

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

エジェクターモードにおける複合サイクルエンジン燃焼器の実験

荻田 丈士，加藤 周徳，谷 香一郎，工藤 賢司，村上 淳郎

2008 年 2 月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

目 次

概要	1
記号	2
1. まえがき	2
2. 実験模型	3
2.1 燃焼器模型の設計	3
2.2 実験模型	4
2.3 計測	6
3. 結果および考察	6
3.1 基本状態での作動	6
3.2 模型出口での諸量	7
3.3 入口面積の影響	7
3.4 ロケット作動状態の影響	9
3.5 上流平行部長さの影響	9
3.6 出口スロート部収縮比	9
3.7 当量比の影響	10
3.8 下流平行部長さと燃料噴射位置	10
4. 結論	11
謝辞	11
参考文献	11

エジェクターモードにおける複合サイクル エンジン燃焼器の実験*

荻田 丈士*¹ 加藤 周徳*² 谷 香一郎*²
工藤 賢司*² 村上 淳郎*²

Experimental Study of a Combined-Cycle Engine Combustor in Ejector-Jet Mode*

Takeshi KANDA*¹, Kanenori KATO*², Kouichiro TANI*²,
Kenji KUDO*² and Atsuo MURAKAMI*²

ABSTRACT

A combustor model of a rocket-ramjet combined-cycle engine was tested in the ejector-jet mode under a sea-level, static condition. The model had two rockets in the duct. Propellants were gaseous hydrogen and oxygen. Design factors of the combustor were cross sections at the entrance and the exit, length of the combustor, fuel injection position and rocket operating conditions. In the tests, the designed operation of the ejector-jet was successfully attained, that is, breathed air was choked at the throat section. Supersonic rocket exhaust and air were decelerated in the divergent duct with an increase of the wall pressure. Combustion gas choked at the exit. The mean combustion efficiency was 0.8 according to pitot pressure measurement and gas sampling. Suction performance was increased with an increase of the mixture ratio of the rockets. Pressure level in the model was affected by the length of the upstream straight section. The combustion status was not affected by the length of the downstream straight section or the position of fuel injection. An increase of fuel caused an increase of the pressure.

概 要

エジェクタージェットモードにおけるロケット-ラムジェット複合サイクルエンジンの燃焼器模型の実験を、静止大気条件下で実施した。模型はその内部に2基のロケットエンジンを有する。推進剤はガス水素とガス酸素である。燃焼器設計においては入口および出口の断面積、燃焼器長さ、燃料噴射位置、およびロケット作動条件を設定することが必要である。実験ではこれら要因の幾つかを変数として影響を検討した。実験を実施しその結果、設計作動状態をほぼ達成することができた。エジェクター効果により吸入した空気は入口スロート部でチョークし、超音速のロケット排気および空気流は拡大部において圧力の上昇を伴って減速し、燃焼ガスは模型出口のスロート部でチョークした。模型出口でのピトー圧測定およびガス分析から模型出口での平均燃焼効率率は0.8であった。その他、以下の事柄が明らかとなった。ロケットの混合比の上昇

* 原稿受付：2007年10月24日 (Received 24 October, 2007)

* 1 宇宙基幹システム本部 宇宙輸送系推進技術研究開発センター 先進技術研究グループ (Advanced Propulsion Technology Research Group, Space Transportation Propulsion Research and Development Center, Office of Space Flight and Operations)

* 2 宇宙基幹システム本部 宇宙輸送系推進技術研究開発センター エンジン研究開発グループ (Engine System Research and Development Group, Space Transportation Propulsion Research and Development Center, Office of Space Flight and Operations)

によって吸込み性能は上昇した。上流平行部長さは模型内部の圧力レベルに影響を与えた。下流平行部長さまた燃料噴射位置は、燃焼状態に影響を与えなかった。下流平行部で噴射する燃料の増加は模型内部の圧力レベルの上昇をもたらした。

記 号

A	= 断面積
CR_e	= 下流平行部の、出口スロートに対する断面積収縮比
CR_i	= 上流平行部の、入口スロート部に対する面積収縮比
c^*	= 特性速度
D	= 直径
F	= インパルスファンクション
h_2	= 出口スロート部の高さ
L_1	= 上流平行部の長さ
L_2	= 下流平行部長さ
M	= マッハ数
\dot{m}	= 質量流量
O/F	= 燃料質量流量を基準とした酸化剤混合比
P	= 圧力
T	= 温度
u	= 速度
w_1	= 入口スロート部幅
x	= ロケットノズル出口からの流れ方向の長さ
γ	= 比熱比
ϕ_2	= 下流平行部で噴射される燃料の当量比

添 字

a	= 空気
c	= 燃焼ガス, ロケット燃焼室

r	= ロケット
w	= 壁面
mx	= 混合気

1. まえがき

宇宙往還機用あるいは極超音速機用エンジンとして複合サイクルエンジンの研究が進められている。このような輸送機に適したエンジンに、Rocket-Based Combined Cycle Engine (RBCC) としても知られるロケット-ラムジェット複合サイクルエンジンがある^{1,2}。図1にこのロケット-ラムジェット複合サイクルエンジンの概念図を示す。RBCCの中でも最もよく知られているエンジン形態にストラットジェットがある^{3,4}。この複合サイクルエンジンでは外気を取込んで酸化剤とすることにより、通常のロケットエンジンよりも高い比推力を得ることができる。二次燃焼形態の違いなどにより、ロケット-ラムジェット複合サイクルエンジンには幾つかの形態がある。

JAXAにおいてはストラットの無い、ロケットエンジンを天板部に収納する形式のロケット-ラムジェット複合サイクルエンジンの研究を行ってきた⁵⁻¹⁵。作動状態はエジェクタージェットモード、ラムジェットモード、スクラムジェットモード、ロケットモードから構成される。図2にエンジン作動概念図を示す。エジェクタージェットモードおよびラムジェットモードでは燃料は拡大部下流で、亜音速のロケット排気と空気との混合気あるいは空気に対して噴射される。スクラムジェットモードでは

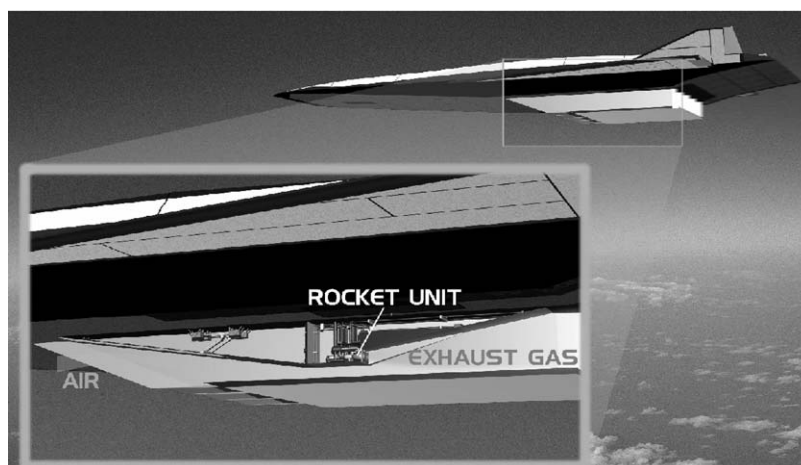


図1 ロケット-ラムジェット複合サイクルエンジンの概念図

ロケットエンジン部分は予燃焼燃料供給器として機能する。これらの作動モードのうち、ラムジェットモードの燃焼器実験は既に実施され作動状態を実証し、混合および燃焼性能の改善が進められている^{10,11}。高比推力条件スクラムジェットモードの燃焼器実験も行なわれ、ロケットエンジン部分は予燃焼燃料供給器として機能した¹³。別途、ロケット排気を窒素ガスで代用したエジェクタージェットモードでのエンジン模型の実験も行い、エンジンの作動状態を模擬することができた^{14,15}。

