

研究種目：基盤研究（C）  
 研究期間：2007～2008  
 課題番号：19569007  
 研究課題名（和文） 数値流体解析手法を用いたスラスタ性能向上に関する研究  
 研究課題名（英文） Research for Improvement of Performance of Bi-propellant Thruster through Numerical Flow Analysis  
 研究代表者  
 上杉 邦憲（UESUGI KUNINORI）  
 独立行政法人宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究本部・名誉教授  
 研究者番号：40013693

研究成果の概要：二液式スラスタ内部の燃焼状態を化学反応を伴う3次元数値流体計算により高精度に推定して、解析結果が実際の燃焼試験結果と良く一致することを示し、その結果を用いて改良型噴射孔（インジェクタ）の設計計算を行った。次いで数値解析の演算時間を短縮する手法の開発を試み、上記インジェクタを用いたスラスタの燃焼試験結果と解析結果を比較することで、本手法によるスラスタ設計効率化を達成できる見通しを得た。

交付額

（金額単位：円）

	直接経費	間接経費	合計
2007年度	1,500,000	0	1,500,000
2008年度	1,800,000	540,000	2,340,000
年度			
年度			
年度			
総計	3,300,000	540,000	3,840,000

研究分野：工学

科研費の分科・細目：総合工学・航空宇宙工学

キーワード：航空宇宙流体、推進系、スラスタ、数値解析、CFD、RCS

### 1. 研究開始当初の背景

宇宙探査機の姿勢・軌道を制御するために用いられる推進系（スラスタ）は軽量・高性能（高比推力）が要求される。スラスタの性能を向上させるには、燃焼器温度の高温化が有効であるが、高融点の貴金属を使用した燃焼器は比重が大きいだけでなく、非常に高価である。

我々は、平成14～17年度の科学研究費補助金（基盤研究A）：課題番号14205141「セラミックス系スラスタの研究」（研究代表者：上杉邦憲）において、耐熱性に優れた窒化珪素系セラミックス一体成形による推力20N及び500N級のスラスタを世界で初めて開発することに成功し、スラスタ

の高性能化を達成した。

しかしながら、スラスタ特に燃料噴射孔（インジェクタ）の設計はこれまでの燃焼実験データに基づいて経験的に行わざるを得ない状態であった。

### 2. 研究の目的

セラミックスの「耐熱性能」という特性などを考慮して、より高性能のスラスタを設計するための手法を確立することを目的とする。具体的には、スラスタ内部の燃焼状態を、化学反応を伴う数値流体計算により推定することで、経験則によらずにインジェクタなどの設計を効率化することを目指す。

### 3. 研究の方法

(1) ヒドラジン ( $N_2H_4$ ) と四酸化二窒素 NTO ( $N_2O_4$ ) の燃焼反応モデルを構築し、このモデルを数値流体計算に組み込んで、フィルム・クーリング型二液式スラスタ燃焼の数値シミュレーションを行い、その結果得られる燃焼室壁温やスラスタ性能等が実際の燃焼実験結果と一致することを確認する。

(2) 上記結果を取り込んで改良型インジェクタの設計パラメータを決定し、スラスタの設計・試作・燃焼実験を行う。

(3) (1)で構築した数値流体解析の精度を減ずることなく反応の簡略化や演算時間短縮などの改良を行い、(2)で得られた燃焼実験データと比較して、本手法がスラスタ設計の効率化に有効であることを示す。

### 4. 研究成果

(1) 本スラスタの大きな特徴としてセラミックスを燃焼室材料として適用し燃焼室の耐熱性を高めたことがあげられる。それに付随し、耐熱性が増したため高い熱エネルギーを生成する推薬の組合せが可能となり、ヒドラジン(燃料)、四酸化二窒素 (NTO、酸化剤) を適用している。一方、燃焼室壁に対する熱衝撃を緩和と過度の温度上昇の抑制という観点から燃料によるフィルム・クーリング (FC) という冷却手法を適用している。フィルム・クーリングの模式図を図 1-1 に示す。

