

科学研究費助成事業 研究成果報告書

平成 27 年 6 月 24 日現在

機関番号：12601

研究種目：基盤研究(C)

研究期間：2012～2014

課題番号：24560971

研究課題名(和文) 予冷ターボジェットアフターバーナーにおける水素燃焼および窒素酸化物生成メカニズム

研究課題名(英文) Mechanism of hydrogen combustion and NOx production in ram combustor of pre-cooled turbo jet

研究代表者

津江 光洋 (Tsue, Mitsuhiro)

東京大学・工学(系)研究科(研究院)・教授

研究者番号：50227360

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 4,100,000円

研究成果の概要(和文)：極超音速飛行を行うためのエンジンとして水素を燃料とした予冷ターボジェットがある。離陸からマッハ6に至る幅広い作動レンジで環境負荷物質の排出の少なく高効率のエンジンを実現するためには燃焼現象の理解が必要である。

本研究では、予冷ターボジェットアフターバーナーにおける燃焼状態を把握するため、モデル燃焼器を用いた実験を実施した。また、同時に詳細反応モデルを使用した数値流体解析も実施した。高エンタルピー風洞内の水素噴射において、高効率の燃焼形態の把握と窒素酸化物生成メカニズムを明らかにした。また、粒子添加二色法による非接触の水素炎温度測定手法を提案し、有効性を示した。

研究成果の概要(英文)：The pre-cooled turbojet engine is a candidate using hydrogen for hypersonic propulsion system. The propulsion system operates from Mach 0 to Mach 6. At the wide operation range, it is required to understand the combustion in engines to realize high thermal efficiency and low emission index of NOx. In the present study, we conducted measurements of hydrogen combustion in the model ram combustor connected to the exit of a high enthalpy wind tunnel. Besides, we conducted a computational fluid dynamics using detailed reaction models of hydrogen combustion and NOx production. As results, injection configurations of hydrogen are clarified to achieve high efficiency combustion. Mechanism of NOx production is clarified especially for rich hydrogen combustions. In additions, a two color pyrometry was suggested by seeding particles in hydrogen. The experimental results showed this method was very useful to measure temperature distributions of hydrogen combustions.

研究分野：航空宇宙推進

キーワード：推進機関 エンジン 水素 予冷ターボジェット 極超音速

1. 研究開始当初の背景

スペースプレーンや極超音速機の実現には高比推力で環境負荷の少ない再使用型のエンジンの実現が必須である。そのためには、極超音速で使用可能な空気吸込み式エンジンが必要である。また、近年環境負荷低減の観点から水素を利用した航空推進機関が考えられている。極超音速に至る幅広い運転領域を持ち、十分な推力を有する推進機関の実現は非常に困難である。これらの要求を実現するエンジンの一つに予冷ターボジェットエンジン (PCTJ) がある。

JAXA で開発されている PCTJ はジェットエンジンラムコンバインドサイクルエンジンで、離陸からクルージングに至るまで一つのエンジンで実現する。ジェットエンジン作動範囲の拡大のため、吸気を冷却するが、LACE のように液化するまで冷却せず熱交換器の小型化が可能である。また予冷によりマッハ 0 ~6 までの幅広い作動領域を持つ。

現在提案されている PCTJ のサブスケールシステム例を図 1 に示す。インテーク、予冷器、コンプレッサー、燃焼器、タービン、ラム燃焼器 (アフターバーナー) および超音速ノズルからなる。燃料の液体水素は予冷器において吸気を冷却した後、ジェットエンジンに導入される。一部の液体水素は機体の冷却に使用され、燃焼器やラム燃焼器で噴射される。本システムではペイロード最大の観点から、吸入空気に対して当量比 2.0 程度の過濃条件での運転が想定されており、燃料の多くはラム燃焼器で燃焼され、ここでの保炎および燃焼がエンジンの効率に大きく影響を及ぼす。ラム燃焼器のインジェクタ形態による燃焼現象の把握と窒素酸化物生成の抑制とそのメカニズムの理解が必要である。

