

科学研究費助成事業 研究成果報告書

平成 29 年 6 月 15 日現在

機関番号：82645

研究種目：基盤研究(C) (一般)

研究期間：2014～2016

課題番号：26420164

研究課題名(和文) 詳細反応機構構築と高時間分解能非接触計測で実現する自己着火液体燃料の着火過程解明

研究課題名(英文) Study of Ignition Process on Hypergolic Fuel Using Detailed Chemical Reaction Model Construction and High Time Resolution Non-contact Measurement

研究代表者

大門 優 (Daimon, Yu)

国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構・研究開発部門・研究開発員

研究者番号：90415901

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 3,900,000円

研究成果の概要(和文)：宇宙機の姿勢制御および軌道投入に使用される化学推進ロケットエンジン(スラスタ)の着火特性について数値解析を用いて明らかにした。数値解析を行うにあたって必要となる詳細化学反応モデルの構築、検証に必要な試験データ取得についても申請者らで実施した。詳細化学反応モデルは過去の研究よりも予測精度の高いものを構築することができた。検証試験においても、着火性や化学種分布について新たな発見があった。検証試験を対象とした数値解析を実施することで、詳細化学反応モデルの検証が実現できた。スラスタ内部の流れ場を模擬した数値解析を実施することで、2つの燃焼モードの保炎メカニズム、発生条件を明らかにした。

研究成果の概要(英文)：A numerical analysis clarified ignition characteristics of the chemical propulsion rocket engine (thruster) used for attitude control and orbit insertion of a spacecraft. Applicants also conducted test data acquisition necessary for verification and constructed detailed chemical reaction model required for numerical analysis. Our detailed chemical reaction model was able to build higher prediction accuracy than previous research. Also in the verification test, there was new discoveries about ignition and chemical species distribution. By conducting numerical analysis for the verification test, the detailed chemical reaction model could be validated. In the numerical simulation for the flow field inside the thruster, the flame holding mechanism and the criteria of the two combustion modes were clarified.

研究分野：燃焼数値解析、宇宙機スラスタ、液体ロケットエンジン、自己着火性燃料

キーワード：自己着火特性 燃焼数値解析 詳細化学反応モデル 可視化 スラスタ 液体ロケット

1. 研究開始当初の背景

宇宙機の姿勢制御および軌道投入には、大きな推力を瞬間的に得るために2液式の化学推進ロケットエンジン(スラスタ)が主に使用される。中でも燃料/酸化剤の組み合わせとしてヒドラジン(N_2H_4)/四酸化二窒素(N_2O_4)、モノメチルヒドラジン(CH_3NHNH_2 , MMH)/ N_2O_4 が広く用いられている。これらの組み合わせは常温でも自己着火する燃料であるため点火器を必要とせず、宇宙機のペイロード重量を増加させられる利点を持つ。また、高精度な姿勢制御のために、間欠的にスラスタを作動させるパルスモードによる運用が一般的であり、確実な自己着火は非常に重要な特性と言える。これまで、自己着火性に関わる研究は主に実験的なものであり、詳細な化学反応メカニズムおよび流れ場との相互作用は理解されていない。そのため、自己着火特性に大きな影響を与える流量や噴射位置・角度といった設計パラメータの最適化のために多数回試験が必要となってしまう、スラスタ開発において過剰な時間とコストがかかっている。今後高性能なスラスタ開発に向けて、設計パラメータ最適化のための現象理解および数値解析による予測が求められている。

数値解析を実施するにあたって、課題となるのは以下の3点である。(1)MMH/ N_2O_4 の適切な反応モデルが存在しない。(2)解析モデル検証のための基礎試験データが存在しない。(3)物理現象が十分理解できていない。

2. 研究の目的

高性能なスラスタ開発に向けた、設計パラメータ最適化のための自己着火モデルの提案を行う。(1)MMH/ N_2O_4 の詳細反応モデルの構築、(2)解析モデル検証のための試験データ取得、(3)物理現象理解のための数値解析を通して、自己着火モデルを構築する。これにより衛星推進エンジンの確実な開発に貢献できるだけでなく、自己着火燃料の産業界への普及が可能となる。

3. 研究の方法

(1)MMH/ N_2O_4 の詳細反応モデルの構築

着火遅れ時間に関し最も高い感度を持つ反応はMMHからの NO_2 による水素原子引き抜き反応であるが、この素反応の速度定数に関する報告値が存在しない。そこでMMH + NO_2 反応速度定数決定のため、反応中間錯体の入口経路を検討するための遷移状態、中間錯体の構造、エネルギーを用いて遷移状態理論により各入口経路の速度定数の計算する。これらと、過去研究されてきたヒドラジン/ N_2O_4 の詳細反応モデル、MMHの自己分解反応を組み合わせることで、最終的にMMH/ N_2O_4 の詳細反応モデルを完成させる。

