スクラムジェット用ガス採取管における反応凍結

(2) 超音速燃焼器を用いた検証実験^{*1}

Reaction Quenching in Gas Sampling Probes for Scramjet Testing

Part 2: Experimental Validation with a Supersonic Combustor

三 谷 徹^{*2}・佐 藤 茂^{*2}

Tohru MITANI, Shigeru SATO,

工 藤 賢 司^{*2}・村 上 淳 郎^{*2}

Kenji KUDOU, Atsuo MURAKAMI

泉 川 宗 男^{*2}

and Muneo IZUMIKAWA

Key Words: Propulsion, Combustion, Combustion Efficiency, Reaction Quenching**Abstract**

Quenching of reactions in probes is the prerequisite in measurements of combustion performance of engines by the gas sampling. In order to quantify degrees of the quenching in the probes used for scramjet testing, we tested four kinds of gas-sampling probes, three freezing-oriented and a reaction-oriented probes using a supersonic combustor operating with an $M 2.5$ air flow of the temperature up to 2250 K and compared the combustion efficiency (η_c) measured. The freezing-oriented probes yielded gas compositions consisting of partially burned H_2 and O_2 even at an air temperature of 2200 K. The pitot pressure indicated that the combustion took place in the supersonic combustor not in the probes. The freezing-oriented probes with the tip diameter of 0.3 mm indicated the correct η_c in the scramjet combustor.

1. は じ め に

我々はマッハ4から8飛行条件下で実施しているスクラムジェットエンジンの燃焼実験¹⁻⁶⁾において、ガス組成分析による燃焼性能測定を試みている。このガス採取法は採取過程で反応が凍結し、成分が保存されることを前提としている。しかしスクラムジェットエンジンに流入する空気総温は $M 6$ で 1500 K、 $M 8$ では 2600 K に達しその燃焼温度も高くなるため、 H_2 や O_2 の凍結は困難となる。例えば Anderson らは、2200 K まで昇温した空気を用いた超音速燃焼の実験

でガス採取を試みたが、採取したガス中で H_2 と O_2 が共存しないことからガス採取管内での凍結は不可能と結論した⁷⁻⁹⁾。

一方で Masuya らは同様な燃焼器実験、採取条件によりガス採取した結果、かなりの量の H_2 と O_2 の共存を観測した¹⁰⁻¹²⁾。1988 年の JANNAF 燃焼会議で Northam が指摘している¹³⁾ ように、エンジンでもその燃焼効率を直接測定し、エンジンの最適設計を図る必要がある。そこで角田センターではガス採取により空気や燃料のエンジン内 distortion や燃焼状態を検討している²⁻⁴⁾。そしてその測定精度を調べるために理論的研究を進め、反応凍結に必要な条件を臨界ダムケラ数として見積もった^{14,15)}。

これらの結果を実験的に証明するために、ここでは4種の採取管（凍結型として水冷ピトー管式2種、静圧管式1種、そして比較のために無冷却のピトー管式の反応型1種）を製作し、 $M 2.5$ 超音速燃焼器でのガス採取実験を行った。この実験では超音速燃焼ダクトを流れ反応器として用い、最高空気温度 2250 K で水素の燃焼効率をダクト出口で測定した。それと同時に燃焼ダクトの壁圧分布とピトー圧分布を測定し、燃焼の開始位置を推定することを試みたので報告する。

2. 実 験

2.1 超音速燃焼器 実験には水素を燃料として空気を加熱する燃焼加熱器 (Vitiation Air Heater: VAH) と第1図に示す超音速燃焼ダクトを使用した。燃焼加熱器ノズルマッハ数は 2.5 である。総圧は 1

^{*1} 平成9年6月9日原稿受理^{*2} 航空宇宙技術研究所角田研究センター

第1図 実験に用いた $M 2.5$ 燃焼加熱器ノズルと超音速燃焼膨脹ダクト

MPaに固定し、空気総温 (T_a) は 750 K から 2250 K まで変化させて実験を行った。燃焼加熱空気中の酸素濃度は $21 \pm 1\%$ に制御した。超音速ダクト入り口は断面 $94.3 \text{ W} \times 51 \text{ H}$ の矩形で、水平方向は平行壁である。入り口の燃料噴射部は長さ 155 mm で、その下流に上下方向に半頂角 1.7° の広がり角を有する長さ 600 mm の超音速燃焼ダクトにより出口断面 $94.3 \text{ W} \times 87 \text{ H}$ まで膨張させる。その開口比から計算すると超音速燃焼ダクト出口でのマッハ数は非燃焼時で約 3 である。しかし実際には境界層の発達によりマッハ数は 2.8 程度となっている。この実験装置とその流路内流れ場の一様性の精度、および境界層計測については文献 16) を参照されたい。

