamber for Combined Cycle Engine -

総合技術研究本部 複合推進研究グループ

Combined Propulsion Research Group, Institute of Aerospace Technology

竹腰正雄*, 富岡定毅**, 植田修一*, 齋藤俊仁*, 泉川宗男**

* エンジン構造・材料セクション

** エンジン燃焼・制御セクション

Masao Takegoshi*, Sadatake Tomioka**, Shuichi Ueda*, Toshihito Saito*, and Muneo Izumikawa**

* Structure and Material Section

** Combustion and Control Section

Abstract: A gaseous hydrogen / gaseous oxygen rocket chamber was designed to fit in a rocket-ramjet combined cycle engine model, and its performance was evaluated experimentally. Such a rocket chamber is required to operate in a very wide operation range in terms of chamber pressure (P_c) and mixture ratio (O/F). For stable operation, the injector has a choking point and a diffuser in the downstream portion. The design point of the injector is $P_c = 5.0$ MPa, O/F = 7 when the supplying pressure of fuel and oxidizer is 7 MPa. The stable operation and 0.91 of the C* efficiency was attained in the ejector-jet/rocket mode operation at O/F = 6.5 - 7.5 and $P_c = 3 - 5$ MPa. A stable operation and 0.93 of the C* efficiency was attained in the ramjet mode operation at O/F = 4.5 - 7 and $P_c = 0.6$ MPa. The number of oxygen injectors used was variable, and stable operation was attained by supplying oxygen from two, three and four of eight injectors in the scramjet mode operation. The C* efficiency was 0.94 with four oxygen injector elements at O/F = 0.89, and 0.92 with three oxygen injector elements at O/F = 0.49. No thermal damage was observed in the all operating mode with a flush face injector. Since it was confirmed that the rocket chamber and the injector was able to be operated with stability in the all operating mode, a clustered rocket chamber to embed to the combined cycle engine was fabricated in FY2005.

1. はじめに

JAXA 総合技術研究本部 複合推進研究グループでは全長3mのロケット-ラムジェット複合エンジン模型を製作し、ラムジェット試験設備において静止大気圧状態、マッハ4、マッハ6、マッハ8飛行条件における風洞燃焼試験を行うことを計画している。

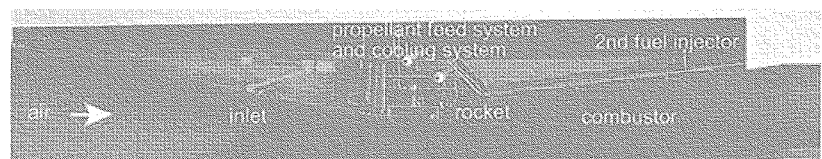


Figure 1 Conceptual model of rocket-ramjet combined-cycle engine

図1にロケット-ラムジェット複合エンジンの概念図を示す。複合エンジンは静止状態から地球周回軌道速度までを一つのエンジンで効率的に実現するためのエンジンの一つとして考えられている[1]。静止時はロケットを主たる推力源とし、エジェクタ効果により吸い込まれる空気と燃料との反応により発生する推力を合わせて離陸および加速する（エジェクタジェットモード）。超音速まで加速すると、複合エンジンはラムジェットエンジンとして作動する。この時、ロケットは燃焼圧を下げて点火器として使用される（ラムジェットモード）。さらに加速すると、複合エンジンはスクラムジェットエンジンとして作動する。この時、ロケットからは燃料供給を兼ね、燃料過濃の燃焼ガスを噴射することにより、超音速燃焼を促進させる（スクラムジェットモード）。ラムジェットモードおよびスクラムジェットモードでは、ロケットのみの場合より比推力が高くなる。さらに加速する場合は、ロケットの燃焼圧を上昇させることにより、最終的には宇宙軌道まで飛行することを可能にする（ロケットモード）。

以上の運転モードを実現するためにロケットエンジンには、燃焼室圧 $P_c = 0.6$ MPa, O/F = 6.0（ラムジェットモード）、 $P_c = 0.6$ MPa, O/F = 0.5（スクラムジェットモードにおいて最も混合比が低い作動条件）、 $P_c = 5.0$ MPa, O/F = 7.0（エジェクタジェットモード・ロケットモード）という、幅広い燃焼室圧 (P_c) および燃料/酸化剤の混合比 (O/F) において、安定した作動が求められる。

