

LESによる2次元翼周りの高精度シミュレーションについて

黒滝卓司、住隆博
宇宙航空研究開発機構/総合技術研究本部

桧山淳
(株)三向ソフトウェア開発

LES Numerical Simulation with High Resolution around Two-dimensional Airfoil

by
Takuji Kurotaki, Takahiro Sumi and Jun Hiyama

ABSTRACT

An advanced Large Eddy Simulation (LES) technique with high accuracy and resolution is proposed. This method solves compressible 3-D Navier-Stokes equations with the Approximated Deconvolution Method approach as LES approach and has several sophisticated techniques such as highly tuned compact schemes, the generalized characteristic interface conditions, and the generalized Navier-Stokes boundary conditions. Several applications to flows around 2-D NACA0012 airfoil are presented and discussed. Numerical results show that this method can solve very complicated subsonic flow including the laminar flow separation at the leading edge region, the transition in the bubble and the reattachment. It also has capability to capture the natural laminar to turbulent transition phenomena in the order of Reynolds number of 10^6 . In order to validate the present LES technique in more detail, the results are compared with existing wind-tunnel experiments and linear stability analyses with the e^N method and discussed.

1 はじめに

近年の計算機能力の発達に伴い、数値流体力学の分野では様々な計算手法が提案され、現象の解明や予測、航空機をはじめとする設計に活用されている。しかし、その成果に比例して、数値解析技術へ要求される能力も高くなり、従来では、風洞試験や理論解析でしか定量的に扱うことのできなかった課題へ用いることが期待されている。

特に航空機設計の分野においては、翼の失速特性の定量的な把握や、乱流渦に起因するとされる空力騒音の予測及び軽減等が重要な課題となりつつある。これらの問題は、たとえ簡単な形状であっても、層流から乱流への遷移、剥離及び再付着、乱流現象等の複雑な流体现象の組み合わせであり、従来の解析手法では困難とされてきた。

我々は、これらの挑戦的課題に取り組むことを目的として、高レイノルズ数領域における複雑形状周りの流れを扱う手法を開発している。本報告では、主に2次元翼周りの基礎的な流れを中心に、成果の一部を紹介する。

2. 解析手法

本研究では、航空機の開発に必要な実用レベルでの比較的高いレイノルズ数領域において、できるだけ少ない格子点数で、乱流遷移が特別なモデル無しに捕獲でき、かつ層流剥離、乱流剥離、再付着等の現象が定量的に把握できる技術を目指している。

現時点及び近い将来の計算機性能をもってしても、複雑形状周りの乱流・遷移等の非定常現象を直接計算(DNS)のアプローチで解析することは困難と考えられるため、乱流部分はLES(Large eddy simulation)的アプローチをとり、3次元圧縮性ナビエ-ストークス方程式を基礎方程式として、高精度な空間微分、時間積分法を採用した。具体的には、対流項と粘性項の差分には3重対角型の6次精度最適化コンパクトスキーム^[1]、時間積分には、低容量型の2-step最適化4次精度Runge-Kuttaスキーム(LDDRK)^[2]を用いている。また、LESのモデリングとしては、ADM(Approximate Deconvolution Model)^[3]によるアプローチを採り、一般座標系に拡張された高精度境界条件であるNavier-

Stokes characteristic boundary conditions (NSCBC)^[4]を組み合わせた。

次節で取り扱う2次元翼型の解析では、C型単一格子を用いるが、一般に翼後縁部から生じる特異線周辺の取り扱いに注意を要する。本解析では、上下面の単純平均を取る代わりに、計算領域同士の境界面を通過する物理量を特性波理論的に決定する方法を構築することによって

(Generalized Characteristics Interface Conditions)、解の低精度化を避けている。この結合法は、一般に異なる計算領域を単点で結合し、かつ急峻なキックを許容するという優れた特徴を有している^[5]。

