

## TED Plaza

## 次世代型航空宇宙用推進機の開発研究： MPD スラスタおよび回転デトネーションエンジン



川崎 央

静岡大学 准教授  
 学術院工学領域 機械工学系列  
[kawasaki.akira@shizuoka.ac.jp](mailto:kawasaki.akira@shizuoka.ac.jp)

### 1. はじめに

はやぶさ、および、はやぶさ 2 による小惑星探査や SLIM による月着陸実証などに代表されるように、人類は着実に活動領域を深宇宙へと広げつつある。このような宇宙空間における活動をより自在化させる上で最も重要な技術開発項目の 1 つが航空宇宙用推進機の高度化である。航空宇宙用推進機においては、航空機やロケット、人工衛星をはじめとする航空宇宙システムの厳しい質量制約の下で所定の性能を発揮する必要性から、必然的に小型化と高出力化の両立が求められる。従って、航空宇宙用推進機の高度化においては、極めて大きな出力密度に適合的な熱設計の確立が肝要となる。

本稿では特に、著者が研究に取り組んできた MPD (magnetoplasmadynamic, 電磁プラズマ力学) スラスタおよび RDE (rotating detonation engine, 回転デトネーションエンジン) といった次世代型の航空宇宙用推進機について概説する。いずれも、激しい容態の放電や燃焼に起因する熱・流体現象を利用する機器であり、物理現象の深い理解に基づいた極限的な設計が求められるが、特に熱設計の成立性は、それらの機器を実用化に導く上で鍵となり、大きな関門となっている。併せて、それらの熱設計を確立する上で有用な高速熱計測技術に関しても簡単に紹介する。

### 2. MPD スラスタ

上述の通り、近年、地球軌道以遠での宇宙活動が活発化しており、火星や金星、木星等を目的地とする種々の新しい深宇宙ミッションも計画されている。野心的な深宇宙ミッションの実現性を高めるには、多量のペイロードを短時間で効率良く輸送する宇宙輸送システムの開発が必須となるが、大型電気推進機の実用化は、これに大きく貢献することが期待される。

MPD スラスタは、電気推進機の中では電磁加速型に分類され、単機に 100 kW を超える大電力の投入も可能な、最も大型の部類の電気推進機である (栗木・荒川, 2003; Jahn, 1968; Sovey & Manteniaks, 1991)。いくつかの類型が存在するが、それらは、電極配置や外部磁場印加の有無等の違いにより分類できる。特に、ノズル状陽極と棒状陰極を同軸配置した自己誘起磁場型 MPD スラスタ (以下では単に MPD スラスタと記す) は、大電力作動に適合的で、定常作動時の電力は典型的には 1 MW あるいはそれ以上となる。

図 1 に自己誘起磁場型 MPD スラスタの作動概念を示す。この方式の MPD スラスタは、直流アーク放電により駆動され、放電電流とその放電電流自身が誘起する自己磁場の相互作用で推進剤に Lorentz 力を作用して電磁的な推力を発生する。また副次的に、放電電流による Joule 加熱で気体力学的な推力も発生する。高い比推力 (推進剤の消費効率の指標) と高い推進効率 (電気エネルギーから推進仕事への変換効率) の両立には電磁推力の強調が不可欠であることが知られており、必然的に大電流での作動状態が主たる研究対象とされている。このため、MPD スラスタの実

機設計にとっては、比推力や推進効率といった推進性能のみならず、宇宙空間での熱的耐久性に対する考慮も当然ながら不可欠となる (Sercel & Krauthamer, 1986)。

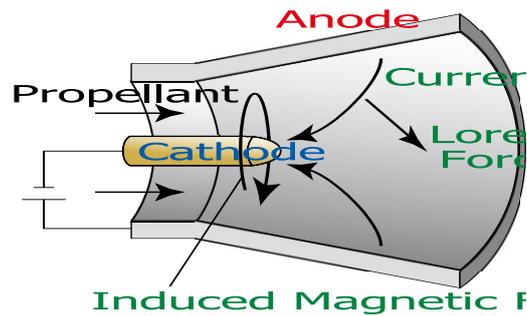


Fig. 1 A schematic of an MPD thruster.

大電流で連続作動する MPD スラスタの性能を地上にて評価するには非常に大規模な真空設備が必要となるため、実験的手法のみによる設計最適化の敷居は決して低くない。これが一因となり、MPD スラスタの技術成熟度は、概ね実験室での技術実証の段階に留まっている。そこで、著者らの研究グループでは、性能評価のための連続作動実験を数値シミュレーションにより補完し、スラスタの設計最適化を促進することを試みている (Funaki, *et al.*, 2014)。