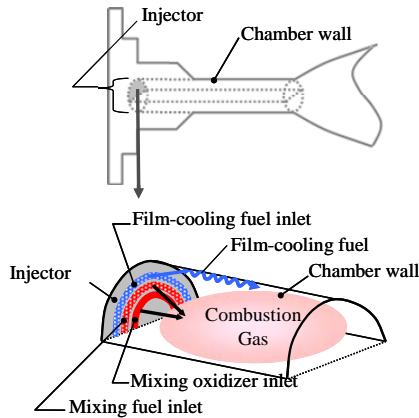


図 1-1 フィルム・クーリング模式図

推薬の燃焼状態を適切にモデル化するためには、推薬の燃焼モデルが必要となる。燃焼室内は、燃料と酸化剤が衝突して混合して火炎を生成する領域と、壁近傍のフィルム・クーリングによる燃料過剰な領域があり、それらが拡散的に混合している。そのため、燃料/酸化剤比や中間生成物を考慮し、また燃焼室上流から下流までの減少を模すために時間依存性のある燃焼モデルが必要となる。

そこで、まず本研究ではヒドラジン—NTO の詳細な燃焼モデルの開発を行った。引き続き、それらを CFD に導入するために、適切

な手法により適切な規模まで燃焼モデルを縮小した。最終的に、この縮小化した詳細な反応モデルを取り込むこと、それに適した反応計算手法を適用すること、液体の分散・蒸発と気化したガスの燃焼が模擬できるように二相流体の取り扱いをすること、壁面におけるフィルム・クーリングの効果をモデル化すること、をスラスタの数値モデルの中で実現した。2007 年度の実績として、本項では燃焼モデルの構築、スラスタの数値計算について記述する。

#### ① ヒドラジン—NTO 燃焼モデル

ヒドラジン—NTO の詳細な燃焼反応モデルの構築はこれまでなされてなかった。また、これまでスラスタの数値解析にはいくつかの例はあるものの、総括反応を組み入れたのみで、詳細な反応モデルを組み込んだ例はない。その理由として、ヒドラジン—NTO の詳細反応モデルがないことはもとより、詳細反応モデルが存在したとしてもそのままでは反応数が多く CFD を用いたようなスラスタの数値計算には計算負荷を増大させるため非現実的になってしまうからであると推測された。そこで本課題では、基礎となるヒドラジン—NTO の詳細な燃焼モデルの構築を行い、そこから感度解析の手法を用いて縮小化する手法を取った。縮小化に際しては、最終的な燃焼温度、着火おくれ時間、及び特定の時間に着目して反応経路が大きく変化しないように進めた。

基礎となるモデルは、N/H/O 系の気体燃焼反応に関する 16 文献の調査により構成した。検討の結果、全反応モデルは 245 素反応式 30 化学種を含むモデルを得た。次に、系の温度に着目して、感度解析を行った。プログラムは CHEMKIN-II の SENKIN モジュールを利用し、0 次元均一系定圧計算における系の温度に対する個々の反応の感度係数を算出し、燃焼の初期～着火～平衡到達の間での感度係数の積分値が高い反応、及びスラスタ設計範囲での O/F ケースで感度が高い反応が含まれるように選定を行った。検討ケースにおける O/F と燃焼圧  $P_c$  を表 1-1 に示す。

表 1-1 検討条件

case No.	17	20	22	23	21	19	16
$P_c$ (MPa)	0.58	0.65	0.72	0.76	0.72	0.67	0.64
O/F	1.84	1.57	1.36	1.21	1.09	0.96	0.82

その結果、61 素反応 23 化学種の反応モデルまでに規模を縮小することに成功した。

全反応モデルと縮小反応モデルについて、図 1-2 に着火おくれ時間の比較を示す。

O/F=0.82-1.84 の間で、着火おくれ時間については、全反応/縮小反応モデルにおける結果には差は全く見られず、縮小反応モデルは全反応モデルをよく再現できる結果となった。また、解析に使用した O/F=0.82-1.84 の間で、着火おくれ時間は 0.4 msec~6.8 msec