本研究では、全長 3 m のロケットーラムジェット複合エンジン模型に組み込むためのロケットエンジンについて、上述の幅広い作動条件において、安定した作動を実現できる複合エンジン組み込み用のロケットエンジンを設計・製作することが目的である。本年度は、16 年度までの結果を踏まえて設計変更および燃焼試験を行い、最終的に複合エンジン組み込み用二連装ロケット燃焼器を設計・製作する。

2 研究の概要

平成 16 年度までに、インジェクタの性能評価、燃焼試験による作動安定性の評価および特性速度 (C*) 効率によるエンジン特性評価を行った結果、燃焼の安定性は確認されたが、酸素ポストとフェイスプレートに熱損傷が発生し、また水素供給圧を設計値より 50 % 高く設定しなければならない不具合が生じた。平成 17 年度では、インジェクタとフェイスプレートを熱損傷の発生しない構造と材料へ変更し、また水素・酸素の供給圧を下げるためにインジェクタの形状変更を行い、再度、インジェクタの性能評価、燃焼試験による作動安定性評価、C* 効率によるエンジン特性評価を行い、加えて熱構造解析により信頼性を高めた。この結果、良好な結果を得たので、全長 3 m のロケットーラムジェット複合エンジン模型に組み込むための二連装ロケットの設計・製作を行った。

2-1 インジェクタおよび燃焼室の設計と性能評価

図 2 にインジェクタと燃焼器の全体図を示す。平成 16 年度における燃焼試験の結果、水冷式燃焼室には問題が無かったので、図 2 に示すような一体型燃焼室を製作し、一方、熱損傷が発生したインジェクタとフェイスプレートは、材質をすべてニッケルとし、また水素/酸素の供給圧を下げるために、インジェクタ形状の設計変更を行った。図 3(a) に設計変更を行ったインジェクタとフェイスプレートを示す。比較のため、図 3(b) には 16 年度に用いた改良前のインジェクタとフェイスプレートを示す。

設計・製作されたインジェクタの性能を評価するため、窒素ガスを用いた特性評価試験により各エレメントの流量係数が測定された。また、燃焼試験前後において実ガス流し試験を行い、流量特性の変化を明らかにした。

2-2 燃焼試験によるエンジン性能評価

各作動モードにおいて混合比を変化させ、またスクラムモードにおいては、酸素を供給するインジェクタエレメントの本数を 8 本中 2 本から 4 本まで変化させ、燃焼の安定性評価と C* 効率によるエンジン特性評価を行った。酸化剤・燃料にはラムジェット試験設備の制約により、ガス酸素・ガス水素を用いた。

2-3 熱構造解析

燃焼試験により得られた冷却水温度、壁温データ等から燃焼室壁面温度、燃焼室壁への熱流束およびフェイスプレートの温度分布に関する熱構造解析を行い、定常作動状態における熱構造面からの安定性評価を行った。

2-4 複合エンジンに組み込むためのロケットエンジンの設計・製作

2-1 から 2-3 までの結果を基に、複合エンジンの内部に組み込むためのロケットエンジンを設計・製作した。組み込むための空間的な設計条件としては、幅 250mm、長さ 250mm、高さ 80mm 以内に、図 2 で示したインジェクタおよび燃焼器を、ガス供給配管、冷却配管も含め、二機分収めること（ただし、ロケット中心軸から複合エンジンの空気流路までの距離が 45mm）であった。