これまでも高度な数値モデルを用いた多くの数値シミュレーションが行われており、バルクプラズマの实在気体効果が推進機特性に与える影響についてはよく検討が進んでいる (例えば Nakata, *et al.*, 2008)。一方で、MPD スラスタにおいては、電極のごく近傍に存在する非常に薄い静電シース領域にも無視できない電力が投入されており (Kubota, *et al.*, 2009)、この静電シース領域もまた、スラスタの推進機特性を検討する上で重要な考慮事項となる。つまり、推進性能の見積りに必要な投入電力、およびスラスタ構成要素の温度分布の見積りに必要な壁面熱流束に関する確度の高い予測のためには、電極や壁近傍の静電シースを介しての荷電粒子束の評価が重要となる。しかしながら、既往研究においては、静電シース領域の影響に関して、特定のスラスタ形状および運転条件にて得られた経験的なパラメータを補外的に用いて、簡易的な評価を行うのが通例であった。このため、MPD スラスタの推進機特性に重大な影響を与える可能性のある電極近傍の静電シースを、経験的パラメータではなく、理論モデルにより捉え、電磁流体シミュレーションおよび熱シミュレーションに反映することが課題となっていた。

本稿では、既往の数値モデルを統合および拡張することで、新たに静電シースを介した電磁流体・熱連成シミュレーションモデルを構築し、作動電力 100 kW 級のアルゴンを推進剤とする自己誘起磁場型 MPD スラスタのシミュレーションに適用してその妥当性を検証した結果 (Kawasaki, *et al.*, 2016) について、以下で簡単に紹介する。

図 2 に、静電シースモデル連成の有無で比較した MPD スラスタ内の放電電流経路と電子数密度の分布を示す。この図では、同軸配置された陽極 (図中上側の黒く塗られた領域) と陰極 (図中下側の黒く塗られた領域) の間の放電場・流れ場の  $r$ - $z$  スライスが示されており、推進剤は左から右へと流れている。図に示す通り、静電シースモデルの連成により、放電構造が大きく変わるのわかる。すなわち、静電シースモデル連成有りの場合は、放電電流経路が全体的に下流に偏っている。また、静電シースモデル連成により、電極上でのイオンの再結合が考慮されたことから、電子数密度分布にも顕著な違いが出ている。これらのように、放電場・流れ場をより忠実に再現できたことから、スラスタへの投入電力も、実験により近い値を示すことが確認された。

図 3 (a) に放電電流が 6, 8, 10 kA の場合の電磁流体・熱連成シミュレーションによる陰極温度分布の予測結果と既往の実験結果の比較を示す。実線がシミュレーション結果であり、点線が既往の実験結果である。熱連成シミュレーションにおいても、陰極先端付近の特徴的な温度プラトーが再現された。また、そのプラトー部温度は、実験結果とよく整合している。また、図 3 (b) に同連成シミュレーションによる陽極熱負荷の予測結果と既往の実験結果の比較を示す。モデルの精緻化により、良好な予測が得られていることがわかる。

以上のように、シースモデルを連成することで、これまで経験的パラメータの補外的な利用により簡易評価されてきたシース電圧や電極への熱流束に関して、数値シミュレーション上で実験

と整合的な見積もりを実現した。

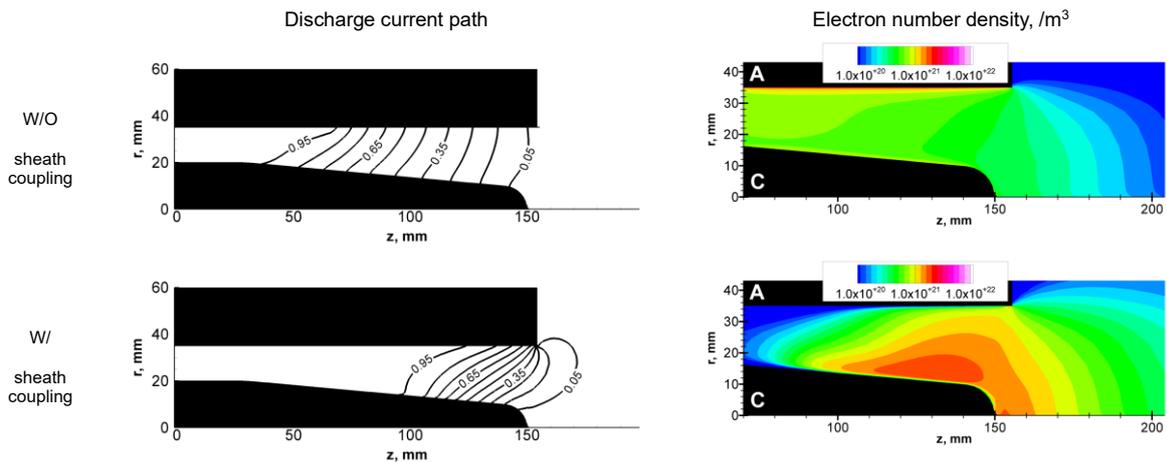


Fig. 2 Discharge and flow fields in an  $r$ - $z$  slice of an MPD thruster without and with the sheath model coupling. The upper and lower electrodes are the anode and cathode of the thruster, respectively. (Kawasaki, *et al.*, 2016)

