ラムジェットエンジン試験設備^{*1}

(その2) 風洞気流検定試験

平 岩 徹 夫^{*2}・櫻 中 登^{*2}
 荻 田 丈 士^{*2}・富 岡 定 毅^{*2}
 佐 藤 茂 夫^{*2}・三 谷 徹^{*2}
 遠 藤 将 夫^{*3}

Key Words: Compressible Flow, Wind Tunnel, Nozzle, Scramjet Engine

1. ま え が き

次世代の宇宙往還システム用に、ロケットエンジン

著 者 紹 介

平岩 徹夫 (正会員)

昭和 39 年生。愛知県出身。平成 3 年東北大学大学院工学研究科修士課程修了。同年航空宇宙技術研究所角田支所(現角田宇宙推進技術研究センター)入所。スクラムジェットエンジン、ノズルの研究に従事。現在、ラムジェット燃焼研究室研究員。日本機械学会、AIAA 会員。

櫻中 登 (正会員)

昭和 30 年生。山形県出身。昭和 39 年山形県立寒河江工業高等学校機械科卒業。同年航空宇宙技術研究所入所。液体ロケット燃焼、同高空性能の研究やスクラムジェットなどの研究に従事。現在、ラムジェット制御研究室研究員。

荻田 丈士 (正会員)

昭和 35 年生。昭和 59 年東京大学大学院工学系研究科修士課程修了。同年航空宇宙技術研究所角田支所入所。液体ロケットエンジンシステムやスクラムジェットなどの研究に従事。現在、ラムジェット推進研究部主任研究官。日本機械学会会員。

だけでなく空気吸い込みエンジンを持つ機体の研究が進められている。このような宇宙往還機用の空気取り入れ型エンジンとして、ラム/スクラムジェットエンジンの研究が進められている。航空宇宙技術研究所角田宇宙推進技術研究センターでは、超音速エンジン風洞試験設備(Ramjet Engine Test Facility, 以下 RJTF)を運用し、飛行マッハ数 4 から 6 状態で無冷却スクラムジェットエンジンを、飛行マッハ数 8 状態で水冷却エンジンの燃焼試験を進めている¹⁾。

RJTF は蒸気エゼクタを用いて低圧環境を作りつ

富岡 定毅 (正会員)

昭和 40 年生。東京都出身。平成 5 年東京大学大学院工学系研究科博士課程修了。工学博士。同年航空宇宙技術研究所角田支所入所。現在ラムジェット燃焼研究室研究員。超音速燃焼、スクラムジェットなどの研究に従事。AIAA 会員。

佐藤 茂 (正会員)

昭和 32 年生。宮城県出身。昭和 61 年東京大学大学院工学系研究科博士課程修了。工学博士。平成元年航空宇宙技術研究所角田支所入所。平成 3~4 年カリフォルニア工科大学客員研究員。現在、ラムジェット推進研究部主任研究官。日本機械学会会員。

三谷 徹 (正会員) 第 44 巻第 510 号参照

遠藤 将夫 (正会員)

昭和 37 年生。東京都出身。昭和 61 年東京大学工学部航空工学科卒業。同年(株)神戸製鋼所入社。現在、エネルギー・化学本部技術部航空宇宙 Gr.

^{*1}平成 8 年 1 月 26 日、第 36 回航空原動機・宇宙推進講演会にて講演。平成 8 年 2 月 5 日原稿受理 Ramjet Engine Test Facility (Part 2) Calibration of Nozzle Flow

^{*2}航空宇宙技術研究所角田宇宙推進技術研究センター Tetsuo HIRAIWA, Noboru SAKURANAKA, Takeshi KANDA, Sadatake TOMIOKA, Shigeru SATO, Toru MITANI

^{*3}(株)神戸製鋼所 Masao ENDO

つ、超音速流を作り出せる自由噴流型の風洞であり、想定される飛行環境下でのエンジン性能試験を行うことができる。このように風洞を用いて空気取り入れ型のエンジン内の燃焼状態や燃焼器の評価を行う場合、エンジンに流入する気流の状態を知っておく必要がある。特にスクラムジェットエンジンの場合は設備のノズル上で発達する境界層も吸い込むことになるため、気流の詳細な検定が必要である。