この採取管凍結実験では燃焼器を超音速の流れ反応器として用いるため、燃料噴射動圧がダクト内での燃料の混合に影響しないように swept ramp 型の水素噴射器を用いた。

2.2 ガス採取プローブ スクラムジェットの燃焼効率を測定する方法として Billig ら^{17,18)} は、燃焼ダクト排気全体を水スプレにより冷却し、その熱量収支から平均燃焼効率を測定した。しかしそのような装置では冷却速度に限界がある。ダクト内での燃焼反応を中断凍結し、燃焼効率を測定する場合には反応温度は静温の 1500 K から 3000 K 近い総温となり、反応は加速される。例えば H_2 /空気反応気の着火特性時間は 100 kPa で 10^{-6} 秒 (2500 K) から 10^{-5} 秒 (1500 K) である。また代表流速は 10^3 m/s のオーダーである。従って反応を中断させるための冷却特性長さは 0.1 cm から 1 cm のオーダー、冷却速度は 10^9 K/s

(2500 K) から 10^8 K/s (1500 K) と大きい。反応凍結に関してはこれまで火炎中の不安定成分や大気汚染成分の定量のため多くの研究がなされている。その中で Colket らは、 H_2 に比べて凍結し易い NO 反応においても冷却速度 10^8 K/s が必要と報告している¹⁹⁾。

この冷却速度を水滴蒸発で得ることは不可能である。Mitani による水スプレによる火炎抑制に関する研究²⁰⁾ によれば、 10^{-5} 秒で蒸発させるには水滴直径を 0.1 mm 以下にする必要がある。しかしそのような水滴ではその運動量が小さく、エンジン排気中心部までの貫通距離が取れない。もし大きな水滴を用いると蒸発速度が低下する。以上の理由から我々はガス採取プローブを改造し、反応凍結促進を試みた。

反応の進行し易さはダムケラ数 (冷却時間/反応時間) で定量化できる。その値は採取孔直径を d 、採取部の静圧と静温を P と $T(\text{K})$ とすれば、 $(d \cdot P)^2 \cdot \exp(-8450/T)$ に比例する¹⁵⁾。そこで d と P 、そして T を変化させるために、4 種のガス採取管を製作した (第 2 図)。凍結型採取管 (第 2 図(a)および(b)) は 2 重管の水冷式で、冷却水は先端から下流に向かって放出され外管を冷却する。その内の第 2 図(a)はチップ口径が 0.7 mm で流れ方向 6 mm の一定断面部で採取ガスを冷却し、その後内径 1 mm まで流路を広げる従来型のものである。

第 2 図(b)で示す今回新作したものは、チップ口径 0.3 mm で平行部は 0.6 mm と短くして摩擦閉塞を避けた。そしてその下流を半頂角 20° で内径 1.8 mm まで膨張させ、採取ガスを断熱膨張させながら冷却した。これらの採取管では先端の円錐半頂角を 30° で

製作し、チップ先端を鋭くすることにより衝撃波を内部流路に吸い込むように設計した。

しかしピトー管型の場合、チップ先端部の流れは低レイノルズ数の流れで粘性効果が強く、必ずしも衝撃波を飲み込めない可能性がある。そこで比較のために衝撃波が発生せず、温度が静温のままガスを吸引する静圧型採取管（第2図(c)）を製作した。もちろん静圧型の場合でも境界層内部で温度が回復するため、一部反応は進行する。そこでプローブ上面の採取孔径は1 mmとその部分の境界層厚さより大きくし、急速に吸引することにより境界層外の主流のガスを吸引するよう工夫した。これらの凍結型プローブの結果と比較するために、反応型プローブ（第2図(d)）を製作した。この採取管は無冷却のピトー圧管で、チップ表面で触媒反応を促進するために材質はNiとし、さらにガス採取の前にチップ先端の予熱時間を5秒設けた。

