

遷音速多段軸流圧縮機の静翼列における動静翼列干渉場の LES 解析

LES Analysis of Rotor/Stator Interaction Field in a Stator Cascade of a Multi-Stage Transonic Axial Compressor

- 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
- 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
- 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
- 松岡 右典, KHI, 兵庫県明石市川崎町 1 番 1 号, matsuoka_a@khi.co.jp
- 丹羽 直之, KHI, 兵庫県明石市川崎町 1 番 1 号, niwa_naoyuki@khi.co.jp
- Seishiro Saito, Kyushu University, 744 Motooka, Nishi-ku, Fukuoka 819-0395, Japan
- Kazutoyo Yamada, Iwate University, 4-3-5 Ueda, Morioka-shi, Iwate 020-8551, Japan
- Masato Furukawa, Kyushu University, 744 Motooka, Nishi-ku, Fukuoka 819-0395, 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

In this paper, the turbulent flow field in a stator cascade of a multi-stage transonic axial compressor have been investigated using large-scale unsteady simulation including LES and DES analysis. The flow field was analyzed by data mining techniques including vortex identification based on the critical point theory and topological data analysis of the limiting streamline pattern visualized by the line integral convolution (LIC) method. It is found that hub-corner separation occurs in the first stator and interacts with the shock wave from the second rotor and the wake from the first rotor. Although only one hub-corner separation vortex is formed in the time-averaged flow field, hub-corner separation vortex is generated in multiple pieces in an instantaneous flow field and those pieces fluctuate with time violently, distorting the near-hub flow.

1. 緒言

多段軸流圧縮機は産業用および航空用ガスタービンにおける重要な構成要素の1つである。近年、ガスタービンの熱効率向上に向けて、軸流圧縮機の高圧力比化・高効率化が進められてきた。高圧力比化を従来と同じ段数で達成するためには、翼列当たりの空力負荷を増加させる必要がある。そのため、先進的な高効率ガスタービンの場合、多段軸流圧縮機の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。特に圧縮機動翼の翼端付近では強い衝撃波が発生するため、その設計段階において、衝撃波の発生位置だけでなく衝撃波と翼端流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。しかしながら、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、さらに、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、2 段遷音速軸流圧縮機を対象として、圧縮機全段・全周にわたる大規模非定常解析を実施した。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、静翼列における非定常流れ構造について調査を行った。

2. 解析対象

解析対象は、2 段遷音速軸流圧縮機である。なお、初段動翼および 2 段動翼ともに翼先端周速が超音速であり、特に初段動翼については相対流入速度がほぼ全スパンで超音速である。翼枚数は動翼で 20 枚前後、静翼で 30 枚前後であり、総翼間数は 104 である。供試圧縮機ではリグ試験による性能試験が実施され、いくつかのステーションで内部流れ場も合わせて計測されている。また、初段静翼は可変静翼であるため、図 1 に示すように、ハブ側および翼端側に部分クリアランスを設けている。部分クリアランスは上流側と下流側に分かれており、その間はクリアランスのない領域（以下、中実部）となっている。

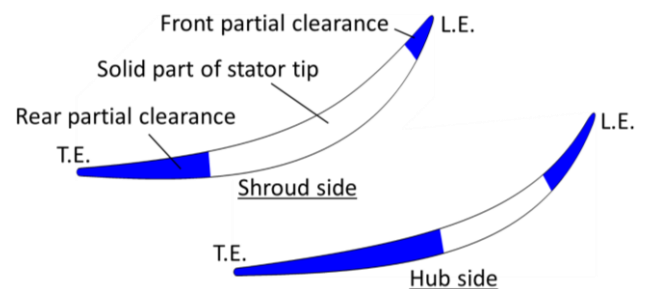
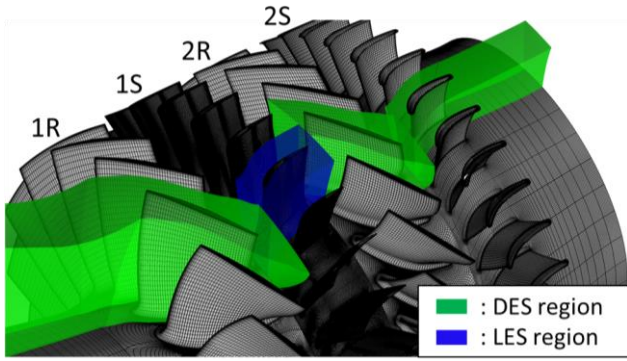


