

卒業論文要旨

極超音速流れにおける境界層内の不安定流体挙動の数値的考察

Numerical consideration of fluid behavior and instability in a hypersonic boundary layer

システム工学群

航空エンジン超音速流研究室 1200001 青景 壮真

1. 緒論

近年、極超音速機を次世代の航空機として実用化を目指し世界各国で様々な研究開発が進められている。飛行時間の短縮を図ることが可能になると同時に高高度を高速で飛行するため、音速を超えて飛行する際に発生するソニックブームを抑制することができる。一方で境界層が乱流遷移すると機体表面での壁面加熱や摩擦抵抗が大幅に増える可能性がある。そのため遷移位置の正確な予測は過不足ない適切な熱防衛設計に不可欠である。

次世代の極超音速輸送システムに必要な技術の開発や検証を行うことを目的とした Hypersonic International Flight Research and Experimentation (HIFiRE) プログラムがある。そのフェーズの一つに HIFiRE-5 があり、ここでは楕円錐機体形状での遷移現象を主に取り上げ研究開発が進められている。T. J. Julianio と S. P. Schneider による楕円錐模型を用いた極超音速風洞による実験⁽¹⁾において、 $Re = 11.8 \times 10^6$ [1/m] のときに先端や長径側壁面に加えて模型後方でストリーク状の高い加熱率分布が見られた。このことは乱流遷移したことが原因と考えられているが、遷移の詳しいメカニズムや遷移位置の予測方法の確立には至っていない。

乱流遷移は流体の不安定性に起因するとされ、不安定性に関する調査が行われている。様々な手法⁽²⁾で不安定性計算が行われているが、その一つに全体安定性解析⁽³⁾がある。流れ場の全体に微小擾乱を付加し時間発展させることから複雑な流れ場に対しても安定性解析を行うことが可能である手法である。松瀬⁽⁴⁾は円錐模型 (HIFiRE-1) に対して $Re = 6.65 \times 10^7$ [1/m] の主流条件における流れ場で全体安定性解析を行った。その結果、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おいて二次モード⁽⁵⁾と類似した構造で分布した。

本研究では楕円錐模型 (HIFiRE-5) の乱流遷移位置の予測に向けて、全体安定性解析を用いて不安定性の計算を行い、流れ場の特徴を調べる。

2. 数値計算法

2.1 平均流の支配方程式

計算には 3 次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式を用いる。空間の離散化には有限体積法を用い、時間積分には 3 次精度の TVD Runge-Kutta 法⁽⁶⁾、数値流束には AUSM-DV を用いた。また WENO 法⁽⁷⁾を用い流束を再構築し 5 次精度とする。

2.2 全体安定性解析

本研究で用いる全体安定性解析は、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手法であり、擾乱の時間発展に対する固有値問題に帰着させ、流れ場の不安定モードを抽出する。計算の流れを図 1 に示す。

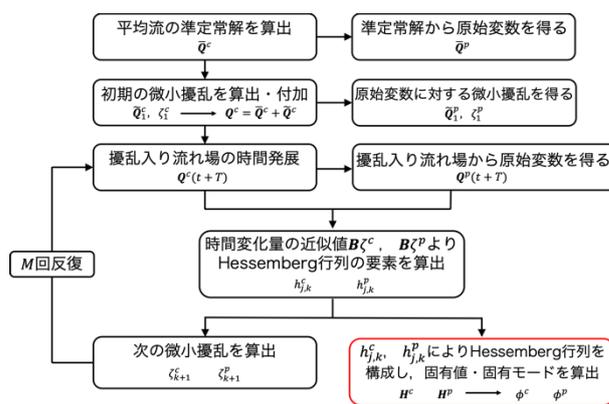


Fig. 1 Flowchart of global stability analysis

3. 計算条件

3.1 計算格子

計算対象は風洞実験⁽¹⁾に用いられた楕円錐模型の HIFiRE-5 に従い、模型周りの計算格子全体を図 2 に示す。断面アスペクト比は 2:1、楕円錐底面の長軸半径が 82[mm]、短軸半径が 41[mm]である。軸方向長さは 328[mm]で、先端は短径側で 0.95[mm]の球状である。迎角を付けないため、計算対象は 1/4 部分を計算する。先端部分での特異点の影響により数値擾乱が残ってしまうこと⁽⁸⁾を避けるため、マルチブロックを採用した。また衝撃波面からノイズ発生を考慮し、格子幅を衝撃波付近でも小さくした。格子点数は周方向に 257 点、主流方向に 321 点、壁面垂直方向に 257 点の構造格子を用いた。壁面における最小格子幅は $\Delta x_{\min} = 0.5 \times 10^{-3}$ [mm] とし、境界層内に最低 65 点格子が存在するようにした。