実験では燃焼ダクト出口の水平中心軸上に10 mm間隔で10本のプローブを持つ採取レークを1本設置した。凍結型採取管では真空のピストン式採取ビン(157 cc)に接続し、1.4秒間ガスを採取した。その場合採取完了後の採取ビン圧は局所ピトー圧の1/20程度になっている。採取後の低圧ガスはピストンと採取シリンジで圧縮し昇圧することにより（最大圧縮比70）、大気混入による汚染を防いだ。

第2図 実験に用いた凍結型ピトー管型((a)と(b))、静圧管型採取プローブ(c)および反応型採取プローブ(d) (単位はmm)

3. 供試流れ場の較正

採取プローブの反応凍結度を検定するためには、使用する反応場 (flow reactor) の詳細な較正が必要である。そこで最初に T_a を変えた場合の燃焼ダクト壁圧分布の変化を調べた。 T_a が1200 K以下の場合には水素を噴射しても壁圧変化は観察されなかった。さらに T_a が1800 K以下では壁圧に変化がなく、壁圧分布からは燃焼の形跡はなかった。しかしダクトからの排気を観察すると、ガス採取レークの有無に関係なく $T_a > 1250$ Kでダクト中央部に薄い輝炎が観察され、 T_a の上昇と共にその広がりや強度を増した。従って壁圧には現れないが、ダクト内部での燃焼は1250 K付近で既に始まっている。

燃焼ダクトは下流に向かって断面積が増すため、壁圧は流れに沿って低下し、ダクト出口で過膨張となり流れは剥離した。そこで壁圧分布と壁面からのガス採取によりダクト壁面における剥離域を調べた。剥離開始点とその衝撃波角から計算すると、低温時には10本のプローブの内中央の第5と第6プローブのみ ($z = \pm 5$ mm) が剥離衝撃波の上流にあり、コア流れのピトー圧を測定していることが分かった。しかし T_a 上昇に伴い燃焼が活発になると壁圧が上昇し剥離にくくなる。例えば2080 Kの場合流れは最下流壁圧測定点 (出口端から0.5 mm上流) までダクトに付着しており、剥離していないことを確認した。

第3図に燃焼ダクト出口中心線上で測定した局所燃料当量比分布を示す。実線は全体当量比が0.2の場合、破線は0.5の場合である。全体当量比0.5の場合で、かつ T_a が高い2190 Kの時には中心軸上の局所当量比はほぼ一様で約1付近に分布している。しかし T_a が低くなると、ダクト中央部の燃料濃度が低下し始め、さらに T_a が1210 K以下になると第3図の○

第3図 凍結型プローブで採取されたガス組成の空気温度による変化と燃焼効率と局所当量比

で示すように当量比分布は凹分布になる。これは空気のエンタルピーに比べて燃焼による発生エンタルピーが過大になり、燃焼により流れ場が変化したことを示している。

一方□印と■印、そして●印を比較すると分かるように、燃料が薄い当量比0.2の時には流れは空気温度に依存せず、混合と燃焼の相互干渉は無視できる。今回のガス採取管の凍結実験の場合には超音速燃焼ダクトを流れ反応器として、噴射した水素をトレーサとして用いるため、このような燃焼と流れ場との干渉は望ましくない。そこで我々は当量比0.2の希薄燃焼域で実験を行った。

希薄燃焼域を選んだもう1つの理由は、時間的燃料濃度変動が測定燃焼効率に及ぼす影響を避けるためである。ガス採取で H_2 と O_2 の共存は必ずしも反応凍結を意味しない。例えば第3図で見るように全体当量比0.5の場合でも中心軸上の燃料濃度は高く、ガス採取で測定される時間平均当量比は局所的に1の近くになっている。当量比1前後の乱流混合した流れの場合、プローブは交互に燃料過濃と希薄な燃料塊をサンプルすることになる。その結果、仮にそれぞれの燃焼効率が100%であっても反応で残った H_2 と O_2 が採取ビン内で混合、検出されるため低めの燃焼効率を導く。そのため我々は全体当量比で0.2の希薄域で実験を行い、瞬時値当量比が1を越えることのないように実験を設定した。

4. 実験結果と考察

4.1 採取ガス組成への選択拡散効果 Reisらは、超音速流中でのガス採取においてプローブ先端に形成される衝撃波の強い圧力勾配により、分子量の小さな成分がプローブを避けて流れる選択拡散の可能性を指摘している^{21,22)}。この現象が起きるとプローブで採取されるガス組成は重い成分を多く含むことになり、燃焼効率のみならず当量比に関しても誤った結果を導く。そこで最初にエンジン入り口と出口での水素と空気の収支を比べることにより、当量比測定の信頼性を検討した。

