

日本語遷音速軸流圧縮機動翼列における

衝撃波を伴う複雑三次元流動現象の Wall-resolved LES 解析

Wall-Resolved LES Analysis of Complicated Three-Dimensional Flow Phenomenon with Shock Wave in a Transonic Axial Compressor Rotor

- 齋藤 誠志朗, 九大院, 福岡県福岡市西区元岡 744 番地, saitou@haira.mech.kyushu-u.ac.jp
- 古川 雅人, 九大, 福岡県福岡市西区元岡 744 番地, furu@mech.kyushu-u.ac.jp
- 山田 和豊, 岩手大, 岩手県盛岡市上田 4 丁目 3-5, kyamada@iwate-u.ac.jp
- 松岡 右典, KHI, 兵庫県明石市市川崎町 1 番 1 号, matsuoka_a@khi.co.jp
- 丹羽 直之, KHI, 兵庫県明石市市川崎町 1 番 1 号, niwa_naoyuki@khi.co.jp
- Seishiro Saito, Kyushu University, 744 Motoooka, Nishi-ku, Fukuoka 819-0395, Japan
- Masato Furukawa, Kyushu University, 744 Motoooka, Nishi-ku, Fukuoka 819-0395, Japan
- Kazutoyo Yamada, Iwate University, 4-3-5 Ueda, Morioka-shi, Iwate 020-8551, Japan
- Akinori Matsuoka, Kawasaki Heavy Industries, Ltd., 1-1, Kawasaki-cho, Akashi, 673-8666 Japan
- Naoyuki Niwa, Kawasaki Heavy Industries, Ltd., 1-1, Kawasaki-cho, Akashi, 673-8666 Japan

A large-scale Wall-Resolved Large Eddy Simulation (LES) has been conducted for a transonic axial compressor rotor, NASA Rotor 37. By using a very fine computational grid of 1.1 billion points for a single passage and a high resolution scheme based on a 6th-order compact interpolation, the fine vortex structure in the turbulent boundary layer was resolved, and the interference between the shock wave and the blade boundary layer, and the boundary layer separation due to the shock wave interaction were clearly captured. The comparison with the experimental result and the steady RANS simulation result showed that the total pressure rise was overestimated on the hub and casing side in the LES result. This is due to the shortage of the approach section of turbulent boundary layer on the end-wall surface, and the undeveloped turbulent boundary layer flowing into the rotor passage affects the occurrence of the secondary flow and the intensity of the tip leakage vortex.

1. 諸言

ガスタービンの熱効率向上に向けて、多段軸流圧縮機の高圧力比・高効率化が進められた結果、圧縮機初段あたりでは、動翼先端の回転周速が超音速となり、圧縮機内部には亜音速流れと超音速流れが混在した遷音速流れ場が形成される。遷音速軸流圧縮機の初期設計においては、衝撃波の発生位置だけでなく、衝撃波と翼端漏れ渦および翼面乱流境界層との干渉も予測することが求められるもの、試作実験によって遷音速圧縮機内部の複雑な流れ場を正確に把握することは困難であり、圧縮機の流動診断として一般的に行われている RANS 計算においても、衝撃波を伴う複雑乱流場を高精度に予測することは不可能である。

そこで本研究では、遷音速圧縮機動翼である NASA Rotor37 の単流路を対象とした Wall-Resolved LES (Large Eddy Simulation) 解析を実施した。得られた結果に対して、知的可視化処理を施すことにより、衝撃波を伴う複雑な非定常三次元内部流動現象を調査するとともに、定常 RANS 解析結果との比較を実施することで、両解析結果における流れ場の違いについて考察を行った。

2. 解析対象・計算格子

本研究では、NASA Lewis 研究所において、テスト用航空機エンジンのコア・コンプレッサーとして設計された遷音速圧縮機動翼である NASA Rotor37 を解析対象とした。図 1 に対象圧縮機の子午面図を示し、表 1 に圧縮機諸元を示す。設計点における流量は 20.19kg/s、圧力比は 2.106 であり、翼先端の回転周速は 454m/s である。Suder ら⁽¹⁾により、動翼単体での詳細な実験計測が実施されており、ワークショップ⁽²⁾をはじめとして、ターボ機械の CFD コードの検証等に広く用いられている対象である。翼枚数は 36 枚であるが、本研究では、解析対象を圧縮機動翼の単流路に絞り、

