

大流量 RF スラスタに関する数値解析的研究

Numerical analysis of a large mass flow-rate radio-frequency plasma thruster

- 松下 海渡, 九大院, 〒819-0395 福岡市西区元岡 744
 安倍 賢一, 九大工, 〒819-0395 福岡市西区元岡 744
 木原 尚, 九大工, 〒819-0395 福岡市西区元岡 744
 Kaito Matsushita, Kyushu University, 744 Motoooka, Nishi-ku, Fukuoka 819-0395 Japan
 Ken-ichi Abe, Kyushu University, 744 Motoooka, Nishi-ku, Fukuoka 819-0395 Japan
 Hisashi Kihara, Kyushu University, 744 Motoooka, Nishi-ku, Fukuoka 819-0395 Japan

A thrust augmentor for jet engines has a non-economic aspect because it suffers from decrease of efficiency due to a high fuel consumption in use, as well as a pressure loss caused by the existence of ignition and flame holding mechanism even not in use. For a remedy, the present study investigates a possibility of improving an augmentor performance by introducing a reheating system using Inductively Coupled Plasma, in which electrodes are not in contact with the working fluid. To calculate a high enthalpy fluid flow, three dimensional Navier-Stokes equations were solved, taking into account 11 species and 49 chemical reactions for air.

1. 緒言

“afterburner”, “reheater”, “augmentor” とよばれる推力増強装置の使用は、超音速飛行を可能にする手段の 1 つである。推力増強装置の後方にタービン回転翼列が存在しないため、作動流体を高温にすることができ、それによって、大きな排気流速が得られ推力を増加することができる利点がある。しかし、一般的に推力増強装置使用時の燃費が悪く、不使用時も、推力増強装置の着火、保炎機構が作動流体中にあるため、作動流体の圧力損失を引き起こす欠点を抱えている。

前述した推力増強装置の欠点に起因する採算性の問題やソニックブームの問題等もあり、コンコルドの退役以降、超音速旅客機は未だ実用化されていない。そこで、従来の推力増強装置の代替案として、本研究では誘導結合プラズマ (ICP) を用いた加熱を検討する。流体の再加熱手段として、ICP を選択した理由は、電極が作動流体と非接触であり、作動流体の圧力損失を起こさないためである。

現在、数 MW 級の発電機を航空機に搭載する構想⁽¹⁾があり、そのような航空機搭載高出力発電機が実用化された際に、電気を用いた作動流体の加熱による推進が選択肢になり得る可能性が考えられる。加えて、ICP は高周波数で発生し、周波数が高いほど発電機は小型化できる傾向があるため、航空機搭載時に有利に働く可能性も考えられる。

本研究では、CFD を用いて流れ場を見積もることで、推力増強装置を誘導結合プラズマによる加熱によって置き換える手法の実現性及び、実現するにあたり解決すべき課題を明らかにすることを旨とする。

2. 研究手法

誘導結合プラズマによる推力増強装置を実機に用いた実験は非常に高コストとなることが予測され、実験データが得られていない。その点を考慮して、本研究では以下の手順で研究を進める。

1. 実験データのある誘導結合プラズマ加熱風洞の数値解析を行い、解析に用いるソルバの性能を明確にすることを目的として、JAXA が所有する 110kW の ICP 加熱風洞⁽²⁾ を対象に流体解析を行う。
 - ・ 仮想的にジュール加熱率分布を与え、流体解析を行う。
 - ・ 電磁場解析を行い、それに基づいたジュール加熱率分布、ローレンツ力の分布を与え、流体解析を行う。

2. ジェットエンジンタービン下流を模擬した流入気体 (燃焼後の気体) を、ICP で加熱する流れ場の計算を行う。

3. 計算手法

本研究では、JAXA が開発した高効率計算が可能な汎用圧縮性流体解析ソルバである FaSTAR⁽³⁾に、実在気体効果や熱化学的非平衡流モデルを導入し、高エンタルピー流問題に対応させた RG-FaSTAR を用いて流体解析を行った。

流れ場は熱化学非平衡流に対応した圧縮性の Navier-Stokes 方程式と状態方程式で記述される。この Navier-Stokes 方程式は、全質量保存則、運動量保存則、全エネルギー保存則、化学種質量保存則、内部エネルギー保存則で構成され、ベクトル形式で次のように表現される。

$$\frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial x_j} = \frac{\partial \mathbf{F}_v}{\partial x_j} + \mathbf{W} \quad (1)$$