と1オーダーの違いを生じていることから燃焼状態は O/F に大きく依存することがわかった。スラスタ燃焼室の内部では、火炎部領域とフィルム・クーリング部領域とで、O/F 分布が大きくなることが想定される。この縮小反応モデルは O/F に応じた着火を表現できることから、スラスタのシミュレーションの燃焼モデルに有用であることがいえた。また O/F=1.2 のノミナルケースでの着火おくれ時間は約 3msec であった。

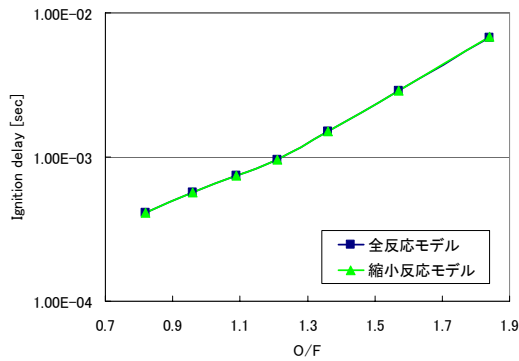


図 1-2 全反応/縮小反応モデルでの着火おくれ時間と O/F の関係

② スラスタ数値解析への導入

構築した 61 反応 23 化学種の縮小した反応モデルをスラスタの数値モデルに導入した。二液式スラスタ燃焼室内部では、非常に複雑な物理現象が生じている。燃焼室内部で逐次生じる事象について図 1-3 に記す。

液滴の生成は稲村らの手法に基づいて 500N スラスタ用に構築した液滴モデルを適用し、これをスラスタ数値計算の初期噴霧条件としておいた。解析は、液滴の運動/燃焼モ

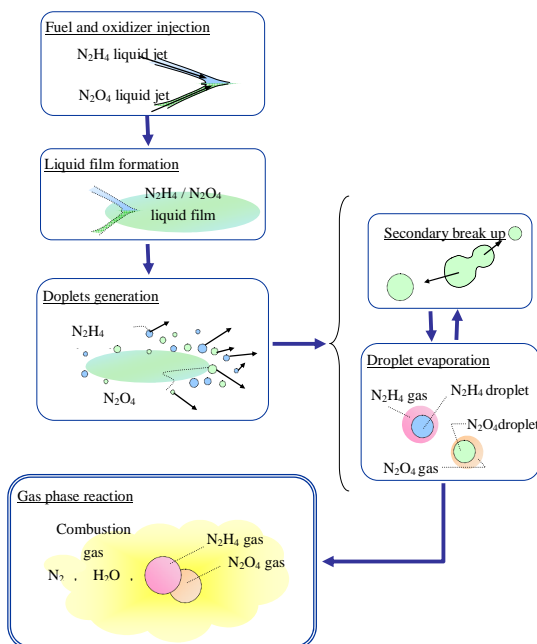


図 1-3 二液式スラスタ内部現象の概要図

デル/高温ガス流れをモデル化し連成させながら実施した。解析は汎用解析コード、Fluent6.3 を用いて行い、Euler-Lagrange の手法を適用した。

数値解析の結果として、スラスタ燃焼室内部のガス温度及び化学種の質量分率分布の解析結果を図 1-4 に示す。温度の観点より、燃焼ガスは下流に行くにつれ均一化し、スロートを通ってノズル部の導入で滑らかに膨張に転じていることが分かった。この火炎内部での温度の均一化は燃焼室内部全体分布する中間生成物のため、ヒドラジンと NTO 液滴が蒸発し気体成分のヒドラジンと NTO が生成されると、そこから中間生成物への分解反応が始まり、着火おくれ時間までの間に分解した中間生成物が燃焼室内部に分布するためであるということがわかった。

燃焼室外壁温度の実験値と解析値を図 1-5 に、燃焼室形状(xz 断面)と合わせて示す。実験ではスロート上流部で温度が急激に上昇に転じている点(フィルム・クーリングドライアウト点)があり、燃焼室内部でフィルム・クーリング効果が急激になくなったことの影響を示している。解析では、燃焼室外壁の最高温度は実験値と比較して 200K も高くなっているものの、フィルム・クーリングのドライアウトは明確に再現することができた。