計算格子の空間解像度を高めることで、Wall-Resolved LES 解析を実現した。使用した計算格子を図 2 に示す。計算格子は、AutoGrid5 ver.12.8 (NUMECA 社) を使用して、H 型および O 型の格子トポロジーによるマルチブロック構造格子で作成した。動翼上流には、コード長の 1.4 倍程度の長さのダクトを設けており、翼領域と同程度の格子密度を設定しているものの、入口断面からコード長の 3% 程度下流の領域については、流れ方向に格子を粗密化することで、入口境界での衝撃波の反射を防止している。計算格子点数は、約 13 億 5 千万点であり、そのうち、翼領域に 10 億 5 千万点、入口領域に 3 億点を割り当てた。翼領域は、流れ方向に約 2,000 点、スパン方向に約 1,000 点、周方向に約 500 点の格子点を設定しており、壁面上の最小格子幅は $y^+ < 1$ を満足するような十分小さな値を設定している。主流部における各方向の格子幅は、粘性スケールで 40 程度としている。

Table 1 Specification of test compressor

Blade number	36
Radius of tip at leading edge	252mm
Aspect ratio	1.19
Solidity at tip	1.288
Tip clearance	0.356mm (0.45% span)
Hub-tip ratio	0.7
at design	
Tip speed	454m/s (17,188.7rpm)
Total pressure ratio	2.106
Massflow	20.19kg/s
Choke massflow	20.93kg/s

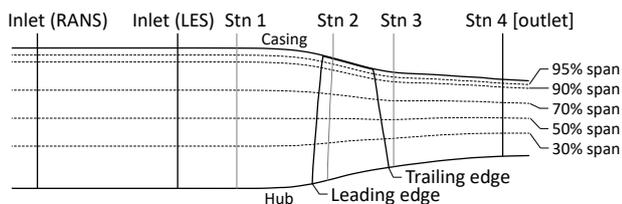


Fig. 1 Meridional view

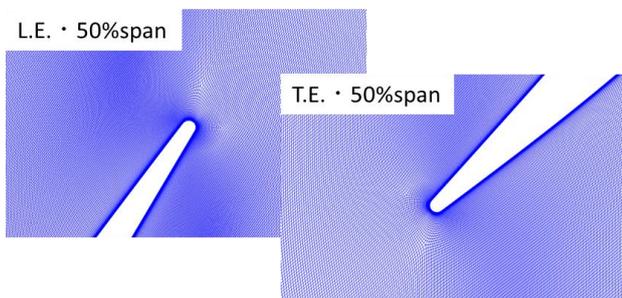


Fig. 2 Computational grid

3. 数値解析手法

本研究における LES 解析は、非定常三次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式を支配方程式とし、セル中心型の有限体積法に基づいて離散化した。粘性流束は Gauss の発散定理を用いて中心差分的に求めた。非粘性流束の評価には、SLAU (Simple Low-dissipative AUSM)³⁾を用い、6次精度 COMPACT 補間と流束制限関数を組み合わせた高解像度スキームを用いることにより、数値粘性の低減と数値安定性の確保を高いレベルで両立した。図3に、本スキームの検証のために、2次元 Double Mach Reflection 問題を計算した結果を示す。また、比較として、同一の解析条件ならびに計算格子を用いて、衝撃波を含む高レイノルズ数流れ場の数値解析において一般的に用いられる MUSCL 法および同じ6次精度を有する WENO (Weighted Essentially Non-Oscillatory) スキームにより計算した結果も併せて示している。同図から、本研究で採用した6次精度 COMPACT スキームは、極めて良好な結果を示しており、衝撃波三重点から伸びる滑り面上の渦が、他のスキームに比べ、鮮明に捉えられていることが確認できる。

LES 解析における SGS モデルは、WALE (Wall-Adapting Local Eddy-Viscosity) モデル⁴⁾を使用した。WALE モデルは、壁面近傍での SGS 渦粘性の漸近挙動を、減衰関数を用いることなく再現できるという特徴を持つ。なお、WALE モデルにおけるモデル定数は 0.325 とした。時間方向は Euler 陰解法により離散化し、時間微分項を二次精度後退差分により評価することで、時間精度を最大二次精度とした。時間積分には MFGS (Matrix Free Gauss-Seidel) 陰解法⁵⁾を用い、各時間ステップにおいてニュートン反復を 5 回実施した。非定常解析における時間刻み幅は、圧縮機内の乱流現象を適切に解像するために、最大クーラン数が 1.0 程度となるような極めて小さな値を設定した。具体的には、初段動翼の先端半径および圧縮機入口での音速に基づく無次元時間刻み幅を $\Delta t^* = 1.179 \times 10^{-6}$ とした。この時間刻み幅は、動翼 1 回転当たりの時間の 4,000,000 分の 1 に相当する。

入口境界は、station 1 からコード長の 60% 程度上流に設定し、入口境界条件として、station 1 における全圧および全温の実験計測結果から計算された流れ分布を与えた。具体的には、入口断面における静圧を仮定し、実験計測結果の全圧・全温の半径方向分布より計算される入口流量が指定した流量になるように、入口静圧を調整しながら反復計算を行うことで決定した。出口境界は、station 4 に設定した。出口境界条件として、境界面における圧力分布を許容するために、出口断面での平均静圧が設定した静圧値