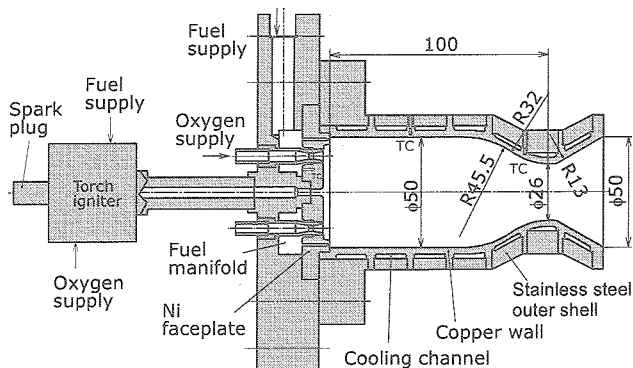
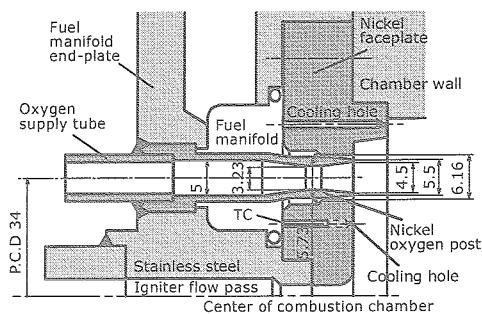
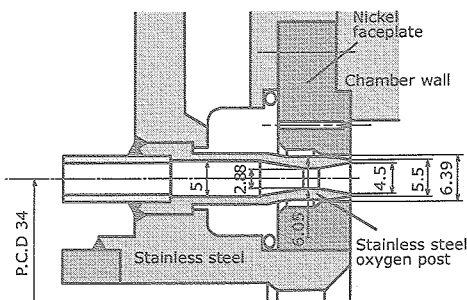


Figure 2 Injector and combustion chamber



(a) An improved model



(b) Before improvement

Figure 3 Detail of injector element design

3. 成果の概要

3-1 インジェクタ性能評価

インジェクタは、図 3(a)に示したように内側に酸素ポストがあり、フェイスプレートに開けられた穴と酸素ポストのすき間を水素が流れる同軸型である。このインジェクタは、広範囲に及ぶ混合比の条件で安定燃焼を実現させるため、酸素と水素の流路にはチョーク点と、その下流に拡大部を設けるフローリストリクタ方式を取り入れている^[2]。酸素噴射圧(P_o) = 水素噴射圧(P_f) = 7 MPa の場合に、 $P_c = 5.0$ MPa, $O/F = 7.0$, 酸素噴射マッハ数 0.4, 水素噴射マッハ数 0.5 (改良前は酸素・水素共にマッハ数 0.4) になるように設計された。さらに、スクラムジェットモードにおける最低混合比 $O/F = 0.5$ に対応できるよう、8 つある酸素インジェクタへの供給本数を減らすことができる。また、改良前にはステンレス製トーチ式イグナイタの出口部分が燃焼室にむき出しにされていたが、ニッケル製のフェイスプレートに覆われる形状に変更された。

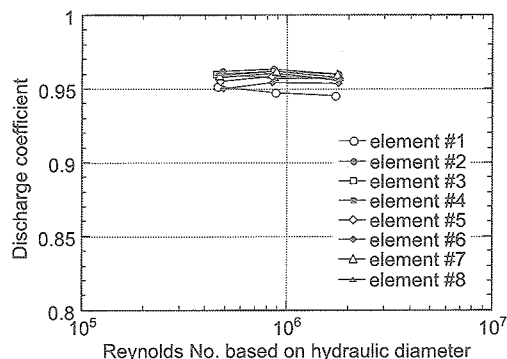
まず、各エレメントの流量係数を窒素ガスにより調べた。図 4 に各エレメントの流量係数を示す。酸素エレメントについては、 $C_D = 0.96 \pm 0.01$ となり、レイノルズ数の変化による影響はほとんど無かった。一方、水素エレメントに関しては、 $C_D = 0.98 \pm 0.08$ となり、個々のエレメント間に流量係数のばらつきが生じていた。特に#5, #6 に関しては、 $C_D = 1$ を超えている。これは水素の流路間隙が 0.215 mm と非常に狭いため、加工・組み立て精度のばらつきが、流量係数のばらつきに影響しているものと思われる。

図 5 に燃焼試験前後および試験中の全インジェクタによる実ガス流し試験結果を示す。質量流量が噴射圧に比例しており、各条件でチョーク条件を満たしていると考えられる。しかし、図 5(b)の水素ガス流し試験の結果から、燃焼試験前に比べ、燃焼試験中および試験後の質量流量が噴射圧に対して約 10% 減少していることがわかる。フェイスプレートの水素インジェクタ直径の燃焼試験前後の測定結果では、直径が平均で 0.043 mm 減少していた。この直径変化は、水素噴射面積の約 10% 減少に相当することから、燃焼に伴う熱によるフェイスプレートの塑性変形が水素流量の減少の原因と考えられる。インジェクタ設計の際には、この変形を考慮することが必要と考えられる。