また、可視化試験で得られる OH^* 、 CH^* 自発光分布と直接比較するために、電子励起状態を考慮できる素反応を組み込む。

(2)解析モデル検証のための試験データ取得

これまで開発のための性能評価試験や、液液反応の時間遅れを計測する非常に簡易な試験は実施されてきたが、解析モデル検証に十分な試験データおよび基礎試験は行われてこなかった。これはMMHが有毒であるためその取扱いが困難であったことが原因であり、最新の計測技術の導入が遅れたと考えられる。そこで我々は、まず模擬液を用いた試験により計測装置および技術を確認した後、MMHの取り扱いに長けている外部機関(IHIエアロスペース社およびPurdue大学)の協力を得て実液試験を実施することで、効率的に試験データを取得した。①スラスタを模擬したMMH/ N_2O_4 の衝突噴霧状態の可視化データ取得、②MMHプールと NO_2 ガスの液面反応の可視化および温度データ取得を実施した。

(3)物理現象理解のための数値解析

数値解析技術および詳細反応モデルの検証のため、(2)「解析モデル検証のための試験データ取得」の②「MMHプールと NO_2 ガスの液面反応の可視化および温度データ取得」に対して、(1)「MMH/ N_2O_4 の詳細反応モデルの構築」で開発した反応モデルを用い①詳細反応モデル検証のためのMMHプールと NO_2 ガスの液面反応解析を実施した。また、スラスタ設計や認定試験を実施するにあたって、スラスタ性能が著しく低下するSeparation modeと、適切な燃焼状態であるMixing modeが存在することが過去の試験および経験からわかっている。これらの保炎メカニズムおよび発生条件は十分解明されておらず、Fail and Fix方式の開発となっている一因である。そこで、まずはガス反応ではあるが、衝突噴射解析を実施し、②スラスタ内燃焼の保炎メカニズムとその発生条件(自己着火モデル)について明らかにした。

4. 研究成果

(1)MMH/ N_2O_4 の詳細反応モデルの構築

MMHから NO_2 による逐次水素原子引き抜き反応の反応速度定数を遷移状態理論によって決定し、過去研究されてきた反応モデルと組み合わせることで、MMH/ NO_2 の詳細反応モデル(121化学種、909素反応)を構築した。Liuら(Combustion and Flame 2013)によって得られた試験データを対象に解析を行い、過去発表されているAndersonらの詳細反応モデル(ARL-TR-5088, ARL-model, 81化学種、513素反応)と比較して予測精度が良いことを示した。図1はLiuらの試験データ、Andersonらのモデル、本研究のモデルで得られた化学種モル分率の時間変化を比較している。本モデルは試験で得られた NO_2 の減少履歴をよく再現しており、HONOに関しても、Andersonらのモデルよりも試験に近い値を示している。このほか、MMHの自己分解、およびMMH/ O_2 においても検証を行い、精度が保たれてことを確認している。また、完成した詳細化学反応モデルに電子励起状態を表す OH^* 、 CH^* などの素反応を組み込んだ。

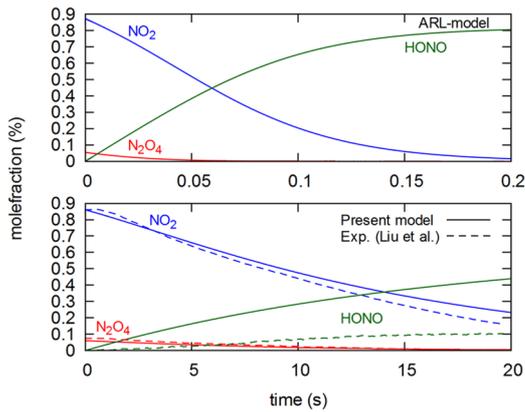


図1 MMH/N₂O₄の詳細反応モデルの検証

(2)解析モデル検証のための試験データ取得

①MMH/N₂O₄の衝突噴霧状態の可視化

図2にMMH/N₂O₄の3次元衝突噴霧状態の可視化のためNd:YAGレーザの第二高調波(532nm)を用いたMie散乱法を採用した。以下に試験装置を示す。インジェクタからは液体状態のMMH/N₂O₄を噴射し、衝突噴霧を形成する。レーザはシート化され、推進剤ファンに対して垂直に挿入した。Mie散乱光はファンを斜め下から見上げる角度に設置した高速度カメラ(下図Mie camera)で撮影した。レーザとカメラは信号発生器によって10Hzで同期させた。レーザシートを斜めから撮影した画像となるため、後処理にて画角補正を行った。また、レーザシート高さと同火炎の対応を調べるため、ファン正面を撮影する高速度カメラ(下図Front camera)も設置した。このカメラで撮影する際には、撮影素子の損傷を避けるため、レーザは使用せず、可視光のみを撮影した。