3. 解析結果及び考察

ここでは、翼型として典型的なNACA0012を例にとり、異なるレイノルズ数領域における2つの解析例を示す。

3.1 剥離泡を含む流れのシミュレーション

図1から図3に、 $Re = 2 \times 10^5$, $U=20\text{m/s}$, $\alpha=9\text{deg}$ におけるNACA0012周りの結果を示す。格子点数は約350万点、スパンは25%コード長である。この流れは、前縁での層流剥離、剥離泡内での乱流遷移、再付着など複雑な流体现象を含むことが、実験で明らかにされている^[6]。図1は、スパン方向渦度の瞬時値であり、前縁に層流剥離泡が形成され、そこから乱流が形成される様子を示している。図2は平均 C_p 分布を表し、剥離泡の形成領域が明瞭に捕えられている。図3は、 C_p のRMS値を表す。変動量等の非定常物理量は、音響解析等で特に重要となるが、精度の良い解析値を得ることは十分な格子点が必要とされ、比較的難しいとされている。本解析例では、比較的少ない格子点数にもかかわらず実験^[6]との一致は良好である。

3.2 境界層遷移シミュレーション

次の例は、高レイノルズ数領域における境界層遷移を含む2次元翼の解析検証結果である。図4に、 $Re = 2.2 \times 10^6$, $U=30\text{m/s}$, $\alpha=0\text{deg}$ におけるNACA0012周りの壁面近傍におけるスパン方向渦度の瞬時値を示す。格子点数は同じく約350万点、スパンは25%コード長である。この図から、前縁付近から2次元的な波、いわゆるT-S波が発達してい

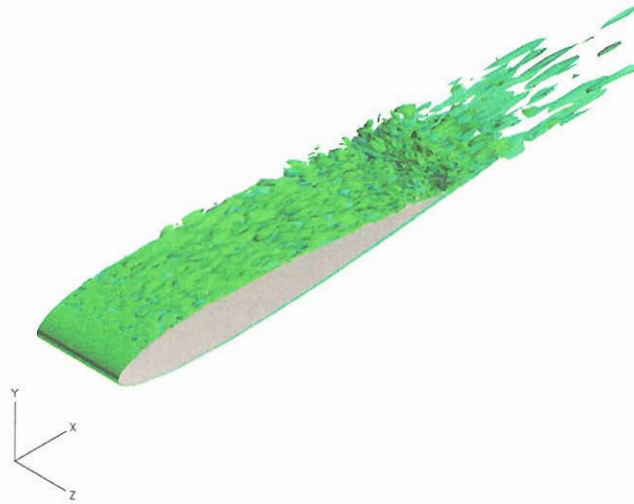


図1 Instantaneous vorticity of the spanwise component
(NACA0012, $Re = 2 \times 10^5$, $U_\infty = 20\text{m/sec}$, $\alpha = 9^\circ$).

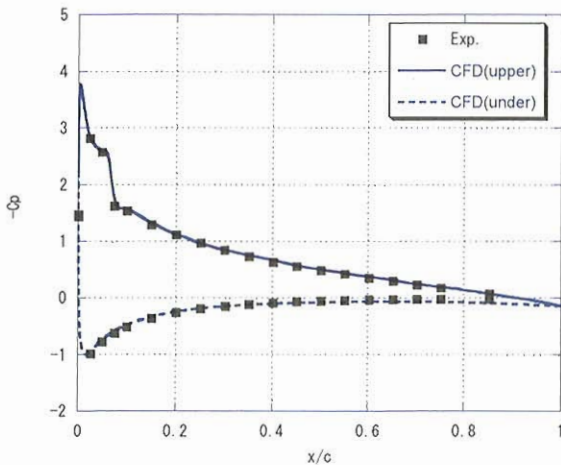


図2 Averaged C_p distribution (NACA0012,
 $Re = 2 \times 10^5$, $U_\infty = 20\text{m/sec}$, $\alpha = 9^\circ$).

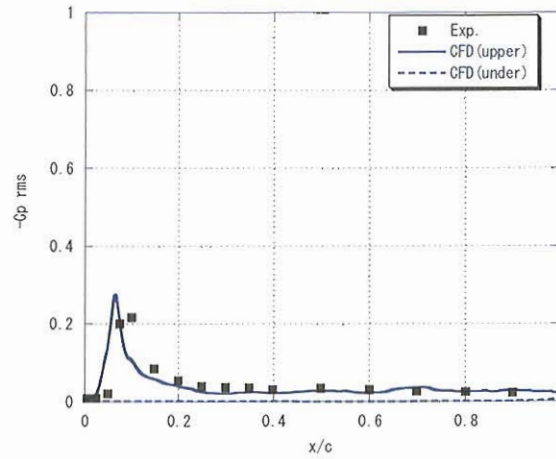


図3 RMS of C_p distribution (NACA0012,
 $Re = 2 \times 10^5$, $U_\infty = 20\text{m/sec}$, $\alpha = 9^\circ$).