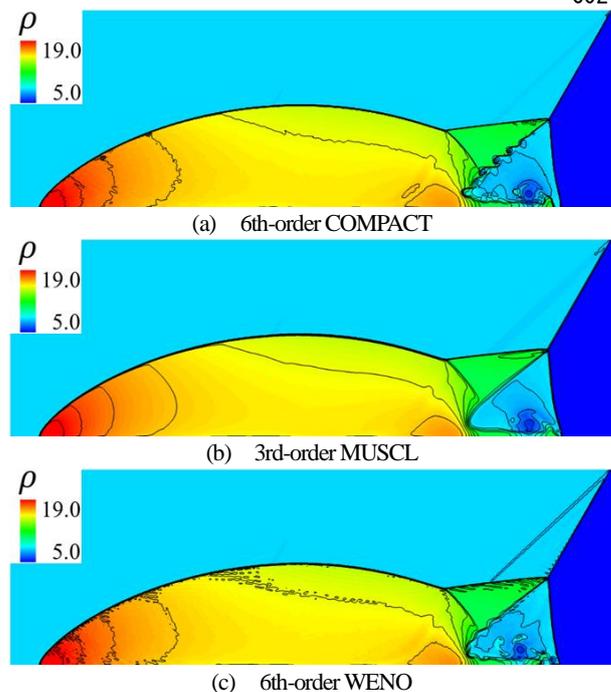


Fig. 3 Result of double Mach reflection problem

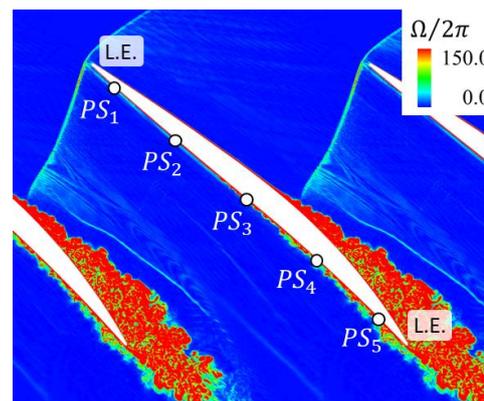


Fig. 4 Vorticity magnitude distribution at 50% span and testing points of boundary layer velocity profile

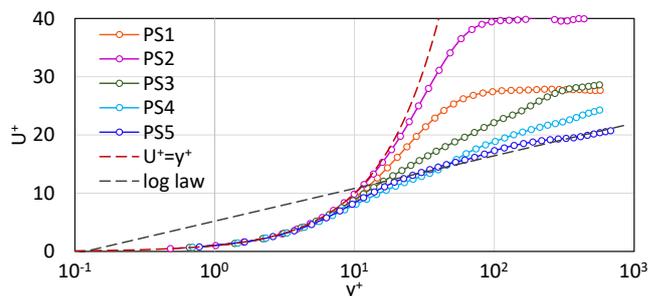


Fig. 5 Boundary layer velocity profiles and law of the wall

になるように内部セルの静圧分布をスケールリングすることで与えた。壁面境界条件は、すべて断熱滑りなし条件とした。

定常 RANS 解析では、単流路に対し 150 万点程度の計算格子を用いており、非粘性流束を 3 次精度 MUSCL 法と SLAU により評価した。乱流モデルは、低レイノルズ数型の $k-\omega$ モデルを使用した。入口境界は、station 1 からコード長の 2 倍程度上流に設定しており、境界条件として、入口断面に一樣な全圧および全温を与えた。出口断面は、station 4 としており、LES 解析と同様の出口境界条件を適用した。

