

# Numerical Study on Thermochemical Nonequilibrium Flow around the Jovian Entry Probe

## 木星大気突入プローブ周りの熱化学非平衡流に関する数値的研究

46211 花田孔明

(指導教員 鈴木 宏二郎 助教授)

Key Words: CFD, Hypersonic Flow, Nonequilibrium Flow, Jupiter, Hydrogen, Entry Probe

### 1. はじめに

宇宙機による惑星探査は、探査対象の近傍から高解像度の観測が可能という利点を有し、科学の発展に多大な貢献をしている。探査対象の中でも木星は強力な磁場構造や衛星における生命存在の可能性などが指摘されており非常に興味深いだけでなく、JAXAの長期ビジョンにおいて外惑星探査が掲げられていることから有望な次期ミッション対象である。

一方、現在の惑星探査の問題点としてプロジェクトの大型化によるコスト高がある。そこで、周回軌道投入に必要な減速を探査機の燃料で行うのではなく Aerocapture等の空力減速技術を用いる方法や、あるいは軌道から惑星への直接投入・降下などが有効であるが、いずれの場合も激しい空力加熱に曝される。特に木星は大質量惑星のため、探査機の突入速度は50~60[km/s]にも達し空力加熱は非常に激しい。また、そのような状況下の衝撃層内では急激な温度・圧力上昇により熱化学的非平衡性が現れるはずである。そこで本研究では、モデル化した木星大気において探査機が通り得る軌道を計算し、熱化学非平衡性を考慮した流れ場の状態や加熱量を推定した。

### 2. 木星探査ミッションの概要

具体的な木星探査ミッションを定めることにより宇宙機の木星大気中における飛行軌道を求める(図1)。

地球-木星間はHohmann軌道を想定すると、木星到達時の相対速度は5.67[km/s]となる。これから木星大気圏への突入高度1600[km]における速度は58.92[km/s]となる。これを初期条件とし、宇宙機の突入角度をパラメータとして大気圏内における軌道の解析を行った。大気は水素100%とするモデルを用いた。

突入角度が  $>7.35$ [deg]の場合、宇宙機は大気によって減速されAerocaptureによって周回軌道に移行、あるいは軌道からの直接降下が可能となる。いずれの場合においても、宇宙機は高度200-250[km]の領域

を40-60[km/s]で飛行することが明らかになった。さらに直接降下の場合では高度200[km]以下を幅広い速度で飛行する(図2)。大気の様相をクヌーセン数により分類すると、高度300[km]前後で0.01となり、それより低空では連続流である。したがって、空力加熱の激しい低高度での飛行をNavier-Stokes式を基礎とする方程式系で解くことは妥当である。

### 3. 熱化学非平衡流の解析手法

本研究における数値解法においては熱化学的非平衡性を考慮した定式化を行った<sup>[1]</sup>。支配方程式はParkによる2温度モデル<sup>[2]</sup>を用いた。すなわち並進・回転温度と振動・電子温度の2モードを考慮し、化学種質量保存則、運動量保存則、振動・電子エネルギー保存則、全エネルギー保存則から構成される。ただし本研究において輻射項は考慮しなかった。

一般的な非平衡流の計算ではこれを全て保存形として解くが、本研究では保存形部と非保存形部に分離するハイブリッド型解法<sup>[3]</sup>を用いた。本解法の利点は理想流体の計算コードに対する若干の変更と非保存項の付加により容易に開発が行える点と、行列操作に関する計算付加の軽減等が挙げられる。2次元軸対称における表記は次の通りである。

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} + H = \frac{\partial E_n}{\partial x} + \frac{\partial F_n}{\partial x} + H_n + S$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \begin{bmatrix} c_1 \\ \vdots \\ c_n \\ T_v \end{bmatrix} + u \frac{\partial}{\partial x} \begin{bmatrix} c_1 \\ \vdots \\ c_n \\ T_v \end{bmatrix} + v \frac{\partial}{\partial y} \begin{bmatrix} c_1 \\ \vdots \\ c_n \\ T_v \end{bmatrix} = SS$$

式中のSあるいはSS項に熱化学非平衡性に関する各項が加えられており、これを通して2式は緩くカップリングしている。

化学反応に関しては4化学種( $H, H_2, H^+, e^-$ )に対する解離反応および電離反応を考慮し、必要な諸定数は主にParkの研究を参考とした。

数値解法はYeeのSymmetric-TVD<sup>[4]</sup>を用い、2次のRunge-Kuttaによる時間進行で定常解を得た。化学反応には時間刻み幅を緩和するために対角陰解法を用いた。壁面の境界条件は非触媒壁を想定し、温度は耐熱材であるアブレーターの昇華温度式を与えているが、アブレーター生成物は考慮していない。

