

## 論文の内容の要旨

論文題目    Transition Analysis of Compressible Boundary-Layer Flows over Swept Bodies  
                  (和訳 後退物体上の圧縮性境界層流れに対する遷移解析)

氏 名    野村 聡幸

後退翼上の三次元圧縮性境界層は流れ方向の不安定性と横流れ不安定性を受ける。これらの不安定性によって境界層中で擾乱が増幅し、乱流遷移を引き起こす。そして、境界層が乱流となることで摩擦抵抗が増大する。横流れ不安定性は横流れ速度分布が変曲点を持つことに起因するが、この不安定性は高後退翼上では流れ方向の不安定性よりも強力で、しかもより上流で生じる。よって、境界層を層流に保って摩擦抵抗を小さくするには横流れ不安定性を抑制することが不可欠である。この摩擦抵抗の小さい層流翼を設計するツールとして、擾乱の増幅を見積もって境界層遷移を予測する計算コードが切望される。

本研究では圧縮性境界層遷移予測システム (Nomura 2000, 2001, 2002) を開発した。このシステムはNavier-Stokes (NS) コードと独自に定式化された線形parabolized stability equations (PSE) に基づく安定性解析コードからなる。図1に遷移予測システムのフローを示す。物体まわりの圧縮性流れをNSコードで計算し、収束した流れから境界層を抽出する。時間安定性コードと空間安定性コードを使って初期擾乱を探索し、空間進行コードでその擾乱を空間進行させる。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、その値に基づいて遷移開始を判断する。

マッハ数3.5で後退円柱を使って行われた遷移計測試験 (Creel et al. 1986) を参考にして、遷移予測システムの検証を行う。まず格子密度がNS解とPSE解に与える影響を調べ、次にPSEの

外部境界と正規化条件がPSE解に与える影響を調べる。さらに遷移予測システムが実験でオイル・フローを用いて観察された横流れ定在波を捕捉できるか調べる。その結果、PSEの外部境界を排除厚さの30倍の位置に設定し、壁面から外部境界までに含まれるセルが約200個、境界層中に含まれるセルが約100個の格子密度で、擾乱の運動エネルギーに基づく正規化条件を用いた場合に、横流れ定在波の $N$ 値のカーブがほぼ収束することがわかった。また、遷移予測システムから得られた最も増幅する横流れ定在波の波長が、前縁から90°位置で0.0524インチであり、実験で観察された波長の0.04インチとまずまず一致する。以上から、遷移予測システムは遷移に支配的な擾乱の捕捉が可能であると言える。

PSEは非平行流を扱うことが可能で、従来の線形安定性解析で使われてきた平行流近似は不要である。そこで、後退円柱の付着線境界層でfirst-mode waveの最大空間増幅率を遷移予測システムで計算すると、平行流近似を用いて得た値 (Malik et al. 1988) の約4倍となった。また、遷移予測システムに平行流近似を適用して計算した横流れ定在波の空間増幅率は、近似をしない場合よりも大きくなった。平行流近似はfirst-mode waveの空間増幅率の過小評価に、また横流れ定在波の空間増幅率の過大評価につながる。よって、平行流近似をしない遷移予測システムは従来法よりも高精度であることがわかる。一方、平行流近似は質量流束変動の振幅分布と位相分布にはほとんど影響を与えないこともわかった。

