

# 審査の結果の要旨

論文提出者氏名 野村 聡幸

修士（工学）野村聡幸提出の論文は「Transition Analysis of Compressible Boundary-Layer Flows over Swept Bodies（後退物体上の圧縮性境界層流れに対する遷移解析）」と題し、本文5章及び付録1項から成っている。

超音速航空機の性能向上のためには、全抵抗のうち約30%を占める摩擦抵抗の低減が必須である。摩擦抵抗は機体まわりの流れが層流から乱流に遷移すると大幅に増大するので、乱流遷移を遅らせるとともに、正確な遷移予測に基づく機体設計が要求される。超音速機の主翼は大きな後退角を有するので、そのような物体上の流れの遷移予測が重要となる。

後退角を有する物体上の境界層では、圧力勾配の方向と外部流線の方向が異なるため、主流方向と垂直方向に横流れ（cross flow）が生じる。元来、主流方向の境界層は粘性不安定性（Tollmien-Schlichting instability）と変曲点不安定性（inflectional instability）のため遷移するのが通常であるが、横流れがあると、その速度プロファイルでは変曲点が生じるので、変曲点不安定が起こる。これを横流れ不安定性（cross flow instability）と呼び、後退角が大きい場合には、主流方向の不安定より卓越する。このような理由から、超音速機のように後退角の大きいデルタ翼面上では横流れ不安定性の影響が大きく、そのメカニズムを解明することは機体設計上重要な意義を持つ。

上記の観点から、著者は、後退角を持つ物体上の圧縮性境界層の横流れ不安定性による遷移を予測するために、薄層近似したナビエ・ストークス（thin-layer Navier-Stokes: 以下 NS と呼ぶ）解析コードと、独自に定式化した線形放物型安定性方程式（Parabolized Stability Equations : 以下線形 PSE と呼ぶ）に基づく安定性解析コードを組み合わせた遷移予測システムを提案した。このシステムの妥当性の検証を後退円柱に対して行ったあと、独立行政法人航空宇宙技術研究所で計画されている小型超音速実験機 NEXST の翼面上の遷移予測に適用することにより、一般的な後退物体上の遷移予測に見通しを与えることとした。

第1章は序論で、本研究の背景を述べ、後退角を持つ物体上の圧縮性境界層の遷移解析の必要性和、 $e^N$ 法や直接数値シミュレーション（DNS）法による従来までの研究との比較について言及した。このことにより、本システムは横流れ不安定性による遷移だけでなく、各種不安定性による遷移を予測することに有効であることを述べ、本研究の目的と意義を明確にしている。

第2章では、本遷移予測システムの基礎となっている NS 解析コードと線形 PSE 解析コードによる遷移予測システムを構築している。このシステムでは、まず、物体まわりの圧縮性流れを NS 解析コードで計算し、収束した流れから境界層を抽出する。次に線形 PSE 解析コード中の時間安定性コードと空間安定性コードを用いて初期擾乱を探索し、空間進行コードでその擾乱を進行させる。物体上の各位置で得られた擾乱の空間増幅率を積分して N 値とし、その値に基づき遷移開始を判定することとしている。

第3章では、マッハ数 3.5 の圧縮性流中におかれた後退円柱に関する Creel らの遷移計測実験結果を参考にして、著者の提案する遷移予測システムの妥当性を検証している。まず、数値解析に用いる格子密度が NS 解と線形 PSE 解に与える影響を調べ、次に線形 PSE の外部境界と正規化条件が線形 PSE 解に与える効果を調べている。さらに本遷移予測システムが、上記実験で観察された横流れ定在波を捕捉できるかどうかを調べている。その結果、適切な格子密度と外部境界の設定、さらに擾乱エネルギーに基づく正規化条件の使用により、本遷移予測システムから妥当な解が得られることがわかった。また、遷移予測システムで得られた最も増幅する横流れ定在波の波長が実験で観測されたそれとほぼ一致することから、本システムによる予測の妥当性を示した。

著者の提案する安定性解析は非平行流を扱うことが可能であり、従来の線形安定性解析

で用いられてきた平行流近似は不要である。後退円柱の境界層にこれを適用したとき、平行流近似が第1モード波 (first-mode wave) の空間増幅率を過小評価し、かつ横流れ定在波の空間増幅率の過大評価をもたらすことから、非平行流での扱いが必要であることを示している。

第4章では、著者の提案する遷移予測システムを前記小型超音速実験機 NEXST の主翼面上の流れに適用し、遷移計測実験結果と比較することにより、その適用可能性を検討している。実験機翼面上の境界層におけるさまざまな擾乱の空間増幅を調べた結果、横流れ不安定性の影響を受ける第1モード波が横流れ擾乱よりも増幅することが明らかになった。しかし、設計迎角に近い迎え角 2.7 度では横流れ不安定性は抑制されるので、結果として第1モード波と横流れ擾乱の増幅も抑制され、実験機主翼に採用された自然層流翼設計が遷移を遅らせるために有効であることを示している。

第5章は結論で、上記各章における考察の総括を行い、著者の提案した遷移予測システムは後退角を有する物体上の圧縮性境界層に対して有効であることを、後退円柱および超音速実験機の主翼に対して示し、これに基づき、超音速航空機の主翼設計に役立たせることを示唆した。

付録では、本研究で用いた線形放物型安定性方程式 (線形 PSE) の定式化について述べている。

以上要するに、本論文は後退角を有する物体上の圧縮性境界層の遷移を予測するために、NS (ナビエ・ストークス) 解析コードと線形 PSE (線形放物型安定性方程式) に基づく安定性解析コードを組み合わせた遷移予測システムを提案し、その妥当性を後退円柱まわりの流れで検証するとともに、小型超音速実験機 NEXST の翼面上の遷移予測に適用することにより、一般的な後退物体上の遷移予測を可能としたものである。このことは、将来型超音速航空機的设计に指針を与えるものであり、その成果は航空宇宙工学に貢献するところが大きい。

よって、本論文は博士 (工学) の学位請求論文として合格と認められる。