#### 4. 熱化学非平衡流計算結果および考察

コードの検証は、衝撃波背面の並進温度の解析解および経験式の淀み点加熱に関する比較によって行い、良い一致を得た。

実際の計算では、計算条件を高度100-250[km]、速度10-60[km/s]においてパラメトリックに設定した。その結果、高度が高いほど衝撃層内に強い熱化学的非平衡性が現れた。つまり熱的緩和が遅いために並進・回転温度と振動・電子温度の大幅なずれが生じるとともに、解離反応の進行遅れのために化学平衡から気体組成が大きくずれる現象である。高度200[km]、速度30[km/s]の例を示す(図3)。このとき並進・回転温度の上昇につれて振動・電子温度も上昇するが、温度が高くなると振動モードを担う化学種 $H_2$ が100%近く解離するため振動・電子温度は並進・回転温度ほど上昇しない。また解離反応だけでなく電離反応も発生しており、淀み線上でモル分率にして10%程電離している。高度が下がり、大気密度が上昇するにつれて流れ場の平衡性は強くなる。

加熱率は飛行速度が速いほど、また高度が低いほど高くなる。条件によっては100[MW/m<sup>2</sup>]程度の淀み点加熱が発生した。衝撃層厚はいずれのケースも淀み線上で機体の基準長の1.2~4%程度となり、機体に沿って非常に薄い衝撃層を形成している(図4)。

#### 5. まとめ

木星大気突入ミッションを策定し、モデル化された大気中の機体の軌道からパラメトリックに計算条件を定めた。それらの機体周り流れを解くために、熱化学非平衡性を含むNavier-Stokes式をハイブリッド型で定式化し、マッハ数60を超える極超音速気流の計算が可能となった。今後の課題は、輻射項の導入やアブレーター生成物を含む計算などがある。

#### 参考文献

- [1] P.A.Gnoffo, *et al.*, NASA TP-2867, 1989.
- [2] C.Park, AIAA87-1574, 1987.
- [3] 花田, 第19回数値流体シンポ B8-3, 2005.
- [4] H.Yee, NASA TM-89464, 1987.

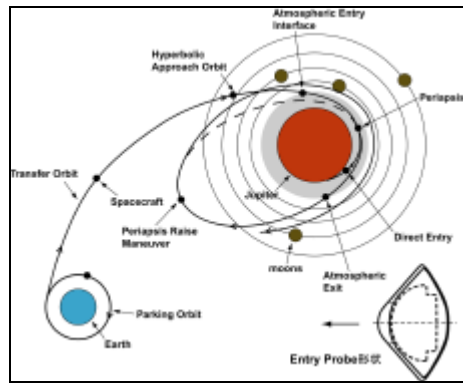


図1 探査ミッション概要

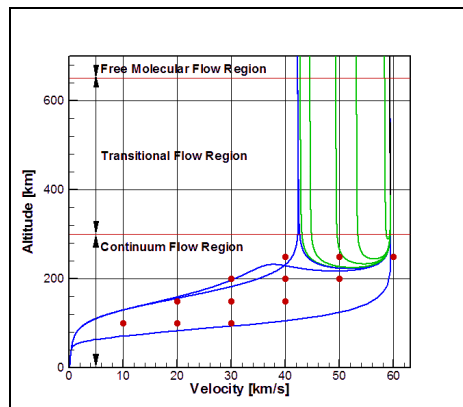


図2 通過可能軌道域

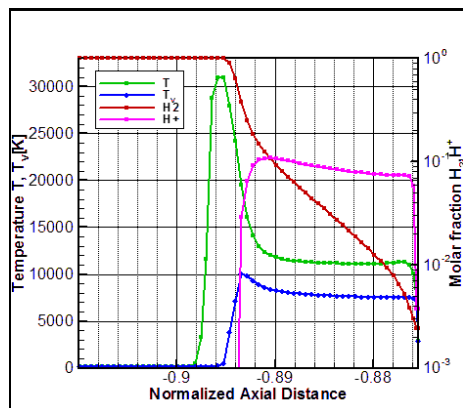


図3 高度200[km]、速度30[km/s]時の淀み線上温度( $T, T_v$ )、化学種( $H_2, H^+$ )プロファイル

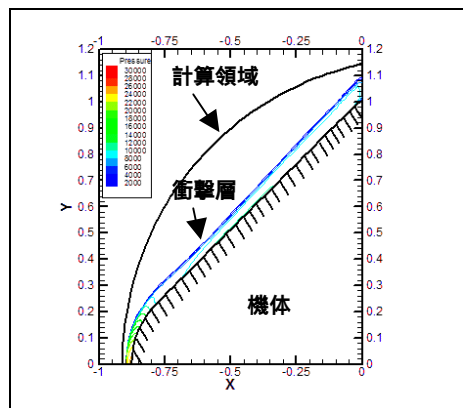


図4 高度200[km]、速度30[km/s]時の圧力分布・衝撃層