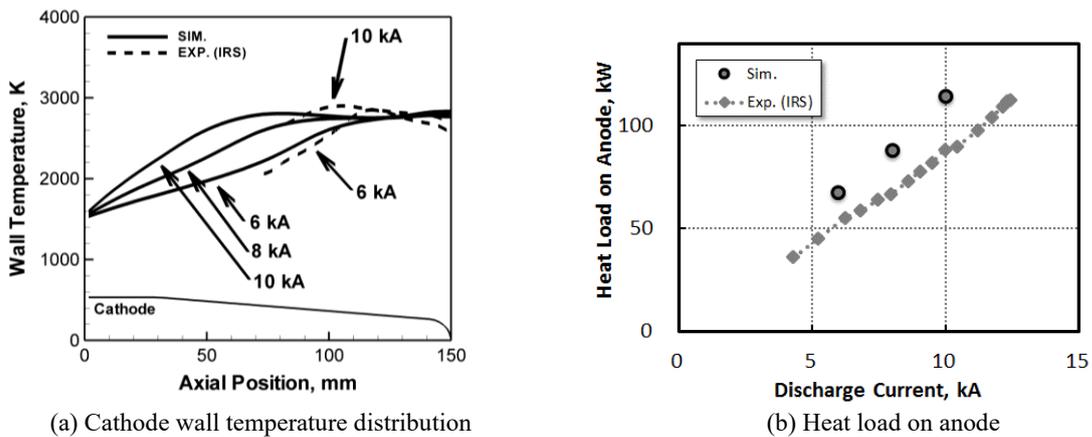


Fig. 3 Typical results in the MHD and thermal coupling simulation. Experimental data was cited from (Winter, *et al.*, 1995; Winter, *et al.*, 1997; Wegmann, *et al.*, 1992) for the comparison. (Kawasaki, *et al.*, 2016)

### 3. 回転デトネーションエンジン

デトネーション（または爆轟）とは、媒質中を加熱領域と衝撃波が連成して超音速で伝播する現象である。加熱領域と結合した衝撃波はデトネーション波と呼ばれ、衝撃波による圧縮・加熱が引き金となって媒質の更なる加熱が生じるとともに、媒質の加熱によって衝撃波の駆動を支持する構造となっている。媒質の加熱の機構や媒質の均一性に応じて様々な形態のデトネーションが生じうるが、特に、燃焼現象の1つを指して単にデトネーションと呼ぶことがある。この場合には、均一な媒質としては、例として、気相の燃料および酸化剤が予めよく混合されたもの（燃料・酸化剤予混合気）が、また、不均一な例として、可燃性噴霧や粉塵、固体推進剤、爆薬などが挙げられる。

本稿では、主として、燃料・酸化剤予混合気中での燃焼により生じるデトネーションおよびその宇宙推進システムへの応用に焦点を絞る。はじめに、デトネーションの基礎研究および応用研究について極めて簡単に概観した上で、著者らの研究グループで取り組んでいるデトネーション燃焼技術応用による宇宙推進システムの高度化研究の一部についても簡単に述べる。なお、デトネーションの基礎理論の更なる詳細については、成書 (Fickett & Davis, 1979; Lee, 2008; デトネーション研究会, 2011; Lee, 2018) などを参照されたい。

デトネーションに関する最も基本的な理論として CJ (Chapman-Jouguet) 理論が良く知られている。一様な燃料・酸化剤予混合気中を、定常かつ1次的に伝播するデトネーション波においては、デトネーション波の前後に適切に検査面を取ることで、保存則を用いた理論解析によりデト

ネーション波の伝播速度やデトネーション波背後（後述の CJ 点）の熱力学的状態が得られる。具体的には、垂直衝撃波前後の状態の関係を記述する Rankine–Hugoniot の理論を拡張したものであり、デトネーション波前後のエネルギー保存を考える際に、媒質の加熱を生成項によって考慮し、デトネーション波背後の検査面として加熱された媒質が膨張・加速して音速に達する位置（CJ 点と呼ばれる）を取っている。このようにして得られる、CJ 理論におけるデトネーション波の伝播速度（CJ デトネーション速度） $D_{CJ}$  は、多くの実験で実際のデトネーション波の伝播速度と精度良く一致することが知られている。

再び、一様な燃料・酸化剤予混合気中を定常かつ 1 次元的に伝播するデトネーション波において、衝撃波の前面から CJ 点に至るまでの内部構造について、Zel'dovich, von Neumann, および Döring により独立に、簡便なモデル（ZND モデルと呼ばれる）が提案されている。ZND モデルの概念図を図 4 に示す。ZND モデルでは、無限小の厚みを持つ先頭衝撃波が、衝撃波到達前の媒質（pre-shock 状態）に対して CJ デトネーション速度  $D_{CJ}$  の相対速度を持って伝播する。衝撃波により、pre-shock 状態の媒質は加熱および圧縮を受け、post-shock 状態（von Neumann 状態とも呼ぶ）へと変化する。これにより高温高压となった媒質は化学反応を開始し、未燃焼状態の媒質は吸熱分解を受け、ラジカルなどの中間生成物が生成される。中間生成物の生成反応は吸熱反応であるため、媒質の温度は最初緩やかに下降する。中間生成物の濃度が十分大きくなると再結合反応が支配的となり発熱を始める。これにより、媒質は急激に加熱を受けるとともに、膨張を開始して、やがて音速に達する（CJ 状態に達する）。衝撃波のすぐ背後で中間生成物の生成が支配的な領域を反応誘導帯（induction zone）と呼び、これに引き続く再結合の支配的な領域を反応帯（reaction zone）と呼ぶ。