この報告では、エンジン試験に先立って行った風洞検定試験の結果について報告する。RJTFの設備ノズルが作りだす風洞気流の主流マッハ数分布、全温分布などのほか、空気加熱方式によっては粉塵やラジカル、 H_2O などが気流に含まれ実際の気流と異なる場合があるので、粉塵の回収やガスサンプリングも行った。また、水冷却した全圧プローブを設備ノズル出口下面に設置して、設備ノズルの境界層速度分布を計測し、境界層厚さを調べた。これらの計測結果から、エンジン性能試験を行うのに必要な条件を満たしているかどうかについて検討した。

2. RJTF 設備概要および実験方法

ここでは、RJTFの気流に関する項目について述べる。RJTFの設備や運転方式などについての詳細は文献²⁾を参照されたい。

2.1 RJTF 空気加熱器 飛行条件相当の超音速気流を作り出すためには、あらかじめ空気を加熱しておく必要がある。RJTFでは2種類の空気加熱器が使われている。一つはアルミナ製のコアドリックを充填し、プロパンバーナで加熱する蓄熱体方式の加熱器(Storage Air Heater, 以下SAH)、もう一つは常温の水素、酸素を空気流中に噴射、燃焼させて加熱する燃焼加熱器(Vitiation Air Heater, 以下VAH)で

ある。これらの加熱器を用いて模擬できる飛行条件と加熱方法について第1表にまとめた。SAHは蓄熱体方式のため、VAHのように燃焼ガスによる模擬空気の汚染は考えられないが粉塵を発生させる。VAHを使用すると、燃焼によって飛行状態の気流と異なる模擬空気となる。そこでM6条件では、2種類の加熱方式それぞれ単独で風洞試験ができるようにして加熱方式の違いによるエンジンへの影響を調べることができるようにした。したがって飛行条件は3種類だが、設備条件は4種類あり加熱器を切り替えて実験を行う。M8条件では両加熱器を併用して、全温2600 K、全圧10 MPaの気流を作り出すようになっている。

2.2 設備ノズル 加熱器によって加熱された後、高温高圧の空気を設備ノズルに導きエンジンが設置されている低圧室内に高速の気流を作る。設備ノズルは、飛行条件に応じて3種類用意した(第1表参照)。スクラムジェットエンジンに流入する気流のマッハ数は、機体前方に生ずる衝撃波を通り抜けるため飛行マッハ数より低い値になる。よって、M4条件用に出口マッハ数3.41を与えるノズル(以下M3.41ノズル)、M6S(SAH使用の場合)およびM6V(VAH使用)条件用にM5.30ノズル、M8条件用にM6.73ノズルの3種類を実験条件に応じて交換して用いる。第1表には設備ノズル出口での気流条件について示した。これらの値は準一次元平衡計算から得られたものである。ノズル出口の単位レイノルズ数はどの条件でも 10^6 を越えており、ノズル内に発達する境界層は出口にて乱流境界層になっている。M6条件はM5.30ノズルを使用するが、加熱方式の違いにより気流の比熱比が異なるためM6Vの出口マッハ数はM6Sの場合より低めになっている。

第1図に設備ノズルの側面からみたコンタ形状を示

第1表 RJTF 設備および気流条件

Flight condition				
Mach number	8	6	4	
Altitude	35 km	25 km	20 km	
Facility condition				
Heater	M 8 SAH + VAH	M 6 V VAH	M 6 S SAH	M 4 SAH
Total temperature	2600 K	1584 K	1655 K	872 K
Total pressure	10.0 MPa	5.25 MPa	4.78 MPa	0.86 MPa
Nozzle exit condition				
Mach number	6.73	5.15	5.30	3.41
Velocity	2546 m/sec	1808 m/sec	1764 m/sec	1132 m/sec
Static temperature	324 K	285 K	275 K	274 K
Static pressure	1.6 kPa	6.2 kPa	5.3 kPa	12.3 kPa
Reynolds Number	$2.11 \times 10^6/m$	$7.79 \times 10^6/m$	$6.84 \times 10^6/m$	$10.1 \times 10^6/m$
Specific heat ratio	1.378	1.384	1.400	1.400

