

令和元年6月6日現在

機関番号：11201

研究種目：基盤研究(C) (一般)

研究期間：2016～2018

課題番号：16K06087

研究課題名(和文)固有直交分解を用いた遷音速多段軸流圧縮機の高精度乱流解析手法の開発

研究課題名(英文) Highly-accurate turbulent analysis of multistage transonic axial compressor using the proper orthogonal decomposition

研究代表者

山田 和豊 (Yamada, Kazutoyo)

岩手大学・理工学部・准教授

研究者番号：00344622

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 3,200,000円

研究成果の概要(和文)：先進的な高効率ガスタービンには遷音速軸流圧縮機が採用される。遷音速軸流圧縮機は、試作実験によりその内部流れ場を正確に把握すること自体が困難であるため、数値シミュレーションによる内部流れ場の高精度予測が重要な設計技術となる。本研究では、ガスタービン用遷音速軸流圧縮機について、稠密な計算格子を用いた大規模LES (Large Eddy Simulation) 解析を実施した。得られたLES解析結果に関して、知的可視化処理を施すことで、圧縮機内部における複雑流動現象を解明した。また、エントロピー生成率を算出することで、損失生成箇所の特定および各流動現象による損失生成量の評価を行った。

研究成果の学術的意義や社会的意義

本研究では、ガスタービン用遷音速軸流圧縮機について、稠密な計算格子を用いた大規模LES (Large Eddy Simulation) 解析を実施した。これまで、多段軸流圧縮機の全段・全周計算は大規模な計算資源を要求するため、稠密格子による高精度な数値予測が困難であり、本研究で実施したような計算は行われてきていない。遷音速多段軸流圧縮機の大規模数値解析により、詳細な流動メカニズム解明および流動損失の定量的評価を実施することができた。本研究で実施した内容は、損失モデル構築につながり、圧縮機空力設計技術の高度化に寄与する。

研究成果の概要(英文)：A transonic axial compressor is used for advanced high efficient gas turbines. For transonic axial compressors, it is not easy to understand details of internal flow field by experimental tests. It follows that highly accurate prediction of internal flow field with numerical simulation serves as an important design technique. In this study, a large-scale computation of LES (Large Eddy Simulation) with a dense computational mesh was conducted for a transonic axial compressor of a gas turbine. Complicated flow phenomena inside the compressor were clarified by applying the intelligent data mining technique to the LES result obtained. Loss generation corresponding to each flow phenomenon was identified and quantitatively evaluated by calculating the entropy generation rate.

研究分野：流体工学

キーワード：大規模数値解析 遷音速多段軸流圧縮機 ガスタービン 流動損失 LES

## 様式 C-19、F-19-1、Z-19、CK-19（共通）

### 1. 研究開始当初の背景

先進的な高効率ガスタービンには遷音速軸流圧縮機が採用される。遷音速軸流圧縮機は、試作実験によりその内部流れ場を正確に把握すること自体が困難であるため、数値シミュレーションによる内部流れ場の高精度予測が重要な設計技術となる。多段軸流圧縮機の全段・全周計算は大規模な計算資源を要求し、稠密格子による高精度な数値予測が困難となっている。

### 2. 研究の目的

本研究では、ガスタービン用遷音速多段軸流圧縮機について稠密な計算格子を用いた大規模 LES (Large Eddy Simulation) 解析を実現する。得られた LES 解析結果に関して、知的可視化処理を施すことで、損失モデル構築のための流動メカニズム解明および圧縮機空力設計技術の高度化に資する流動損失の定量評価を実施する。当初は、ガスタービン用遷音速多段軸流圧縮機の大規模 LES にあたり、位相遅れ境界による単流路多段解析に固有直交分解を導入することを企図した。

### 3. 研究の方法

#### (1) 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。

#### (2) 計算手法

大規模計算では並列計算は必須であるが、固有直交分解を用いた位相遅れ境界の実装において、コードの並列化に検討が必要なが判明した。そこで、別途新たな方法で LES 解析を実施した。具体的には、着目する初段静翼列のみを稠密な格子で LES 解析し、その他の翼列は DES で計算するハイブリッド解析を実施した。ハイブリッド解析では、 $k-\omega$  乱流モデルベースの DES 計算と SGS モデルに WALE (Wall-Adapting Local Eddy-viscosity) モデルを採用した LES 計算を組み合わせた。

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) を用い、三次精度の MUSCL 法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) 陰解法を用いた。各時間ステップにおいてニュートン反復を実施し、時間精度を最大二次精度としている。また、時間刻み幅は、動翼 1 回転当たり 100,000 ステップに相当する値に設定した。

#### (3) 計算格子

図 1 に、本研究で使用した計算格子を示す。なお、同図に示している圧縮機全体の格子線は 3 本おきに表示されている。本研究では、初段静翼 (図中青) のみを LES で解析し、それ以外の翼列 (図中緑) については DES 解析を実施した。そのため、同図に示されるように、初段静翼については他の翼列に比べ、稠密な計算格子が使用された。

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 解析を行う初段静翼の計算格子については、流れ方向に 500 点、スパン方向に 300 点、周方向に 200 点程度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。