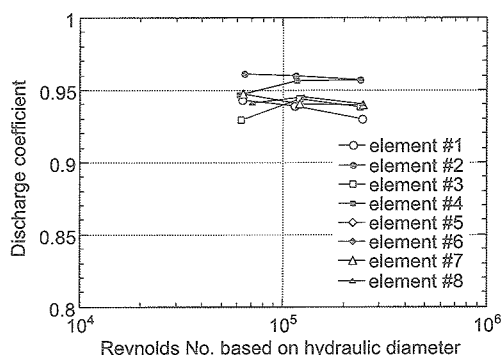
3-2 燃焼試験によるエンジン性能評価

図 6 に燃焼試験における典型的なシーケンスを示す。
-8.0 秒に冷却水作動, -2.0 秒に点火プラグ作動, -1.0 秒に点火器へ酸素/水素を供給開始, -0.6 秒に酸素補助弁開, -0.2 秒に水素補助弁/酸素主弁を開, 0.0 秒で/水素の主弁を開, +1.0 秒で点火プラグ停止および点火器への酸素の供給停止, +15.0 秒で酸素供給停止, +16.5 秒で水素供給停止およびパージ開始となっている。一方、低混合比であるスクラムモードでは、点火器からメインの燃料に着火しにくい事が予想されたため、水素主弁の開時刻を+2.0 秒に設定し、初期 2.2 秒間のみ混合比を約 2 倍にした。

燃焼試験において、ラムジェットモードにおいては、

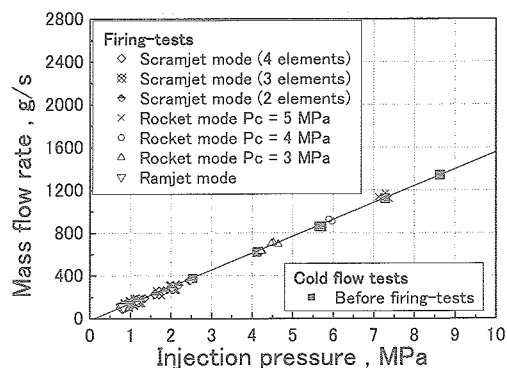


(a) Oxygen element characteristics

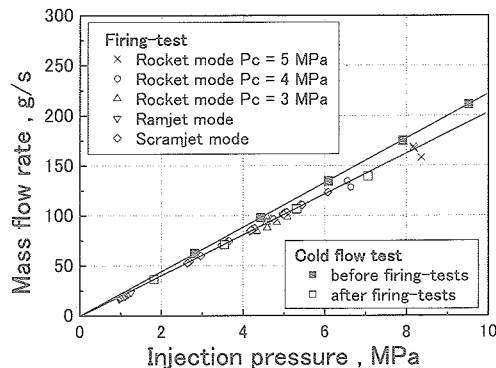


(b) Fuel element characteristics
($C_D = 0.95 \pm 0.02$ except for #5 and #6;
 0.98 ± 0.08 contain #5 and #6)

Figure 4 Flow characteristics of injector elements



(a) Mass flow rate of oxygen



(b) Mass flow rate of hydrogen

Figure 5 Mass flow rates before and after firing-tests

O/F = 4.5 - 7.5, スクラムジェットモードにおいては, O/F = 0.3 - 1.8 (酸素供給エレメントの本数は2本から4本まで変化), エジェクタージェット/ロケットモードにおいては, O/F = 6.5 - 7.5 まで変化させた場合について, 燃焼の安定性評価および C*効率の取得を行った結果, すべての条件において安定した燃焼状態を達成できた。