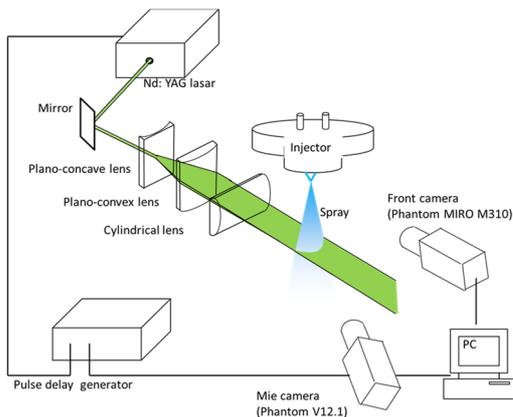


図2 3次元衝突噴霧状態の可視化装置概要

図3にFront cameraで撮影された平均画像と、その画像にMie cameraによって撮影した画像を変換し重ねて示している。これより、これまで平面2次元でしか計測されてこなかった、液滴存在位置の3次元分布を取得することができた。

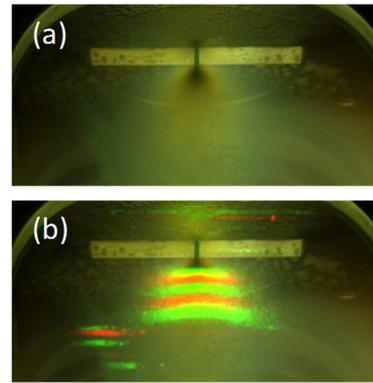


図3 衝突噴流における液滴分布時間平均画像 (a)Front camera, (b)Mie camera (Mie cameraの赤色, 緑色は液滴分布を見やすく表示するためのものであり, 図に示すように5断面撮影した.)

②MMHプールとNO₂ガスの液面反応の可視化および温度データ取得

図4にMMHプールとNO₂ガスの液面反応燃焼器および計測系を示す。MMHはシリンジポンプから一定流量で注入され、プール液面高さを可能な限り一定に保つ。NTOはバッファタンクにて加熱されNO₂ガスになった状態で燃焼器情上方から供給される。プール火炎に対して拡大高速撮影, バックライト拡大高速撮影, 自発光計測(CH*, OH*)を実施した。図4はOH*自発光計測時の計測系を示している。

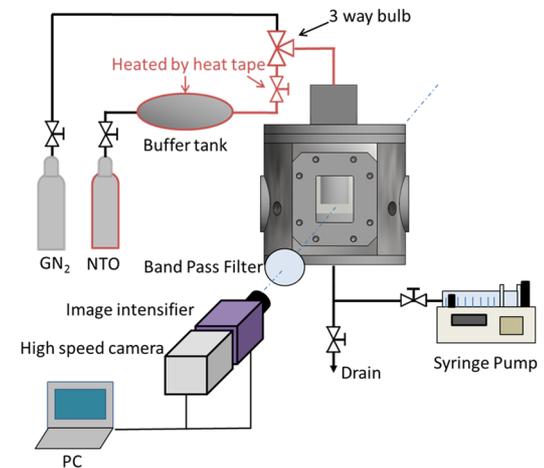


図4 MMHプール火炎可視化装置概要 (OH*自発光計測時)

可視化結果の一例として、図5に高速度拡大撮影瞬時画像結果を示す。先行研究でも報告されていた、ヒドラジン系自燃性推進剤の特徴である二重火炎が定常的に分離した状態で形成された。この際、強制点火は必要なく、MMHの液体、NO₂のガスであっても自燃性が確認できた。過去の研究では、液液状態での自燃性にのみ注目されてきた。当初我々も着目していなかったが、液ガス状態であっても自燃性を持っていることを新たに発見することができた。