スラスタの数値モデルに詳細な燃焼モデルを適用することで、短時間の燃焼と中間生成物の分布が均一な火炎の形成し、フィルム・クーリングのメカニズムを解明することを示した。詳細反応モデルの適用の有用性を示すことができた。

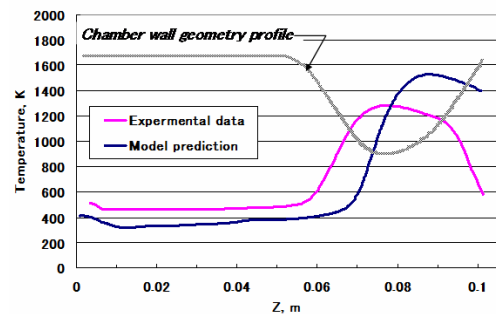


図 1-4 燃焼室内部ガスの温度および化学種分布の解析結果

(2) (1)の結果に基づき、インジェクタの設計パラメータの内、スラスタ性能への影響が大きい7つのパラメータ (O/F、FC 量、衝突位置、噴射速度、衝突後の流れ方向、FC 噴射角度、燃焼圧) を変更して数値解析計算を行った。解析結果を表 2-1 に示す。なお、表中の備考欄に設計パラメータを示すが、その具体的な数値は設計ノウハウに関わるため表示しておらず、ノミナル条件からの変更量として示した。

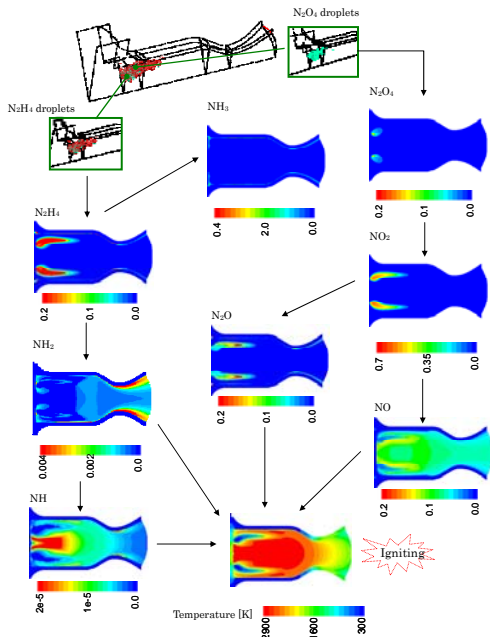


図 1-5 燃焼室外壁の温度分布

表 2-1 スラスタ燃焼の数値解析結果

ケース	燃焼圧 (MPa)	特性排気速度 (m/s)	最高温度 (K)			備考
			燃焼ガス	燃焼室内壁	燃焼器外壁	
0	0.668	1651	2828	1392	1358	ノミナル条件
1-1	0.661	1634	2783	1389	1353	O/F -0.1
1-2	0.665	1643	2874	1396	1362	O/F +0.1
2-1	0.670	1655	2843	1501	1454	FC率 -0.05
2-2	0.668	1651	2846	1641	1578	FC率 -0.10
3-1	0.663	1638	2896	1419	1376	衝突位置 -Φ5mm
3-2	0.663	1638	2823	1360	1330	衝突位置 +Φ5mm
4-1	0.648	1601	2899	1266	1242	噴射速度 -10m/s
4-2	0.665	1642	2848	1504	1461	噴射速度 +10m/s
5-1	0.659	1628	2892	1383	1348	衝突後流れ方向 -5°
5-2	0.666	1645	2816	1383	1350	衝突後流れ方向 +5°
6-1	0.664	1641	2837	1368	1337	FC噴射角度 -20°
6-2	0.659	1627	2842	1414	1378	FC噴射角度 +20°
7	0.796	1640	2851	1417	1379	推力 +100N