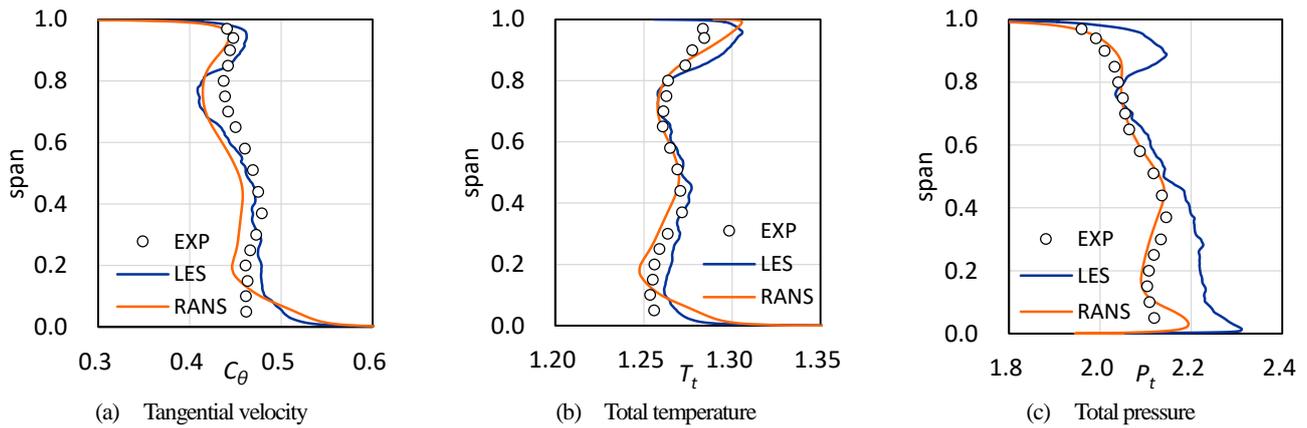


Fig. 6 Spanwise flow distributions at compressor exit (station 4)

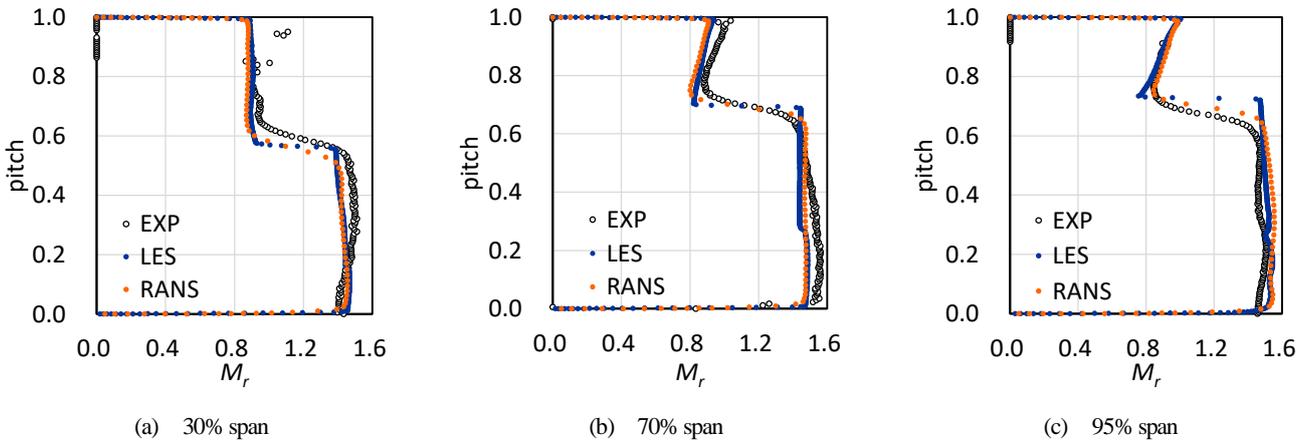


Fig. 7 Pitchwise distribution of relative Mach number at 20% chord position (station 2)

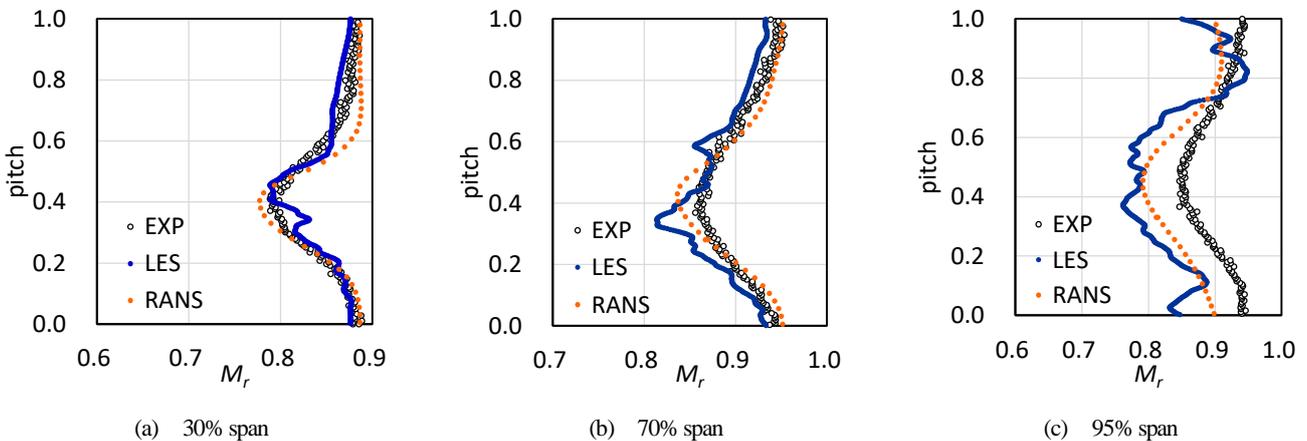


Fig. 8 Pitchwise distribution of relative Mach number at compressor exit (station 4)