Fig. 1 Shape of blade tip clearance in first stator

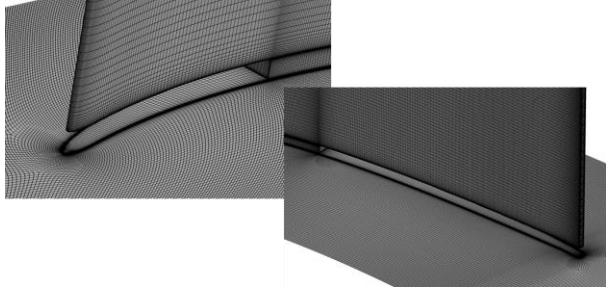
3. 計算格子

圧縮機内部の非定常乱流場を正確に予測するためには、LES(Large Eddy Simulation)解析もしくは DNS(Direct Numerical Simulation)解析を実施する必要がある。しかしながら、本研究対象である遷音速軸流圧縮機の内部には、高レイノルズ数の流れ場が形成されるため、これらの解析を実施するためには、きわめて緻密な計算格子が必要となる。さらに、多段軸流圧縮機の内部では、後流干渉やポテンシャル干渉といった非定常干渉が発生するため、これらの非定常干渉の効果を正確に考慮するためには、圧縮機全段・全周を解析対象とする必要がある。しかしながら、圧縮機全段・全周を対象として、緻密な計算格子を用いた LES 解析もしくは DNS 解析を実施することは、現状のコンピュータ性能では困難である。

そこで、本研究では、LES 解析と DES(Detached Eddy Simulation)解析¹⁾を併用した非定常解析を実施することで、現実的な計算時間において圧縮機内部の非定常乱流場を解析することを可能にした。図 2 に、本研究で使用した計算格子を示す。なお、同図(a)に示している圧縮機全体の格子線は 3 本おきに表示している。本研究では、図 2(a)に示すように、初段静翼のみ極めて緻密な計算格子を採用しており、初段静翼（図中、青）において LES 解析、それ以外の翼列（図中、緑）では DES 解析を実施した。



(a) Overview (every three lines)



(b) Partial clearance in the first stator
Fig. 2 Computational grid

計算格子は、AutoGrid5 ver10.1 (NUMECA 社) を使用して、全て H-J-O 型を組み合わせた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、翼端クリアランス部およびフィレット部を含めて忠実にモデル化を行った。LES 解析を実施する初段静翼の計算格子については、流れ方向に約 500 点、スパン方向に約 300 点、周方向に約 200 点の格子密度で作成を行い、クリアランス部については、スパン方向に約 30 点を設定した。1 ピッチあたりの格子点数は、初段静翼において約 3,000 万点であり、初段静翼以外の DES 解析を行う翼列については、初段動翼で約 520 万点、2 段動翼で約 410 万点、2 段静翼で約 340 万点である。圧縮機全段および全周の総格子点数は約 12 億点であり、そのうち、初段静翼は約 8 億点を占めている。なお、壁面上の最小格子幅はすべて $y^+ < 1$ を満足するように十分小さい値を設定した。

4. 数値計算格子

4. 1 計算スキーム

本研究では、 $k-\omega$ 乱流モデルベースの DES 計算と SGS モデルとして WALE(Wall-adapting local eddy-viscosity)モデル⁽²⁾を使用した LES 計算を併用した非定常解析を実施した。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。非粘性流束の評価には、SLAU(Simple Low-dissipative AUSM)⁽³⁾を用い、三次精度の MUSCL 法⁽⁴⁾を組み合わせることで空間解像度を高めた。粘性流束は Gauss の発散定理を用いて中心差分的に求めた。時間方向は Euler 陰解法により離散化し、時間積分には MFGS(Matrix Free Gauss-Seidel)陰解法⁽⁵⁾を用いた。各時間ステップにおいてニュートン反復 (5 回) を実施し、時間精度を最大二次精度としている。また、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 $\Delta t^* = 4.707 \times 10^{-5}$ に設定した。この時間刻み幅は動翼 1 回転あたり 100,000 ステップに相当する。