しかしMurakamiらのVAHの較正実験データ¹⁶⁾を見ても、また別途実施しているスクラムジェットエンジン試験²⁾においても空気に比べて水素流量の欠損は観測されていない。このように少なくとも我々の実験において選択拡散現象は重要でないことが確認できた。その原因は我々の用いたプローブが小さく、偏流を生じる程衝撃波離脱距離間での粒子の滞在時間が長くないためである。プローブ入り口で作られる衝撃波の構造やそこでの滞在時間については文献23)を参照

されたい。

4.2 燃焼効率測定結果 ガス組成から超音速ダクト内の燃焼状態を調べた。反応型プローブでは T_a で875 K以下では燃焼を検出せずに H_2 は完全に残り、一方910 K以上では全 H_2 が消費される all or nothing の挙動を示した。これは熱暴走と呼ばれる現象である。すなわち少しでも反応が始まるとその発熱で反応温度が上昇しさらに反応を加速し、最終的には熱爆発を起こす。この熱暴走が起きると反応物は完全に消費され、 H_2 と O_2 は共存できなくなる。

Andersonら⁷⁾は同様な実験条件、プローブで H_2 と O_2 が共存できなかったと報告しているが、我々の実験では H_2 と O_2 の共存が観測された。第4図に T_a を1200 Kから2250 Kに変化させた時の凍結型プローブでダクト中央部で採取したガスの組成の1例を示す。棒グラフの下には採取時の空気温度を、グラフの中に局所燃焼効率を、そしてグラフの上には局所当量比を示す。燃料当量比が0.3で $T_a=1200$ K以下の時には15%の未燃焼の H_2 が混じっており、燃焼効率は11%であった。1560 Kではダクト中央部では水素は消費され、燃焼効率は97%であった。 T_a を2190 Kまで上げると燃焼効率は98%以上となった。

第4図には局所当量比が1の場合の結果も載せた。この当量比の場合には燃料濃度が高いために酸素はかなり消費されているが、採取ガスには10.4%の H_2 と9.3%の O_2 が共存し、その組成から燃焼効率を計算すると82%となった。また平衡組成を計算すると、平衡(反応)温度は2780 Kで、2.7%のOH、0.7%のH、そして0.5%のO原子を含む。

このチップ口径0.3 mmのプローブ・レークと157 ccの採取容器を用いて測定した、燃焼ダクト中心線上でスパン方向燃焼効率分布を第5図に示す。 T_a が

第4図 燃焼ダクト出口における水素の局所当量比分布 (全体当量比0.2および0.5)

1200 K より低い場合には酸素消費の形跡はなかった。しかし 1200 K を越えるとダクト中央部の燃焼効率が上昇し始め、 T_a と共にその燃焼域も広がった。例えば 1300 K の時中央部の燃焼効率は 50%，1400 K では 90% となっている。そして空気温度が 2160 K になると、ダクト全体の燃焼効率は 97% 以上となり、 H_2 は完全に消費された。このように採取ガスの組成変化から燃焼効率の変化が読み取れた。しかし問題は、観測された H_2 の消費が燃焼ダクトで生じたものか、それともガス採取プローブ内の反応によるものかである。

4.3 超音速燃焼によるピトー圧変化 第6図に VAH 出口（超音速燃焼器入り口）と燃焼器出口の中心軸上で測定したピトー圧分布を示す。VAH 出口でのピトー圧は最外側（境界層内）の 2 本を除き一様で、VAH ノズルが $M 2.5$ の波消しとなっていることが分かる。また図で $T_a=1200$ K までのピトー圧が凹分布を示す理由は、外側の 6 本のプローブが剥離流

第5図 チップ口径 0.3 mm の凍結型プローブで測定された局所燃焼効率分布

第6図 スパン方向ピトー圧分布の空気温度による変化 (VAH 総圧: $P_0=1$ MPa)