本報告では、エジェクタージェットモードにおけるロケット-ラムジェット複合サイクルエンジンの燃焼器模型実験結果を示す。エジェクタージェットモードにおけるエンジンの作動状態を実験的に実証することが第一目的であり、燃焼器の設計手法の評価を行なうことが第二の目的である。その他にも燃焼器長さ等の設計変数が空気吸込み性能や燃焼性能等に及ぼす影響についても検討を行なった。

2. 実験模型

2.1 燃焼器模型の設計

図3は実験に用いた燃焼器模型の概観と設計条件における空気、ロケット排気、混合気および燃焼ガスの状態を示す。この燃焼器模型はラムジェットモード実験及びスクラムジェットモード実験でも使用する予定であるため、フランジによってマッハ1.7設備ノズルに取付けられるようになっている。模型入口スロート部の幅は、取換え部品によって調整可能となっている。吸込み空気流量などの模型の作動状態は、文献5および14に示す方法を

用いて計算して設計を行なった。以下に設計計算方法の要点とその結果とを示す。

上述の計算においては、ロケット排気と流入気流との間の運動量交換をこの2流の分割流線における圧力を使って計算し、干渉後の2流は同じ圧力の下、並行に流れる。総インパルスファンクション、質量流量、エネルギーは保存される。ロケットノズル出口周りのベース部の圧力は、チョークした気流の圧力あるいはロケット排気の圧力よりも遙かに低いので、ここでは簡単化のために0とした。設計計算においてガスは平衡状態にあると仮定した。インパルスファンクションは下記のように、運動量と圧力による力との和として定義される。

$$F = \dot{m}u + PA \quad (1)$$

実験設備供給系の制約から推進剤はガス水素とガス酸素である。実験設備で制約されるガス供給流量および供給圧力の範囲内でロケットエンジン部を作動させて燃焼器模型内に空気を吸込むことができるように、ロケット燃焼器圧力とスロート径の組合せを決めた。2基のロケットノズルの周りは矩形のベース面となっている。この形状および配置は、概念検討で用いたエンジン形状に近いものである^{5,6}。設計ロケット燃焼室圧力および混合比 $(O/F)_r$ は2.6 MPaおよび8とした。ロケット排気中に未燃燃料が存在せず、下流平行部で噴射する燃料と吸込んだ空気との燃焼の効果が最大となるように、この量論混合比を設計条件とした。ロケットノズルのスロート径および出口径はそれぞれ13 mm, 18 mmである。このノズル開口比は比較的小さく出口マッハ数は2.0であり、ノズル

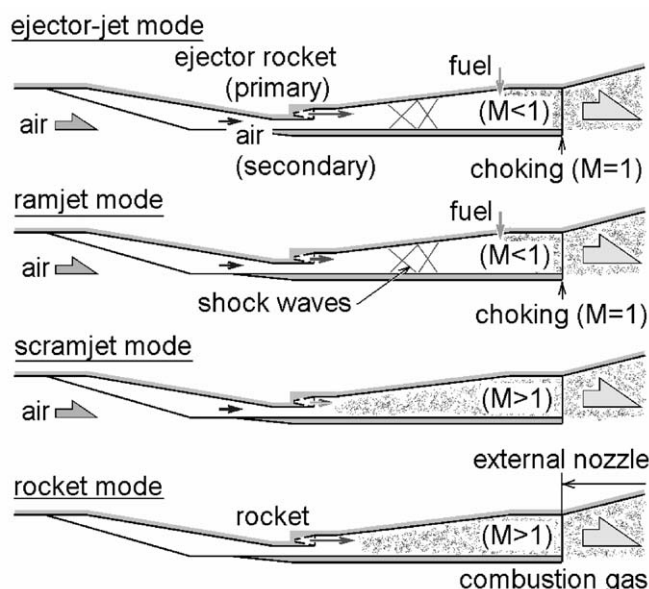


図2 ロケット-ラムジェット複合サイクルエンジンの作動状態説明図

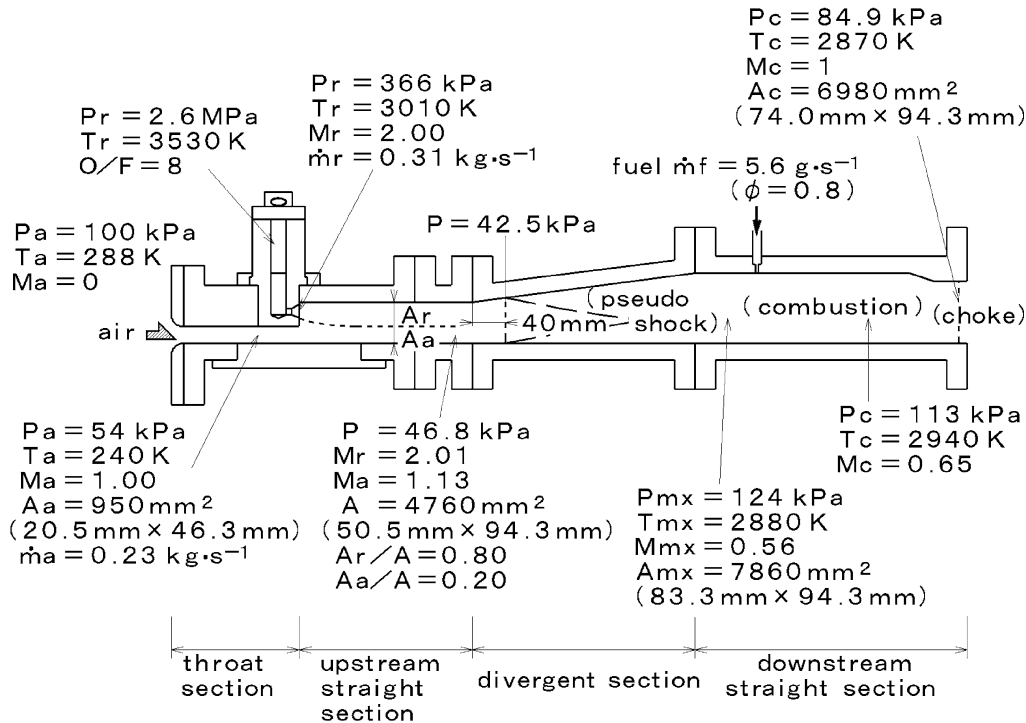


図3 設計条件における燃焼器模型の作動状態

出口圧力は大気圧よりも高い 370 kPa である。ノズルは機械加工の容易さの点から円錐形とした。開き角は 30 度である。

吸込まれた空気は超音速となり、混合しないままロケット排気と共に拡大部を等エントロピー膨張すると仮定して設計計算を行なった。その後、拡大部内で擬似衝撃波を通過して 2 流は混合し、亜音速に減速する。擬似衝撃波長さおよび拡大部での壁面圧力は、運動量モデルを用いて計算した⁹。下流平行部でロケット排気と空気との亜音速混合気に対して燃料が噴射される。設計計算では燃焼効率を 1 と仮定した。この燃焼による発熱と出口に向かっての壁面形状の収縮により、ガスは音速に加速される。この模型出口でのチョークにより、下流平行部の上昇した圧力を保持することが可能となる。出口スロート部の圧力は下流平行部で噴射される燃料当量比 ϕ_2 と出口高さ h_2 とによって定まる。設計当量比は 0.8 とした。