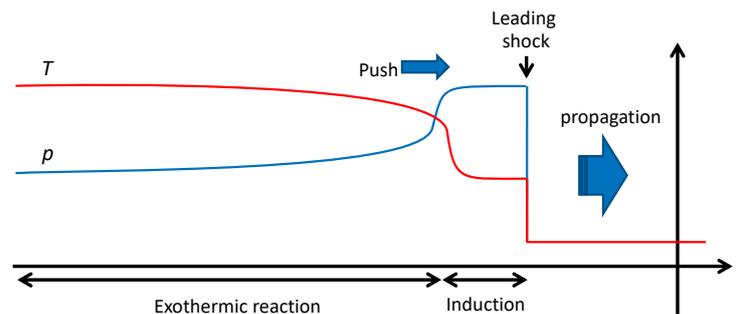


Fig. 4 A schematic of the ZND model. Temperature and pressure distributions along the propagation direction ( $z$  direction) of a detonation wave.

上述の CJ 理論や ZND モデルは、デトネーション波の挙動を理解する上で部分的には大きな成功を収めている。しかしながら、これらの理論は、デトネーション波の時間的変動を取り扱っていない。この意味で、CJ 理論や ZND モデルは、デトネーションの定常理論と呼ばれる。一方で、多次元の系において ZND モデルのデトネーション波構造は不安定であり、例えば、衝撃波速度に擾乱が加わると、正のフィードバックがかかる。すなわち、何らかの要因で衝撃波速度が CJ 速度よりも早くなると、衝撃波背後の反応はより早く進行するようになり、衝撃波を更に加速させる。また、逆も同様である。実際に、実験的に観測されているデトネーション波は、単純な平面的な層が重なった構造を有する訳ではなく、デトネーション波頭の伝播方向に対して直交する方向に伝播する多数の衝撃波（横波と呼ばれる）を併せ持つ複雑な構造を有することが知られている。この横波は、デトネーション波頭に対して常に位置を変えるため、巨視的に定常的に伝播するデトネーション波においても、デトネーション波頭上の圧力分布は常に変動している。このことから、デトネーションは本質的に動的（非定常的）であり、デトネーションの開始条件や消滅条件、限界条件などは、定常理論によっては予測できないことが知られている。

デトネーションの動的特性については、未だ完全には理解されておらず、特に媒質の熱力学的および化学動力学諸量からの直接の定量予測は実現していない。そのため、デトネーションの動的特性を特徴づける現象論的なパラメータとして「セル幅」という量が頻りに利用されている。ここで、直線状管路内でデトネーション波を伝播させる際に、管路内壁に煤を塗布した膜（煤膜）を設置しておくこと、デトネーション波頭の圧力分布の変動により、煤膜上に魚の鱗状の特徴的な

模様（セル模様）が記録される。このようにして得られるセル模様の代表寸法がセル幅と呼ばれ、実在のデトネーション波の波頭を構成する多数の横波の平均的な間隔に対応する。

これまでの研究で、デトネーションの動的特性は、ある種の燃料・酸化剤混合気に対しては、セル幅に基づいて良く予測できることがわかっており、RDEなどのデトネーションエンジンの設計則を含むデトネーションの動的特性の定量予測には、セル幅のデータが不可欠と言っても過言ではない。このため、各種の燃料・酸化剤混合気の、各種の状態（温度、圧力、混合比など）に対して、煤膜模様の記録によってセル幅が広く調査されており、California 工科大学によってデータベースが公開されている。

このデトネーションを利用した熱機関をデトネーションエンジンと呼ぶ。燃料・酸化剤予混合気の燃焼が様々な熱機関において利用されているのはもちろんのことであるが、従来型の熱機関では、主にデフラグレーションと呼ばれる、比較的穏やかに進行する形態の燃焼が利用されてきた。一方で、各種の熱機関において、燃焼の形態をデトネーションに置き換えることによって、(1) 熱効率の向上、(2) 昇圧燃焼効果、(3) 燃焼器寸法の小型化などのメリットを享受できることが期待されている。デトネーションエンジンは、燃焼機内でのデトネーションの発生および維持の方式から、主として2種類に分類される。1つはPDE (pulse detonation engine, パルスデトネーションエンジン) であり、もう1つがRDEである。(Wolanski, 2013; Kailasanath, 2000; Lu & Braun, 2014; Rankin, *et al.*, 2017)

PDEでは、管状の燃焼器内で間欠的にデトネーションを発生させ、管の長手方向にデトネーション波を伝播させる。間欠的な動作となることから推力密度の向上には工夫が必要となるが、一方で、冷却の観点からは有利となる。また、上述の昇圧燃焼効果が得られやすく、また、総発動力積をコントロールしやすい。このような観点から、宇宙推進システムとしては、姿勢制御の用途に用いるのが向いていると考えられている。