ることがわかる。さらにこのT-S波は下流に伝播するにつれスパン方向に構造を持ちはじめ、中弦付近では2次元翼境界層に特徴的な斜行波の存在が見取れる。そしてさらに下流では流れ場の3次元化が進み、最終的にはこの境界層が乱流へと遷移していく様子が明確に捉えられている。

図5は上記と同じ30m/sのケースについて各コード位置における速度変動の様子を示したものである。図4の結果と整合して、およそ20%コード位置付近から正弦波的な波

動が見られ、下流方向に発達しながら伝播していることがわかる（各々の図の縦軸スケールがそれぞれ最適化されていることに注意）。50%コード位置でこの波動の振動数を見積もるとおよそ200Hz弱であり、これが境界層中を発達するT-S波の振動数であると考えられる。

引き続き、本解析によるこれらの結果が、境界層遷移という複雑な物理現象をどの程度正確に捕えているかを検証するため、まず遷移位置に関する実験結果との比較について考察を行った。

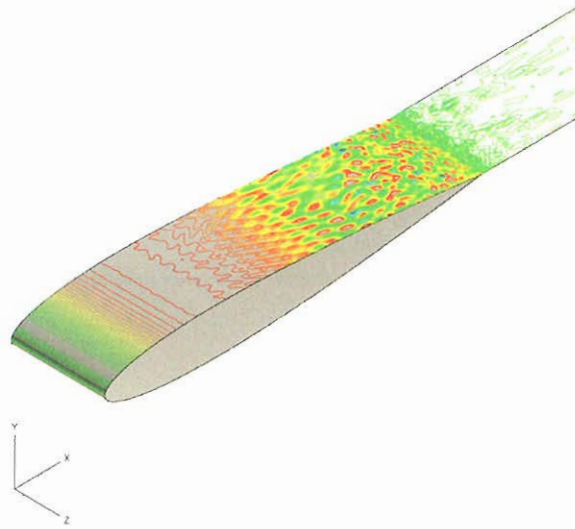


図4 Instantaneous vorticity of the spanwise component
(NACA0012, $Re = 2 \times 10^6$, $U_\infty = 30\text{m/sec}$, $\alpha = 0^\circ$).