設計条件においては入口スロート部幅 w_1 および出口スロート部高さ h_2 はそれぞれ 46.3 mm, 74.0 mm である。流入空気流量は $0.23 \text{ kg}\cdot\text{s}^{-1}$ である。ロケット排気流量とこの空気流量との比は 1.35 である。擬似衝撃波は拡大部入口から 40 mm のところに位置する。下流平行部におけるロケット排気と空気との混合気の圧力は、大気圧よりも高い 124 kPa である。ロケット部の作動状態は変えず下流平行部からの燃料噴射を行なわない時には、擬似衝撃波の開始位置は拡大部入り口から 160 mm であり、下流平行部

の混合気の圧力は燃料燃焼時よりも 16 kPa 低い 108 kPa である。これまでの検討から下流平行部における二次燃焼の効果は、飛行速度が速く空気流量が多い条件で顕著となることになっている⁶。

ロケットノズルのスロートにおける燃焼ガスから壁面への熱流束は Bartz の方法¹⁶で推算した。ロケット燃焼器が 4 MPa のとき熱流束は $55 \text{ MW}\cdot\text{m}^{-2}$ となった。冷却水は核沸騰状態であると仮定し、冷却水への熱流束は新野らの式¹⁷と Jens and Lottes の式¹⁷を用いて計算した。計算結果によるとロケット燃焼器は熱平衡状態で使用することはできず、そのためロケットの作動時間は 5 秒、ロケット部燃焼室圧力も 3 MPa までとした。模型出口におけるチョーク圧力を大気圧よりもあまり低くない値に保つためには、この燃焼圧力が必要であった。

2.2 実験模型

図 4 に実験に用いた模型の概観を示す。実験は静止大気状態で行った。模型はロケット部、入口スロート部、上流平行部、拡大部、下流平行部、出口スロート部から構成される。基本形態における上流平行部長さ L_1 は 210 mm である。上流平行部長さの模型内部の圧力レベルへの影響を調べる際には 140 mm に短縮した形態でも実験を行なった。基本形態における下流平行部長さ L_2 は 330 mm である。下流平行部長さが燃焼状態に及ぼす影響を調べる際には、図 4 にも示すような 660 mm に延長した

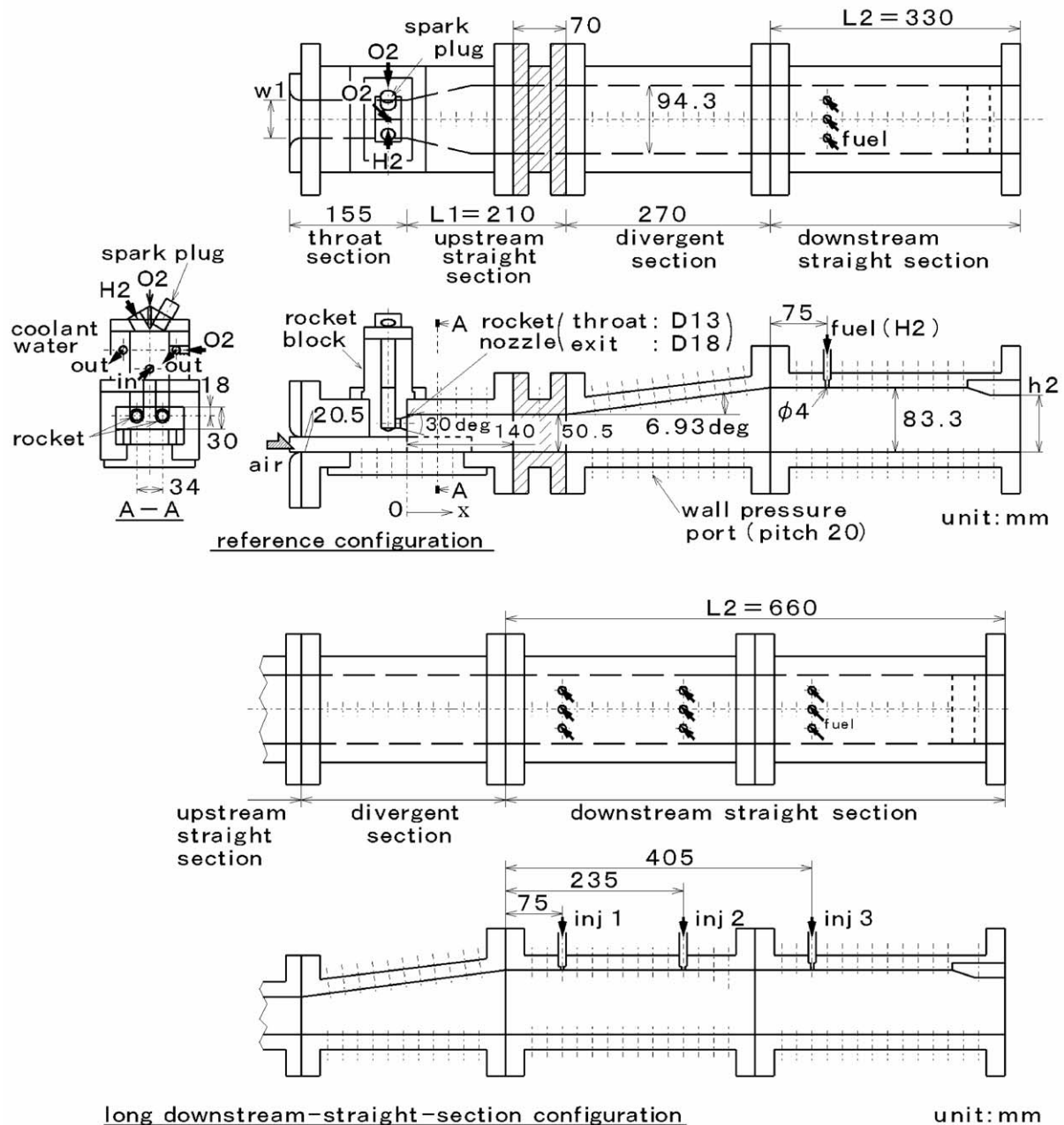


図4 実験模型概観

形態でも実験を行なった。この延長下流平行部には燃料噴射口列が2箇所に設けてあり、燃料噴射位置の燃焼への影響を調べる際にもこの延長平行部を用いた。本実験においては入口スロート部幅 w_1 と出口スロート部高さ h_2 の影響も変数である。基本形態ではそれぞれ設計値どおりの 46.3 mm, 74.0 mm である。挿入部品のない最も広い状態での入口スロート部の幅は 94.3 mm であり、上流平行部の幅でもある。入口スロート部収縮比 CR_i は、入口スロート部幅 w_1 に対する上流平行部幅 94.3 mm で定義した。また出口スロート部収縮比 CR_e は、出口スロート高さ h_2 に対する下流平行部高さ 83.3 mm で定義した。