この解析結果から、以下の傾向があることが明らかとなった：①O/F、衝突位置及び燃焼圧について、燃焼室壁温分布への顕著な影響は見られない。②衝突後の流れ方向及びFC噴射角度について、燃焼室平行部壁温への影響が見られるが、スロート収縮部以降の壁温への影響は殆ど見られない。③FC量減少によりスロート部温度が上昇する傾向がある。④噴射速度の増減により火炎形状及び壁面温度への比較的大きな影響が見られる。⑤燃焼圧については、推力設定値を120%としたケース7を除き、条件の違いによる大きな変化は見られない。

以上の結果から、改良型インジェクタとしては、燃焼性能がノミナルケースと殆ど変わらず、燃焼室最高温度が最も低いケース3-2(O/F衝突位置を25%外側にしたケース)に基いてインジェクタを製作、これを組み込んだスラスタの燃焼条件を変化させて燃焼実験を行い、反応の簡略化や演算時間短縮等の改良を施した数値解析結果と比較するためのデー

タを取得することとした。

燃焼実験は二液式セラミクスラスタの設計・製作を行っている三菱重工業(株)長崎造船所に依頼して行った。

試験は、実際に将来の探査機ミッションでの使用を想定したノミナル条件(推力500N、O/F=0.80)に加え、供給圧やO/Fを変化させた場合等、合計9ケースについて実施し、表2-2に示すような結果を得た。この表から明らかなように燃焼実験結果は、一部O/Fが設定と異なったケースを除き、計画値と良好な一致を示しており、燃焼数値解析が妥当であったことが分かる。

表 2-2 500N スラスタ燃焼試験

Case	計 画 値			実 験 値			試験条件
	Pc(Mpa)	O/F	F (N)	Pc(Mpa)	O/F	F (N)	
0	0.689	0.800	500	0.683	0.788	497	ノミナル条件
1	0.665	0.800	483	0.657	0.797	478	低供給圧
2	0.707	0.680	513	0.704	0.704	511	低O/F比
3	0.700	0.940	508	0.693	0.985	505	高O/F比
4	0.725	0.800	526	0.726	0.813	529	高推力
5	0.501	0.800	364	0.510	0.865	370	低推力
6	0.501	0.500	364	0.472	0.687	342	下限推力
7	0.744	0.800	540	0.742	0.802	541	高供給圧
8	0.758	0.800	550	0.787	0.802	573	最大推力

なお、図2-1に燃焼実験(ケース5)中のスラスタの様子を示した。



図 2-1 スラスタ燃焼実験 (ケース 5)

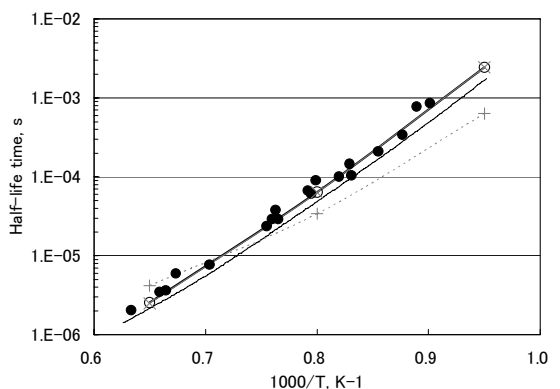
(3) 2008年度においては、3次元数値解析が未だ膨大な演算時間を要するため、大幅な演算時間短縮を図ることでスラスタ設計の実用ツールとしての有用性を増す事及び解析精度の向上を目指した。

計算負荷が大きい原因としては、詳細化学反応を数値的に取り扱う場合、反応速度の時間スケールが各反応で異なり演算が滑らかに進まないこと、解く化学種の保存式が増えること、が考えられた。そこで、①反応機構、②解析用計算機、③流体計算中の反応機構解析手法の3点について見直しを行って計算負荷の低減を図り、得られた解析結果と2007年度に設計したインジェクタを用いたスラスタの燃焼試験結果との一致の良好性を確認することとした。その結果、①反応機構の見直し及び②新たな計算機を用いてのベン