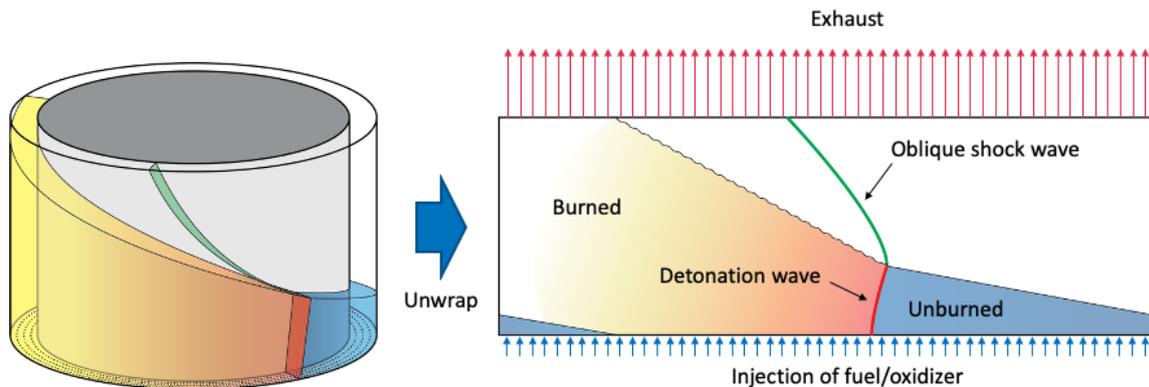


Fig. 5 A schematic of the RDE flow field.

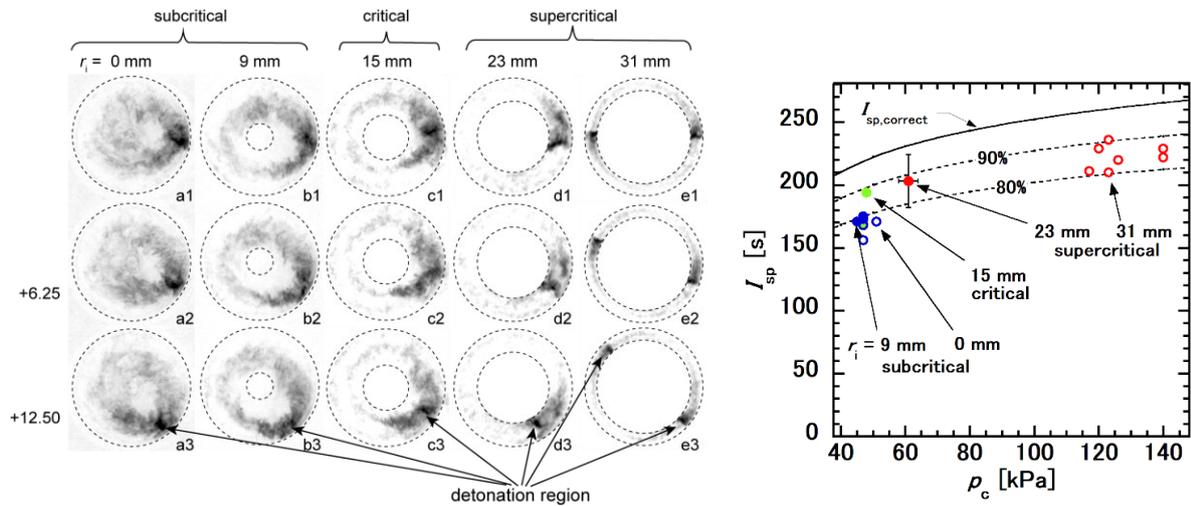
RDEでは、図5に示す通り、通常、燃焼器を二重円筒構造で構成し、内筒と外筒間の円環状領域に燃料および酸化剤を連続的に噴射することで、デトネーションが方位角方向に伝播を続け、燃焼器内で維持される。デトネーションにより、高温・高圧の既燃気体が生成されるが、これをノズルにより加速し、高速排気することでロケット推進が可能となる。このようなRDEは、特に、回転デトネーションロケットエンジンと呼ばれ、これが著者の研究対象である。以降では、著者らの研究グループのRDE研究の一例として、内筒の寸法効果について実験的に検討した結果(Kawasaki, *et al.*, 2019) について紹介する。

図6(a)にRDEの燃焼室内部をエンジン軸方向下流から高速度カメラにより撮影することで得られた典型的な自発光の連続画像を示す。フレーム間隔は $6.25 \mu\text{s}$ である。図において、特に強い発光が見られる（特に黒く見える）領域がデトネーション燃焼領域だと解釈できるが、例えばa1からe1までを比較してみると、内筒半径 $r_i = 0$  および  $9 \text{ mm}$  のケースにおいて、デトネーション燃焼領域は内筒と接触しておらず、外筒とのみ接触している。一方で、 $r_i = 23$  および  $31 \text{ mm}$  のケースにおいて、デトネーション燃焼領域は内筒および外筒の両方と接触している。 $r_i = 15 \text{ mm}$  のケースにおいては、デトネーション燃焼領域と内筒の間にはわずかに間隙がみられる。これらデトネーション燃焼領域の燃焼器壁との接触の特徴の違いから、 $r_i = 23$  および  $31 \text{ mm}$  のケースを

supercritical,  $r_i = 0$  および 9 mm のケースを subcritical,  $r_i = 15$  mm のケースを critical と分類した。