一方で、マッハ 6 に至る高速飛行により、PCTJ はオゾン層のある高度 22km 以上を巡航することになる。これらの排気中に含まれる窒素酸化物 (NOx) はオゾン層を破壊しうる。NOx はオゾン破壊物質の一つであり、高層大気におけるインパクトは非常に大きい。それに加え、高温の過濃水素燃焼ガスがノズルから直接外部に放出され、さらなる環境負荷も考えられる。そのエミッションの抑制が強く要求される。スクラムジェットエンジン等では水素燃焼特性、作動範囲および NOx 生成特性を調べた研究はあるが、亜音速の排気成分を含む高速気流中での燃焼特性を調べた研究は希である。また、過濃状態における水素の NOx 生成機構は従来のサーマル NOx の生成機構以外の経路の考慮が必要となり、これらの反応メカニズムの解明が必須である。

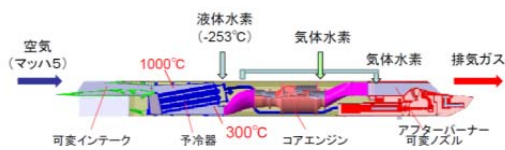


図 1 予冷ターボジェットシステム

そのため、本研究では水素ラム燃焼器中における燃焼メカニズムおよび環境負荷物質生成メカニズムに関する知見を得るため、予冷ターボジェットモデル燃焼器における水素燃焼試験を行う。インジェクタの形態による燃焼効率特性、燃焼振動特性および NOx 生成メカニズムを明らかにするため、実験および化学反応を含む数値流体解析を行う。基礎データの蓄積と最適な燃焼形態の実現を目指す。

2. 研究の目的

スペースプレーン用予冷ターボジェットエンジンのアフターバーナーにおける燃焼特性を把握するため、モデル燃焼器を用いた要素燃焼試験を行う。高エンタルピー風洞を使用し、モデル燃焼器内の高温高速気流中に水素を噴射する。主流空気に対する当量比を変化させた時のインジェクタ形態と燃焼効率、燃焼安定性および NOx の生成メカニズムを明らかにする。実験と同時に水素/空気系の素反応解析および詳細反応モデルを用いた燃焼器内数値流体解析 (CFD) を実施する。予冷ターボジェット実現に必要な基礎データの蓄積、燃焼メカニズムおよび環境負荷物質生成メカニズムの解明、環境負荷の少ない燃焼形態の実現を目指す。

3. 研究の方法

高エンタルピー風洞に接続された、予冷ターボジェットのモデルアフターバーナーにおける水素燃焼・排気特性に関する基礎データの蓄積とメカニズムの解明を行う。以下の項目ごとに分類し研究を実施した。

- (1) 高温空気流への水素噴射による燃焼効率・NOx 計測試験
 - ① 熱電対を用いた燃焼効率の測定による最適な燃料噴射角度の探索
 - ② NOx 生成特性と当量比との関係の分析
- (2) 水素燃焼ガスへの粒子添加可視 2 色法による温度計測
 - ① 定量的温度計測のための校正試験
 - ② モデル燃焼器の可視化と温度分布測定
- (3) CFD を用いた燃焼メカニズムの解明

実験は東京大学柏キャンパスにある高エンタルピー風洞を使用した。

4. 研究成果

(1) 燃焼効率・NOx 計測

① 燃料噴射角度と燃焼効率の関係

図 2 に実験装置を示す。高エンタルピー風洞出口に燃焼器を接続している。燃焼器内に噴射口の配置や噴射角が異なるインジェクタを設置し、燃料を噴射した。図 3 にインジェクタ形態を示す。また、使用したインジェクタの名称、噴射口配置、噴射角度については表 1 に示す。