チマークテストなどを実施して成果を上げた後、③新たな手法の適用による解析が可能であることを示した。

本報告書では 2008 年度に見直されたヒドラジン—NTO の燃焼モデル及び、それを適用した解析結果について述べる。

① ヒドラジン—NTO 燃焼モデルの見直し  
 前年度の成果より、図 1-5 に示したとおり壁面の燃焼温度及び温度上昇開始点のずれがあった。この要因として壁面に沿って分布するヒドラジンの燃焼速度の見積もりが妥当でないことが考えられた。そこで、前述したヒドラジン—NTO の基礎となった文献調査を再度見直し、全反応モデルを再構築した。ヒドラジン—NTO の燃焼モデルを直接検証するデータが過去文献等含まないものの、Konnov らによるヒドラジンの分解のみを検討した文献からそのデータと比較し妥当性を検証した。図 3-1 に文献による実験値と今回再構築した燃焼モデルによる解析値を示す。前年度のモデルは高温領域でのヒドラジン分解速度が実験値に比べ遅かったことが判明した。また、再構築されたモデルは実験値と非常によく一致がみられ、ヒドラジンの分解反応には有用であることが示された。再構築されたヒドラジン—NTO の燃焼モデルは 241 反応、37 化学種を含む。



● 文献による実験値  
 ○ 再構築後の全反応モデルによる解析値  
 ○ 再構築後の縮小化モデルによる解析値  
 — 文献による解析値  
 —×— 再構築後の縮小化モデルによる解析値  
 - - - 前年度の縮小化モデルによる解析値

図 3-1 ヒドラジン分解反応における実験値と解析値の比較

再構築された反応機構を用いて、再度縮小化をした。CFD の計算においては反応化学種の数が多い計算負荷となることから、最大限に縮小化するために複数の手法を適用し縮小化を試みた。まず、感度解析により全体のモデルを縮小化した(91 反応、31 化学種、第一段階)。その後、DRG (Direct Related Graph) という Tianfeng Lu らが提唱した手法を用いて、主に化学種を低減するような縮小化を行った。それにより 78 反応、27 化学

種まで低減することができた(第二段階)。更に、ある特定の化学種が全体の温度上昇と着火おくれ時間に及ぼす影響を見ながら手動で縮小化を試み、最終的に 61 反応 22 化学種までに縮小化するに至った。この最終的に縮小化されたモデルによるヒドラジン分解反応の解析値を、前述の図 3-1 にあわせて表示した。図 3-1 より、ヒドラジンの分解に関しては、縮小化モデルによる解析値は縮小化前の全反応モデル及び実験値と非常によく一致を見せており、適切に縮小化できたとと言える。再構築後の全反応モデル、縮小化された反応モデルによる着火おくれ時間の比較を図 3-2 に示す。解析条件は表 1-1 と同一でヒドラジンと NTO の分量を変え、O/F に関する着火おくれ時間の感度を見た。O/F 大のケースで縮小化した反応モデルの方がやや大きな着火おくれ時間を示すものの、全体を見るとほぼ縮小化前の全反応モデルを再現できることから、本モデルが妥当であるとみなし、再度スラスト数値計算に導入した。

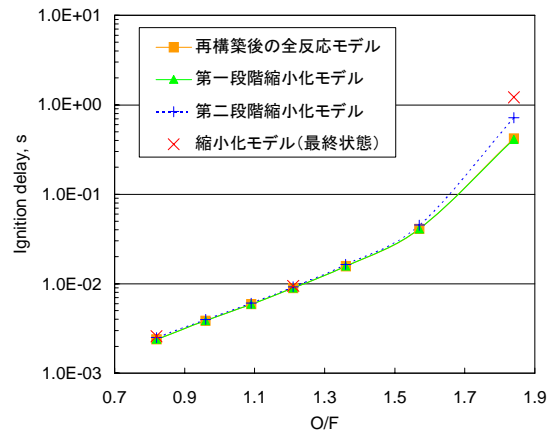


図 3-2 着火おくれ時間の解析値

② スラスト数値解析への再導入

得られたヒドラジン—NTO 縮小モデルをスラストの数値モデルに導入した。本年度の数値シミュレーションでは、前年度の計算負荷が非常に大きいという問題点改善のため、FLUENT6.3 のソルバーに、Reaction Design 社による KINetics 反応計算手法を適用した。化学反応計算は計算上 Stiffness を持ち、非常に計算コストの増加が見られる。本ソルバーでは反応計算の Stiffness を軽減するための工夫が用いられており、全体の計算時間の縮小を期待して適用した。試験的な計算結果として、前年度と比較し約 2/3 の計算時間となり、改善するに至った。しかしながら、設計のための繰り返し計算となると、未だ非常に高コストであり、今後の課題となると考える。

