

卒業論文要旨

全体安定性解析を用いた極超音速流れにおける不安定流体挙動に関する研究

Study on Fluid Behavior and Instability in Hypersonic Flows using Global Stability Analysis

システム工学群

航空エンジン超音速流研究室 百瀬 晴菜

1. 諸元

近年、次世代航空モビリティとして極超音速旅客機の実用化を目指し世界中で研究開発が行われている。民間企業の事業構想⁽¹⁾より 2030 年代には小規模商用利用を行う段階、2040 年代には軌道往還を行う段階に突入するため、だれでも宇宙旅行できる時代の到来は近い。一方で壁面近傍において境界層遷移が発生すると、壁面加熱や摩擦抵抗が大幅に増加する可能性がある。そのため、極超音速旅客実現には、あらかじめ遷移位置を予測し、適切な熱防護システム(Thermal Protection System : TPS)設計を行う⁽²⁾ことが不可欠である。

極超音速旅客実現に向けた研究の一つに、Hypersonic International Flight Research and Experimentation (HIFiRE)プログラム⁽³⁾がある。その中で HIFiRE-1 では境界層遷移に関する基本的なデータ収集に主眼を置き、丹野は全長1100[mm]、半頂角7[°]、先端に半径2.5[mm]の球を有する円錐形状を用いて風洞実験を行った⁽⁴⁾。測定によって得られた熱流束測定結果から乱流遷移が発生した条件では表面熱流束が卓越すること確認された。

乱流遷移は流体不安定性に起因するとされ、不安定性に関する研究が行われている。様々な手法⁽⁵⁾の一つに全体安定性解析がある。この手法は、流れ場に微小擾乱を付加し時間発展させることで複雑な形状や、熱化学非平衡性を伴う方程式に対しても安定性解析が可能である。HIFiRE-1 形状まわりの全体安定性解析⁽⁶⁾では、最大固有値に対する固有モードが境界層外縁付近や衝撃層内に Mack 2nd モードと類似した構造が確認された。

本研究では HIFiRE-1 形状まわりにおける全体安定性解析を行い、全体安定性解析の任意パラメータが結果に与える影響を調査する。

2. 数値計算法

2.1. 基本流の支配方程式

HIFiRE-1 の円錐形状まわりの流れ場計算には熱化学非平衡性を考慮した 3 次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式を用いた。

$$\frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} + \frac{\partial (\mathbf{F} - \mathbf{F}_{vis})}{\partial x} + \frac{\partial (\mathbf{G} - \mathbf{G}_{vis})}{\partial y} + \frac{\partial (\mathbf{H} - \mathbf{H}_{vis})}{\partial z} = \mathbf{W}. \quad (1)$$

ここで、 \mathbf{Q} は保存量ベクトル、 \mathbf{F} 、 \mathbf{G} 、 \mathbf{H} は対流流束ベクトル、 \mathbf{F}_{vis} 、 \mathbf{G}_{vis} 、 \mathbf{H}_{vis} は粘性流束ベクトル、 \mathbf{W} は生成項ベクトルである。考慮する化学種は O, N, NO, O₂, N₂ の 5 化学種である。支配方程式の離散化には有限体積法を用いて行い、数値流束には AUSM-DV⁽⁷⁾、3 次精度 MUSCL 法⁽⁸⁾を用いた。

2.2. 全体安定性解析の概要

全体安定性解析の流れを Fig. 1 に示す。この計算手法は、CFD と合わせて用いることで流れ場全体に対して安定性解析を行う。擾乱の時間発展に対する固有値問題に帰着させ、Arnoldi 法⁽⁹⁾に基づいて近似行列を算出し、得られた固有値から流れ場の安定性を判別する。また固有ベクトルから流れ場に含まれる最も不安定なモードを抽出した。