ロケット部は銅合金製であり、他の部分はステンレススチール製である。ロケット燃焼室部分は長円形断面をしており、ふたつのロケットノズルに繋がっている。基本混合比 $(O/F)_r$ は 8 である。流出係数 0.85 を用いた c^* 効率は 0.92 であった¹³。設計の項で述べたように、ロケットノズルおよび燃焼室は水で冷却した。流れ方向 x 座標の原点は図4に示すようにロケットノズル出口位置とした。本論文ではエンジンの構成に倣って、このロケットノズルの取付けられた壁面側をロケット側、対面をカウル側と称する。

燃焼によりロケット排気・空気の混合ガスを加速して

模型出口でチョークさせるために、下流平行部で燃料を噴射する。この下流平行部で投入する燃料当量比は、ロケット排気中の未燃燃料と完全に反応した後の流入空気中の残酸素流量に対して定義した。流入空気流量は入口スロット部の幾何学断面積と、カウル側 $x=0$ における壁圧値から計算により求めた。

2.3 計測

壁圧は図4に示すようにロケット側、カウル側両面の中心線上で計測した。圧力は機械式スキャナー (SCAN-VALVE®) で 50 ms のサンプリング間隔で計測した。壁圧、ピトー圧測定精度は $\pm 0.2\%$ 、 ± 1.4 kPa である。ロケット燃焼圧測定精度は ± 10 kPa である。大気圧は水銀気圧計で測定し、その精度は ± 15 Pa である。

模型出口 60 箇所においてピトー圧測定およびガス採取を行なった¹⁸。採取したガスはガス・クロマトグラフィー (Micro-GC CP 4900®) によって分析を行なった。ピトー圧から種々の物性値を計算する際には、静圧に代わりスロット位置でのロケット側壁面の圧力を用いた。燃焼効率はロケットおよび下流平行部から噴射された推進剤の残存分を元に推算した。このうちロケット部からの残存推進剤量は、 c^* 効率に基づく燃焼効率 0.8 を用いて推算した。また燃焼効率計算時には、ロケットからの燃焼ガスと流入空気は十分に混合していることを仮定した。出口断面における平均燃焼効率、平均マッハ数などの諸平均値を求めるにあたっては質量流量、運動量、エネルギーを測定断面、すなわち模型壁面によって囲まれる断面で積分し、総量を求めその値から計算した。

3. 結果および考察

基本形態および基本作動状態は以下のとおりである。 $w1 = 46.3$ mm ($CRi = 2.04$)、 $h2 = 74$ mm ($CRc = 1.13$)、 $(O/F)_r = 8$ 、 $P_{c,r} = 2.6$ MPa および $\phi2 = 0.8$ である。模型設計計算結果によると流入気流は入口スロット部でチョークし、ロケット排気と流入した空気は拡大部入口では超音速となり、燃焼ガスは模型出口スロット部でチョークするはずである。本研究の第一の目的はこの設計作動状態の実証である。燃焼器長さ、燃料噴射位置、入口および出口の面積比、燃料当量比、ロケット部の作動状態などの、流れの状態や燃焼効率などの燃焼器の作動状態への影響についても検討を行なった。

3.1 基本状態での作動

図5には基本設計状態での壁圧分布を示す。ロケット燃焼器の混合比および燃焼圧、下流平行部から噴射する燃料の当量比 $\phi2$ はそれぞれ 8.36、2.59 MPa、0.9 である。

空気流は入口スロット部出口でチョークしている。チョーク後は圧力が上昇し設計値よりも高くなり、拡大部入口付近において設計値に達した。下流平行部で燃料を噴射しない状態 ($\phi2 = 0$) ではカウル側壁圧は静止大気のチョーク圧よりも更に低下しており、このことは拡大部入口付近でロケット排気および空気流が超音速であることを示している。従って下流の状態は拡大部上流の流れ場に影響を与えない。この圧力低下に続く圧力上昇および圧力回復は、ロケット排気および気流の減速を示している。圧力上昇の開始位置すなわち擬似衝撃波の開始位置は、下流平行部で燃料を噴射した場合には拡大部入口から 50 mm、燃料を噴射しない場合には 120 mm であった。この位置は設計計算において予測された位置とよく一致している。

下流平行部における最高圧力は設計計算における予測値を下回った。この原因には 1 よりも低い燃焼効率、設計よりも少ない流入空気流量などが挙げられる。 $x = 735$ mm におけるロケット側壁圧の上昇は、亜音速流中のランプ面における気流の圧縮¹⁹による。圧力は出口に向けて減少した。これは亜音速気流中において燃焼が起きたことを示している。この傾向は、後述の出口収縮比 CR_e が大きい状態で顕著であった。

出口におけるカウル側圧力とロケット側圧力が異なった。この不一致は出口スロット部の非対称性により、音速線の位置がカウル側とロケット側で異なるためと考えられる。カウル側壁圧孔は音速線の上流側にすなわち亜音速側に位置し、ロケット側壁圧孔は音速線の下流側すなわち超音速側に位置していたと思われる。次節で紹介

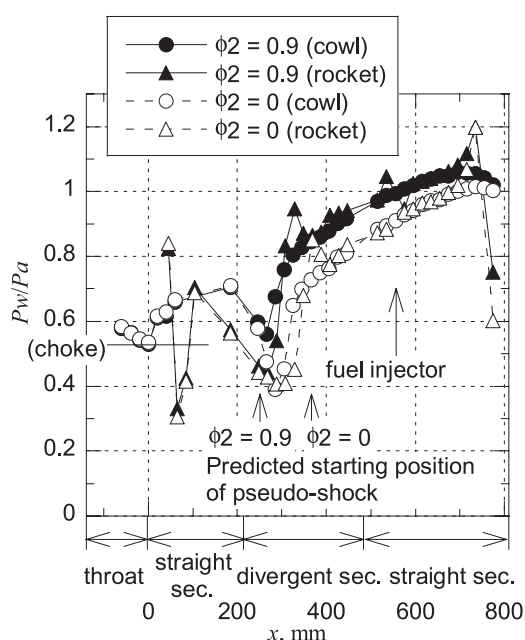


図5 基本設計状態での壁圧分布

介するピトー圧測定結果によると出口面での平均マッハ数は1であり、チョークが達成されていた。このような模型出口における圧力の不一致は、同様な非対称出口スロート形状を有する複合エンジン模型の気流実験においても観察されている¹⁵。

ロケット側出口スロート部の圧力は76 kPaであった。この圧力は設計計算値よりも低い。下流平行部での圧力との比では1.4であり、設計値とほぼ同じであった。剥離限界基準²⁰⁻²²に拠ると、音速よりも僅かに速い気流の剥離圧力比は約1.3であり、燃焼ガスは超音速のままで模型から流出し、衝撃波を通して大気圧に回復したと考えられる。

3.2 模型出口での諸量

基本設計状態での模型出口面におけるマッハ数、当量比および燃焼効率の分布を図6 (a), (b), (c)に示す。カウル側壁面を $z=0$ mmとしている。y軸は横方向にとり原点は側板面である。枠線は模型の出口スロート部輪郭を示し、破線はロケットノズルとノズル周りのベース面を示す。プローブによって回収された水素は噴射量の73%であった。