第1図 RJTF 設備ノズル上下面形状

第2図 M6.73 ノズル断面形状図（スロートから Section 2）

す 第1図上に示すのは M3.41（上半分）と M5.30 ノズル（下半分）であり、両者とも上下方向のみ壁面が開く二次元ノズルである。スロート寸法はそれぞれ高さ 74.4 mm および 12 mm、幅 510 mm あり、M3.41 ノズルでは無冷却ブロック、M5.30 ノズルではジルコニア製の水冷却構造になっている。これらのノズルの下流膨張部は共用しているが、両条件ともに波消しになるよう設計した。

M6.73 ノズルは、二次元形状にするとスロート幅が狭くなりすぎるため、上下左右の側壁が開く三次元形状とした。流路内断面は、スロート (32.5×32.5 mm) から出口まで正方形である。出口は 510×510 mm の正方形であり、3種類のノズルとも同じ寸法である。M6.73 ノズルを含め、設備ノズルは上面が軸方向に下面より長めで、ノズル出口が軸方向に対して傾いている。これはノズル出口を上端をエンジンに近づけることで、ノズル出口端面から発生する膨張波や圧縮波が、エンジン上部の切り吹き部からエンジンインレット内部に入射しないようにするためである。

M3.41 および M5.30 ノズルのノズル壁面形状は、特性曲線法を用いて非粘性コアを計算したうえで、境界層排除厚さを加えて決定した。その後、粘性計算を行って気流の一様性を確かめている。M6.73 ノズルは流路断面を三次元形状とするため、気体の解離、再結合を考慮した流線追跡法を使用して非粘性コアの形状を決定した³⁾。第2図右に示すように計算結果の断面形状は歪んだ正方形となったが、計算結果のとおりにはノズルを製作することは困難であるため近似的に正方形断面とした（第2図左）。ノズル流の排除厚さは断面形状の近似量より大きいいため、このような形状変更が主流に及ぼす影響はないと考えた。このノズルの場合も最終的にコンタに対し排除厚さを加えた形状を求めた上で製作した。

2.3 実験方法 実験は設備ノズル出口にて、以下に示す3項目について行った。

2.3.1 主流のマッハ数、全圧、全温分布測定 非粘性コアのマッハ数等の分布を測定するために、ピトー圧レークと全温管レークを使用した。レークには全

温管もしくはピトー管がそれぞれ7本あり、このレークを3本一組として設備ノズル出口に設置した。M4とM6条件ではレークは無冷却、M8条件では水冷却している。ピトー管の内径は $\phi 4$ mm、全温管の熱電対は $\phi 1.5$ mmの白金ロジウムを使用した。熱電対に外径3.2 mm、厚さ0.5 mmのインコネル製シールドを取り付けたことにより、プローブの輻射損失はM4条件では10 K、M6条件では26 Kと見積もられた。ノズル断面内の測定点は全温、ピトー圧ともにM4とM6S条件では21点、M8とM6V条件では42点である。M8、M6V条件での測定点数が多いのは、VAH内の、水素、酸素のインジェクタの個数が少なく、気流が一樣流にならない可能性があるためである。なおM8条件の全温は熱電対による計測は不可能であるので、VAH入り口での全温と、供給した空気、酸素、水素流量およびガスサンプリングから得られる出口のガス組成分布から平衡計算により求めた。

2.3.2 主流中の酸素などの成分分布や粉塵濃度の測定 ガスサンプリングは、ピトー管レークを代用してサンプリングボトルに採集して行った。実験後ガスクロマトグラフィーを使用して、組成を求めた。粉塵はノズル中央部に内径10.6 mmの採取管を用意して採取した。採取した空気を水に通して、含まれる粉塵を回収した。水に通す際に空気流量を求め、単位空気流量中の粉塵濃度を求めた。粉塵は水に含まれたあと、Coulter カウンタを用いて粒径、個数を求めた。