最初に燃焼効率を測定した。燃焼効率は燃焼器下流のノズル手前に設置された熱電対に

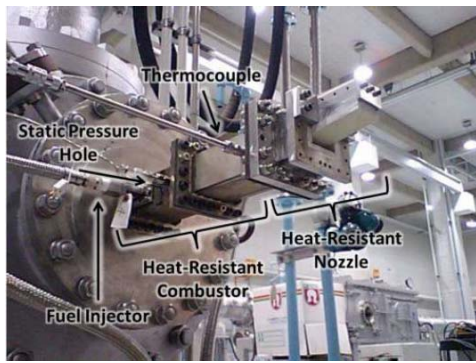


図 2 モデル燃焼器

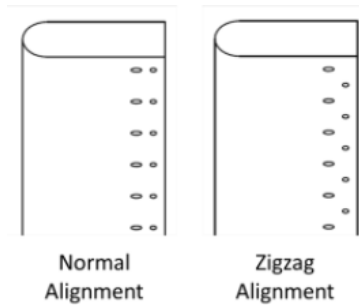


図 3 インジェクタ形態

表 1 燃料噴射器のタイプと噴射角度・配置

Type	A	A'	B	C	D	E	F
Upstream Injection Angle [°]	30	30	45	60	120	45	60
Downstream Injection Angle [°]	60	60	60	60	60	45	45
Alignment	Normal	Zigzag	Normal	Normal	Normal	Normal	Normal

より温度測定を実施し、温度結果から求めた。得られた結果を図 4 に示す。A タイプと A' タイプは上流噴射角・下流噴射角が等しく、噴射口配置のみが異なる。A' タイプは当量比の増加にともなって燃焼効率が上昇し、当量比 5 以上の範囲において 100% 近い燃焼効率を達成することができた。本実験系では当量比の増加にともなって流入燃料の運動量が増加する。それに伴い燃料の貫通高さが増加し、燃焼器全体に燃料が拡散し効率よく燃焼したものと考えられる。一方で A タイプでは燃焼効率は最大で 70% 程度に留まった。対向して噴射口がある場合、衝突噴流により混合が促進されると考えられるが、対向により噴流の貫通高さの抑制の可能性がある。

A' タイプのインジェクタでは高い当量比において 100% 近い燃焼効率を実現できた一方で、同当量比で燃焼効率が極端に低下する場合も見られた。その際には、燃焼時に通常時と異なる大きな音が発生しており燃焼振動が発生していたものと推測される。

噴射口が通常配置である、B~F タイプを使用した際の燃焼効率はすべて当量比 4 程度で頭打ちになった。特に D タイプは主流に逆らうように燃料を噴射する特殊な噴射器だが、特段な変化は見られなかった。

通常穴配置のインジェクタでは、最も性能の良かった B、F タイプでも、当量比の増加に伴う燃焼効率の増加は、90% 弱で頭打ちと

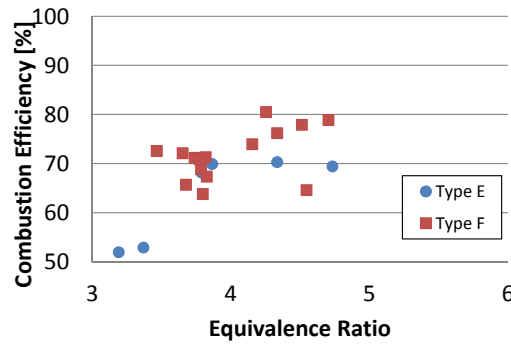
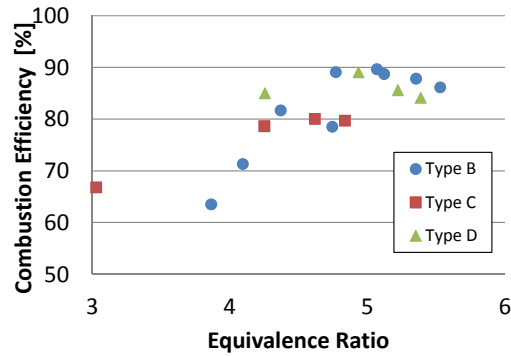
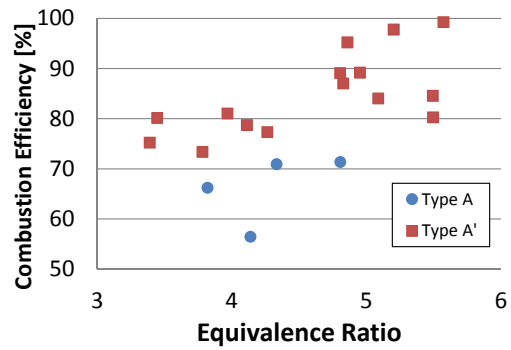


図 4 当量比と燃焼効率の関係

なった。A' タイプでは 100% 近くまで燃焼効率が到達しており、本実験においては A' タイプの形状が最適となった。これにより、燃焼器内に燃料を均一に噴射することが燃焼効率の改善につながることを示唆された。