図 7 にエジェクタージェット/ロケットモードの最も設計点に近い燃焼試験の結果について P_f , P_o , P_c , および, P_c に対する P_f , P_o の比の時間履歴を示す。図 7 において約 3 秒後まで P_o に変動が見られるため, P_c に小さな山が見られるが, その後は非常に安定しており, 燃焼振動による P_c の低周波振動, 高周波振動は見られなかった。図 8 に試験前後のフェイスプレートとインジェクタの写真を示す。やや変色した箇所はあるものの, 試験後の酸素ポストおよびフェイスプレートに熱損傷は見られなかった。一方, P_f と P_c の圧力比 P_f/P_c は, 設計点 $P_f/P_c = 1.4$ に比べて実際には $P_f/P_c = 1.7$ と 2 割ほど大きくなった。これは, 図 6(b) で示したように, フェイスプレートの塑性変形によって噴射圧に対する質量流量が約 10% 減少したためと, 後述する C*効率が 0.9 程度であったことによる複合的な要因と考えられる。 P_o と P_c の圧力比は $P_o/P_c = 1.5$ と設計点より約 1 割高かったが, これも C*効率が 0.9 程度であったことが原因と考えられる。

図 9 に, 最も P_o/P_c が低くなったスクラムジェットモード作動試験の結果について P_f , P_o , P_c , および P_c に対する P_f , P_o の比の時間履歴を示す。酸素供給に関しては, 酸素調圧弁の容量に比べ酸素流量が少ないため, 圧力が安定するまでに時間がかかっている。この燃焼試験では, 酸素の噴射エレメントは 4 本, 混合比 O/F = 0.49, 燃焼が安定した時刻において $P_o/P_c = 1.33$ であった。ただし, 着火性を良くするため, 酸素の供給開始は -0.6 秒と水素の供給開始より 0.4 秒早くしていることと, 初期の 2.2 秒は混合比を高く設定しているため, P_o/P_c は一時的に $P_o/P_c = 1.93$ まで上昇した後, $P_o/P_c = 1.33$ の定常状態に達している。このような非常に設計点より大きく外れた条件であっても, 燃焼振動による P_c の低周期振動や高周期振動は見られなかった。

図 10 に 3 つの作動モードにおける C*効率を示す。燃料流量と混合比から各モードにおける理論的な燃焼圧を ODE code^[3] により計算し, 混合比の関数として効率を表した。

ラムジェットモードの場合, 混合比 O/F = 4.5 - 7.5 の範囲において C*効率は 0.91 - 0.94 が得られた。インジェクタ改良前のラムジェットモード試験では, C*効率が 0.87 であったため, 大幅に改善された。この理由としては, インジェクタの設計変更により, 水素の噴射速度がマッハ数 0.4 から 0.5 に変更されたため, 酸素と水素の噴射速度差が大きくなったことが原因の一つと考えられる。

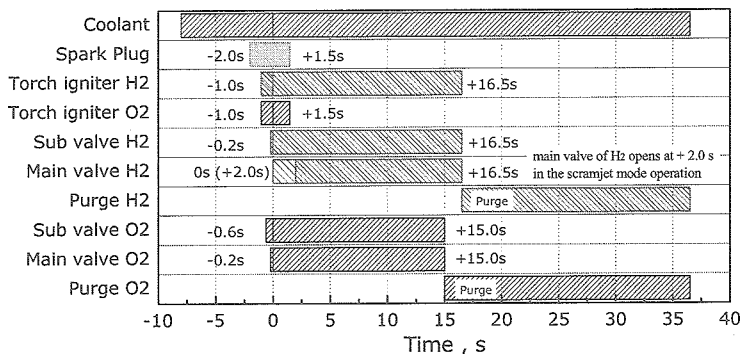


Figure 6 A typical sequence for the firing-test

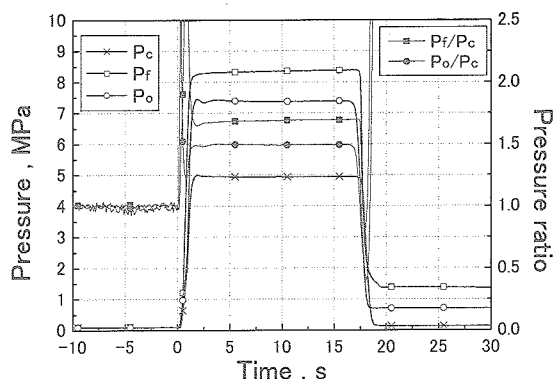
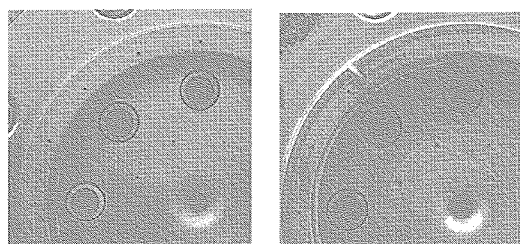