本研究における LES 解析の SGS モデルとして使用した WALE モデルは、SGS の渦エネルギーが熱エネルギーに散逸するという、流れ場の種類に依存しない普遍性を有する渦を模擬したものである。WALE モデルにおける SGS 渦粘性 ν_t は、次式で表される。

$$\nu_t = (C_w \Delta)^2 \frac{(S_{ij}^d S_{ij}^d)^{3/2}}{(S_{ij} S_{ij})^{5/2} + (S_{ij}^d S_{ij}^d)^{5/4}} \quad (1)$$

$$\bar{S}_{ij} = \frac{1}{2} (\bar{g}_{ij} + \bar{g}_{ji}) \quad (2)$$

$$\bar{S}_{ij}^d = \frac{1}{2} (\bar{g}_{ij}^2 + \bar{g}_{ji}^2) - \frac{1}{3} \delta_{ij} \bar{g}_{kk}^2 \quad (3)$$

$$\bar{g}_{ij} = \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} \quad (4)$$

ここで、 \bar{g}_{ij} は速度勾配テンソル、 C_w は定数で 0.5 とした。また、 Δ は、LES のフィルター幅であり、本計算では、 $\Delta = \sqrt[3]{V}$ (V は計算セルの体積) とした。このモデルは、式(1)の右辺の分母第二項を付加することにより、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。

また、本研究で実施した DES 解析は、低レイノルズ数型の $k-\omega$ 乱流モデル⁽⁶⁾に基づいている。DES では、 $k-\omega$ 乱流モデルでの k の輸送方程式における散逸項は次式のように修正される。

$$D_{DES}^k = \rho k^{3/2} / l_{DES} \quad (5)$$

$$l_{DES} = \min(l_{k-\omega}, C_{DES} \Delta) \quad (6)$$

ここで、 l は長さスケール、 Δ は局所格子幅、 C_{DES} はモデル定数で、本研究では 1.60 とした。この DES の定式化では、 $k-\omega$ 乱流モデルの長さスケールに相当する $l_{k-\omega}$ と格子幅 Δ の大小関係によって、RANS 計算と LES 計算とが切り替えられ、一般に、長さスケールの小さい壁面近傍が RANS で計算されることになる。

4. 2 境界条件

入口境界条件として、全温、全圧を固定して与えており、出口境界条件として、静圧を固定して与えている。また壁面境界条件は、ケーシング壁面を除いて、すべて断熱すべり無し条件とし、ケーシング壁面については、外気への放熱を考慮するために等温壁条件とし、設計時の温度分布を固定して与えている。

5. 実験との比較

図 3 に、非定常解析および試作実験から得られた、設計圧力比の作動点における圧縮機出口流れ場の比較を示す。同図(a), (b) は、それぞれ圧縮機出口における全圧および全温のスパン方向分布を示しており、図中の全圧および全温は、それぞれ設計値により無次元化されている。図 3 から、非定常解析結果は、全圧および全温のいずれに関しても、実験解析結果とよく一致していることが分かる。また、同図(b)から、非定常解析における圧縮機出口の全温は、実験解析結果に比べ、やや過小に見積もられているものの、シュラウド側での全温の増加といった傾向については、正確に再現されていることが分かる。

6. 圧縮機全体の非定常流れ場

図 4 に、50% スパンおよび 10% スパンにおける密度勾配分布を示す。同図から、初段静翼に初段動翼の後流が流入しており、初段静翼の翼面と干渉していることが確認できる。また、動翼列では衝撃波が発生しており、2 段動翼で生じた衝撃波が初段静翼に入射している。入射した衝撃波は、初段静翼の翼面と干渉するとともに、反射を繰り返しながら初段静翼の翼間を上流側に向かって伝播していることが分かる。図 4(b)では、初段静翼負圧面側の広範囲にわたって、ハブ・コーナーはく離が発生しており、初段動翼の後流および 2 段動翼の衝撃波と干渉している。このハブ・コーナーはく離領域における密度勾配分布は翼間毎に大きく異なることから、ハブ・コーナーはく離領域内の流れ構造は、時間的に大きく変化していると考えられる。