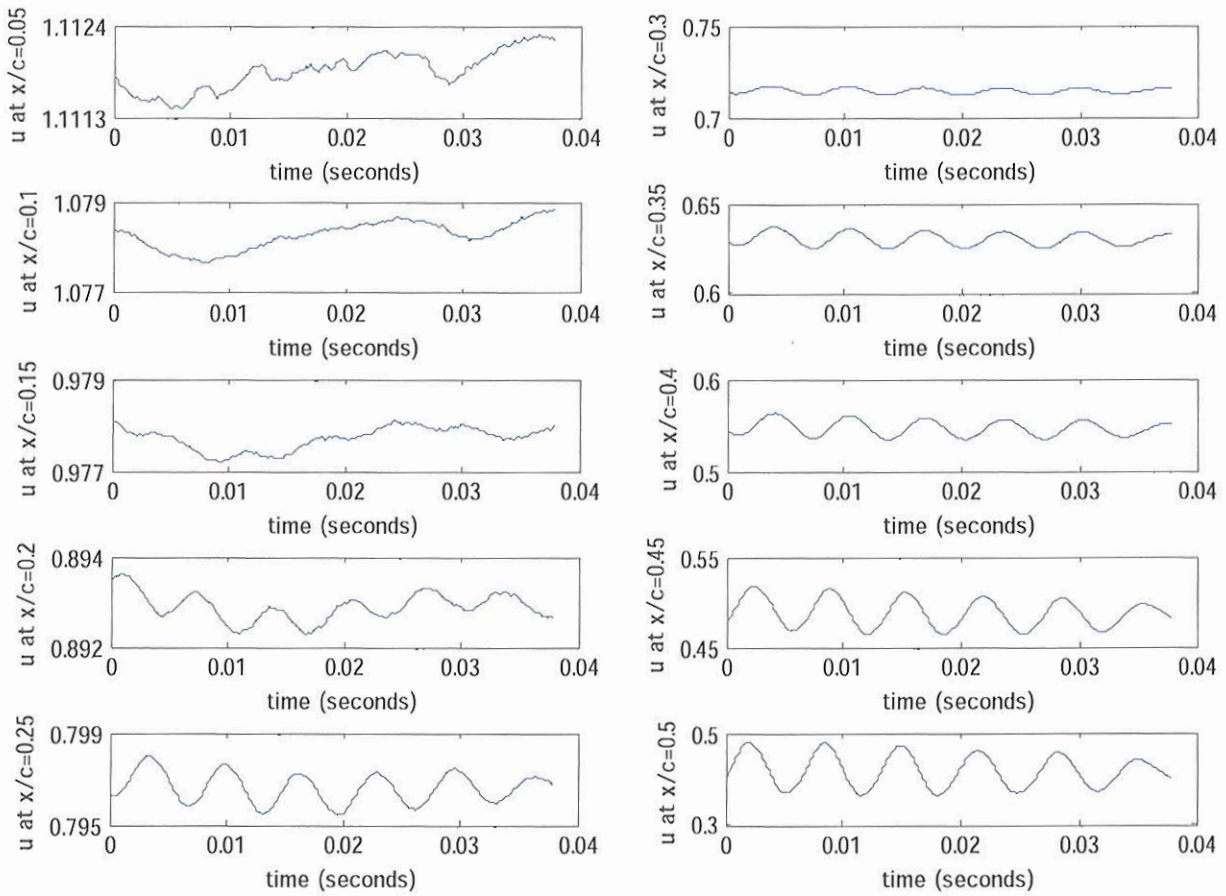


図5 The velocity fluctuations at some streamwise at 0.8mm distant from wall surface location.

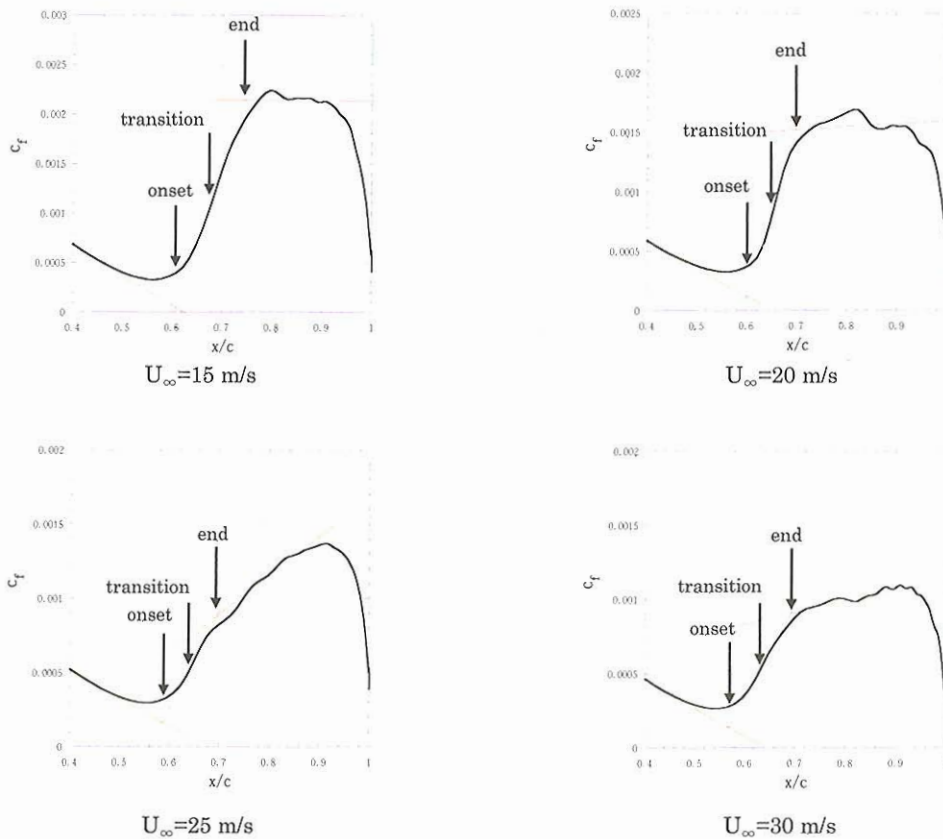


図6 The definition of the transition location.