② 当量比と排気の NOx 濃度との関係

(1)①で使用した燃焼器・インジェクタに対し排気の NOx の濃度を計測した。使用した水冷プローブを図 5 に示す。同一の採取ガスに対して 3 回希釈・計測手順を繰り返し、その平均を NOx 含有量とした。希釈率は濃度が既知である標準ガスを同様に希釈することで評

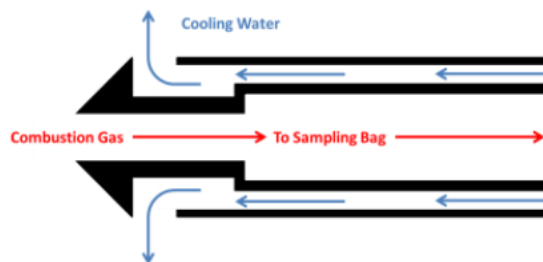


図 5 採取プローブ先端模式図

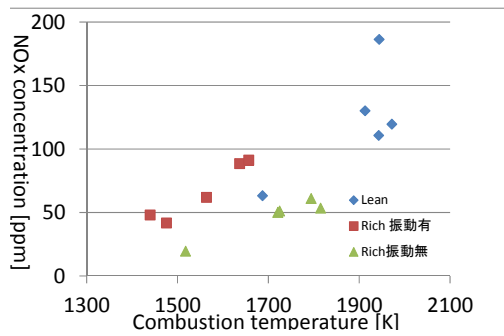


図 6 燃焼温度、当量比に対する NOx 生成量 値した。希釈率の範囲は $1.15 \sim 1.23 \times 10^3$ 倍程 度であり、希釈率に起因する誤差は 7%程度 と考えられる。

本実験においては燃焼器の噴射形態による NOx 量の変化は見られなかった。燃焼温度、 当量比の変化に対する NOx 生成量の変化を プロットしたものを図 6 に示す。過濃燃焼の 場合は、燃焼振動が発生した場合とそうでな い場合で分けて示した。

いずれのケースでも温度上昇とともに NOx の濃度が増加した。特に希薄燃焼におい ては、1800K 以上の領域で急激に NOx 濃度が 増加しており、これは Zeldovich 機構による thermal NO の特性をよく示している。一方で 過濃燃焼（通常）では、火炎温度が同じであ っても、希薄燃焼と比べて NOx 生成が大きく 抑えられている結果が得られた。水素過濃燃 焼場の還元雰囲気 NOx 生成を抑制されたた めと考えられる。NOx の生成メカニズムが 大きく異なると考えられる。一方で、過濃条 件においても振動燃焼が発生した場合におい ては NOx が多く発生している。保炎が不安定 な環境において、火炎が吹き消え、再着火し 予混合的に燃焼が伝播したりすることにより 局所的な高温領域が形成され、NOx の生成が 促進されていると考えられる。NOx の抑制の 観点からも振動燃焼は回避すべきである。

(2)可視 2 色法による温度計測

可視 2 色法は火炎中に存在するスス粒子か らの熱輻射を用いて温度を計測する手法であ り、ディーゼルエンジンなどの燃焼に応用さ れている。その適用先は炭化水素系燃料を用 いる場に限られてきた。水素のみを燃焼させ る本実験用燃焼器内部には熱輻射を放出する 粒子が存在しないため、外部から耐熱温度が 高く燃焼反応に寄与しない微粒子を添加し、