ここで \mathbf{Q} , \mathbf{F} , \mathbf{F}_v , \mathbf{W} はそれぞれ保存量ベクトル、移流項の流束ベクトル、粘性項の流束ベクトル、生成項ベクトルである。また、空間離散化手法は有限体積法のセル中心法が採用されている。乱流モデルは、Spalart-Allmaras モデルを使用した。流体方程式の移流項の計算には HLLW スキーム、時間進展法は LU-SGS 法 (ヤコビアン行列付き) を使用した。HLLW は HLLC スキームを大林、和田が改良した手法⁽⁴⁾である。

仮想的にジュール加熱率分布を与える具体的な手法としては、全エネルギー保存則の右辺に、誘導結合プラズマによる体積発熱項 \dot{H} を次式のように加えている。

$$\begin{aligned} \frac{\partial E}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} [(E + p)u_j] &= \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\lambda_{trs} \frac{\partial T_{trs}}{\partial x_j} + \lambda_{rot} \frac{\partial T_{rot}}{\partial x_j} + \lambda_{vib} \frac{\partial T_{vib}}{\partial x_j} + \lambda_{ete} \frac{\partial T_{ete}}{\partial x_j} \right) \\ &+ \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\rho \sum_{s=1}^{ns} h_s D_s \frac{\partial X_s}{\partial x_j} \right) \\ &+ \frac{\partial}{\partial x_j} \left[u_j \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) \right] + \dot{H} \end{aligned} \quad (2)$$

電磁場解析では、辺要素法⁽⁵⁾により Maxwell 方程式を離散化し、得られた線型方程式を、線型方程式の反復解法である MrR 法⁽⁶⁾ (Minimal residual method using the coupled two-term recurrence formulated by Rutishauser) を用いて求解した。

流体解析と電磁場解析を連成させる具体的な方法は以下のとおりである。

1. 流体解析を行い導電率の分布を求める。
2. 流体解析で求めた導電率の分布を用いて電磁場解析を行い、ジュール加熱率、ローレンツ力の分布を求める。
3. 電磁場解析で求めたジュール加熱率、ローレンツ力の分布を用いて、流体解析を行う。

4. 解析対象

以降では、上述した本解析に用いるソルバの性能を明確にすることを目的として、実験データのある誘導結合プラズマ加熱風洞を対象にして、仮想的にジュール加熱率分布を与え流体解析を行ったケースについて説明する。

Fig. 1 に解析対象とする 110kW の ICP 加熱風洞 (JAXA) の模式図を示す。Torch 部分は、x 方向 (流れ方向) に 250mm の長さで、半径 37.5mm の円筒形状である。Torch は、10kPa に保たれている Chamber に接続している。作動流体は Torch 壁近傍から噴射されている。そのため、数値解析でも、流入条件を Torch 壁から 2.4mm のドーナツ型に与えている。

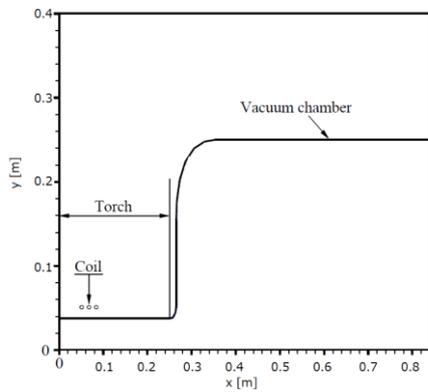


Fig. 1 Schematic of the 110-kW ICP wind tunnel.

5. 計算条件

流入条件は質量流量を、2.0g/s、対象とする気体は空気とし、11 化学種 ($N_2, O_2, NO, N^+, O^+, NO^+, N, O, N^+, O^+, e^-$) を考慮し解析を実施した。

Fig. 2 に示すように、計算領域全体で熱源が約 90kW となるようにして、異なるジュール加熱率分布を仮想的に与えた。Case1 は、Case2 と比べて、より広い範囲に均質的に熱源を分布させている。一方、Case2 は、Case1 より狭い範囲に分布を持たせて熱源を与えている。

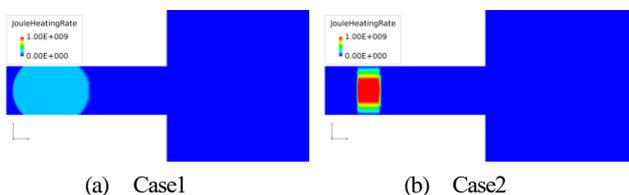


Fig. 2 Joule heating rate distribution.