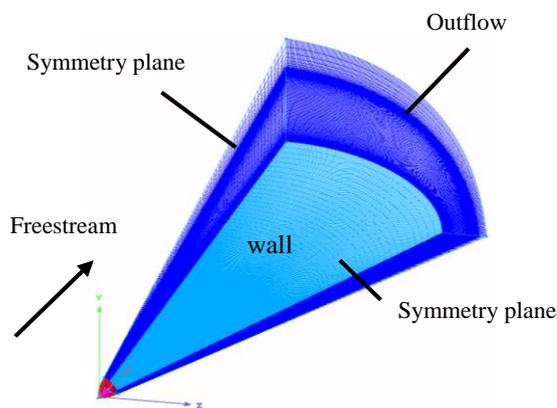


Fig. 2 Mesh around the elliptic cone

3.2 平均流, 全体安定性解析の計算条件やパラメータ

主流条件は風洞実験⁽¹⁾に用いられた表1に従う。理想気体を仮定し, 比熱比 $\gamma = 1.4$, プラントル数 $Pr = 0.72$ とした。固有値のモードは反復回数30回で十分に収束したため, 反復回数 M は30とした。擾乱の大きさは主流密度に対して約 $1.0 \times 10^{-4}\%$ 程度の大きさ, 積分時間 T は主流の速度で流体が模型長さの約40%進む時間として与えた。

Table 1 Freestream condition

Parameters	Values	U_∞ , [m/s]	869.7
Re , [m]	11.8×10^6	T_∞ , [K]	52.3
M , [-]	6.0	T_{wall} , [K]	300.0

4. 平均流の計算結果

流れ場全体のマッハ数分布, 壁面熱流束分布と壁面近傍での流線を図3に示す。衝撃波が形成され, 長径側壁面では境界層がより薄く高い加熱率となった。短径側対称面付近には先端から伸びる縦渦が定在する準定常解となっている。また図3の拡大図で中央線におけるキノコ状の渦の形状はDinzlとCandlerによって行われた直接数値計算による計算結果⁽⁹⁾に比較してある程度一致し, また境界層外縁付近にできる複数の縦渦もやや散逸的であるがある程度は解像できていることがわかる。壁面近傍では主流とは大きく向き異なる速度ベクトルを持つ流れになっており, クロスフローとなっていることが確認できる。

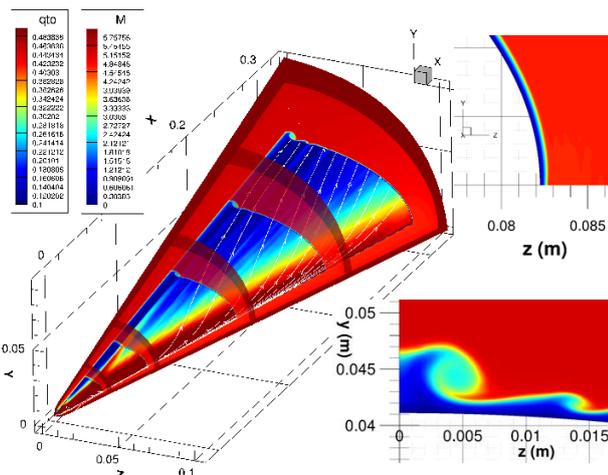


Fig. 3 Contour of Mach number and wall heat flux with heatflux

5. 全体安定性解析の結果

図4にはT. J. JulianoとS. P. Schneiderによって行われた壁面加熱率の計測結果(a)⁽¹⁾と境界層厚さ約90%位置での最大固有値に対する温度擾乱の固有モード分布(b)を示す。この固有モード分布は計測によって得られたストリーク状の高加熱分布と位置や形状が類似していることが確認できた。また図5は図4内の点A(実験においてストリーク状の加熱が始まった点)における壁面と境界層外縁の間を通過する流れの流線上で最大固有値に対する温度擾乱の固有モード分布を示す。点A付近を通過後は温度擾乱の強め合いと弱め合いを表す分布が交互に位置しているが, より強め合いを表す分布が支配的となっていることが確認できる。また点Aを通過する壁面と境界層内の流線は, 上流において図5の拡大図のような様々な構造で分布している。拡大図内の境界層内部では温度擾乱の強め合う分布と弱め合う分布が交互に現れるような特徴的な構造が確認できる。