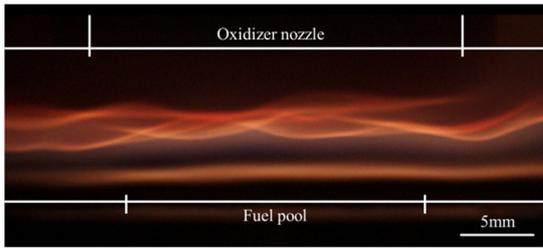


図5 高速度拡大撮影瞬時画像

図6に図5に示した高速度拡大撮影における時間平均画像から取り出した輝度分布と、同じく時間平均を施したOH*自発光分布を示す。輝度分布においても二重火炎であることを示す、二峰性を持つことが確認できた。また、酸化剤側の輝炎付近にOH*自発光のピークも存在することがわかった。すなわち、MMH/N₂O₄反応の中間生成物として現れた水素と酸素が反応し、OHが発生していると考えられる。このように、OH*分布やCH*分布の他、空間温度分布も熱電対で取得することに成功し検証データを得た。

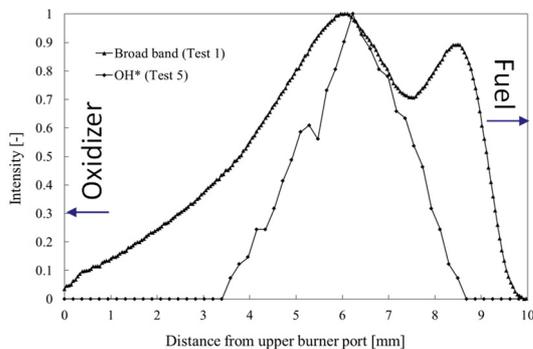


図6 拡大高速度およびOH*自発光計測結果

(3)物理現象理解のための数値解析

①詳細反応モデル検証のためのMMHプールとNO₂ガスの液面反応解析

(2)「解析モデル検証のための試験データ取得」の②「MMHプールとNO₂ガスの液面反応の可視化および温度データ取得」で得たMMHプールとNO₂ガスの液面反応検証試験に対し、(1)で開発した電子励起状態を表す素反応を含む詳細反応モデルを用いた数値解析を実施した。図7に数値解析結果(OH*, CH*, NO₂*, NH₂*の発光強度, 温度分布)と試験で得られたOH*, CH*, と自発光分布, 熱電対による温度計測結果の比較結果を示す。本数値解析結果におけるOH*発光強度のピーク位置は、試験で得られたOH*自発光分布のピーク位置と比較してわずかに酸化剤ではあるが、CH*発光強度とCH*自発光分布のピーク位置、温度分布と熱電対による温度計測結果はそれぞれ良い一致を示している。OH*質量分率とOH*自発光分布のピーク位置がずれている理由として、図5で示したように酸化剤側の輝炎が3次元的に凹凸を持っており奥行き方向に分布を持ちかつ時間変動してい

ることが原因であると考えられる。また、図5で観察された輝炎は酸化剤側のNO₂*と燃料側のNH₂*に対応していると考えられ、NO₂の還元反応およびNH₂の酸化反応というヒドラジン系の自己着火燃料特有の反応に起因することが明らかになった。以上示してきたように、(1)で開発した詳細反応モデルの検証と現象理解を進めることに成功した。