6. 結果と考察

Fig. 3 に、上述したジュール加熱率分布を与えた場合の、流れ方向速度分布の可視化結果を示す。Fig. 3 から、Case1 及び Case2 は共に加熱部で、流速が急激に増加していることがわかる。Case1 における最高流速が約 300m/s である一方、Case2 では、約 700m/s もあり、同程度の熱源 (約 90kW) を与えているにも関わらず、その分布の与え方によって、Case1 と Case2 で大きく異なっていた。これは、Case2 の方が Case1 より狭い範囲で急激に加熱されているためであると考えられる。

また、圧力分布は、流速分布と比べて急激な変化は無く、Chamber

圧付近で保たれていた。温度は加熱部で急激に上昇するので、気体の状態方程式を満足するように、密度が高温部で周囲と比べて低くなる分布を示していた。

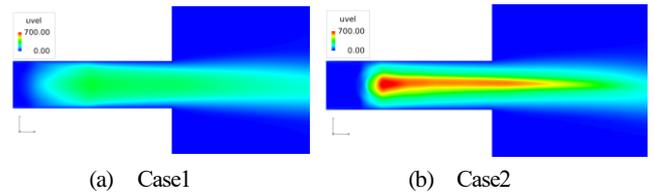
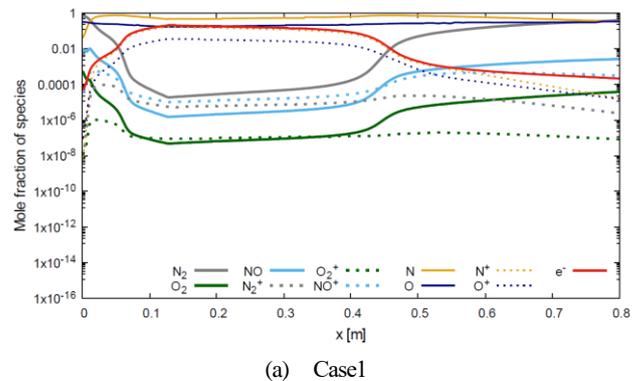
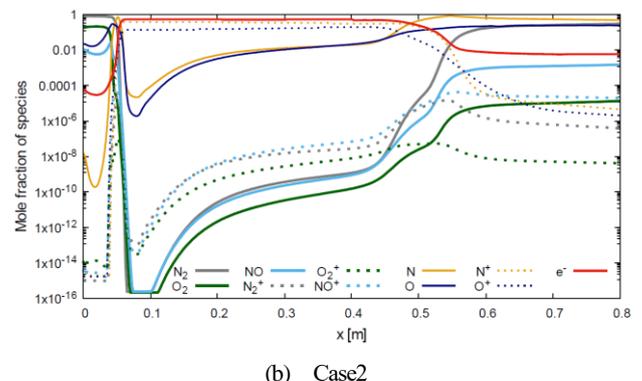


Fig. 3 Distributions of velocity u.

Fig. 4 は x 軸 (流れ方向の中心軸) 上における各化学種のモル分率を log スケールで表している。Case1, Case2 共に、程度の違いはあるものの、流体が加熱されて、分子が解離し、その後に電離していることがわかる。また冷却過程では、その逆の現象が起きていることがわかる。x = 0.07m 付近に大きな熱源があるため Case1 の方が、Case2 よりも解離、電離が進んでいる。これらは、定性的に物理現象に合致している。



(a) Case1



(b) Case2

Fig. 4 Mole fraction of chemical species along the x axis.