水素と燃焼効率の分布はほぼ一様であった。十分な混合が達成されたことがわかる。平均燃焼効率は0.81であった。マッハ数は1付近に分布しており、また平均マッハ数は1.0であった。このことから燃焼ガスは出口スロート部でチョークしていることがわかる。

出口面での運動量は620 N、圧力項は530 N、これらの

合計であるインパルスファンクションは1150 Nであった。この値は設計計算値1240 Nの0.9倍であった。インパルスファンクションの低下は、模型断面積とチョーク圧力による計算よりも少ない流入空気流量と共に、上述のような設計計算で仮定した値よりも低い燃焼効率による。流入インパルスファンクションを大気圧と模型出口での断面積との積とするとその値は700 Nとなる。実験における燃焼器模型の正味推力は450 Nとなる。一方、 c^* 効率0.9に基づくロケットエンジン部の発生するインパルスファンクションは890 Nであり、燃焼器模型に組み込んだ状態でのロケット部の発生する推力は190 Nとなる。燃焼器模型全体での推力は、ダクト部の空気吸込み効果によってロケット部だけの推力から260 N増強された。

ロケットエンジン部単体の海面上推力は、ノズル出口径を18 mmとすると840 Nと見積もられる。この値は燃焼器模型による正味推力値よりも大きい。一般的に低速域ではエジェクタージェットエンジンはロケット単体とほぼ同程度の推力しか発生しないことがわかっている⁶。

3.3 入口面積の影響

入口面積が吸込み性能に及ぼす影響について検討を行った。壁圧分布を図7に示す。入口幅は基本設計状態よりも広い54.3 mmであり、入口収縮比は $CR_i = 1.74$ である。他の条件は基本設計状態と同じである。図8には下流平行部で燃料を噴射しない状態 $\phi_2 = 0$ における、種々の入口収縮比での入口スロート部の壁圧分布を示す。

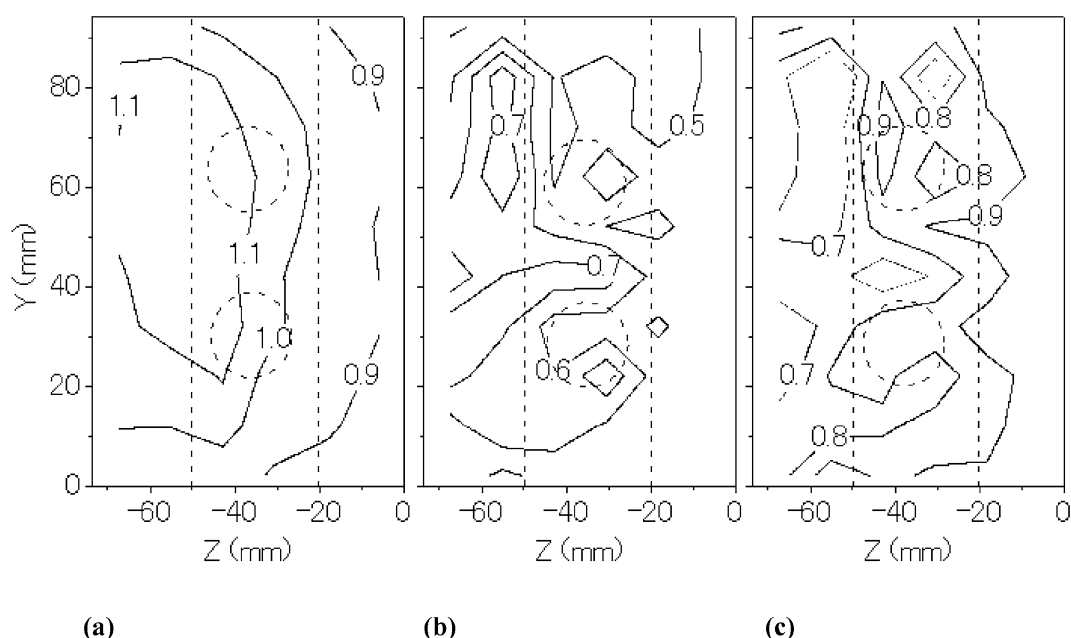


図6 基本設計状態での模型出口面における (a) マッハ数, (b) 当量比, (c) 燃焼効率

図7に示すように、入口収縮比の小さい状態では入口スロート部出口ではチョークしなかった。しかし拡大部入口付近では超音速となった。図8からは入口収縮比 CR_i が小さくなるほど入口スロート部の圧力が高くなることわかる。実験においては $CR_i = 1.8$ で既にチョークが達成できなかった。設計計算では上流スロート部幅 $w_1 = 74.3 \text{ mm}$ 、すなわち上流収縮比 $CR_i = 1.8$ でチョークが達成できなくなった。

図5と同様に図7においても上流平行部で食い違っていた壁圧が、拡大部から下流平行部ではカウル側とロケット側の値が一致している。これは擬似衝撃波を通りロケット排気と空気との混合気が亜音速になったことを示している。この混合気の圧力が出口スロート部においてカウル側とロケット側とで一致しないことは、やはり図5に示した基本設計状態での作動と同様に出口スロート部で燃焼ガスがチョークし、凸部を有するロケット側で音速線が上流にあり、模型出口では超音速に達していることを示している。下流平行部で燃料を噴射すると拡大部での圧力は上昇している。

同一の当量比および同一の燃焼効率では、流入空気流量が多いほど下流平行部での圧力は上昇するはずである。図7に示す入口収縮比 $CR_i = 1.74$ では入口スロート部でチョークは達成されなかったが、図5に示す $CR_i = 2.04$ および図7の $CR_i = 1.74$ の入口収縮比での、実験で測定した壁圧値から計算した流入空気流量はそれぞれ $0.23 \text{ kg}\cdot\text{s}^{-1}$ 、 $0.27 \text{ kg}\cdot\text{s}^{-1}$ であった。しかしながら下流平行部の壁圧はふたつの入口収縮比条件でほぼ同じであった。質量流量は下記のように表される。

$$\dot{m} = PA \cdot M \sqrt{\frac{\gamma}{RT}} \quad (2)$$

これより、

$$P = \frac{1}{A} \frac{\dot{m}}{M} \sqrt{\frac{R \cdot T_i}{\gamma}} \frac{1}{\sqrt{1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2}} \quad (3)$$

下流平行部における燃焼ガスのマッハ数は、チョークしている出口スロート部との断面積比から定まる。従って下流平行部の圧力は(2)式のように、質量流量に比例して高くなるはずである。しかし流入空気流量の増加にもかかわらず吸入空気流量が多いはずの $CR_i = 1.74$ 条件での下流平行部の圧力は、 $CR_i = 2.04$ 条件での圧力と殆ど違いがなかった。これは空気流量が多い $CR_i = 1.74$ の場合に下流平行部で噴射された燃料が十分に混合せず燃焼効率が低かったため、幾何的断面積を使った流入空気流量を用いてもロケット排気を含めた全流量の違いは7%と大きくないため、等によると思われる。