4. 解析結果

本研究では、遷音速軸流圧縮機の動翼列において発生する衝撃波と乱流境界層に伴うはく離および二次流れとの干渉によって引き起こされる三次元はく離を調査するために、NASA Rotor37 の単流路を対象とした Wall-Resolved LES 解析を実施した。本稿では、最大効率点近傍（チョーク流量の 98%）の作動点について実験結果および定常 RANS 解析結果との比較を行うことで、LES 解析結果の評価を行うとともに、実験とのかみ離の原因について考察を行った。

4. 1 乱流境界層内の速度分布

本研究において実施した Wall-Resolved LES 解析において、乱流

境界層が適切に捉えられているかどうかを確認するために、境界層内の速度分布の検証を行った。具体的には、LES 解析の時間平均結果をもとに、50% スパンにおける翼圧力面上の 5 点について境界層速度分布を算出し、壁法則との比較を行った。図 4 に、50% スパンにおける瞬時の渦度分布および乱流境界層内速度分布の算出箇所を示し、図 5 に、境界層内の速度分布の比較結果を示す。図 4, 5 から、翼前縁から翼後縁にかけて、圧力面上の翼面境界層が層流から乱流へ遷移していく様子が確認でき、翼後縁近くでは、壁法則に一致した乱流境界層の速度分布が正確に捉えられていることが確認された。

4. 2 実験との比較

図 6 に、LES 解析の時間平均結果、実験結果および定常 RANS 解析結果における station 4 での周方向平均流れ分布の比較を示す。同図から、LES 解析における周方向速度分布および全圧分布は、実験値とよく一致しているものの、全圧分布は、ハブ側およびピケ

4. 3 各スパンにおける流れ場

図 9 に、LES 解析の瞬時の流れ場から算出した、各スパンにおける密度勾配分布を示す。同図から、動翼前方で発生した離脱衝撃波と負圧面上の境界層の干渉が鮮明に捉えられており、衝撃波

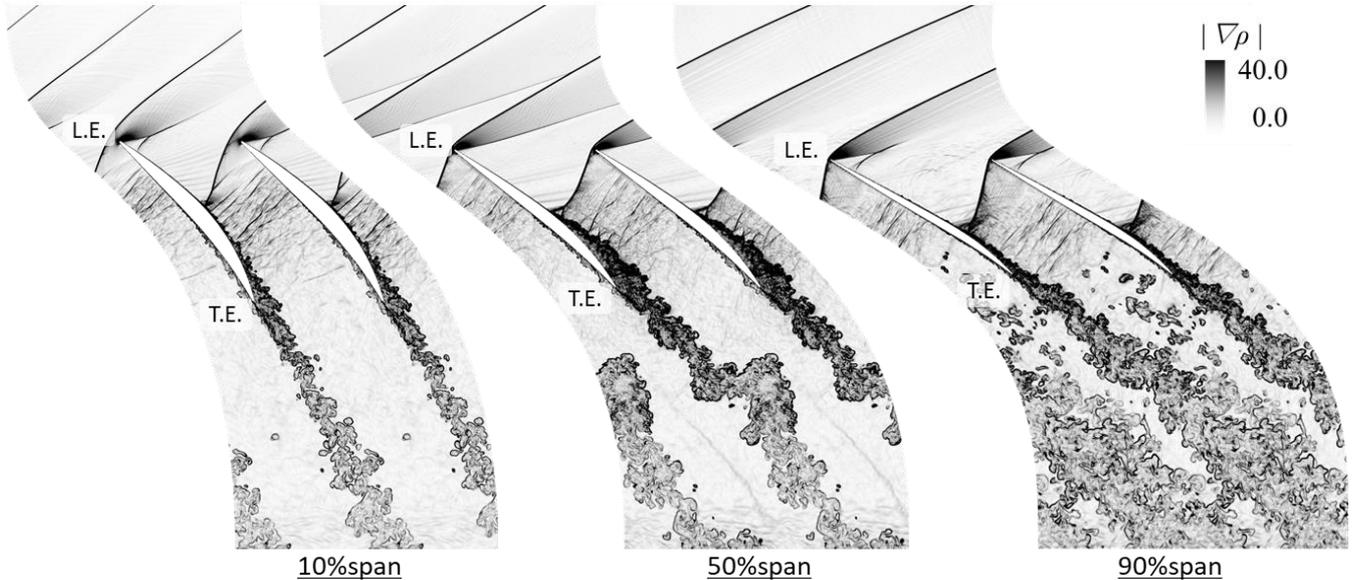
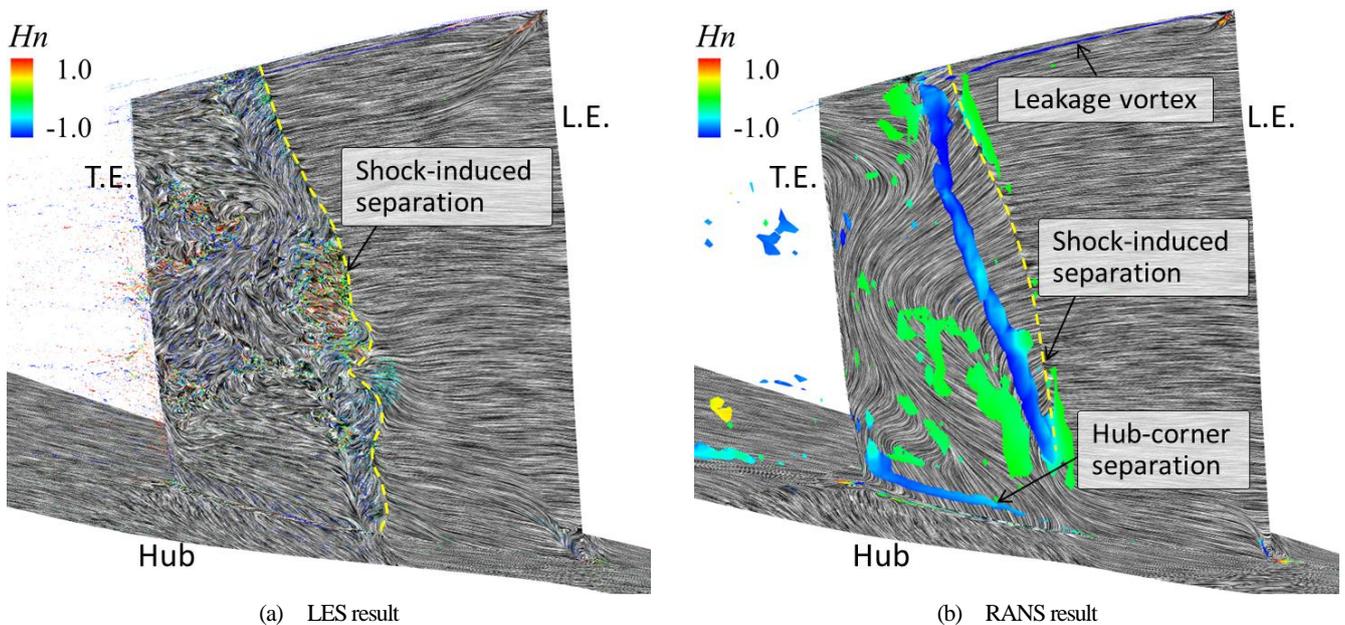