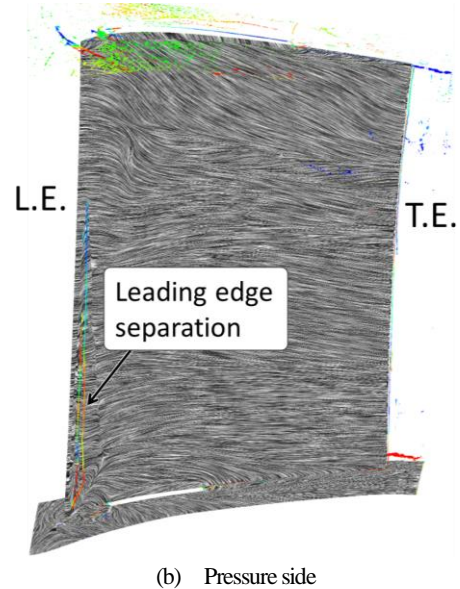
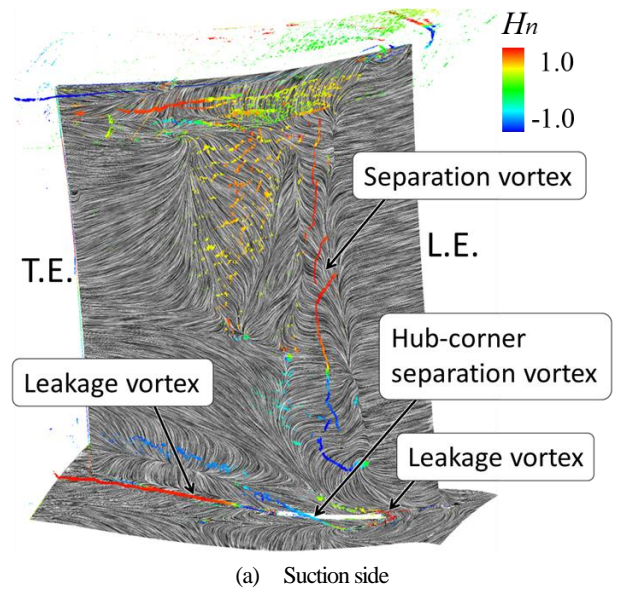
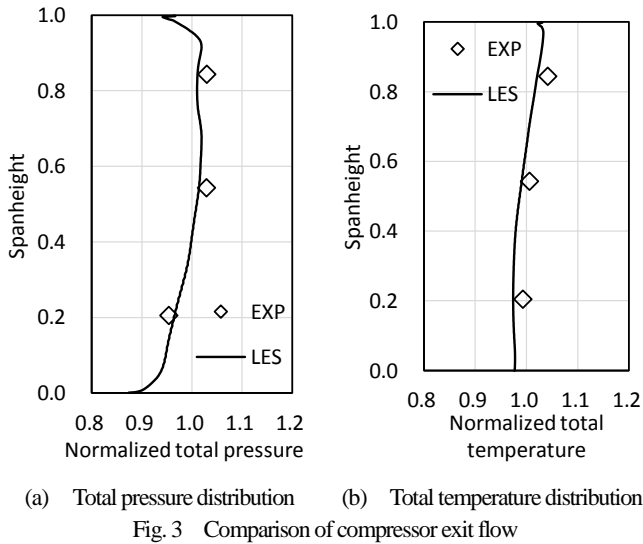
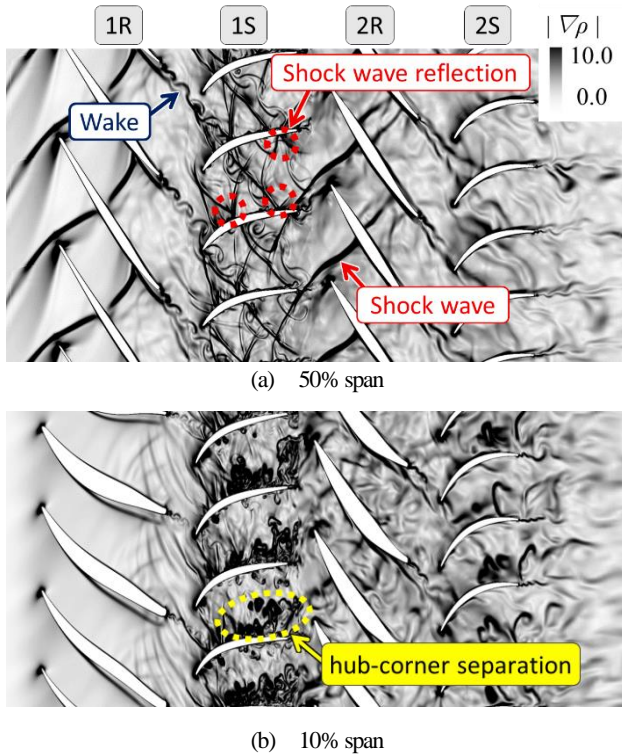