後退翼境界層を解析対象として遷移予測システムの実用形状への適応性を調べる。マッハ数2で航技研ロケット実験機の15.7%半裁模型を使って遷移計測試験が行われた (杉浦ら 2000)。主翼上面に貼られたホット・フィルムにより境界層遷移が検出されたものの、どんな擾乱が境界層遷移を引き起こしたのかわかっていないし、自然層流翼設計によって横流れ不安定性が抑制されたのかもわかっていない。そこで、遷移予測システムを使って実験機模型の主翼上の境界層で様々な擾乱の空間増幅を調べる。その結果、横流れ不安定性の影響を受けるfirst-mode waveが横流れ擾乱よりも増幅することがわかった。これは前縁近傍の加速境界層に関しても言える。実験で検出された境界層遷移はこのfirst-mode waveの増幅によって引き起こされたと考えられる。しかも、大きく増幅するfirst-mode waveの波数ベクトルは横流れ速度の最大絶対値が現れる側の反対を向くこともわかった。しかし、設計迎角に近い迎角2.7°で横流れ不安定性は抑制され、結果としてfirst-mode waveと横流れ擾乱の増幅も抑制される。実験機主翼に採用された自然層流翼設計が摩擦抵抗低減に極めて有効であることがわかった。実験機模型の主翼上の境界層に関して得られた上記の結果は遷移予測システムの優れた形状適応性を示している。

後退円柱上の横流れ定在波に関する結果と、実験機半裁模型主翼上で横流れ不安定性の影響を受けるfirst-mode waveに関する結果から、横流れ不安定性が支配的な場合の遷移開始の $N$ 値4.6を得た。しかしながら、流れ方向の不安定性が支配的な場合の遷移開始の $N$ 値は、大きな外乱

のために実験データとの比較から定まらなかった。横流れ不安定性と流れ方向の不安定性の両方に対し、信頼できる遷移開始の $N$ 値は今後の解析の積み重ねで得られるであろう。この点を除けば、本研究で得られた結果は遷移予測システムが優れた空力設計ツールであることを証明している。

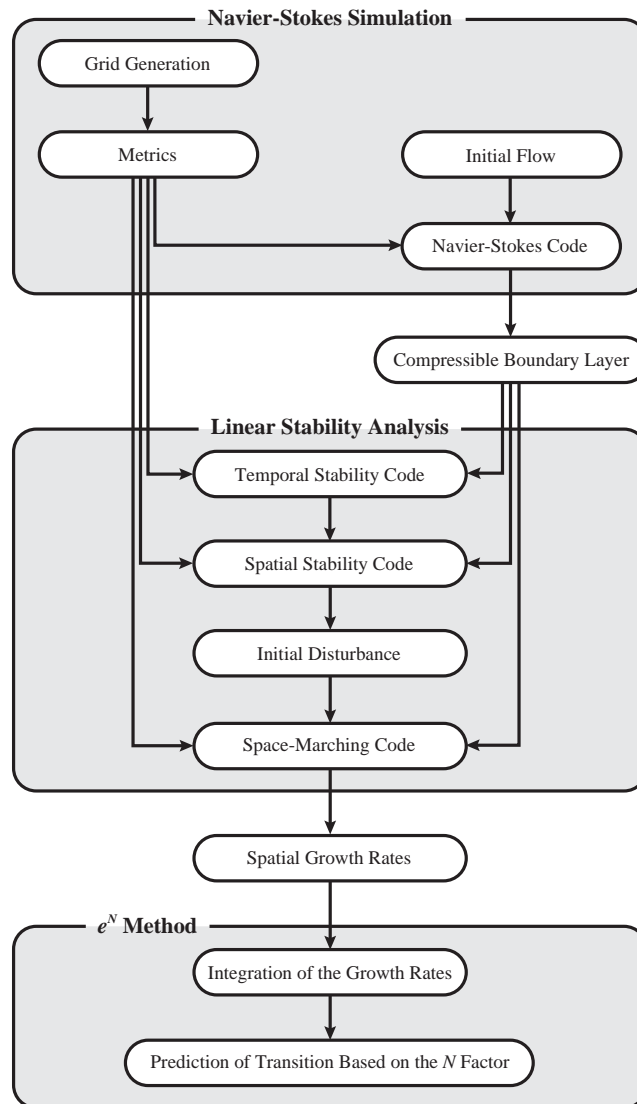


図 1 圧縮性境界層遷移予測システム