

固体ロケット排気ブルームの数値解析 Numerical Analysis of Solid Rocket Exhaust Plume

小川 博之, 宇宙研, 相模原市由野台3-1-1, E-mail: ogawa@pub.isas.ac.jp
Hiroyuki Ogawa, ISAS, 3-1-1 Yoshinodai, Sagamihara 229-8510

A solid rocket exhaust plume is analyzed numerically to obtain a distribution of electron density. The electron density distribution is necessary to estimate the attenuation of electromagnetic wave, which is used for communication with the rocket. The numerical result shows that the maximum temperature and electron density appear near the nozzle exit, where the excess hydrogen and carbon monoxide burn.

1. はじめに

大型ロケット打ち上げにおいて、ロケットの噴煙（排気ブルーム）による電波損失が射場系システムの運用上問題となることがある。ロケット排気ブルームによる電波損失の定量的な予測ができるることは、射場システムの配置や電波リンク解析をする上で非常に有用である。

固体ロケット排気ブルームによる電波損失の原因として、1) 噴煙中に含まれるアルミナ粒子による散乱・吸収、2) 噴煙中の自由電子による吸収・回折が考えられるが、1) の効果は2) と比べて非常に小さく、排気ブルームによる電波損失はほとんど2) によると考えられている⁽¹⁾。固体ロケットの排気ブルームは高温で金属不純物を含むため、電波の伝播に対して無視できない程度までブルーム中の電子密度が高くなるのである。

本研究では電波損失解析の前段階として、固体ロケット排気ブルームを数値解析し、ブルーム中の電子密度の予測を行なった。

2. 解析手法

流れ場の支配方程式は3次元軸対称圧縮性 Navier-Stokes 方程式とする。支配方程式は有限体積法で離散化した。数値沈没は Roe の方法で評価し、MUSCL 法で2次精度化した。電子密度の評価には、文献⁽²⁾にある化学反応式を用いた。

3. 解析条件

固体ロケットモータノズル形状は NASA の H-IIA SRB-A ノズル形状に準じた⁽³⁾。燃焼器内圧力は 105kgf/cm²、推薦は一般的な HTPB を仮定し、燃焼器内化学組成および燃焼温度は化学平衡計算⁽⁴⁾により求めた。ロケット外部の雰囲気圧と温度は大気圧(1e5Pa)、常温(300K)を仮定した。

解析に用いた格子の一部を図 1 に示す。

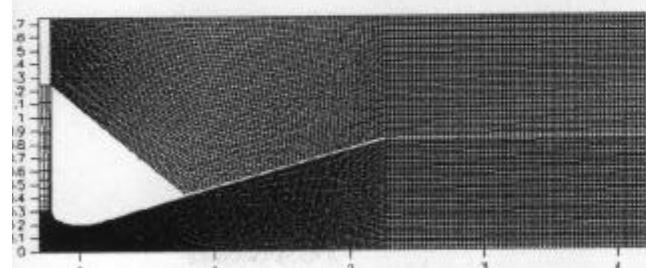


Fig. 1 Grid skeleton(enlarge)

4. 結果と考察

図 2 に得られたノズル内部から外部にかけての温度分布を示す。燃焼器内燃焼ガスには未燃水素・未燃一酸化炭素が含まれており、大気と混合して燃えることによりノズル出口で高温となる。同時に高温部分で電子密度も高くなっている。

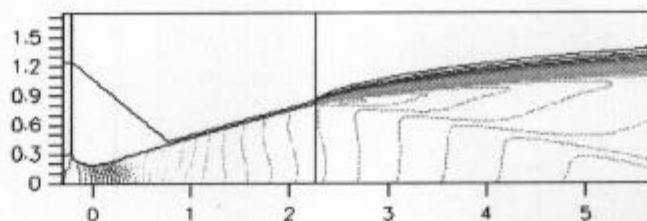


Fig. 2 Temperature distribution

参考文献

- (1) Ely, O. P., "Rocket exhaust effects on radio frequency transmission," J. Spacecraft, 3(1966), pp.310-314.
- (2) Cousins, J. M. and Jensen, D. E., "On the computation of ionization levels in rocket exhaust flames," Combustion and Flame, 52(1983), pp. 111-125.
- (3) NASA, "H-IIA システム解説書," (2000), pp.45.
- (4) Gordon, S. and McBride, B. J., "Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and applications, I. Analysis," NASA RP1311 (1994).