Fig. 9 Distribution of density gradient in instantaneous flow field



(a) LES result
(b) RANS result
Fig. 10 Vortex structures and limiting streamlines on suction side in time-averaged flow field

ーシング側において、実験値よりも高く評価されていることが確認できる。図 7, 8 に、Station 2 (20%コード位置) および Station 4 での各スパン位置における相対マッハ数分布の比較を示す。図 7 は、20%コード位置における衝撃波前後の相対マッハ数および衝撃波の波面位置を比較したもののだが、LES 解析における衝撃波の波面位置は、70%スパン位置で実験値とほぼ一致しており、30%スパンおよび 95%スパンで僅かに差が生じていることが分かる。図 8 は、圧縮機出口断面における後流の幅の比較図である。同図から、LES 解析結果は、30%スパンおよび 70%スパンでは、後流による速度欠損領域の幅および深さともに、実験値とよく一致しているものの、95%スパンでは、マッハ数分布の形状が大きく異なっていることが分かる。なお、この傾向は、定常 RANS 解析においても確認できる。

干渉によって境界層が膨らむことで、負圧面近傍の衝撃波の波面がλ型に変化していることが確認できる。また、衝撃波の下流では、境界層の排除効果により、非定常的に有効流路面積が変化することで、主流部において微小な圧力波が発生している。

4. 4 渦流れ場

図 10 に、LES 解析の時間平均結果および定常 RANS 解析結果から抽出した翼負圧面側における渦流れ構造を示す。なお、同図には、無次元ヘリシティで色付けた渦コア[®]および LIC 法により描出した限界流線を示している。図 10 から、いずれの解析結果においても、衝撃波と翼面境界層の干渉により、翼負圧面上で境界層はく離が発生していることが確認できる。しかしながら、はく離の下流側での、ハブ面付近の流れ構造に違いが見られ、定常 RANS 解析では、ハブ面上の二次流れが翼面を駆け上がること

で、ハブ・コーナーはく離を形成しているものの、LES 解析結果では、ハブ・コーナーはく離は発生しておらず、境界層はく離の下流側で再付着が発生している。Hah らの研究により、NASA Rotor37 では、ハブ・コーナーはく離が発生し、それに伴う流動