ここで比較する実験結果は徳川ら^[7]によって得られたものを用いた。上記の30m/sのケースの他に、25, 20, 15m/sの計4ケースのデータが得られているので、全ケースについて解析を行い、レイノルズ数変化に関する傾向の変化も調べた。遷移位置の定義については、図6に示すように、 C_f 曲線を3本の直線で補間したときに現れる2つの交点の上流側を遷移のonset、下流側をendとし、その中点を遷移点とする徳川らの手法をそのまま用いた。

図7はこの方法に基づき、各々のケースについて遷移位置を特定した結果を、図4と同様な渦度の等値面図に示したものである(左から \Rightarrow :onset, \Rightarrow : transition, \Rightarrow : end)。この図をみると、遷移位置は主流の増加とともに上流側に移動することがわかる。一般に境界層遷移はRe数の増加(この場合主流の増加と等価)とともに早まることが知られており、この結果は十分妥当なものと言える。

これらの結果を実験結果と合わせて示したのが図8である。図の横軸は主流速度、縦軸はコード位置を表しており、■は数値計算の結果を、●と▲は実験結果を表す。なお●は鉄道総合技術研究所の大型低騒音風洞、▲はJAXA大型低速風洞によるもので、風洞残留乱れはそれぞれ30m/sでおよそ0.04%, 0.16%である。

これらの結果を見ると、主流速度の増加にともなう遷移位置の前進の傾向は全てにおいて共通であり、定性的には数値計算の結果は良い一致を示すものと言える。なお数値計算の結果が大型低騒音風洞(●)の結果により近いのは、数値計算に含まれる初期攪乱が小さいことに対応している

ことに対応していると思われる。ただ主流速度が15m/sの場合は両者の結果が極めてよい一致を示すのに対し、主流速度が増加するとその差が大きくなっており、30m/sのケースでは約10%コード長の差が認められる。

次に攪乱波の不安定性を定量的に検証するために、数値計算から得られる平均速度場のデータを用いて線形安定性解析を行った。攪乱の不安定性に関しては2次元境界層方程式に平行流近似と線形性を仮定して得られるOrr-Sommerfeld方程式を用いて行ない、遷移位置予測等で一般的に用いられる e^N 法によって不安定波の特性を評価した。

e^N 法によって求めたN値を、各々の振動数をもつ攪乱波別にプロットしたのが図9である。解析は主流速度が30m/sのケースについて行われた。横軸にコード位置、縦軸にN値をとっている。この図を見ると、比較的小きな振動数を持つ攪乱波は安定から不安定になるいわゆる臨界点がより下流方向にあり、また振幅(N値)の増加もゆっくりしている。攪乱波の振動数を増加させると臨界点はより上流側に移動し、かつ最終的な振幅も大きくなる。ただし振動数が700Hzを超えると増幅率はやや減小に転ずる。

このことを明確にするため、 $x/c=0.4$ におけるNの値を攪乱波の振動数の関数として図10に示した。この図より、明らかに振動数の増加とともにN値が増加することがわかる。しかし $f=700\text{Hz}$ をピークに減小する。つまりこの流れ場においては、最も強く増幅される攪乱波は $f=700\text{Hz}$ の攪乱であることを示す。