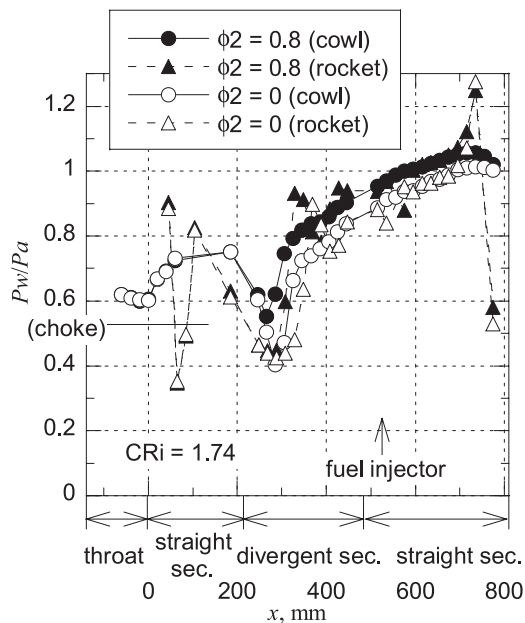


図7 $CR_i = 1.74$ での壁圧分布

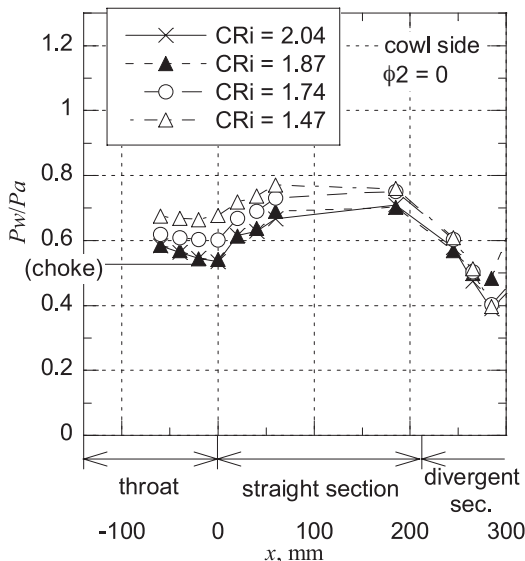


図8 $\phi_2 = 0$ 条件における上流スロート部の壁圧分布

入口収縮比 CR_i の増加と共に上流平行部での圧力は低くなるが、ここでの検討の範囲では流入する空気流量は入口収縮比 CR_i の低下と共に増加する。(2)式にも示すように空気流量が多いほど推力は大きくなる。拡大部入口付近でチョークが達成され燃焼による圧力上昇が模型上流部に伝わらないのであれば、低い入口収縮比 CR_i は流入空気増大には有利である。

3.4 ロケット作動状態の影響

下流平行部での燃料流量 $\phi_2 = 0.9$ および0における、ロケット部混合比 $(O/F)_r$ の空気吸込み性能への影響を図9

に示す．吸込み性能は吸込まれる空気の流量によって表される．今回のような空気の総温，総圧が大気温度，大気圧で一定である実験では，空気流量は吸込み速度すなわち吸込みマッハ数と共に増加し，遂には音速に至り流量は最大となる．従って吸込み性能はスロート部の静圧によって検討することが可能であり，最大流量ではチョーク圧を示す．図9には大気圧で無次元化したチョーク圧を示す．チョーク圧よりも低い圧力である場合は，測定位置までの間にがチョーク位置が存在していることを示す．

基本ロケット燃焼圧は2.6 MPaであり，その他の条件もロケット部の混合比以外は基本設計状態である．燃焼状態においても燃焼器下流における燃焼の影響が模型上流部に伝わっていないので，下流平行部での燃料噴射量 ϕ_2 は吸込み性能に影響していない．ロケット燃焼圧にばらつきがあるために，吸込み性能にもばらつきが生じている．この結果からは，混合比が増大すると吸込み性能が上昇することがわかる．

ロケット燃焼器圧力の吸込み性能への影響を，幾つかのロケット混合比において調べた．図10には $x=0$ におけるカウル側壁圧をロケット燃焼室圧に対して示す．ロケット燃焼圧が上昇するにつれ吸込み性能は低下し，チョークが達成できなくなる．ロケット燃焼圧の増加と共にロケット部からのインパルスファンクションは増加するが，同時にロケット燃焼圧の増加と共にロケット排気の流量が増加し，ロケット排気と流入空気との干渉後の上流平行部の圧力も上昇する．このように上流平行部の圧力が高いと，入口スロート部でチョークした空気が更に上流平行部で膨張すること，言い換えれば干渉後の気流マッハ数の増加は困難となる．最終的には気流はチョークしなくなる．設計計算によるとロケット燃焼室圧力 $P_{c,r}=3.1$ MPaで，流入気流はチョークしなくなる．

3.5 上流平行部長さの影響

上流平行部長さが吸込み性能に与える影響について検討した．上流平行部長さ140 mmの状態と210 mmの状態における壁圧分布を図11に示す．図4は210 mmの状態の模型を示している．図4の斜線部を取除くことにより，140 mmの状態にすることができる．下流平行部は図4に示す長い状態で実験を行ない，下流平行部からは燃料は噴射しなかった．

140 mmの状態での上流平行部での圧力レベルは210 mmの状態での値よりも低かった．しかし140 mmの状態では拡大部入口付近での圧力低下は観察されず，一方210 mmの状態では明瞭な圧力低下が観察された．

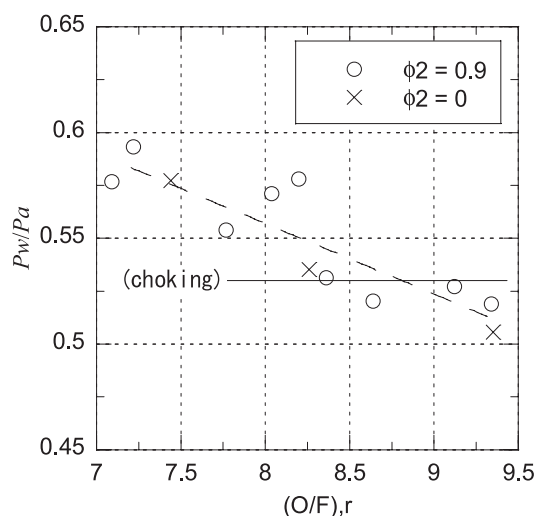


図9 ロケット混合比の吸込み性能への影響

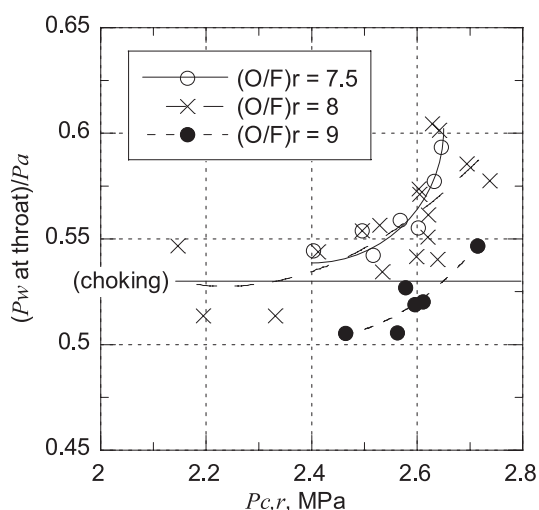


図10 吸込み性能に対するロケット燃焼圧の影響

3.6 出口スロート部収縮比

出口スロート部収縮比の影響について検討した．一般的に出口でチョークしている状態では，出口収縮比 CR_e が増加するにつれて断面積比が増加することにより下流平行部のマッハ数は低下し，圧力は増加する．壁圧分布を図12に示す．