縮機出口における全圧がケーシング側で実験値よりも増大したと考えられる。

以上から、本 LES 解析では、ハブ・コーナーはく離が発生しないこと、ならびに翼端漏れ渦による損失が過小評価されているこ

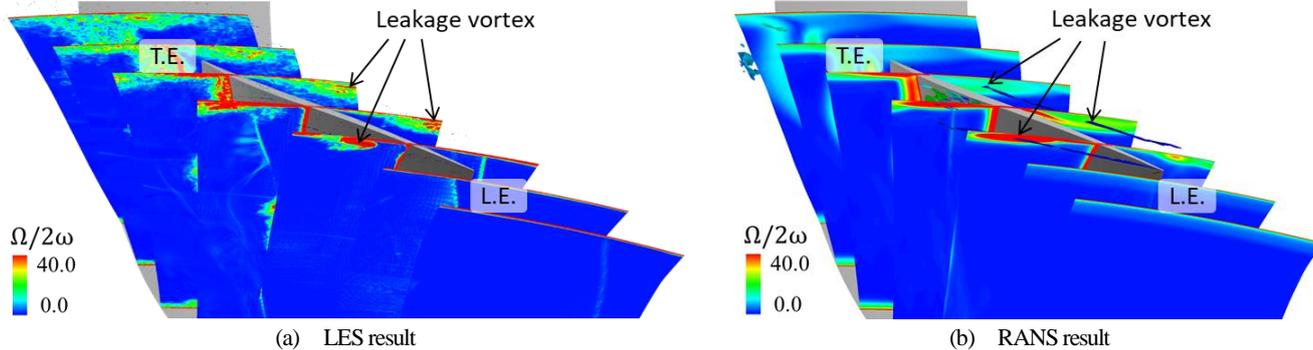


Fig. 11 Distributions of vorticity magnitude on crossflow plane

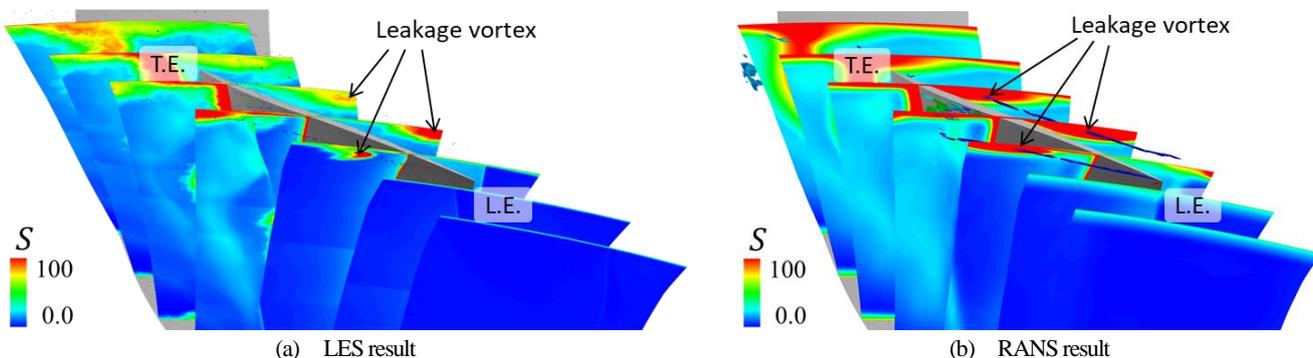


Fig. 12 Distributions of entropy on crossflow plane

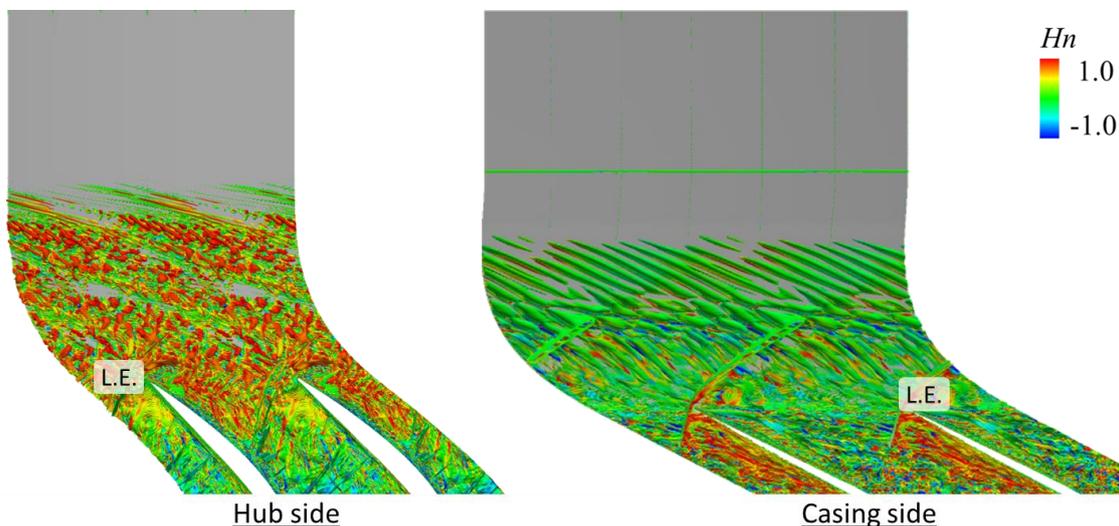


Fig. 13 Iso-surface of Q-criterion colored with normalized helicity in instantaneous flow field

損失がハブ側で発生することが報告されている。そのため、本研究における LES 解析では、このハブ・コーナはく離を捉えられていないことで、ハブ側での全圧が過大に評価されたと考えられる。

図 11, 12 に、ケーシング側における、横断面内の渦度分布およびエントロピー分布を示す。同図から、LES 解析では、定常 RANS 解析結果に比べ、翼端漏れ渦周りの渦度および漏れ渦に伴う流動損失が小さく見積もられていることが分かる。定常 RANS 解析では、ケーシング側での全圧分布が実験値と良く一致していることを考慮すると、LES 解析では、漏れ渦が過小評価されており、漏れ渦による流動損失が実験値よりも小さく見積もられた結果、圧

とが、実験値とのかき離につながったと考えられるが、これら 2 つの要因に共通して関係するものが、エンドウォール境界層である。図 13 に、瞬時の流れ場におけるハブ面およびケーシング面近傍での速度勾配テンソル第二不変量の等値面を示す。なお、同図中の等値面には、無次元ヘリシティで色付けを行っている。同図から、動翼の上流でエンドウォール境界層が乱流に遷移していることが確認できるが、遷移してから動翼に達するまでの距離が短く、乱流境界層の発達が不十分であると考えられる。本 LES 解析では、エンドウォール境界層が未発達な状態で動翼に達し、翼間の二次流れおよび翼端漏れ渦の発生形態に影響を与えた結果、

ハブ・コーナーはく離および翼端漏れ渦が正確に捉えられずに、圧縮機出口における全圧が過大に評価されたと考えられる。

5. 結 言

本研究では、遷音速軸流圧縮機動翼である NASA Rotor37 を対象として、単流路に対し 11 億点という極めて緻密な計算格子を用いた Wall-Resolved LES 解析を実施した。得られた知見は、以下の通りである。

- (1) 6 次精度コンパクトスキームを用いて、緻密な計算格子による LES 解析を実施することにより、乱流境界層の速度分布を適切に捉えるとともに、衝撃波と乱流境界層の干渉ならびに衝撃波干渉に伴う境界層はく離を鮮明に捉えることができた。
