

水素燃料を用いた高速飛行体発射装置の特性に関する数値的研究 Numerical Study on Performance of Ballistic Range with Hydrogen Propellant

戸田和之, 東京理科大学, 東京都新宿区神楽坂 1-3, E-mail: ktoda@rs.kagu.sut.ac.jp
 山本誠, 東京理科大学, 東京都新宿区神楽坂, E-mail: yamamoto@me.kagu.sut.ac.jp
 松永康二, 石川島播磨重工業株式会社, 東京都江東区豊洲 3-5-15
 Kazuyuki TODA, Tokyo University of Science, 1-3 Kagurazaka Shinjuku-Ku Tokyo
 Makoto YAMAMOTO, Tokyo University of Science, 1-3 Kagurazaka Shinjuku-Ku Tokyo
 Koji MATSUNAGA, Ishikawajima-Harima Heavy Industries Co., Ltd., 1-15 Toyosu 3-Chome, Koto-Ku Tokyo

A high accuracy ballistic range is expected to play an important role in the development of new material or space project. In the present study, numerical investigation is carried out to clarify the effect of blast wave on the projectile trajectory. Solving the Navier Stokes equations with moving coordinate and multi domain technique, unsteady flowfields are simulated. The motion of a projectile is estimated from the integration of the surface pressure. Qualitative agreement with experimental observation suggests the faithfulness of the computation. The characteristic phenomena in the ballistic range are reproduced. Furthermore the case with the hydrogen propellant is also examined by performing the reacting flow computation.

1. 緒言

高精度の弾道飛行体発射装置の開発は日本の宇宙開発や新素材開発に重要な役割を果たすと考えられ、一段式ガス銃、一段式火薬銃、二段式軽ガス銃等を用いた様々な研究が行われている。しかしながら、装置内の流れや爆風波が飛行体の軌道に及ぼす影響を実験において調べるのは、現象が高速であるため非常に困難であり、未だ明らかになっていない部分も多い。近年のコンピュータ性能の発達はこの現象を再現可能なレベルにまで達しており、飛行体発射装置の設計に際して非常に有用な役割を果たすと考えられる。このような背景のもと、本研究は高速飛行体発射装置における爆風波の影響を数値的に解明することを目的に行われたものである。さらに、将来の宇宙空間における物資輸送を考慮し、推進薬として比重量の小さな水素燃料を用いた場合の有用性を燃焼計算の結果より検討する。

2. 計算手法

本研究では圧縮性ナビエ・ストークス方程式を陽的に時間積分することにより、非定常流れ場の計算が行われる。飛行体の運動は表面圧力を逐次積分することにより与えている。飛行体が加速度を持って空間移動するため、移動境界問題を扱うことになるが、本研究では発射装置に固定した座標系と、飛行体と共に移動する座標系を用いる複合格子法を導入した。格子間での情報の伝達は相対速度を考慮に入れた変換により達成される。また、移動座標系上の物理量には以下に示す体積力を付加することにより、座標系の加速度による影響が考慮される。

$$\vec{f} = -\rho \frac{\partial \vec{u}_c}{\partial t} \quad \dots \dots (1)$$

$$e = -\rho \left(\vec{u}_r \cdot \frac{\partial \vec{u}_c}{\partial t} \right) \quad \dots \dots (2)$$

式(1), (2) はそれぞれ単位体積当たりの運動量とエネルギーに寄与する慣性力による項である。ここで \vec{u}_c は座標の移動速度であり、 \vec{u}_r は移動座標系上の流体の相対速度である。以上の操作により、静止物体と移動物体のそれぞれに対して境界適合格子を用いることができ、境界条件の設定が容易になる。支配方程式の離散化には差分法が用い、非粘性項に Harten-Yee の 2次精度風上形 TVD スキームが、

粘性項に 2次精度中心差分が導入されている。また、燃焼流の計算では 8つの化学種を用いる Chen らの 5段階簡略反応モデルを適用した。

3. 結果と考察

本研究では、まず、実験条件での計算を実行し、本計算手法の再現性を検討した。計算領域は発射装置の加速管内から発射後 580mm 下流までである。加速管入口部における静圧の履歴は、1次元計算よりも実験値に近い値を予測した。1次元計算との相違点は、計算上の理由より設けた加速管と飛行体とのクリアランスより流れ出る流体の漏れであり、実験でも同様な現象が生じていた可能性が示唆される。図1は飛行体が発射した直後の静圧分布を示している。爆風波が飛行体発射後に背後から追い抜く形となり、これは、実験におけるシュリーレン写真と定性的に大変良く一致している。また、管内流の不足膨張により飛行体後方部の圧力が急激に低下していることが分かる。

つづいて、水素燃料を推進薬として用いた場合の計算を行った。加速管上流部に設置した円筒形の貯気室に、常温の水素-酸素混合気体を封入し、周囲より加熱することにより着火させる。これにより火炎面が円筒中心に向かって収束し、加速管の接合している中心付近の圧力が急激に上昇する。これらの計算結果より、水素を推進薬として用いた飛行体発射装置の特性が明らかになる。なお、計算手法及び結果の詳細は本論文に譲る。

参考文献

- (1) Takakura, Y, Higashino, F and Ogawa, S, Fumio, Computer & Fluids, Vol. 27, No5-6 (1998) pp.645-650

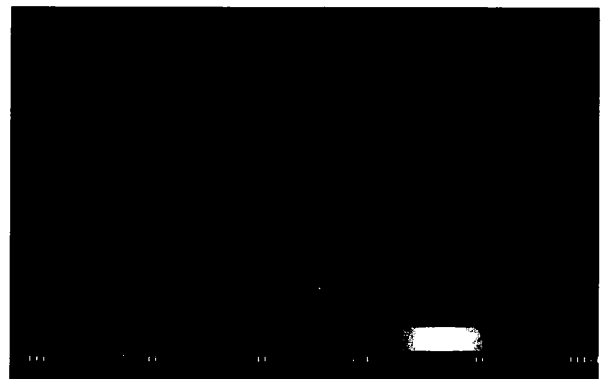


Fig.1 Pressure Distribution