2.3.3 設備ノズル下面境界層の速度分布の測定 ノズル出口速度境界層はピトー圧レーク(10 mm間隔)をノズル下面出口に設置し、実験毎に高さ方向にレークをトラバースして計測した。ピトー管の内径は $\phi 0.9$ mmで先端は水冷却されている。境界層の厚さ

がノズル幅方向に変化する可能性があるため、レークの位置を変えて測定した。

3. 実験結果および検討

3.1 主流状態計測結果

3.1.1 M4条件主流状態 第3図にノズル出口断面でのマッハ数および全温分布を示す。図中の○は計測位置を、図の外枠太線はノズル出口側壁(510×510 mm)を示している。全温分布は左右方向に对称になっており、ノズル中心部が900 K以上、左右に880 K以下の温度が観測されている。左右方向には約20 Kの温度差があり、この温度差はノズル出口平均温度の約2%に相当する。

ピトー圧計測の結果、ピトー圧分布はノズル断面ではほぼ一様でありノズル内部に衝撃波が生じていないことがわかった。これはノズル分割部の繋ぎ目が十分なめらかであり、気流を乱していないことを示す。そのためノズル出口マッハ数は、ノズル内部での膨張過程に全圧損失がないと仮定し、レイリーのピトー管関係式から算出した。ノズル出口の静圧はノズル出口下面で計測された値を用いた。第3図右で示すように、マッハ数は 3.45 ± 0.01 で一様であった。マッハ数分布には全温分布のような左右方向の対称性はなく、上下方向に对称な分布を示している。

3.1.2 M6S条件主流状態 第4図に全温、マッハ数分布を示す。M4条件と同様に21点で測定を行った。全温分布はM3.40ノズルの結果と同様に左右方向に对称な分布を示している。ノズル中心部に2箇所温度ピークがあり、温度は1600 Kを示した。左右方向の温度勾配はM4条件の場合より大きく、温度差は約100 K生じている。また中心軸上をみると、上下端面に1550 Kの最低点があり、上下方向温度差

第3図 M4飛行条件設備ノズル出口全温分布(左, 単位 K), マッハ数分布(右)

第4図 M6S 飛行条件設備ノズル出口全温分布（左、単位 K）、マッハ数分布（右）

第5図 M6V 飛行条件設備ノズル出口全温分布（左、単位 K）、マッハ数分布（右）

は 50 K になった。上下方向分布は平均値の $\pm 1.5\%$ であるが、左右方向は $\pm 3\%$ に相当する。しかし、現在使用しているスクラムジェットエンジンは幅 200 mm であるため、この範囲内での左右方向温度差は 50 K となりエンジンに流入する気流はほぼ M4 条件と同程度に一樣とみなせる。

一方、マッハ数分布（図右）は最高値がノズル下端で 5.45、最低が中央部の 5.30 を示しており、 $\pm 2\%$ 以下の分布になっている。分布は M4 状態と同様に上下方向に対称となった。マッハ数は M4 条件と同様にレイリーのピトー管関係式から算出しているが、全温が高いため熱量的不完全ガスの影響が現われる。そのため、全圧回復係数を衝撃波前後の気体物性値変化より算出し⁵⁾、ピトー管関係式を補正した。

3.1.3 M6V 条件主流状態 M6V 条件では計測点数を増やし、42 点で測定した。この条件の測定結

果を第5図に示す。第5図左より全温分布をみる。M6S 条件と比較して、左右方向の対称性が崩れてきている。また中心より上方にはピーク値 1620 K があり、下方より上方が高い値を示している。左右方向の温度分布は M6S 状態よりも一様でなくなり、温度差は約 180 K、上下方向には約 80 K の温度差が生じた。この温度分布は M6S、M4 条件の温度分布と比較して、実験には不適当に見える。しかし、エンジン取り入れ口領域（幅 200 mm、高さ 250 mm）に限って温度差をみると、1600 から 1540 K の 60 K の分布になる。この温度差は M6S 条件の結果と同等であり、実験に支障はないと判断した。実験中断面全体にわたって全温は上昇するが、分布傾向には変化はないことを確認した。