Figure 7 Time histories of P_f , P_o and P_c in the ejector-jet/rocket mode operation



(a) before firing-test (b) after firing-tests
Figure 8 Faceplate before and after firing-tests

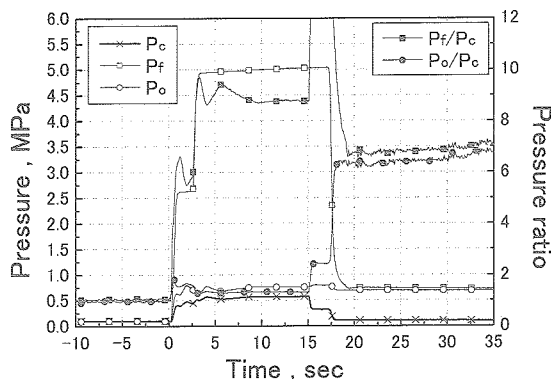


Figure 9 Time histories of P_f , P_o and P_c in the Scramjet mode operation

スクラムジェットモードにおいては、酸素を供給するインジェクタの本数を変化させると、本数に依存して、ある混合比でC*効率の極大値をとることがわかる。その極大値は4 elements, O/F = 0.86 の条件で0.94 が得られた。インジェクタの改良前のスクラムモード試験 (O/F = 0.5, 4 elements) では $C^* = 0.83 \pm 0.01$ だったが、これは極大値となる混合比条件から、離れていたためであったといえる。O/F = 0.5 付近で最もC*効率が高かったのは、3 elements の条件で、O/F = 0.53, 0.92 であった。一方で、2 elements の条件では、今回の混合比条件ではC*効率の極大値は現れなかった。

エジェクタージェット・ロケットモードにおいては、OF = 6.5 - 7.5, $P_c = 3.0 - 5.0$ MPa においてC*効率 0.90 - 0.93 が得られた。インジェクタ改良前における燃焼試験ではC*効率0.95 が得られていたが、酸素ポスト先端に熱損傷が発生し、結果的に1.2 mm 短くなっていたため、リセスの効果が出たと考えられる。今回は、熱損傷がなく、酸素ポスト先端とフェイスプレート面は一致していた。参考として、5 mm のリセスを設けたフェイスプレートを用いた場合のC*効率も図10に示した。リセス設けることでC*効率が平均で0.05程度高くなったことがわかる。ただし、フェイスプレートに、軽微な熱損傷が見られたため、複合エンジンに組み込むための燃焼器にはリセスを設けないこととした。

以上の結果、混合比の広い範囲において安定した燃焼が可能であることが明らかになり、燃焼特性に及ぼす混合比の影響を明らかにすることができた。

3-3 熱構造解析

燃焼試験中の冷却水流量と冷却水の温度上昇から燃焼室壁へ流入する熱流束分布を求めた。図11に燃焼室圧5 MPaにおける燃焼室軸方向の熱流束分布、燃焼室形状、および、比較としてBartzの簡便式から求められた値を示す。熱流束は燃焼の安定した5秒目から15秒目までの平均値である。一般に、同軸型インジェクタにおいて液体酸素を用いた場合、フェイスプレート付近では熱流束が低く、Bartzの式から得られた値よりも低くなることが多いが、本実験の場合、平行部での熱流束は、フェイスプレート近傍で 15 ± 2 MW/m²、-60 mm から -40 mm 付近で 17 ± 1 MW/m² 程度の熱流束に達しており、フェイスプレート付近での熱流束が高かった。

次に、燃焼により溶融した改良前のフェイスプレートと改良した後のフェイスプレートの温度分布を数値計算により求めた。解析結果を図12(a)(b)に示す。解析条件として、フェイスプレートの熱負荷は、燃焼ガス温度3600 K、熱伝達係数は5000 W/m²K (壁温600 Kに燃焼試験から求められた15 MW/m²の熱流束が流入すると仮定して得られる値)、水素ガスが流れるインジェクタ部・トーチ式イグナイタ部・冷却孔の壁温を300 K一定と設定した。なお、形状は対称性を考慮し、全体の1/8の部分のみで解析を行った。