Fig.5 は、x 軸 (流れ方向の中心軸) 上における温度を示している。Yu⁷⁾によると、110kW の ICP 加熱風洞 (JAXA) の Torch 内における最大温度は、10,000K 前後であると考えられている。しかし Fig. 5 からわかる通り、Case2 で得られた最大温度はこれを大幅に超えている。よって実際のジュール加熱率分布は、Case2 で与えたものより広い範囲に均質に分布していることが予測できる。

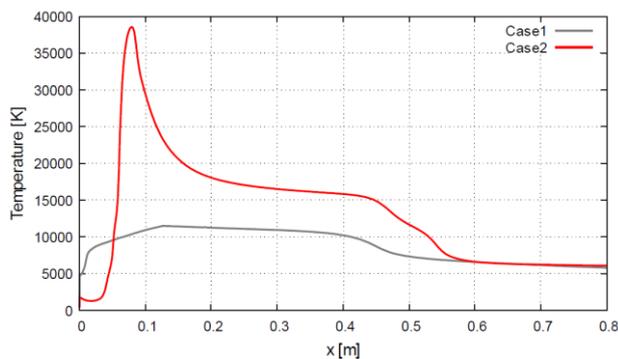


Fig. 5 Comparison of the measured temperature along the x axis.

Fig. 6 は、 $x = 0.811\text{m}$ における半径方向の温度分布の本解析結果と Fujita ら⁽²⁾による実験結果との比較である。Case2 は実験結果と比べて高い分布を持ち、Case1 は、中心付近が実験結果と概ね一致しているものの、中心から離れるほど実験と比べて、温度が低くなっていることがわかる。

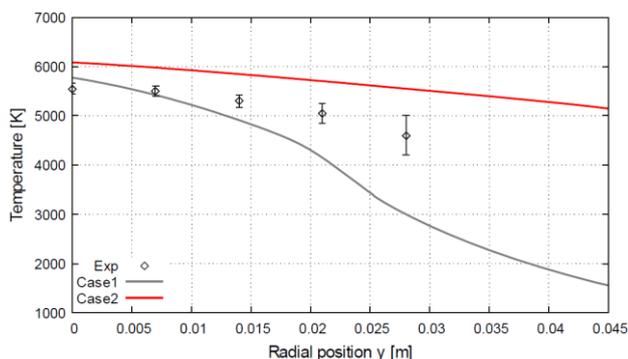


Fig. 6 Comparison of the measured and computed temperatures at $x = 0.811\text{ m}$ in the vacuum chamber.

以上の結果より、ジュール加熱率分布が Torch 内の流れ場に大きな影響を与えることがわかった。また、Chamber 内下流域の流れ場の分布にも少なからず、ジュール加熱率分布が影響を与えることがわかった。

電磁場解析によって、より正確なジュール加熱率分布を求めることで、精度の高い流れ場の予測が期待できる。

7. 今後の展望

実験データのある誘導結合プラズマ加熱風洞の電磁場計算を行い、それに基づいたジュール加熱率分布、ローレンツ力の分布を与え、流体解析を行い、ソルバの性能を明確にする。

ソルバの性能を明確にした後、ジェットエンジンタービン下流を模擬した流入気体（燃焼後の気体）を、ICP で加熱する流れ場の計算を行い、ICP の周波数、投入電力、流入流体の状態、ノズルの形状等による性能への影響について考察する予定である。

謝辞

本研究は主に九州大学情報基盤研究開発センターの研究用計算機システムを利用しました。

参考文献

- (1) James L. Felder¹, Hyun Dae Kim and Gerald V. Brown, “Turboelectric Distributed Propulsion Engine Cycle Analysis for Hybrid-Wing-Body Aircraft”, NASA, 2013.
- (2) K. Fujita, T. Suzuki, M. Mizuno, et al., “Comprehensive Flow Characterization in a 110-Kilowatt Inductively-Coupled-Plasma

Heater”, Journal of Thermophysics and Heat Transfer, Vol. 23, No. 4, pp. 840-843, 2009.

- (3) 橋本敦, 村上桂一, 青山剛史, 菱田学, 坂下雅秀, ラファールパウルス, “高速な非構造格子流体ソルバ FaSTAR の開発”, 日本航空宇宙学会論文集, Vol.63, No.3, pp.96-105, 2015
- (4) 大林, 和田, “Practical Formulation of a Positively Conservative Scheme”, AIAA, 1993
- (5) J. C. Nedelec, “Mixed finite elements in R^3 ”, Numer. Math., Vol. 35, pp. 315-341 (1980).
- (6) 阿部邦美, 藤野清次, “線形方程式を解くための MrR (ミスター R) 法について”, 情報処理学会研究報告, 2016.
- (7) M. Yu, “Numerical Investigation of Thermochemical Nonequilibrium Inductively Coupled Plasma Flow”, PhD thesis, Kyushu University, 2015.