M6V の気流は、加熱方式が M6S と異なるため気流中の物性が異なり、ノズル出口マッハ数は M6S

第6図 M8飛行条件設備ノズル出口全温分布(左, 単位K), マッハ数分布(右)

条件と一致しない。そのため第5図右に示されるマッハ数はM6S条件での値よりも0.2程度低めである。マッハ数分布は上下方向に勾配を生じているが対称ではなく、ノズル下方が高めになっている。ノズル上方には5.10, 下方には5.25の領域が生じているが、出口領域全体の平均値は5.18, 分布は $\pm 1\%$ 以下であってM6S条件よりも良好であった。

3.1.4 M8条件主流状態 M8条件では、設備ノズルの内面形状がM4や6条件のものとは異なるため分布も異なることが予想される。第6図左に全温分布を示す。全温分布にはM4, M6条件でみられたような対称性はなく、上方左側で低く、下方右側で高い傾向になっている。全温分布は $2600\text{ K} \pm 40\text{ K}$, 平均値の $\pm 1\%$ 以下でありM4, M6条件と比較して一様である。第6図右のマッハ数分布は下方で6.70の最低値, 上方で6.80の最大値をとっている。マッハ数のずれは $\pm 2\%$ 以内の分布である。M4, 6条件の場合と比較して一様であるが、対称性はない。このM6.73ノズルのような三次元ノズルでは特に、壁面中心から発達する渦によって、低マッハ領域が壁面中心に発達することが知られている^{6,7)}。第6図からはそのような現象は見えず、生じていたとしても壁面と測定点の範囲内にあると考えられる。M8条件の試験は二系統の加熱器を使っており加熱条件のばらつきが生じる可能性が高いが、各実験結果の再現性はよく、 $2600\text{ K} \pm 40\text{ K}$ 内に収まった。また、実験時間30秒間に平均全温は32から44 K上昇した。全温が $2560 \pm 50\text{ K}$ で分布していることから考えて、全温の実験中の時間変化は無視できる。

3.2 粉塵濃度 RJTFで使用するSAHは、従来用いられてきたペブル型ではなくコアドブリック型で

ある。このタイプは、縦方向に穴があいている練炭状のアルミナ煉瓦を蓄熱体内部に積み重ねた構造をしている。そのためペブル型と比べて個々の煉瓦の相対運動が少なく、アルミナ粉が発生しにくい。そのため気流の粉塵濃度をペブル型と比較して少なくできる。

これを確認するために、ノズル出口中央部で気流を採取し粉塵の測定を行った。採取された粒径は、体積平均粒径 $2\text{ }\mu\text{m}$ から $7\text{ }\mu\text{m}$ であった。Coulterカウンタを用いた測定の結果、粉塵濃度は $(1.0 \pm 0.4) \times 10^7$ 個/ m^3 であった。この粒子個数濃度と体積平均粒径から粉塵の質量分率を求めると、 $10^{-7}(2\text{ }\mu\text{m}) \sim 10^{-5}(7\text{ }\mu\text{m})$ になる。この粉塵濃度は、粉塵の熱的、化学的着火抑制作用が現われる濃度の 10^{-2} 以下である⁸⁾。よって、粉塵がエンジン性能試験に影響を及ぼすことはないと判断した。また、エンジンに粒径 $10\text{ }\mu\text{m}$ 以上の粒子が衝突する頻度は、計測された濃度と粒径分布から 10^3 回/ cm^2/sec と計算された。しかし、これまでのエンジン試験において、粉塵衝突によるリーディングエッジなどエンジン各部の損傷は観察されておらず、実際の衝突頻度はこれより少ないものとみられる。