図 6 (b)に、ロードセルにより計測した RDE の推力と推進剤流量とから算出した比推力の燃焼室圧力に対する依存性を示す。図中には、併せて、NASA CEA コード (McBride & Gordon, 1996) により算出した理論比推力を黒の実線にて、また、理論比推力の 90%および 80%のラインを黒の破線にて示した。図からわかるように、 $r_i = 23$  mm, 31 mm のケース (supercritical) では、理論比推力の 80%以上の性能が計測されている。他方で、 $r_i = 0, 9$  mm のケース (subcritical) では、supercritical のケースと比較して性能の低下が見られるものの理論比推力の 80%弱の比推力を維持している。また、 $r_i = 15$  mm のケース (critical) においては、理論比推力の 80%以上の値が計測された場合と、80%弱の値が計測された場合が混在する。これは、subcritical のケースでは、デトネーション燃焼が不完全となっていることに起因するものと考えられる。

以上のように、RDE 内筒は、デトネーション波の安定伝播に影響しているものの、推進性能には必ずしも顕著な影響を与えないことがわかる。小型の RDE においては、内筒は、特に熱的に厳しい環境にさらされており、熱設計の難点であったが、それを取り除ける可能性が示唆された。このような RDE は、単円筒 RDE や内筒無し RDE と呼ばれ、現在では活発に研究が進められており、また、宇宙での作動実証も控えている (Kawasaki, *et al.*, 2024)。



(a) Typical axial photograph of self-luminescence in the combustion chamber taken with high-speed camera. Black and white are reversed. For  $r_i = 0$  and 23 mm, the images are reflected horizontally.

(b) Dependence of specific impulse,  $I_{sp}$ , on combustion chamber pressure,  $p_c$ . Symbols are measured data. Error bars are shown only for the case where  $r_i = 23$  mm as a typical example. Solid line is ideal correct expansion curve computed by the NASA CEA code (McBride & Gordon, 1996).

Fig. 6 Influence of the inner cylinder size,  $r_i$ , for the combustion field and performance of an RDE. ( $C_2H_4-O_2$ , Equivalence ratio =  $1.15 \pm 0.21$ , mass flow rate =  $140 \pm 10$  g/s). (Kawasaki, *et al.*, 2019)

#### 4. 高速熱計測のためのプラズマ・火炎透過型輻射温度計

物体からは、その表面温度に応じた輻射が放射される。このとき、そのスペクトルは、黒体の場合には、Planck の法則に従い、

$$I_{bb} = \frac{2hc^2}{\lambda^5} \left[ \exp\left(\frac{hc}{\lambda k_B T}\right) - 1 \right]^{-1} \quad (1)$$

となる。ここで、 $I_{bb}$  は黒体の分光放射輝度、 $\lambda$  は波長、 $T$  は温度、 $h$  は Planck 定数、 $k_B$  は Boltzmann 定数、 $c$  は光速とする。実在の物体は黒体ではないので、その輻射スペクトルは、 $I$  を分光放射輝度、 $\epsilon$  を放射率として、

$$I = \varepsilon I_{\text{bb}} = \varepsilon \frac{2hc^2}{\lambda^5} \left[ \exp\left(\frac{hc}{\lambda k_B T}\right) - 1 \right]^{-1} \quad (2)$$

となる。このように、放射の強度と物体の表面温度は相関を有しており、放射を測定することで温度を決定することが可能となる。このような原理に基づく温度計は放射温度計と呼ばれる。放射温度計は、光の強度を検出することにより温度が得られるため、例えば熱電対や測温抵抗体のように熱容量を要因とする計測の時間遅れは生じず、一般に高速での熱計測が可能となる。また、非侵襲で計測対象の温度場を乱しにくい、高温域の計測が可能、光計測なのでノイズに強い、といった好ましい特徴を有する。一方で、放射輝度の精密測定は必ずしも容易ではなく、特に高温でない場合に測定精度を高めるためには煩雑な取り扱いが必要となる。

放射率が既知の場合には、単一波長の分光放射輝度のみにより温度の決定が可能である。しかしながら、放射率は、温度や波長、表面性状、方向などにより変化し、一般には一定とはならず、従って、必ずしも既知でない場合も多い。放射率が未知の場合にも、複数の波長の分光放射輝度を同時に計測することにより放射温度計測が可能になる場合がある。特に2波長の分光放射輝度を用いる場合には、しばしば2色放射温度計と呼ばれる。

いま、放射温度計測に用いる2波長を $\lambda_1$ および $\lambda_2$ 、それぞれの放射率を $\varepsilon_1$ および $\varepsilon_2$ とすると、それぞれの波長における分光放射輝度 $I_1$ および $I_2$ は、

$$I_1 = \varepsilon_1 \frac{2hc^2}{\lambda_1^5} \left[ \exp\left(\frac{hc}{\lambda_1 k_B T}\right) - 1 \right]^{-1}, \quad I_2 = \varepsilon_2 \frac{2hc^2}{\lambda_2^5} \left[ \exp\left(\frac{hc}{\lambda_2 k_B T}\right) - 1 \right]^{-1} \quad (3)$$

と表せるので、輝度比を取ると、

$$\frac{I_1}{I_2} = \frac{\varepsilon_1 \frac{2hc^2}{\lambda_1^5} \left[ \exp\left(\frac{hc}{\lambda_1 k_B T}\right) - 1 \right]^{-1}}{\varepsilon_2 \frac{2hc^2}{\lambda_2^5} \left[ \exp\left(\frac{hc}{\lambda_2 k_B T}\right) - 1 \right]^{-1}} = \frac{\varepsilon_1}{\varepsilon_2} \left(\frac{\lambda_2}{\lambda_1}\right)^5 \frac{\exp\left(\frac{hc}{k_B T} \cdot \frac{1}{\lambda_2}\right) - 1}{\exp\left(\frac{hc}{k_B T} \cdot \frac{1}{\lambda_1}\right) - 1} \quad (4)$$