Fig. 5 Time-averaged vortex structures and limiting streamlines in first stator



7. 初段静翼における流れ場

7. 1 時間平均流れ場

図5に、非定常解析結果に対し、時間平均およびピッチ間アンサンブル平均化処理を行い、1ピッチ分のデータに変換した結果から抽出した、初段静翼負圧面側における流れ場を示す。なお、同図には無次元ヘリシティで色づけした渦コアのおよびLIC法を用いて描画した限界流線を表示している。

図5(a)から、初段静翼ハブ側において、大規模なハブ・コーナーはく離が発生していることが分かる。ハブ・コーナーはく離領域の内部では、中実部負圧面側においてハブ・コーナーはく離渦が形成されているものの、50%コードから下流側にかけて急激に拡散している。ハブ側の前方および後方部分クリアランスからは、それぞれ漏れ渦が発生しており、後方部分クリアランスに沿った漏れ渦は、50%コード付近から下流側にかけて明確に形成されている。一方で、前方部分クリアランスからの漏れ渦は、ハブ・

コーナーはく離の影響で、中実部付近でスパン上方へ持ち上げられるとともに、拡散して消失している。初段静翼のシュラウド側では、圧力面側から負圧面側へ向かうシュラウド面上の二次流れが翼面に到達することで、負圧面上にスパン方向下向きの二次流れが発生している。この二次流れの影響により、シュラウド側において二次流れ渦が形成されている。翼面上では、20%コード付近において、ほぼ全スパンにわたって大規模なはく離が発生しており、はく離領域の内部には、縦渦状のはく離渦が形成されている。このはく離渦周りの無次元ヘリシティの値から、はく離領域内の流れは、ハブ側で半径方向上向き、シュラウド側で半径方向下向きに流れており、30%スパン位置付近でははく離領域内の流れが衝突していることが分かる。また、この衝突が発生するスパン位置からシュラウド側では、上述のはく離の下流側において、再度、広範囲にわたってはく離が発生している。

7. 2 瞬時の流れ場

図6に非定常解析の各時間ステップにおける瞬時の流れ場を示す。なお、同図は、初段静翼負圧面側における渦構造および限界流線に加え、50%スパンにおける衝撃波関数分布も併せて示している。なお、衝撃波関数 F_{shock} は、以下の式により算出している。