3.3 燃焼模擬空気的气体サンプリング VAHを用いるM6VとM8条件での模擬空気は、燃焼ガス(H_2O やラジカル)が含まれており燃焼器がその影響を受ける可能性がある。そこでノズル出口にピトー管レークを設置して、ノズル流のガスサンプリングを行った。

ノズル流断面の平均酸素濃度は、VAHに供給される空気、酸素、水素流量から平衡計算によって求めることができる。実験では模擬空気内の酸素濃度は実際の気流の酸素濃度約21%相当になるように、水素、

第7図 M8飛行条件設備ノズル出口酸素濃度分布（単位％）

第8図 M4, M6S飛行条件設備ノズル出口速度境界層プロファイル
□：M4条件(中心軸)，●：M6S条件(中心軸)

酸素量を調節しており、これを確かめる。第7図にM8条件での酸素濃度の、ノズル出口内分布の測定結果を示す。上方左側で濃度が最も高く22%、下方右側が最も低い20%を示した。第6図と比較すると酸素濃度と全温分布には相関があることがわかる。全温が低い領域は酸素濃度は高く、全温が高い領域では酸素濃度は低い値を示しているが、主流中の酸素濃度は $21\pm 1\%$ 以内に収まった。実験時間中の平均酸素濃度は、実験中低下する傾向を示し一定ではなかったが、20～22%以内に収まっており分布のばらつきと同程度であった。M6V条件の酸素濃度分布も、M8条件

第9図 M8飛行条件設備ノズル出口速度境界層プロファイル
○：M6.73 nozzle 62 mm from center,
■：M6.73 nozzle 187 mm from center

と同様に第5図左の全温分布と相関がみられた。この条件での平均酸素濃度は実験時間中20.3から20.7%まで変化した。M8条件と同様に $21\pm 1\%$ 以内に収まった。

酸素濃度と同様にノズル流中の残留水素を求めたところ、M8条件において最大140 ppmが検出された。この量はM6.73ノズルの非平衡流中で再結合して生ずる水素分子量と同じ程度であることから、VAHの不完全燃焼は生じていないと判断した。

3.4 設備ノズル出口境界層 測定されたピトー圧と、平衡計算から得られる比熱比、および等エントロピ膨張過程計算から得られるノズル出口静圧から、境界層内速度分布を算出した。境界層内の静圧は一定と仮定し、 Pr 数は1で近似した。速度境界層厚さや、排除厚さの Pr 数依存性はほとんどなく、M8飛行条件にて $Pr=0.72$ と仮定しても $\pm 2\%$ 以内で $Pr=1$ 仮定の場合の結果と一致する。ノズル出口部は冷却していないがノズル自身の熱容量が大きいので、等温壁条件が成り立つと仮定した。

第8図にM4およびM6条件での、ノズル中央部の境界層内速度分布を示す。縦軸は壁面からの距離、 y を示す。横軸はノズル下面出口での主流速度 U_0 で無次元化した速度を示す。M4条件での境界層厚さは、小型風洞(RJTFの1/5スケール)で計測された結果から算出した値である。M4条件の速度境界層厚さは35 mm程度で、その速度分布からも乱流境界層

第2表 設備ノズル出口境界層厚さ比較 (単位: mm)

Case		Re $\times 10^6/m$	$\delta_{99\%}$	δ_i	δ_i predicted
M 4	center	8.37	35.0	10.9	10.6
	side	8.37	—	—	—
M 6 S	center	6.51	57.9	19.7	13.1
	side	6.51	46.5	13.7	—
M 8	center	1.36	87.5	32.8	35.9
	side	1.36	52.2	18.0	—

であるとわかる。M 6 S条件の境界層厚さはM 4条件の値より15ミリ程度厚く、またM 4条件と比較して壁面近くまで速度の早い領域があり層流境界層の分布に近い。

第9図にM 8条件での速度分布を示す図にはノズル中心から壁面にむかって68 mmと193 mmの位置で測定した結果を比較した。68 mmの点では速度境界層厚さは52 mm、193 mmの地点では88 mmと求められた。両者の分布と速度境界層の厚さから、境界層が側壁から中心軸に向かって厚くなるが示されている。この原因は主流の計測からは測定されなかったが、壁面上で発達する対の渦⁶⁾によって境界層が厚くなったためとみられる。