出口収縮比 CR_e の増加に伴い断面積比が増加して下流平行部におけるマッハ数は低下し，下流平行部におけるインパルスファンクションは増加する．下流平行部におけるこのインパルスファンクションの増大を達成するためには，拡大部における反力が増加する必要がある．実験結果によると出口収縮比が大きい状態では拡大部の圧力レベルが高く，また擬似衝撃波の開始位置も上流に位置しており，拡大部での圧力上昇と高圧部の拡大により必要な反力の増加が達成されていることがわかる．この

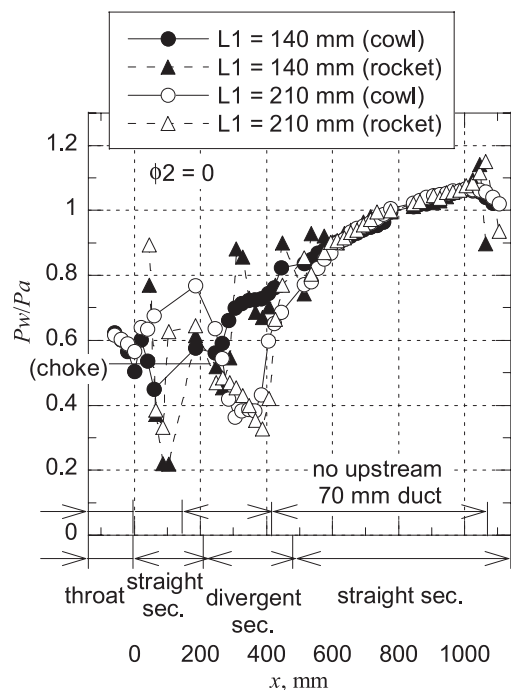


図11 上流平行部の吸込み性能への影響

圧力レベルの上昇は上流平行部における流入空気とロケット排気との干渉に影響し、出口収縮比 $CR_e = 1.21$ の条件ではついに入口スロート部におけるチョークが達成できなくなった。

3.7 当量比の影響

下流平行部で噴射する燃料当量比 ϕ_2 の影響について調べた。種々の当量比に対する壁圧分布を図13に示す。インパルスファンクションは以下のように表される。

$$F = \dot{m}u + PA$$

$$= \dot{m} \frac{\sqrt{\gamma \cdot R \cdot T_t}}{\sqrt{1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2}} \left(M + \frac{1}{\gamma \cdot M} \right) \quad (4)$$

流量一定のチョーク状態においては、燃焼ガスのインパルスファンクションは総温の上昇と共に、言い換えれば当量比の増加と共に増加することがわかる。

図13に示すように、拡大部から下流平行部にかけての圧力レベルは当量比の増加と共に上昇している。下流平行部のマッハ数は出口収縮比により定まるので、出口スロート部でチョークしている状態では、下流平行部のマッハ数は一意に定まる。よって総温の上昇によって、言い換えれば当量比の増加によって下流平行部におけるインパルスファンクションは増加する。このインパルスファンクションの増加を拡大部での圧力上昇と高圧部の拡大によって支えている。細かく見ると当量比 ϕ_2 の0から0.5への増加では下流平行部で壁圧が上昇しており、0.5

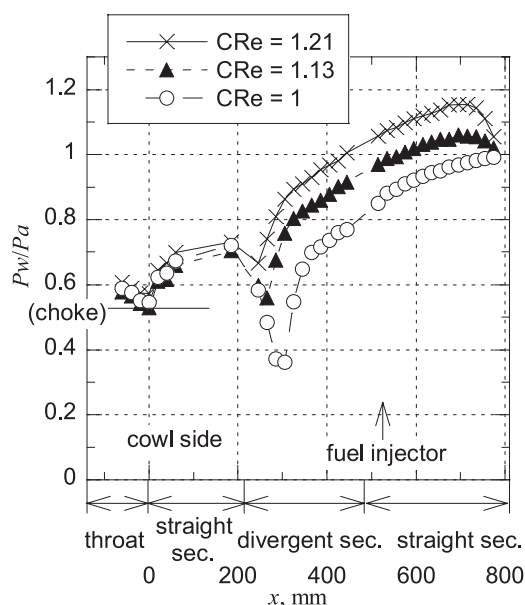
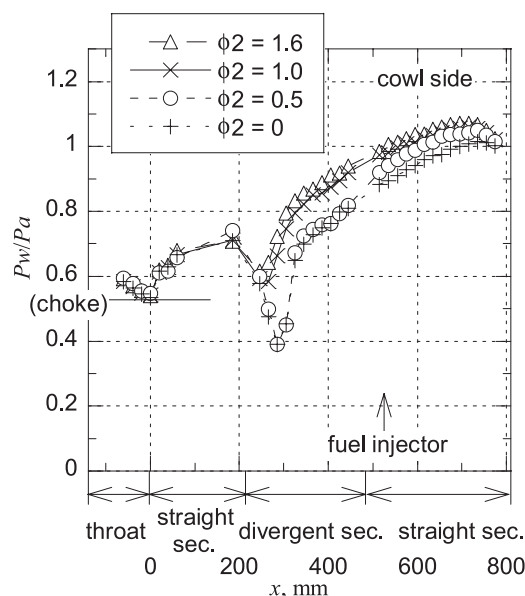


図12 出口収縮比の壁圧分布への影響

図13 下流平行部から噴射する燃料当量比 ϕ_2 の壁圧分布に与える影響

から1.0への増加では擬似衝撃波の開始位置が上流へ移動している。更に1.0から1.6への増加では発熱量が殆ど増加しないため、拡大部での圧力上昇はごく僅かであった。

3.8 下流平行部長さと燃料噴射位置

延長下流平行部状態での壁圧分布を図14に示す。燃料噴射位置は図4に示すとおりである。ロケット部の混合比 $(O/F)_r$ は7.8であり、8よりも僅かに低い。そのため図9に示すように基本設計状態よりも空気吸込み性能は劣

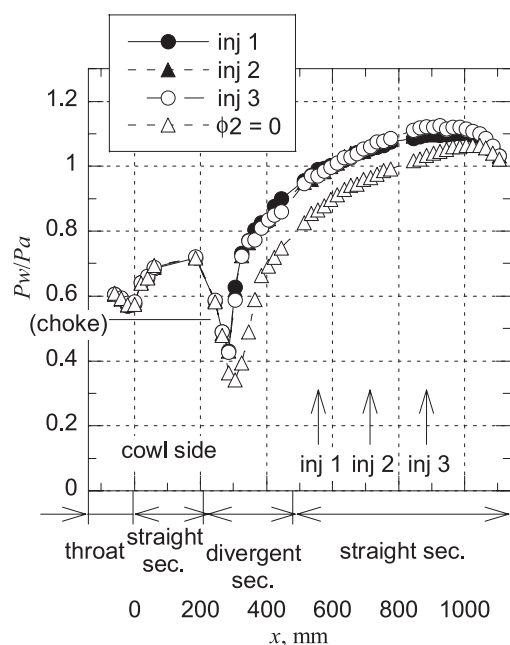


図14 下流平行部長さと燃料噴射位置が壁圧分布に及ぼす影響

り、上流スロート部でのチョークは僅かに達成されていない。

燃料噴射位置による壁圧分布の差異は無かった。更に基本設計状態である短い下流平行部状態と、圧力レベルおよび擬似衝撃波開始位置は殆ど同じであった。燃焼状態は燃料噴射位置によって影響されることはなく、また燃焼器長さの延長によって更に改善されることもなかった。