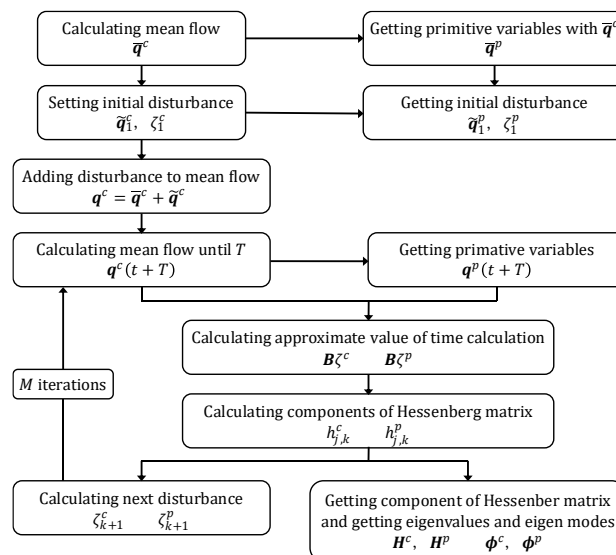


Fig. 1 Flowchart of global stability analysis

3. 計算条件

3.1. 計算格子

計算対象は HIFiRE-1 の円錐形状⁽⁴⁾に従う。全長1100[mm]、半頂角7[°]、先端には半径2.5[mm]の球を有する。円錐形状まわりの計算格子全体を Fig. 2 に示す。先端部の特異点により数値擾乱が残ることを避ける⁽¹⁰⁾ため、マルチブロック格子とした。また衝撃波面から生じるノイズを考慮し、衝撃波付近の格子幅を小さくした。総格子点数は周方向に 209 点、主流方向に 449 点、壁面垂直方向に 273 点の構造格子を用いた。壁面における最小格子幅は $\Delta x_{\min} = 3.4 \times 10^{-4}$ [mm] とし、境界層内に約 90 点格子が存在するようにした。

3.2. 計算格子

主流条件は先行研究⁽⁶⁾にて Mack 2nd モードが確認できた Table 1 に従う。結果のパラメータ応答特性を調査するため、積分時間 T は、 $T = 1.5 \times 10^{-6}$ とし、反復回数 M を 30, 50 と変化させた。また、基本流に与える擾乱の大きさは、主流密度に対して約 1.0×10^{-4} % の大きさとなるように与えた。

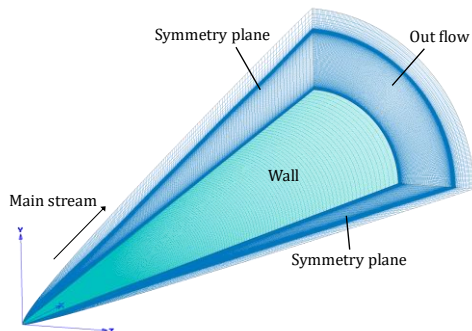


Fig. 2 Mesh around the cone

Table 1 Freestream condition

Parameters	Values		
U_∞ , [m/s]		U_∞ , [m/s]	3730.2
Re , [1/m]	1.633×10^6	T_{t_∞} , [K]	839.5
M , [-]	6.489	T_{v_∞} , [K]	851.9
ρ_∞ , [kg/m ³]	0.01661	T_{wall} , [K]	300.0

4. 基本流計算結果

Fig. 3 に基本流計算で得られた流れ場のマッハ数分布を示す。円錐全体が衝撃波に覆われ、壁面近傍には境界層がみられる。瞬時場の密度残差は 10^{-7} 程度まで落ちていたため、流れ場は全体安定性解析の基本流として適切であると言える。

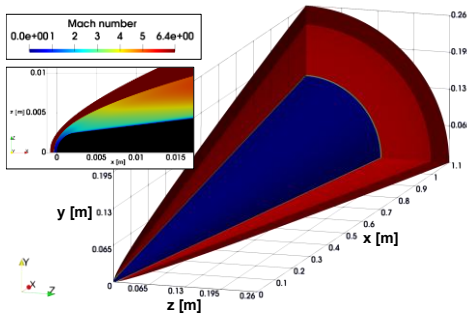
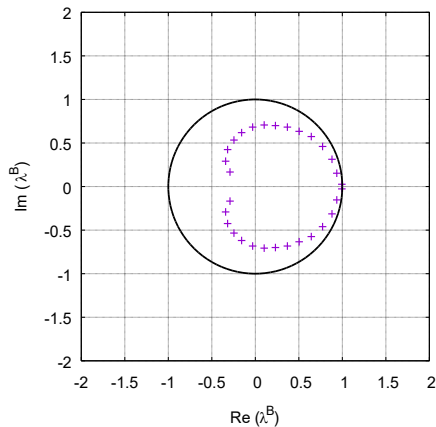