6. まとめ

本研究では極超音速流内における乱流遷移位置の予測に向け, HIFiRE-5模型周りの全体安定性解析を行ない特徴的な構造を調査した。まずは平均流計算においては短径側対称境界面で形成されるキノコ状の縦渦やそれと並行する縦渦をある程度の解像度で解くことができた。また安定性解析では, 最大固有値に対する温度擾乱の固有モード分布は実験で得られたストリーク状の加熱率分布と同様な分布傾向が得られた。ストリーク状の高加熱が始まる点における境界層内の流線上で分布を調査した。上流では特徴的な構造を持つ分布が確認できた。今後はさらなる計算精度の向上を図るとともに他の主流条件についても全体安定性解析を行い, 得られた結果と実物理現象との相関について調査し議論を深めていく。

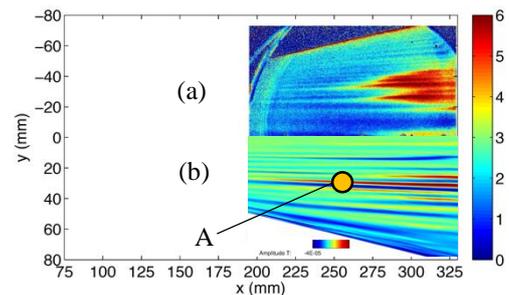


Fig. 4 (a)Measurement of wall temperature rise by T. J. Juliano and S. P. Schneider⁽¹⁾, (b)Eigen mode of temperature corresponding to the largest real eigenvalue boundary layer thickness about 95% surface

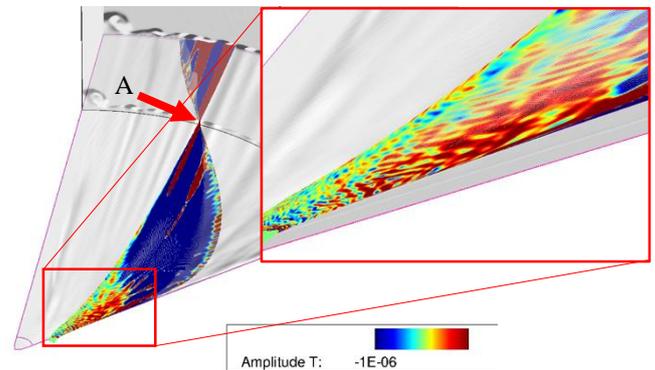


Fig. 5 Streamlines passing through the boundary layer at the point and Eigen mode of density corresponding to the largest real eigenvalue

参考文献

- (1) T. J. Juliano and S. P. Schneider, "Instability and Transition on the HIFiRE-5 in a Mach-6 Quiet Tunnel," AIAA paper 2010-5004, 2010.
- (2) K. Taira, et al., "Modal Analysis of Fluid Flows: An Overview," *AIAA Journal*, Vol. 55, No. 12, 2017, pp. 4014-4041.
- (3) 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.
- (4) 松瀬裕二, "円錐形状周りにおける極超音速流れの全体安定性解析," 東北大学大学院修士学位論文, 2016.
- (5) L. M. Mack, "Boundary-layer linear stability theory," *Special Course on Stability and Transition of Laminar Flow, AGARD-R-709*, Chap. 3, 1984, pp.1-81.
- (6) S. Gottlieb and C. W. Shu, "Total Variation Diminishing Runge-Kutta Schemes," ICASE Report No. 96-50, 1996.

- (7) X. D. Liu, S. Osher and T.Chen, “Weighted Essentially Non-oscillatory Schemes,” *Journal of computational physics*, Vol. 115, 1994. pp. 200-212.
- (8) 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.
- (9) D. J. Dinzl and G. V.Candler, “Analysis of Crossflow Instability on HIFiRE-5 using Direct Numerical Simulation,” AIAA Paper 2015-0279, 2015.