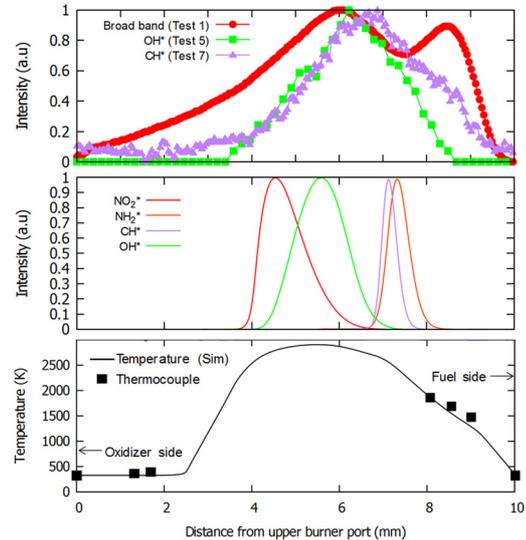


図7 数値解析結果とOH*, CH*自発光分布および温度計測結果との比較

②スラスタ内燃焼の保炎メカニズムとその発生条件の解明

スラスタ内燃焼の保炎メカニズムとその発生条件(自己着火モデル)を明らかにするため、自然性推進薬を使用した衝突噴流の数値解析を実施した。図8にSeparation modeとMixing modeの解析結果を示す。Separation modeでは、燃料酸化剤の間に拡散火炎が存在し、また燃料側では燃料の熱分解による高温ガスが発生することで保炎している。一方Mixing modeでは、燃料と酸化剤が下流で混合した後、自己着火が多数連続して発生することで保炎している。以上のことから、燃料と酸化剤が混合する時間(τ_{mix})と反応するまでの時間(τ_{ing})のどちらが長いかで火炎モードが決定される。 τ_{mix} を求めるための代表長さとしてインジェクタ径、代表速度として噴射速度(V_{ing})がそれぞれ考えられるが、図8に示すように、燃料と酸化剤が混合する距離(L_{break})と反応する位置の相関で火炎モードが決定されていると理解することができるため、 $\tau_{mix} = L_{break} / V_{ing}$ が適切である。したがって、Separation modeは $\tau_{mix} > \tau_{ing}$ 、Mixing modeは $\tau_{mix} < \tau_{ing}$ という条件で発生する。 L_{break} は化学反応を含まない流体計算のみで、 τ_{ing} は(1)「MMH/N₂O₄の詳細反応モデルの構築」で開発した詳細反応モデルを用いた0次元反応解析でそれぞれ求めることができるため、比較的短い時間で火炎モードの予測を実施することが可能である。このように現象理解に基づき火炎モードの予測が可能となった。

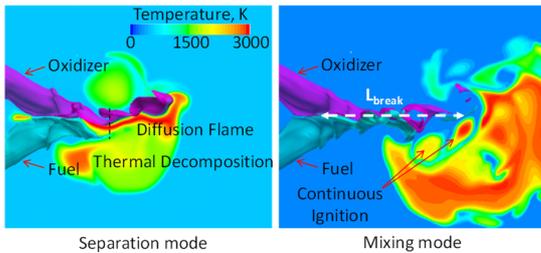


図 8 各火炎モードにおける流れ場の概要

5. 主な発表論文等

[雑誌論文] (計 2 件)

1. Nozomu Kanno, Hiroumi Tani, Yu Daimon, Hiroshi Terashima, Norihiko Yoshikawa, and Mitsuo Koshi, "Computational Study of the Rate Coefficients for the Reactions of NO₂ with CH₃NHNH, CH₃NNH₂, and CH₂NHNH₂," Journal of Physical Chemistry A, Vol. 119, pp.7659-7667, 2015.
2. Nozomu Kanno, Hiroshi Terashima, Yu Daimon, Norihiko Yoshikawa, and Mitsuo Koshi, "Theoretical Study of the Rate Coefficients for CH₃NHNH₂ + NO₂ and Related Reactions," Int. J. Chem. Kinet., Vol. 46, pp.489-499, 2014

[学会発表] (計 19 件)

1. 佐藤大介, 谷洋海, 林潤, 大門優, Jason Gabl, Ariel Black, Timothee Pourpoint, 赤松史光, "対抗流プール燃焼によるモノメチルヒドラジン-四酸化二窒素の非予混合火炎の燃焼機構に対する考察," 日本機械学会関西支部第92期定時総会講演会, 3/13-14, 吹田市, 大阪府, 2017.
2. Daisuke Sato, Hiroumi Tani, Jun Hayashi, Yu Daimon, Masahiro Sasaki, Yoshiki Matsuura, and Fumiteru Akamatsu, "Visualizations of the liquid distribution in MMH/NTO impinging combustion," The 36th International Symposium on Combustion, 7/31-8/6, Seoul, South Korea, 2016.
3. Nozomu Kanno, Yuto Kanie, Hiroumi Tani, Yu Daimon, Hiroshi Terashima, and Mitsuo Koshi, "Chemical Kinetics of Hypergolic Ignition for CH₃NHNH₂/N₂O₄/NO₂ gas mixtures," Asian Joint Conference on Propulsion and Power, 3/16-19, Takamatsu, Japan, 2016.
4. Yu Daimon, Hiroumi Tani, Hiroshi Terashima, and Mitsuo Koshi, "Three-dimensional Structures in Hypergolic Ignition Process and Flame Holing Mechanisms for Hydrazine/Nitrogen Dioxide Un-like Doublet Impinging Gas

Jets," 54th AIAA Aerospace Science Meeting, 1/04-08, San Diego, USA, 2016.

6. 研究組織

(1)研究代表者

大門 優 (Yu Daimon)

国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構・
研究開発部門・研究開発員

研究者番号：90415901

(2)研究分担者

菅野 望 (Nozomu Kanno)

名城大学・理工学部・准教授

研究者番号：40529046

林 潤 (Jun Hayashi)

大阪大学・工学研究科・講師

研究者番号：70550151