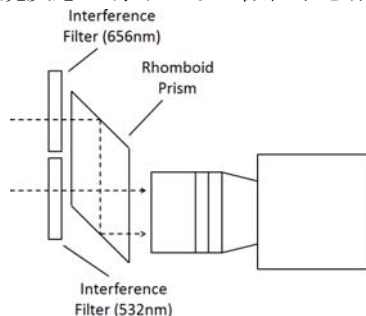


図 7 光学系セットアップ

その熱輻射に可視 2 色法を適用する手法を提 案した。以後これを粒子添加可視 2 色法と呼 ぶ。

計測には図 7 のような光学セットアップを 使用した。半値全幅 10nm のバンドパスフィ ルタによって計測波長を限定することにより、 精度向上を図った。

① 定量的温度計測のための校正試験

本計測においては添加粒子として炭化ケイ 素 (SiC) を選択した。アルミナや酸化マグネ シウムに対してもテストを行ったが、輝度が 十分ではなかった。図 8 のような辻・山岡パ ーナーを作成し、よどみ点領域の温度分布を 熱電対で測定した。その温度分布と可視 2 色 法の結果が一致するように SiC の放射率を決 定した結果、1600K 以上のレンジでは本セッ トアップで使用する 532nm, 656nm での放射 率は 532nm 側が 3.56 倍強いことがわかった。 この値を用いた温度計測結果を図 9 に示す。

②モデル燃焼器の可視化と可視 2 色法による 温度測定

図 10 のような 2 枚の可視化窓を持つ燃焼器 を作成した。本燃焼器は図 3 に示したものと 同断面のインジェクタを 2 本配置している。 燃料の水素ガスに SiC 粉末を添加することに よって、(2)①で提案・校正を行った粒子添加 可視 2 色法を適用した。当量比 0.8, 1.0, 1.8 の条件で、表 1 の A, A' の噴射口配置につい て温度分布測定を行った。結果の例として、 上流窓を観測した際の、当量比 1.0 における 2 種類のインジェクタの場合の温度分布を図 11 に示す。

図 11(a)の A タイプを使用した際の温度分 布では、水素噴射直後に非常に温度が高くな っていることが分かる。A タイプでは噴射後 に上流側と下流側の噴射口から出た水素が衝

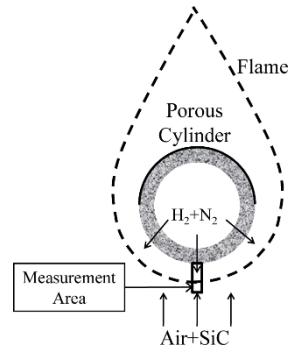


図 8 辻・山岡バーナー

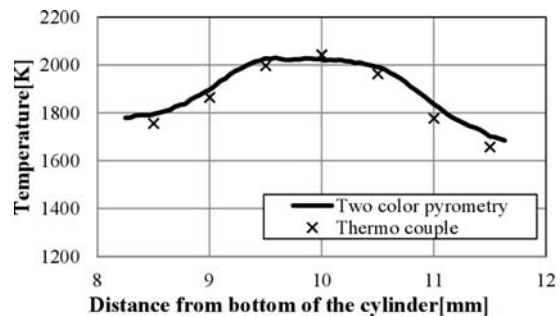


図 9 温度校正結果

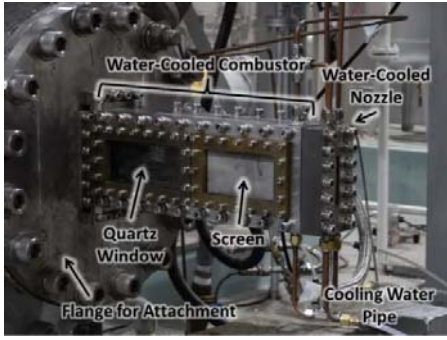


図 10 可視化燃焼器外観

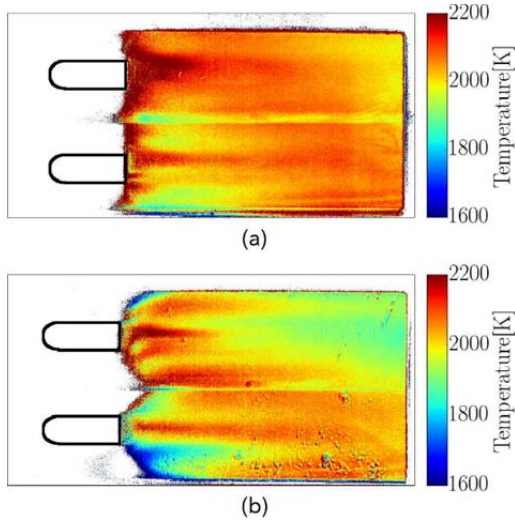


図 11 当量比 1.0 時の温度分布

(a)Aタイプ (b)A'タイプ

突するためであると考えられる。また、インジェクタ背後の再循環領域における保炎の様子も見られた。また、更にその交流において、主流空気と水素との混合が進んだことによる若干の温度上昇が確認された。