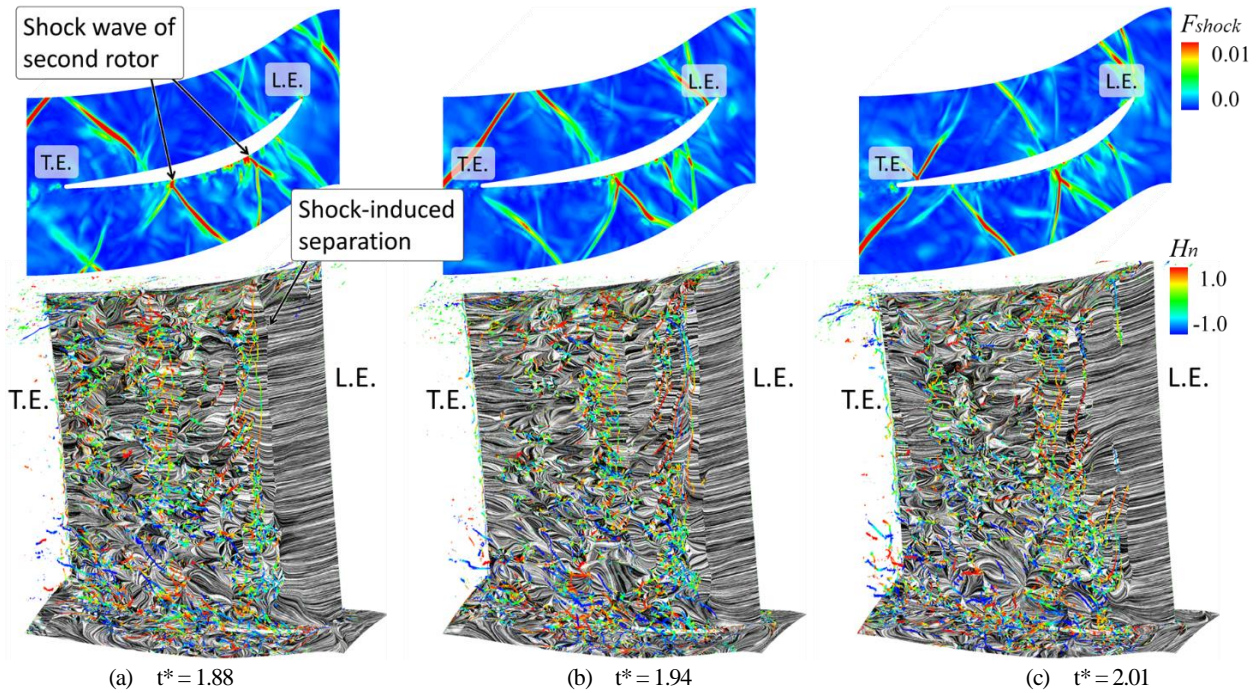


Fig. 6 Instantaneous vortex structures and limiting streamlines, and shock function distribution on 50% span in first stator

$$F_{shock} = \max_{i=1,6} (\tau_i) \quad (7)$$

$$\tau_i = \tanh \left(0.5 \times \frac{P_{Sc} - P_{Si}}{P_{Sc} + P_{Si}} \right) \quad (8)$$

ここで、 P_{Sc} は各格子点における静圧、 P_{Si} は格子点に隣接する参照点における静圧を表している。

図 6 から、いずれの時間ステップにおいても、20%コード付近から下流側にかけて、翼面近傍に多数のはく離渦が発生していることが分かる。また、衝撃波関数分布と翼面上ではく離の位置を比較すると、翼面上ではく離渦が形成されている位置は、2 段動翼からの衝撃波が翼面上で反射している位置に対応しており、2 段動翼からの衝撃波が翼面境界層と干渉することで、はく離が発生していることが確認できる。また、初段静翼の翼間に入射した衝撃波は、翼面上での反射を繰り返しながら、上流側へ伝播するため、衝撃波の伝播に伴い、衝撃波に伴う翼面上のはく離の位置も変化している。衝撃波の間隔は、上流側に向かうにつれ狭まっており、特に 20%コード付近では、非常に密接して存在しているが、これは、20%コードにおける翼の曲率が大きいいため、負圧面側の流体が音速に近い速度まで増速し、衝撃波の伝播速度が低下したためであると考えられる。また、20%コード付近では、伝播速度の遅い衝撃波によって、翼面上にはく離が密接して発生するため、図 5 中に示す時間平均流れ場においても、20%コード付近において、はく離が発生したと考えられる。

ハブ・コーナーはく離領域に着目すると、図 5 中に示す時間平均流れ場では、ハブ面上から巻き上がる 1 つのハブ・コーナーはく離渦が発生していたが、瞬時の流れ場では、はく離領域内に非常に多数のはく離渦が発生し、それらが互いに干渉することで、その位置や形状が時間的に大きく変化していることが分かる。

8. 結言

本研究では、2 段遷音速軸流圧縮機の全段および全周を対象として、LES 解析と DES 解析を併用した大規模非定常解析を実施し、初段静翼における複雑乱流場の流れ構造の調査を行った。得られた知見は、以下の通りである。

- (1) 初段静翼負圧面ハブ側においてハブ・コーナーはく離が発生し、初段動翼の後流および 2 段動翼の衝撃波と干渉することで、時間的に大きく変化している。
- (2) 時間平均流れ場では、中実部負圧面側にハブ・コーナーはく離渦が 1 つ形成される。一方、瞬時の流れ場では、ハブ・コーナーはく離領域内に多数のはく離渦が発生しており、それらが互いに干渉することで、その位置や形状を時間的に大きく変化させている。
- (3) 瞬時の流れ場では、2 段動翼からの衝撃波が初段静翼の翼面で反射する際に翼面境界層と干渉することで、初段静翼の翼面上にはく離が発生する。特に 20%コード付近では、衝撃波の伝播速度が低下する影響で、翼面上のはく離が密接して発生する。

参考文献

- (1) Strelets, M., "Detached Eddy Simulation of Massively Separated Flows", In Proceedings of 29th Fluid Dynamic Conference, AIAA Paper No. 2001-0879 (2001).
- (2) 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.
- (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) Anderson, W. K., Thomas, J. L. and Van Leer, B., "Comparison of finite volume flux vector splittings for the Euler equations", AIAA Journal, Vol.24, No.9 (1986), pp. 1453-1460.
- (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) Wilcox, D. C., "Simulation of transition with two-equation turbulence model", AIAA Journal, Vol.32, No.2 (1994), pp. 247-255.
- (7) 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.