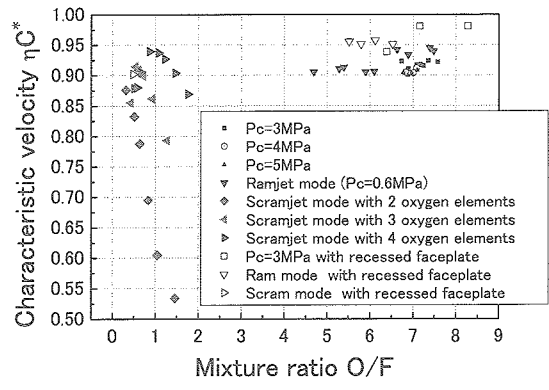


Figure 10 Effect of O/F on C* efficiency

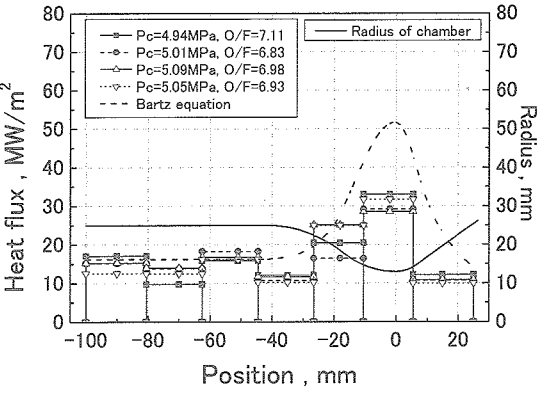


Figure 11 Heat flux distribution

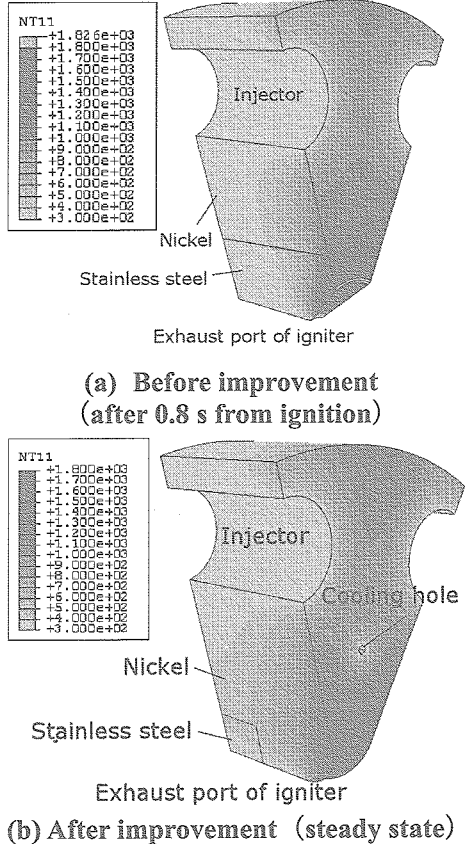


Figure 12 Distribution of temperature on the faceplate

図 12(a)は改良前のフェイスプレートにおける燃焼開始後 0.8 秒後の温度分布であるが、0.8 秒目ですでに中央のステンレス鋼の部分が、融点を超える 1800 K に達しており、容易に溶融したことが推測される。一方、図 12(b)は燃焼ガスにさらされる部分を全てニッケルにした改良型のフェイスプレートの定常状態に達した時間での温度分布であるが、最高温度は約 1300 K 程度となった。ニッケルの熱伝導率が高いことが温度を下げる一番の理由だが、冷却孔の効果も高かったと考えられる。図 10 に示されるように C*効率は約 0.9 であるので、燃焼ガス温度は 3600 K よりも低かったと予想される。よって、実際には改良型のフェイスプレートの表面温度は 1300 K 以下になっていると推測される。

3-4 複合エンジンに組み込むためのロケットエンジンの設計・製作

これまでの研究により、燃焼の安定性、熱的な安定性が保たれることが確認されたので、これまでの研究結果を基に複合エンジンに組み込むための二連装ロケット燃焼器を設計・製作した。図 13 に二連装ロケット燃焼器の概要を示す。すべての機能が所定の寸法に収まっている。ガス供給配管および冷却水配管は、複合エンジンの他の部位との干渉の問題から中央と左右にまとめられている。冷却水配管は両脇から中央に向かって流れる構造としたが、一端（たとえば図 13 上方）から冷却水を注入し他端（図 13 の下端）から排出することもできる。複合エンジン本体との接合および気密確保のため、ノズル先端部は分割型とした。図 14 に完成した二連装ロケット燃焼器を示す。