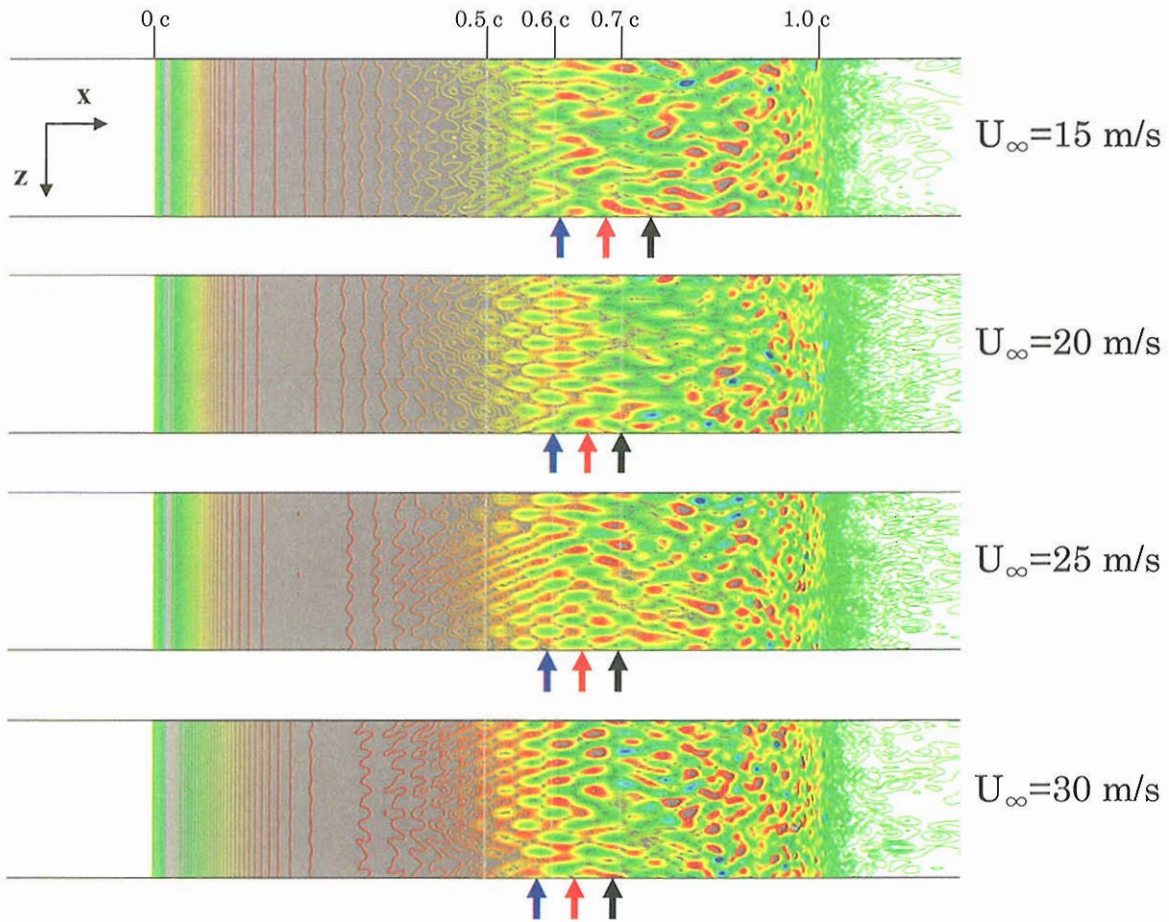


図 7 The transition location for each cases.

一方、実験から得られた最も強く増幅される攪乱波もほぼ 700Hz 付近であることがわかっており、これらの結果は、本解析で直接得られた 200Hz 弱という周波数と異なる。現在、この原因を特定すべく、引き続いて、解析精度の向上、格子点密度の影響等を調査している。

4. 結論

乱流や遷移などの複雑な流体现象を伴う高レイノルズ数領域における流れを、比較的少ない計算資源で捕えることのできる手法を開発した。本手法は、基本的に ADM (Approximate Deconvolution Model) 的アプローチに基づく LES をベースに、Generalized Characteristics Interface Conditions、高精度スキーム等を組み合わせたものである。

検証例として、2 次元翼周りの流れに関する解析例を示し、本手法が、層流剥離泡を含む流れ及び高レイノルズ数領域における境界層遷移を含む流れの解析に有効であることを示した。特に後者の例では、攪乱の増幅特性に関しては安定性解析及び実験結果との差が大きく、解析精度や格子点密度等の点に関して、改善の余地があることが示されたものの、遷移位置が実験結果と比較的良好に一致するなど、満足すべき結果が得られた。