も含む厚い境界層流れを、第4と第7プローブが剥離衝撃波により減速された流れ場を、そして中央の2本のプローブはコア流を捕えているためである。

図の●印 (810 K) と○印 (1200 K) の比較から、 T_a が 1200 K 以下ではピトー圧分布は燃料噴射の有無により変化せず、ダクト内部で燃焼等の流れ場の変化は起きていない。 T_a が 1300 K 以上になるとピトー圧は低下を始め、図のマ印で示すように 1460 K になるとダクト中央部のピトー圧が 300 kPa に低下している。同時にガス組成による燃焼効率も上昇することから、このピトー圧の低下は燃焼によるものであることが分かる。このピトー圧の低下は空気温度の上昇と共に大きくなり、 $T_a=2190$ K の時にはピトー圧は 0.2 MPa まで低下した。またその低下域はダクト全域に広がっている。

第7図にはダクト最下流で測定した壁圧と中心部で測定したピトー圧の空気温度依存性をまとめた。VAH 総圧で無次元化したピトー圧は $T_a=1250$ K 付近まで 0.4 を保ち、その値は開口比とダクト内摩擦損失を考慮して得られるダクト出口マッハ数に相当している。そして $T_a>1250$ K からは T_a と共に単調に減少した。一方壁圧は 1600 K 以上になると変化し始め、その後は直線的に上昇した。その結果出口マッハ数は非燃焼時の $M 2.8$ から、 $T_a=2200$ K では 1.6 まで低下した。

ピトー圧低下は超音速燃焼に伴う総圧低下によるものである。亜音速流での発熱による総圧低下は無視でき、例えば亜音速で総温 1500 K から 2000 K までの昇温に相当する発熱ではその総圧低下は高々 3% 程度である。一方超音速流中での総圧減少はその 10 倍大きい。そこで流管断面積を一定としてレーリ過程とピトー管先端の垂直衝撃波による損失過程を直列過程として考えると、超音速流での発熱による総圧損失が増しても、同時にマッハ数が減少し垂直衝撃波での損失

第7図 ピトー圧およびダクト出口静圧の空気総温との関係 (VAH 総圧: $P_0=1$ MPa)

は減少する。その結果、超音速燃焼によってピトー圧は低下するものの、その変化率はそれ程大きくない。

しかし実験では空気総温が1250 Kを越えダクト内で燃焼が始まると、ピトー圧は減少し超音速燃焼に対して敏感に応答した。この理由は部分燃焼時には発熱に伴い流管断面積が増大し、レーリで計算される程にはマッハ数が低下しないためである。流れはプレイトン過程に近くなり、その結果流れの超音速流の総圧は、発熱とピトー管前方の垂直衝撃波による損失を2重に受け、大きく低下する。

このようにダクト内の燃焼に関してはピトー圧測定の方が壁圧より感度が高いことが分かる。これまで超音速燃焼の研究において壁圧分布から燃焼効率を見積もり、流れ方向の燃焼の発達を議論、あるいはCFDの結果と照合することが多くされてきた²⁴⁻²⁶⁾。しかし今回の実験結果から壁圧測定は、ダクト中央部に局限された弱い発熱(燃焼)に対しては検出感度が低く、燃焼効率を過小評価する可能性があることが分かった。

4.4 採取方法による凍結度の変化 今回製作したプローブが凍結側に機能していることは定性的には確認できた。しかしその凍結の完結度を定量的に調べるために、全体当量比を0.2, $1460\text{ K} < T_a < 1510\text{ K}$ に保ちながら凍結型プローブを用いて測定した燃焼効率を第8図に比較した。実線は0.3dチップ口径、破線は0.7 mm口径のプローブの結果である。図には口径の横に採取容器の大きさも記載した。採取容器を大きくすればそれだけ採取部の圧力が低下し、凍結側に働く。しかしチップ口径0.7 mmの場合には採取容器の影響は観察できなかった。図から明らかなように、チップ口径を小さくすると燃焼効率は低下し、さらに採取ビン容積を大きくした方が凍結側の結果を導く。これらの結果は採取管ダムケラ数が $(P \cdot d)^2$ に比例する

第8図 種々のガス採取管によって測定されたスパン方向燃焼効率分布

解析結果から説明できる。

静圧型は衝撃波を作らず採取ガスは高々500 Kから700 Kの静温で吸引されるため、ピトー管型に比較して凍結ははるかに容易である。図で静圧型採取管で測定した燃焼効率のスパン方向分布(○印)はチップ口径0.3 mmの結果と一致している。この結果はダクト中央部($z = \pm 5\text{ mm}$ での平均値)の燃焼効率と T_a の関係をまとめた第9図でより明確に確認できる。反応型採取管(△印)は $T_a > 900\text{ K}$ で自発着火している。凍結型採取管でも0.7 mm径のもの(□)は1200 Kで既に90%の燃焼効率を示した。一方チップ口径0.3 mmのピトー型(●)と静圧型採取管(○)の結果は輝炎の発生と同期し、1250 Kから燃焼の発生を検知し、両者の燃焼効率は一致した。