また、試験的に計算した経過では、ヒド

ラジンの分解速度を見直したことで、燃焼室近傍に分布するヒドラジンの分解速度が早まりフィルム・クーリングのドライアウト点が下流側にずれて実験値により近づく傾向にあった。今後の計算の進行で更に精度向上が期待できると考える。

燃焼モデルの見直しについては精度向上の観点より有用であること、解析手法の見直しにより計算コストの効率化への指針を得ることができた。

#### 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3件)

①大南香織、ヒドラジン-NTO燃焼モデルとフィルム・クーリング型二液式スラスタ数値モデルへの応用に関する研究、総研大博士論文、P1-164、2008、査読有

②小川博之、大南香織、ヒドラジン( $N_2H_4$ )とNTO( $N_2O_4$ )の燃焼に関する化学反応、日本航空宇宙学会論文集、第6巻、P55-60、2007、査読有

③小川博之、大南香織、ヒドラジン( $N_2H_4$ )とNTO( $N_2O_4$ )の燃焼モデルに関する検討、ISASリサーチノート、ISAS-RN-825、P1-22、2007、査読無

[学会発表] (計7件)

①大南香織、上杉邦憲(代表)、小川博之、Numerical Bipropellant Thruster Simulation with Hydrazine and NTO Reduced Kinetic Reaction Model、47<sup>th</sup> AIAA Aerospace Science Meeting, January 5, 2009, Orlando, Florida, USA

②大南香織、スラスタ燃焼室内の燃焼流と反応モデル、第22回流体工学シンポジウム、2008年12月6日、東京大学

③大南香織、小川博之(代表)、上杉邦憲、詳細な年少モデルを適用したフィルム・クーリング式二液式スラスタ数値シミュレーション、第52回宇宙科学技術連合講演会、2008年11月5日、淡路島夢舞台国際会議場

④大南香織、小川博之(代表)、ヒドラジン/四酸化二窒素の反応機構の構築、火薬学会2008年度春季研究発表会、2008年4月24日、東京都江戸川区タワーホール船堀

⑤小川博之、大南香織、Heat Transfer with Combustion Flow of Hydrazine and NTO in Film-Cooled Bipropellant Thruster, 37<sup>th</sup> International Conference on Environmental Systems, July 2007, Chicago, Illinois, USA

⑥小川博之、大南香織、Combustion Fluid Model in Film-Cooled Bipropellant

Thruster, 43<sup>rd</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, July 2008, Cincinnati, USA

⑦小川博之、大南香織、フィルム冷却型スラスタにおけるヒドラジン/NTO燃焼流解析及び壁面冷却効果の検証、第39回流体力学講演会/航空宇宙シミュレーション技術シンポジウム、2007年6月、東京都調布市JAXA

[図書] (計0件)

[産業財産権]

○出願状況 (計0件)

○取得状況 (計0件)

[その他] 無し

#### 6. 研究組織

(1) 研究代表者

上杉 邦憲 (UESUGI KUNINORI)

独立行政法人宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究本部・名誉教授

研究者番号: 40013693

(2) 研究分担者

小川 博之 (OGAWA HIROYUKI)

独立行政法人宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究本部・准教授

研究者番号: 60311172

澤井 秀次郎 (SAWAI SHUJIRO)

独立行政法人宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究本部・准教授

研究者番号: 30270440

(3) 連携研究者

山西 伸宏 (YAMANISHI NOBUHIRO)

独立行政法人宇宙航空研究開発機構・情報計算工学センター・主任研究員

研究者番号: 70450715

大南 香織 (OHMINAMI KAORI)

東京大学・インテリジェントモデリングラボラトリー・研究員

研究者番号: 40508199