謝辞

本解析結果の検証を行うにあたり、境界層の安定性解析を担当していただいた宇宙航空研究開発機構 総合技術研究本部 跡辺隆主任研究員に感謝します。

参考文献

- [1] J. Kim and D. Lee, "Optimized Compact Finite Difference Schemes with Maximum Resolution", AIAA Journal, Vol. 34, 1996, pp. 887-893.
- [2] D. Stanescu and W. Habashi, "2N-Storage Low Dissipation and Dispersion Runge-Kutta Schemes for Computational Aeroacoustics", Journal of Computational Physics, Vol. 143, 1998, pp. 674-681.
- [3] Stolz, S., Adams, N. A. and Kleiser, L., "The Approximate Deconvolution Model for LES of Compressible Flows and its Application to Shock-turbulent-boundary-layer Interaction", Phys. Fluids, Vol. 13, 2001, pp.2985-3001.
- [4] J. Kim and D. Lee, "Generalized Characteristic Boundary Conditions for Computational Aeroacoustics, Part 2", AIAA Journal, Vol. 42, 2000, pp. 47-55.
- [5] Sumi, T., Kurotaki, T. and Hiyama, J., "Generalized Characteristic Interface Conditions for Accurate Multi-block Computation", AIAA 2006-1272, 2006.

- [6] 宮澤ら, “二次元翼周り流れのLES解析と空力音の予測”, 第18回数値流体力学シンポジウム, B1-2, 2004.
- [7] 徳川ら, “二次元翼境界層の自然遷移に対する外乱の影響”, ながれ 22, 2003, pp. 485-497.

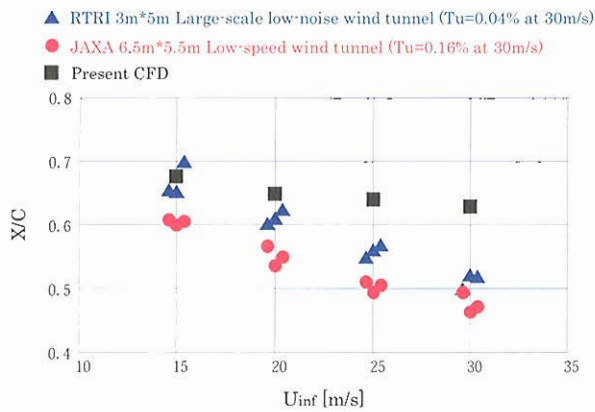


図8 The transition location with the experimental results.

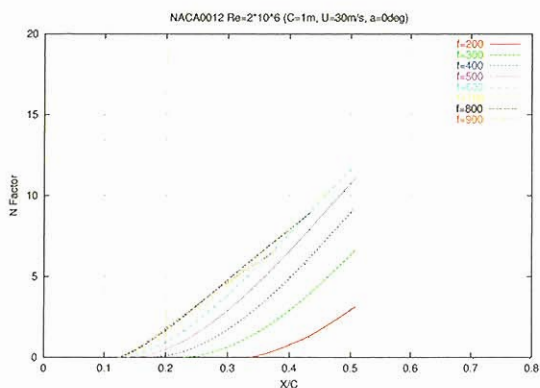


図9 Variation of the N factor with x/c.

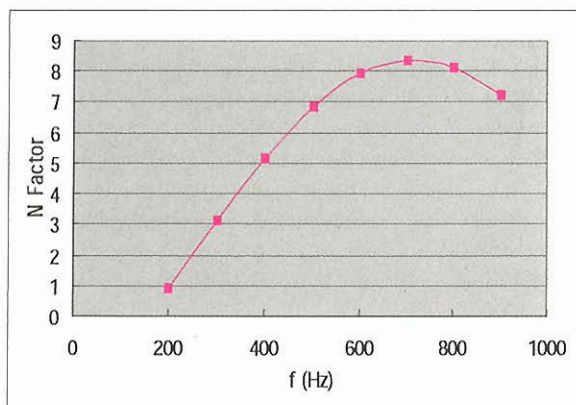


図10 Variation of the N factor with frequency at x/c=0.4.