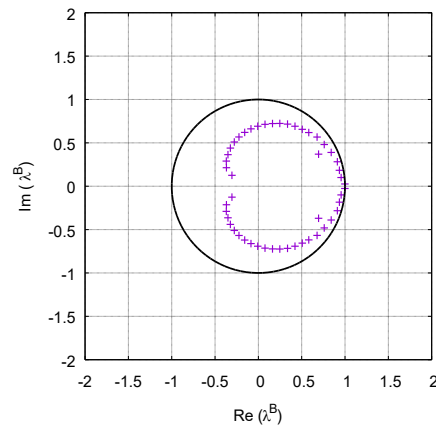
Fig. 3 Contour of Mach number

5. 全体安定性解析結果

反復回数 M を変化して得られた結果を比較する。このとき積分時間は $T = 1.5 \times 10^{-6}$ とした。Fig. 4 に固有値分布を示す。得られた固有値は、固有値の絶対値が1を境に安定性判別できるため、黒線で単位円を示している。Fig. 4 よりすべての固有値が単位円内にあることがわかる。計算条件は風洞実験(4)において遷移が確認されなかったことから、流れ場全体としては安定であり、それを示している。いずれの反復回数に



(a) $M = 30$



(b) $M = 50$

Fig. 4 Eigenvalue distribution obtained by different M

おいても、得られた実最大固有値はおおよそ中立安定で微小振動を有しており、反復回数による変化はみられなかった。しかしながら、Fig. 4(b)より、 $M = 50$ とした場合は $(\Re(\lambda^B):\Im(\lambda^B)) = (0.7:\pm 0.3)$ に特徴的な固有値がみられ、これは $M = 30$ では取得できなかったモードである。得られた固有値は、反復回数を増やしたことにより、近似行列のサイズが大きくなり流れ場の再現性が向上したことによって得られたものと考えられる。

6. まとめ

本研究ではHIFiRE-1形状まわりで全体安定性解析を行い、解析パラメータが結果に与える影響を調査した。その結果、反復回数 M を増やすことによって流れ場の再現性が向上し、様々なモードが取得できることがわかった。今後は、今回得られた知見をもとに、別形状や他の条件で全体安定性解析を実施し、得られた結果から、様々な条件と遷移の予兆との相関について調査し議論を深めていく。

文献

- (1) 宇宙航空研究開発機構 研究開発部門, “宇宙輸送の技術ロードマップ,” 宇宙航空研究開発機構, 2024.
- (2) D. E. Glass, “Ceramic matrix composite (CMC) thermal protection systems (TPS) and hot structures for hypersonic vehicles,” AIAA Paper 2008-2682, 2008.
- (3) D. J. Dolvient, “Hypersonic international flight research and experimentation (HIFiRE) fundamental sciences and technology development strategy,” AIAA Paper 2008-2581, 2008.
- (4) H. Tanno, et al., “Measurement of hypersonic boundary layer transition on cone models in the free-piston shock tunnel HIEST,” AIAA Paper 2009-781, 2009.
- (5) K. Taira, et al., “Modal Analysis of Fluid Flows: An Overview,” *AIAA Journal*, Vol. 55, No. 12, 2017, pp. 4014-4041.
- (6) V. Theofilis, “Advances in Global Linear Instability of Nonparallel and Three-Dimensional Flows,” *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 39, No. 4, 2003, pp. 249-315.
- (7) Y. Wada and M. S. Liou, “A Flux Splitting Scheme with High-Resolution and Robustness for Discontinuities,” AIAA Paper 94-0083, 1994.
- (8) B. van Leer, “Towards the Ultimate Conservative Difference Scheme. V. A Second-Order Sequel to Godunov’s Method,” *J. Comput. Phys.*, Vol. 32, 1979, pp. 101-136.
- (9) W. E. Arnoldi, “The Principle of Minimized Iterations in the Solution of the Matrix Eigenvalue Problem,” *Q. Appl. Math.*, Vol. 9, 1951, pp. 17-29.
- (10) 河端恭平, “楕円錐周りの極超音速クロスフロー不安定の数値的研究,” 高知工科大学大学院修士学位論文, 2018.