図 11(b)は A'タイプを使用した際の温度分布である。Aタイプと比べて噴射直後の温度が低く、これは噴射口配置にズレが有るため、前述の衝突が起こらないためであると考えられる。また、主流空気とのせん断によって混合・燃焼している領域も確認された。粒子添加 2 色法により水素噴流火炎の温度分布が可

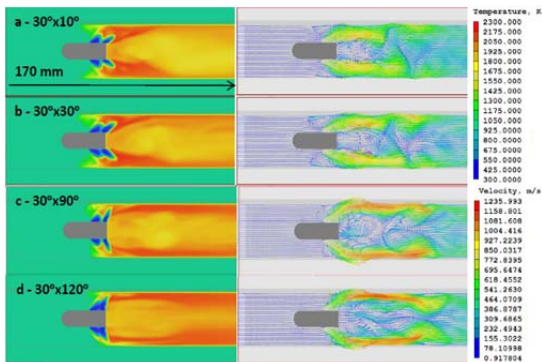


図 12 下流噴射角を変化させた場合の温度・流速分布

視化できることが確認された。本手法は多くの水素燃焼場に応用できると考えられる。

(3) 数値計算

① 噴射角度の変化による燃焼状態の変化

インジェクタの上流噴射角、下流噴射角を変更した際の影響について、3次元数値計算を用いて検討した。乱流モデルに RANS・k-εモデルを使用し、反応機構モデルに NOx 生成モデルを含む水素燃焼モデルを用いた。このモデルは 188 素反応 28 化学種からなる。

結果の一例として、当量比 2.033 の元で上流噴射角を 30°に固定し、下流噴射角を 10°から 120°に変化させた場合の温度分布、流速分布を図 12 に示す。下流噴射角を増加させると、反応領域が壁に沿う領域が長くなるため、熱損失が増加することが分かった。上流噴射角は熱損失に大きな影響を持たなかった。また、下流噴射角が大きくなるとインジェクタの再循環領域での渦が壊れていることが分かった。

図 13 は各位置でのエンタルピー変化による燃焼効率をプロットした図である。過濃燃焼の条件において、燃焼は噴射直後に完結しており、燃焼器をより短くすることによってより高い燃焼効率を得られることが示された。また、過濃燃焼場における還元雰囲気によって、NOx 生成が抑制されていることが分かった。

② 噴射口配置の変化による燃焼状態の変化

反応流計算による、噴射方式間の希薄燃焼時保炎特性と燃焼効率の比較を行った。計算したインジェクタ形状を表 2 に示す。乱流モデルに RANS 低レイノルズ数 k-εモデル、反応機構に Conarire らの 9 化学種 27 素反応を利用した。

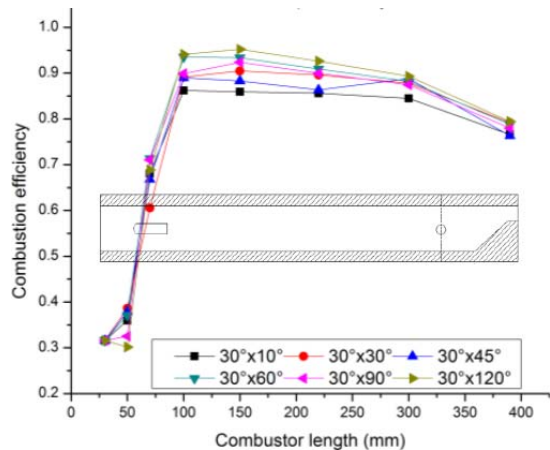


図 13 下流噴射角を変化させた場合の燃焼効率の変化

表 2 計算したインジェクタ形状

Injector Type	$\theta_A(^{\circ})$	$\theta_B(^{\circ})$	Side View	Rear View
A1 : Serial	30	60		
A2 : Staggered	30	60		
A3 : Parallel	30	-		
A4 : Counter	120	-		
A5 : Wake	-	30		