このように今回用いた0.3 mmチップ口径を有するプローブでは、スクラムジェットエンジン排気において十分反応を凍結でき、得られた成分から正しく燃焼や流れ特性量を見積もることができた。現在 T_a で2650 KのM8飛行条件下でのスクラムジェットエンジン燃焼試験を計画している。このような高温気流でエンジン燃焼が始まるとその燃焼は反応律速から混合律速に近くなる。そのため採取管内の流れがいわゆるプラグ流となり、そこでの混合さえ抑えればその燃焼(混合)効率の測定はかえって容易になる。今後これらのエンジン試験にガス採取法を適用し、今後発達するであろうレーザを用いた光学測定法の較正データとしても使えるデータの蓄積を図る予定である。

5. 結 論

ガス採取法によりスクラムジェットの燃焼性能を調べるために、極力反応凍結するように設計したプローブと反応が進むプローブを製作し、超音速燃焼器を用いて反応凍結度を比較した。その結果以下の結論が得られた。

第9図 ダクト中央部での燃焼効率と空気総温との関係

- 1) 直結式燃焼器の入り口と出口で空気と水素の流束密度を積分し、流量収支を調べた。その結果上流に形成される衝撃波により重い成分が選択的にプローブに採取されるとする選択拡散現象は観測されなかった。
- 2) 反応型ガス採取管でも T_a が 875 K 以下の場合反応は起きなかった。しかし T_a が 910 K を越えるとプローブ内で自発着火した。この熱暴走現象が起きると採取したガス内の反応を中断することは困難で、 H_2 と O_2 の共存は不可能となる。
- 3) 一方、凍結型プローブでは T_a が 1200 K を越えると燃焼を示すガス組成が得られ、燃焼効率は T_a と共に 0% から 100% に上昇した。そして H_2 と O_2 の共存が 2000 K 付近まで観察された。この燃焼効率の変化は凍結型プローブ内での反応凍結を示唆している。
- 4) しかしチップ口径 0.7 mm のピトー管型採取では凍結は不十分であった。一方チップ口径 0.3 mm 採取管の結果は静圧型採取による結果と一致し、採取管内で十分反応凍結していることが確認できた。
- 5) ピトー圧はダクト内での燃焼の開始を感度良く検知したが、壁圧分布には変化は見られなかった。壁圧分布による燃焼効率見積りもは過小評価の可能性がある。