- (2) 実験との比較の結果、本 LES 解析では、周方向速度分布および全温分布は実験値と良く一致したものの、全圧上昇については、ハブおよびケーシング側で過大に評価されていることが確認された。これは、ハブ・コーナーはく離が捉えられていないこと、ならびに翼端漏れ渦が過小評価されていることに起因するものと考えられ、その原因として、エンドウォール上の乱流境界層が未発達な状態で動翼に達していることが挙げられる。

参考文献

- (1) Suder, K. L., and Celestina, M. L., Experimental and Computational Investigation of the Tip Clearance Flow in a Transonic Axial Compressor Rotor, ASME J. Turbomach., Vol. 118, No. 2 (1996), pp. 218-229.
- (2) Strazisar, A. J., and Denton, J. D., CFD Code Assessment in Turbomachinery – A Progress Report, IGTI Global Gas Turbine News (1995), pp.12-14.
- (3) Shima, E. and Kitamura, K., Parameter-Free Simple Low-Dissipation AUSM-Family Scheme for All Speeds, AIAA Journal, Vol. 49, No. 8 (2011), pp. 1693-1709.
- (4) Nicoud, F., Ducros, F., Subgrid-Scale Stress Modelling Based on the Square of the Velocity Gradient Tensor, Flow Turbulence and Combustion, Vol. 62, No. 3 (1999), pp. 183-200.
- (5) 嶋英志, 構造/非構造格子 CFD のための簡単な陰解法, 第 29 回流体力学講演会論文集 (1997), pp. 325-328.
- (6) 古川雅人, ターボ機械における流動現象の知的可視化, 可視化情報学会誌, Vol. 23, No. 91 (2003), pp. 206-213.
- (7) Hah, C. and Loellbach, J., Development of Hub Corner Stall and Its Influence on the Performance of Axial Compressor Blade Rows, ASME J. Turbomach., Vol. 121, No. 1 (1999), pp. 67-77.