設備ノズルの速度境界層厚さ $\delta_{99\%}$ 、排除厚さ δ_i の計測および計算結果を第2表にまとめる。M 6条件もM 8条件と同様に速度境界層は中心軸近くで厚く、側壁に近づくとき薄くなるのがわかる。現在試験中のスクラムジェットエンジンのインレット高さは250 mmあるため、これらの境界層厚さはインレット高さの1/7 (M 4条件) ~ 1/4 (M 8条件) に相当する。第2表には、ノズル製作時に見積もった排除厚さの結果も示した。予測値は文献9)のEdenfieldの相関式

$$\frac{\delta_i}{x} = 0.42 \times Re^{-0.2775}$$

によって見積った。M 4、M 8条件は予想とよく一致したが、M 6では過小評価している。しかし、排除厚さの相違がノズル出口マッハ数分布に影響を与えないことを二次元非粘性反応計算で確かめており、第5、6図に示すように主流部に影響は現われていない。

4. ま と め

RJTFの気流に対し、ピトー圧、全温分布を計測しガスサンプリングを行った。これらの測定結果から主流の一様性、定常性について検討した。実験の結果、

M 4、M 6 S/V、M 8条件ともにエンジン風洞としては様な気流が得られていると判断できた。コアドブリック型蓄熱体からの粉塵濃度は、供試エンジン燃焼器に対し、熱的、化学的着火抑制作用を生じさせることはないことを確認した。燃焼加熱器による模擬空気中に含まれる酸素濃度は $21 \pm 1\%$ 以内に収まっていることを確認した。また、残留水素濃度は最大でも140 ppmであり、設備ノズルの境界層厚さは供試スクラムジェットエンジンのインレット高さ (250 mm) の、1/7 (M 4条件) ~ 1/4 (M 8条件) に相当することがわかった。

以上の測定結果からこの設備はエンジン性能試験に適した気流を作りだせることが明らかとなった。また、空気加熱方式の違いによるエンジン性能評価が可能であることがわかった。

本実験は航空宇宙技術研究所、神戸製鋼所およびFluidyneとの共同で行われたものである。関係各位へ謝意を記す

参考文献

- 1) Yatsuyanagi, N., Chinzei, N. and Miki, Y.: Initial Tests of a Sub-scale Scramjet Engine, 12th International Symposium of Air Breathing Engines, ISABE 95-7122, 1995, pp. 1330-1337.
- 2) 宮島 博他: ラムジェットエンジン試験設備の建設, 航空宇宙技術研究所報告 (投稿中).
- 3) Beckwith, I. E., Ridyard, H. W. and Cromer, N.: The Aerodynamic Design of High Mach Number Nozzles Utilizing Axisymmetric Flow with Application to a Nozzle of Square Test Section, NACA TN-2711, June, 1952.
- 4) von Karman Institute for Fluid Dynamics: Methodology of Hypersonic Testing, Belgium, 1993, pp. 5-8.
- 5) Gordon, S. and McBride, B. J.: Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions, Rocket Performance, Incident and Reflected Shocks, and Chapman-Jouget Detonations, NASA SP-273, Mar. 1976.
- 6) Ostrander, M. J., Scott, R. T. and Shivakumar, S.: CFD Simulation to Square Cross-Section Contoured Nozzle Flows, Comparison with Data, AIAA Paper 89-0045 (1989).
- 7) Sekar, B., Srinivasan, S. and Thomas, S.: A Numerical Parametric Study of a Scramjet Inlet in a Mach 6 Arc Heated Test Facility, AIAA Paper 90-0531 (1990).
- 8) Mitani, T.: Ignition Problems in Scramjet Testing, Combustion and Flame, 101 (1995), pp. 347-359.
- 9) Edenfield, E. E.: Contoured Nozzle Design and Evaluation for Hot Shot Wind Tunnels, AIAA Paper 68-369 (1968).