4. まとめ

本研究では、インジェクタとフェイスプレートを熱損傷の発生しない構造と材料へ変更し、また、水素・酸素の供給圧を下げるためにインジェクタの形状変更を行い、再度、設計・製作されたインジェクタと燃焼器において、インジェクタ性能の評価、燃焼試験による燃焼の安定性評価、C*効率取得によるエンジン特性評価、および、熱構造解析を行い、それらの結果を基に全長 3m のロケットーラムジェット複合エンジン模型に組み込むための二連装ロケットの設計・製作を行った。その結果、燃焼試験においては酸素ポストおよびフェイスプレートに熱損傷は発生せず、また熱構造解析の結果から安定して作動させられることが明らかになり、ラムジェットモードでは、O/F = 4.5 - 7.5 において C*効率 0.91 - 0.93、スクラムジェットモードでは、酸素供給本数を 4 本とした場合、O/F = 0.86 の条件において C*効率 0.94、酸素供給本数を 3 本とした場合、O/F = 0.53 の条件において C*効率 0.92、ロケットモードでは、 $P_c = 3 - 5$ MPa までの試験において O/F = 6.5 - 7.5 の範囲で C*効率 0.9 - 0.93 を達成し、最終的にロケットーラムジェット複合エンジン組み込み用の二連装型のロケット燃焼器を完成することができた。

参考文献

1. T. Kanda and K. Kudo, 'Conceptual Study of a Combined-Cycle Engine for an Aerospace Plane,' Journal of Propulsion and Power, Vol. 19, No. 5, pp.859-867, 2003.
2. RJTF 建設グループ, ラムジェットエンジン試験設備, NAL-TR-1347, 1998.
3. S. Gordon and B. J. McBride, "A Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions, Rocket Performance, Incident Shocks and Chapman-Joulet Detonations," NASA SP-273, 1971.
4. 八柳, 新野, 熊川, 五味, 鈴木, 坂本, 佐々木, 十亀, 小型溝構造液水冷却燃焼器の研究(1), NAL-TR-679, 1981.

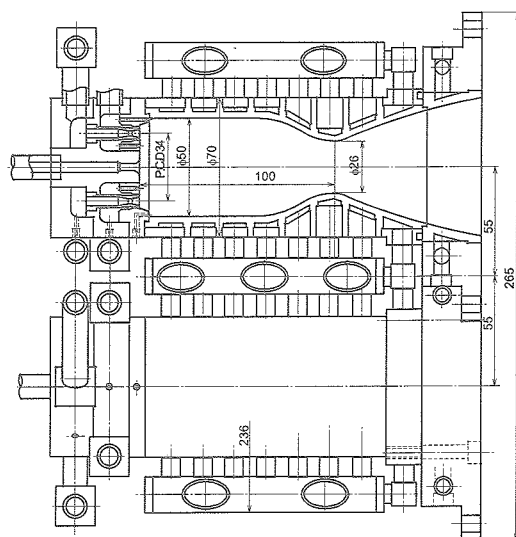


Figure 13 Clustered rocket chamber for combined cycle engine

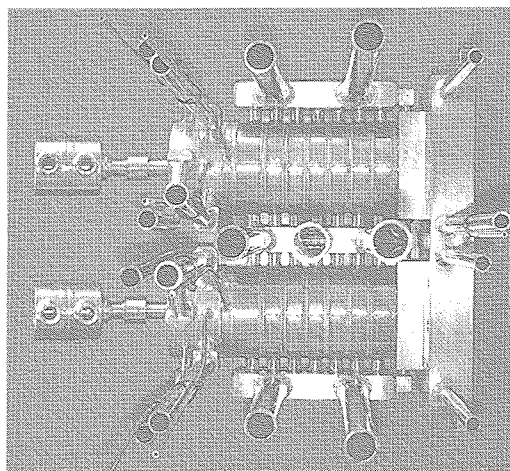


Figure 14 Clustered rocket chamber for combined cycle engine