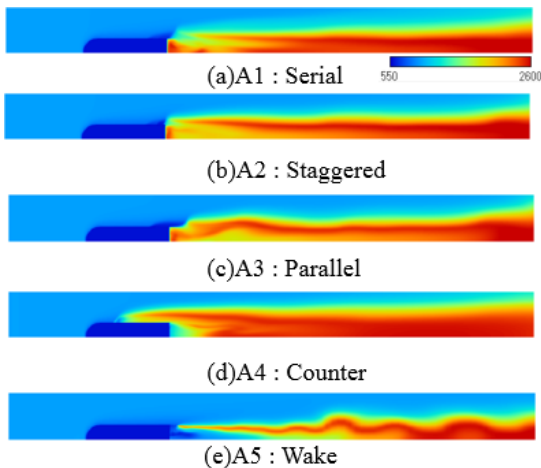


図 14 温度計算結果

計算により得られた温度分布を図 14 に示す. A1~A3 ではインジェクタ後流で保炎している様子が実験と一致した. A4 の対向噴射インジェクタでは, 噴射口直後で保炎しており火炎面積が大きくなっていることが分かった. また, 再循環領域の温度は比較的低温になった. また, A5 の後流噴射インジェクタでは主流空気とのせん断で燃料との混合が行われ, 不安定性が顕著な細長い火炎が形成された.

5. 主な発表論文等

(研究代表者, 研究分担者及び連携研究者には下線)

[雑誌論文] (計 2 件)

- ① 喜多 翔ノ介, Ianus George, 岩田 和也, 榊 和樹, 西田 俊介, 田口 秀之, 荒木 幹也, 高橋 周平, 今村 宰, 中谷 辰爾, 津江 光洋, 予冷ターボジェットエンジンのアフターバーナにおける燃焼効率の計測, 日本航空宇宙学会論文集, 査読有, 63 巻, 2015, 1-7
- ② 津江 光洋, 中谷 辰爾, 予冷ターボジェットエンジンアフターバーナの燃焼・排気特性に関する研究, 日本エネルギー学会誌, 査読有, 93 巻, 2014, 192-200

[学会発表] (計 8 件)

- ① 吉山 智之, SiC 粒子を用いた可視 2 色法による予冷ターボジェットエンジンアフターバーナの酸素過濃燃焼場温度計測,

第 55 回航空原動機・宇宙推進講演会, 2015 年 3 月, 富山

- ② 藤尾 一祐, 予冷ターボジェットエンジンの排気が成層圏大気に与える影響に関する 0 次元反応計算, 第 52 回燃焼シンポジウム, 2014 年 12 月, 岡山
- ③ 喜多 翔ノ介, Temperature Measurements using Two Color Optical Pyrometry in an Afterburner for a Pre-Cooled Turbo Jet Engine, AJCPP 2014, 2014 年 3 月, 韓国
- ④ Auraluck Pichitkul, A Study of External Combustion of Exhaust Gas Emitted from Hydrogen-Fueled Hypersonic Engine Afterburner, 第 51 回燃焼シンポジウム, 2013 年 12 月, 東京
- ⑤ 岩田 和也, サブスケール予冷ターボジェットエンジンアフターバーナにおける燃料噴射孔配置が保炎特性に与える影響の数値計算, 第 51 回燃焼シンポジウム, 2013 年 12 月, 東京
- ⑥ 岩田 和也, 予冷ターボジェットエンジンアフターバーナにおける噴射器保炎特性の数値計算, 第 53 回 航空原動機・宇宙推進講演会, 2013 年 3 月, 岡山
- ⑦ 喜多 翔ノ介, Combustion Visualization of Pre-Cooled Turbo Jet Afterburner, The 5th Aerospace Innovation Workshop, 2013 年 2 月, 東京
- ⑧ 喜多 翔ノ介, 観測ロケットを利用した極超音速飛行試験 4~ラム燃焼器の検討, 平成 24 年度宇宙輸送シンポジウム, 2013 年 1 月, 神奈川

6. 研究組織

(1)研究代表者

津江 光洋 (Mitsuhiro Tsue)
 東京大学・工学系研究科・教授
 研究者番号 : 50227360

(2)研究分担者

()

研究者番号 :

(3)連携研究者

中谷 辰爾 (Shinji Nakaya)
 東京大学・工学系研究科・准教授
 研究者番号 : 00382234