となる。2波長が十分に近接しており放射率が同一と見做せる場合には、更に、

$$\frac{I_1}{I_2} = \left(\frac{\lambda_2}{\lambda_1}\right)^5 \frac{\exp\left(\frac{hc}{k_B T} \cdot \frac{1}{\lambda_2}\right) - 1}{\exp\left(\frac{hc}{k_B T} \cdot \frac{1}{\lambda_1}\right) - 1} \quad (5)$$

となる。よって、計測により2波長の強度比が得られれば、温度を決定できることになる。

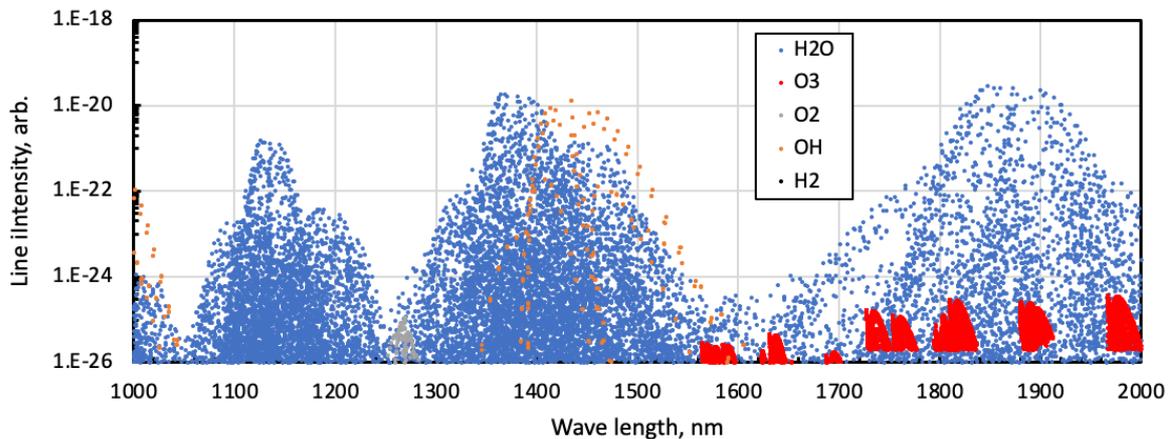


Fig. 7 Molecular spectra by HITRAN. (Intensities for H<sub>2</sub> is low in this range of wave length.)

このような温度計を用いると、MPD スラスタや RDE 中で生じる放電やデトネーションの高速現象に伴う熱負荷の計測が可能となるが、興味ある計測対象がプラズマや火炎に接する壁面の場合には、波長の選定が重要となる。すなわち、輻射温度計で使用する 2 波長は、燃焼器内壁からの熱輻射がプラズマや火炎を通過してから集光光学系へと導入されることから、選定する 2 波長において、プラズマや火炎が光学的に十分薄くなるように注意を要する。これは、壁面からの熱輻射のうち選定した 2 波長について、プラズマや火炎により吸収されたり、あるいは、プラズマや火炎からの発光が重畳したりすると、相対強度比が変化してしまうことによる。

波長の選定に際しては、原子発光スペクトルについては、米 NIST (National Institute of Standards and Technology) の Atomic Spectra Database, 分子吸収スペクトルについては、HITRAN の利用が有用である。一例として、図 7 に水素・酸素火炎に含まれる化学種による近赤外領域における吸収スペクトル強度分布を示す。主として 1500~1700 nm の領域は、吸収スペクトルが十分に弱い領域であることがわかる。ただし、図 7 に示したスペクトル強度分布は常温でのものであり、燃焼生成ガスの温度領域では、より多くの自由度が励起されることとなることに注意を要する。また、当然ながら対象の系において実際に分光計測を行うことも重要である。

著者を含む研究グループでは、以上の原理に基づくプラズマ式の高速度 2 色温度計を、MPD スラスタの始動時の陰極温度計測に適用し、熱設計等に資する現象理解に役立てている (Oshio, *et al.*, 2021)。

## 5. おわりに

本稿では、宇宙での活動の自在性を高めるポテンシャルを有する将来型の航空宇宙用推進機である MPD スラスタおよび RDE について紹介した。これらの開発においては、内部の物理現象の深い理解に立脚した極限的な設計が必要となる。特に熱設計は、最重要項目の 1 つで、その確立に資するプラズマ・火炎透過式の高速度 2 色温度計測についても紹介した。

## 謝 辞

本稿で紹介した研究は、東京工業大学 奥野 喜裕 教授、宇宙航空研究開発機構 船木 一幸 教授、窪田 健一 博士、名古屋大学 笠原 次郎 教授、松岡 健 准教授、龍谷大学 大塩 裕哉 講師をはじめとする方々との共同研究として実施された。また、JSPS 科研費 15J10821, 17H06741, および、19K15209 の助成を受けたものである。ここに記して謝意を表す。