この研究に当たり航空宇宙技術研究所角田研究センターの鎮西信夫氏および東北大学工学部の升谷五郎氏から多くの助言を得た。付記して謝意を表する。

参 考 文 献

- 1) Kanda, T., Hiraiwa, T., Mitani, T., Tomioka, S. and Chinzei, N.: M6 Testing of a Scramjet Engine Model, *J. Prop. Power*, **13** (1997), pp. 543-551.
- 2) Mitani, T., Hiraiwa, T., Sato, S., Tomioka, S., Kanda, T. and Tani, K.: Comparison of Scramjet Engine Performance in Mach 6 Vitiated and Storage-Heated Air, *J. Prop. Power*, **13** (1997), pp. 635-642.
- 3) Hiraiwa, T., Sato, S., Tomioka, S. and Kanda, T.: Testing of a Scramjet Engine Model in Mach 6 Vitiation Air Flow, *AIAA Paper 97-0292*, 1997.
- 4) Sato, S., Izumikawa, M., Tomioka, S. and Mitani, T.: Scramjet Engine Test at the Mach 6 Flight Condition, *AIAA Paper 97-3021*, 1997.
- 5) Tani, K., Kanda, T., Sunami, T., Hiraiwa, T. and Tomioka, S.: Geometrical Effects to Aerodynamic Performance of Scramjet Engine, *AIAA Paper 97-3018*, 1997.
- 6) Sunami, T., Sakuranaka, N., Tani, K., Hiraiwa, T. and Shimura, T.: Mach 4 Tests of a Scramjet Engine—Effects of Isolator, 13th ISABE, Chatanuga, Tennessee, 1997.
- 7) Anderson, G. Y. and Gooderum, P. B.: Exploratory Tests of Two Strut Fuel Injectors for Supersonic Combustion, NASA TN D-7581, 1974.
- 8) Eggers, J. M., Reagon, P. G. and Gooderum, P. B.: Combustion of Hydrogen in a Two-Dimensional Duct with Step Fuel Injectors, NASA TP 1159, 1978.
- 9) McClinton, C. R.: Interaction between Step Fuel Injectors on Opposite Walls in a Supersonic Combustor Model, NASA TP 1174, 1978.
- 10) Chinzei, N., Komuro, T., Kudou, K., Murakami, A., Tani, K., Masuya, G. and Wakamatsu, Y.: Effects of Injector Geometry on Scramjet Combustor Performance, *J. Prop. Power*, **1** (1993), pp. 146-152.
- 11) Masuya, G., Komuro, T., Murakami, A., Shinozaki, N., Nakamura, A., Murayama, M. and Ohwaki, K.: Ignition and Combustion Performance of Scramjet Combustor with Fuel Injection Struts, *J. Prop. Power*, **11** (1995), pp. 301-307.
- 12) Masuya, G., Uemoto, T., Wakana, Y., Kudo, K., Murakami, A. and Komuro, Y.: Performance Evaluation of Scramjet Combustors, 13th ISABE, Chatanuga, Tennessee, 1997.
- 13) Northam, G. B.: Report on Combustion in Supersonic Flow, 22nd JANNAF Comb. Meeting, pp. 399-410, 1988.
- 14) Mitani, T.: Quenching of Reaction in Gas Sampling Probes to Measure Scramjet Engine Performance, 26th Symp. (Int.) on Comb., Naples, 1996.
- 15) 三谷 徹, 泉川宗男, 平岩徹夫, 富岡定毅, 谷香一郎: スクラムジェット用ガス採取管における反応凍結(1)理論解析, 日本航空宇宙学会誌, **46** (1998), pp. 660-667.
- 16) Murakami, A., Komuro, T., Kudo, K., Masuya, G. and Chinzei, N.: An Air Heater for Scramjet Combustor Test, NAL TR-912, 1986 (in Japanese).
- 17) Billig, F. S., Dugger, G. L. and Waltrup, P. J.: Inlet-Combustor Interface Problems in Scramjet Engines, First Int. Symp. on Air Breathing Engines, Marseille, 1972.
- 18) Orth, R. C., Billig, F. S. and Grenleski, S. E.: Measurement Techniques for Supersonic Combustion Testing, *AIAA Progress in Astronautics and Aeronautics*, Vol. 34, 1974, pp. 263-282.
- 19) Colket, M. B., III, Chiappetta, L., Guile, R. N., Zablielski, M. F. and Seery, D. J.: Measurements; Diagnostics, Internal Aerodynamics of Gas Sampling Probes, *Comb. Flame*, **44** (1982), pp. 3-14.
- 20) Mitani, T.: A Flame Inhibition Theory by Inert Dust and Spray, *Comb. Flame*, **43** (1981), pp. 243-253.
- 21) Reis, V. H. and Fenn, J. B.: Separation of Gas Mixtures in Supersonic Jets, *J. Chem. Phys.*, **39** (1963), pp. 3240-3250.
- 22) Waitz, I. A., Marble, F. E. and Zukoski, E. E.: Investigation of a Contoured Wall Injector for Hypervelocity Mixing Augmentation, *AIAA J.*, **31** (1993), pp. 1014-1021.
- 23) Mitani, T., Takahashi, M., Tomioka, S., Hiraiwa, T. and Tani, K.: Measurements of Scramjet Engine Performance by Gas Sampling, *AIAA Paper 98-1590*, AIAA 8th Int. Space Plane Conf., Norfolk, 1998.
- 24) Riggins, D. W., McClinton, C. R., Rogers, R. C. and Bittner, R. D.: Investigation of Scramjet Injection Strategies for High Mach Number Flows, *J. Prop. Power*, **11** (1995), pp. 409-418.
- 25) Northam, G. B., Rogers, R. C. and Diskin, G. S.: CFD Prediction of the Reacting Flowfield Inside a Subscale Scramjet Combustor, *AIAA Paper 88-3259*, 1988.
- 26) Krishnamurthy, R., Rogers, R. C. and Tiwari, S. N.: Numerical Study of Hypervelocity Flows through a Scramjet Combustor, *J. Prop. Power*, **13** (1997), pp. 131-141.