4. 結 論

複合サイクル燃焼器模型を用いて、エジェクタージェットモードにおける燃焼実験を、海面上静止大気状態で実施した。この実験から下記の事柄が明らかとなった。

(1) 複合サイクルエンジン燃焼器のエジェクタージェットモードにおける作動を実証した。すなわち空気はエジェクター効果によって吸込まれ入口スロート部でチョークし、ロケット排気と流入気流は拡大部入口付近で超音速となり、この超音速流は拡大部の擬似衝撃波を通過して亜音速に減速し、亜音速混合気は燃焼による発熱と断面積の収縮によって模型出口スロート部に向かって加速されて音速に達した。

(2) 実験によって達成された作動状態は、設計計算結果とよく一致した。

(3) ピトー圧測定およびガス採取結果から、模型出口での平均マッハ数は1.0であった。平均燃焼効率は0.8であった。

(4) 幾つかの設計変数の効果を調べた。その結果、入口収縮比は空気吸込み性能に、出口収縮比は燃焼器内の圧力レベルに影響した。ロケット部の混合比および燃焼圧は吸込み性能に影響した。下流平行部長さおよび燃料噴射位置は燃焼状態に影響しなかった。

謝 辞

模型設計において宇宙航空研究開発機構 富岡研究員の助言を得た。

参考文献

- 1 Escher, W. J. D., "A User's Primer for Comparative Assessments of All-Rocket and Rocket-Based Combined-Cycle Propulsion Systems for Advanced Earth-to-Orbit Space Transport Applications," AIAA Paper 95-2474, Jul. 1995.
- 2 Olds, J. R., and Bradford, J. E., "SCCREAM: A Conceptual Rocket-Based Combined-Cycle Engine Performance Analysis Tool," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 17, No. 2, 2001, pp. 333-339.
- 3 Siebenhaar, A., "Strutjet Evolves to Meet Air-Breathing Propulsion Challenges for the 21st Century," 13th International Symposium on Air-Breathing Engines, Paper 97-7135, Sep. 1997.
- 4 Lee, J., and Krivanek, T., "Design and Fabrication of the ISTAR Direct-Connect Combustor Experiment at the NASA Hypersonic Tunnel Facility," AIAA Paper 2005-0611, Jan. 2005.
- 5 Kanda, T., and Kudo, K., "Conceptual Study of a Combined-Cycle Engine for an Aerospace Plane," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 19, No. 5, 2003, pp. 859-867.
- 6 Kanda, T., Tani, K., and Kudo, K., "Conceptual Study of a Rocket-Ramjet Combined-Cycle Engine for an Aerospace Plane," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 23, No. 2, 2007, pp. 301-309.
- 7 Kubota, S., Tani, K., and Masuya, G., "Aerodynamic Performances of a Combined Cycle Inlet," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 22, No. 4, 2006, pp. 900-904.
- 8 Tani, K., Kanda, T., Kato, K., Sakuranaka, N., and Watanabe, S., "Designing and Aerodynamic Performance of the Combined Cycle Engine in a Hypersonic Flow," International Aeronautical Congress Paper, IAC-05-C 4.5.06, Fukuoka, Japan, Oct. 2005.
- 9 Kanda, T., and Tani, K., "Momentum Balance Model of Flow Field with Pseudo-Shock," JAXA Research and Development Report, JAXA-RR-06-037 E

- 10 Kanda, T., Chinzei, N., Kudo, K., and Murakami, A., "Dual-Mode Operation in a Scramjet Combustor," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 20, No. 4, 2004, pp. 760–763.
- 11 Kato, K., Kanda, T., Kobayashi, K., Kudo, K., and Murakami, A., "Downstream Ramjet-Mode Combustion in a Dual-Mode Scramjet Engine," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 22, No. 3, 2006, pp. 511–517.
- 12 Kato, K., Kanda, T., Kudo, K., and Murakami, A., "Mach-8 Tests of a Combined-Cycle Engine Combustor," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 23, No. 5, 2007, pp. 1018–1022.
- 13 Aoki, S., Lee, J., Masuya, G., Kanda, T., and Kudo, K., "Aerodynamic Experiment on an Ejector-Jet," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 21, No. 3, 2005, pp. 496–503.
- 14 Tani, K., Kanda, T., and Tokudome, S., "Aerodynamic Characteristics of the Combined Cycle Engine in an Ejector Jet Mode," AIAA Paper 2005-1210, Jan. 2005.
- 15 Tani, K., Kanda, T., and Tokudome, S., "Aerodynamic Characteristics of the Modified Combined Cycle Engine in Ejector-Jet Mode," AIAA Paper 2006-0224, Jan. 2006.
- 16 Bartz, D. R., "A Simple Equation for Rapid Estimation of Rocket Nozzle Convective Heat Transfer Coefficients," *Jet Propulsion*, Vol. 27, No. 1, 1957, pp. 49–51.
- 17 新野正之, 熊川彰長, 八柳信之, 五味広美, 鈴木昭夫, 坂本 博, 佐々木正樹, 柳川孝二, "小型溝構造液水冷却燃焼器の研究 (II) (水冷却燃焼実験)", 航空宇宙技術研究所報告, NAL TR-708, 1982年5月.
- 18 Mitani, T., Takahashi, M., Tomioka, S., Hiraiwa, T., and Tani, K., "Analyses and Application of Gas Sampling to Scramjet Engine Testing," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 15, No. 4, 1999, pp. 572–577.
- 19 Chapman, D. R., Kuehn, D. M., and Larson, H. K., "Investigation of Separated Flows in Supersonic and Subsonic Streams with Emphasis on the Effect of Transition," NACA Report TR-1356, 1958.
- 20 Schmucker, R. H., "Status of Flow Separation Prediction in Liquid Propellant Rocket Nozzles," NASA TM X-64890, Nov. 1974.
- 21 Mager, A., "On the Model of the Free, Shock-Separated, Turbulent Boundary Layer," *Journal of the Aeronautical Sciences*, Feb. 1956, pp. 181–184.
- 22 Korkegi, R. H., "Comparison of Shock-Induced Two- and Three-Dimensional Incipient Turbulent Separation," *AIAA Journal*, Vol. 13, No. 4, 1975, pp. 534–535.

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-07-011

発 行 平成 20 年 2 月 29 日

編集・発行 宇宙航空研究開発機構

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町 7-44-1

URL : <http://www.jaxa.jp/>

印刷・製本 (株) 東京プレス

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記をお願いいたします。

宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター

〒305-8505 茨城県つくば市千現 2-1-1

TEL : 029-868-2079 FAX : 029-868-2956

© 2008 宇宙航空研究開発機構

※ 本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工作することを禁じます。