## 文献

- デトネーション研究会編, デトネーションの熱流体力学 1 基礎編, 理工図書 (2011).
- Fickett, W., Davis, W. C., Detonation Theory and Experiment, University California Press (1979).
- Funaki, I., Kubota, K., Kawasaki, A., Okuno, Y., Miyazaki, K., Takenaka, S., Horisawa, H., Analysis of Self-field MPD Thrusters for Designing a Megawatt-class In-space Propulsion System, 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA 2014-3418, Cleveland, Ohio, USA, (2014).
- Jahn, R. G., Physics of Electric Propulsion, McGraw- Hill Inc. (1968).
- Kailasanath, K., Review of Propulsion Applications of Detonation Waves, AIAA Journal, Vol. 28 (2000), pp. 1698-1708.
- Kawasaki, A., Kubota, K., Funaki, I., Okuno, Y., A Coupled MHD and Thermal Model Including Electrostatic Sheath for Magnetoplasmadynamic Thruster Simulation, 69th Annual Gaseous Electronics Conference, Bochum, Germany, (2016).
- Kawasaki, A., T. Inakawa, T., Kasahara, J., Goto, K., Matsuoka, K., Matsuo, A., Funaki, I., Critical Condition of Inner Cylinder Radius for Sustaining Rotating Detonation Waves in Rotating Detonation Engine Thruster, Proceedings of the Combustion Institute, Vol. 37 (2019), pp. 3461-3469.
- Kawasaki, A., Nakata, K., Sato, T., Sawada, S., Kudo, Y., Suzuki, Y., Itouyama, N., Matsuoka, K., Matsuyama, K., Kasahara, J., Nakata, D., Namera, M., Eguchi, H., Uchiumi, M., Matsuo, A., Funaki, I., Nakamura, S., Higashino, K., Hirashima, H., A Bread Board Model Testing for In-Space Flight Demonstration of a Liquid-Propellant Detonation Engine System, AIAA SCITECH 2024 Forum, AIAA 2024-0817, Orlando, Florida, USA, (2024).

- Kubota, K., Funaki, I., Okuno, Y., Comparison of Simulated Plasma Flow Field in a Two-Dimensional Magnetoplasmadynamic Thruster with Experimental Data, *IEEE Transactions on Plasma Science*, Vol. 37 (2009), pp. 2390–2398.
- 栗木恭一, 荒川義博, 電気推進ロケット入門, 東京大学出版会 (2003).
- Lee, J. H. S., *The Detonation Phenomena*, Cambridge University Press (2008).
- Lee, J. H. S., デトネーション現象, 笠原次郎, 前田慎市, 遠藤琢磨, 笠原裕子 訳, 化学工業日報社 (2018).
- Lu, F. K., Braun, E. M., Rotating Detonation Wave Propulsion: Experimental Challenges, Modeling, and Engine Concepts, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 30 (2014), pp. 1125–1142.
- McBride, B. J., Gordon, S., *Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications II. User's Manual and Program Description*, NASA RP-1311-P2 (1996).
- Nakata, D., Toki, K., Shimizu, Y., Funaki, I., Kuninaka, H., Arakawa, Y., Experimental Measurement of Total Sheath Fall Voltage in an MPD Thruster, 44th AIAA/ ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA 2008-4635, Hartford, Connecticut, USA, (2008).
- Oshio, Y., Tauchi, S., Kawasaki, A., Funaki, I., Cathode temperature measurement of a hydrogen self-field MPD thruster during 1 ms quasi-steady operation, *Journal of Applied Physics*, Vol. 130 (2021), 173306.
- Rankin, B. A., Kaemming, T. A., Theuerkauf, S. W., Schauer, F. R., Overview of Performance, Application, and Analysis of Rotating Detonation Engine Technology, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 33 (2017), pp. 131–143.
- Sercel, J. C., Krauthamer, S., Multimegawatt Nuclear Electric Propulsion – First Order System Design and Performance Evaluation, AIAA Space Systems Technology Conference, AIAA Paper 86-1202, San Diego, California, USA (1986).
- Sovey, J. S., Mantenieks, M. A., Performance and Lifetime Assessment of Magnetoplasmadynamic Arc Thruster Technology, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 7 (1991), pp. 71–83.
- Wegmann, T., Auweter-Kurtz, M., Habiger, H., Kurtz, H., Schrade, H., Experimental Investigation of Steady State High Power MPD Thrusters, 28th Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA Paper 92-3464, Nashville, Tennessee, USA, (1992).
- Winter, M. W., Auweter-Kurtz, M., Kurtz, H. L., Sleziona, P. C., Evaluation of Cathode Temperature Distribution in a Cylindrical MPD Thruster, IEPC-95-109, 24th International Electric Propulsion Conference, Moscow, Russia, (1995).
- Winter, M., Boie, C., Auweter-Kurtz, M., Kurtz, L. H., Experimental and Numerical Investigation of Steady State MPD Thrusters, 2nd European Spacecraft Propulsion Conference, ESA SP-398, Noordwijk, the Netherlands, (1997).
- Wolanski, P., Detonation propulsion, *Proceedings of the Combustion Institute*, Vol. 34 (2013), pp. 125–158.