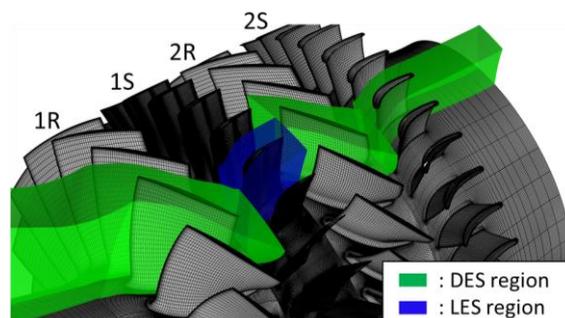


図 1 計算格子図

#### (4) 損失評価法

本研究では、エントロピー生成率を用いて、損失生成量の評価および損失生成箇所の特定を行った。エントロピー生成率は、エネルギー散逸関数および熱伝導量を算出することで求められる。

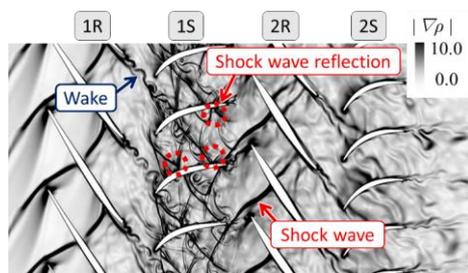
### 4. 研究成果

#### (1) 流動場の解析

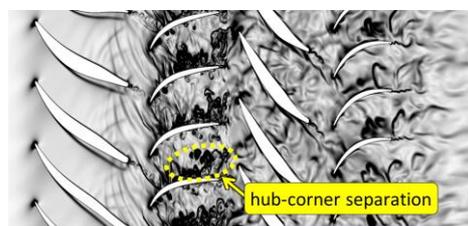
図2に、50%スパンおよび10%スパンにおける密度勾配分布を示す。同図から、初段静翼に初段動翼の後流が流入しており、初段静翼の翼面と干渉していることが確認できる。また、動翼列では衝撃波が発生しており、2段動翼で生じた衝撃波が初段静翼に入射している。この入射した衝撃波は、初段静翼の翼面で反射を繰り返しながら、初段静翼の翼間を上流側に向かって伝播していることが分かる。同図(b)から、初段静翼負圧面側の広範囲にわたって、ハブ・コーナーはく離が発生しており、初段動翼の後流および2段動翼の衝撃波と干渉していることが確認できる。このハブ・コーナーはく離領域における密度勾配分布は翼間毎に大きく異なることから、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

時間平均流れ場を得るにあたり、平均化の時間の短さを補うために、純粋な時間平均化処理に加えて、流れ場の軸対称性を仮定して翼列流路間で流れ場のアンサンブル平均を実施した。図3は、そのようにして得られた初段静翼の時間平均流れ場を示している。なお、同図には無次元ヘリシティで色づけした渦コアおよびLIC法を用いて描画した限界流線を表示している。同図(a)から、初段静翼中実部負圧面側のハブ面上で竜巻状のはく離が発生し、大規模なハブ・コーナーはく離が引き起こされている。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・コーナーはく離渦の形成が確認されるものの、50%コードから下流側にかけてそれは急激に拡散している。また、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、特に後方部分クリアランスからの漏れ渦は、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。また、前方部分クリアランスからの漏れ渦は、ハブ・コーナーはく離渦の影響で、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。一方で、初段静翼ケーシング側では、圧力面側から負圧面側へ向かうケーシング面上の二次流れが翼面に到達し、負圧面上をスパン方向下向きに流れていることが分かる。この二次流れの影響により、ケーシング側において二次流れ渦が形成されており、ケーシング側後方部分クリアランスから生じた漏れ渦と干渉している。

以上のように、LESおよび知的可視化により、2段遷音速軸流圧縮機の初段静翼列における複雑な非定常流動メカニズムが明らかにされた。



(a) 50%スパン



(b) 10%スパン

図2 圧力勾配分布

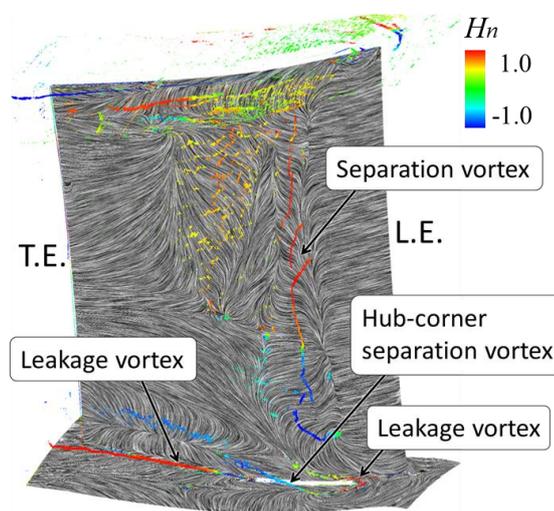


図3 時間平均渦流れ構造

#### (2) 損失生成の評価

(1)の成果を踏まえ、初段静翼列における損失生成の評価を実施した。初段静翼では、境界層、漏れ渦および後流(初段動翼の後流を含む)に加え、ハブ・コーナーはく離、シュラウド側のはく離および2段動翼の衝撃波について、損失生成量の算出を行った。また、複数の領域の条件を満たす箇所については、境界層、漏れ渦、ハブ・コーナーはく離、シュラウド側のはく離、後流、衝撃波の順に優先して割り当てた。

図4に、初段静翼における流動現象毎の領域分割結果を示す。なお、同図(c)には、ハブ・コーナーはく離領域を水色で、シュラウド側のはく離を黄色で示しており、部分クリアランスからの漏れ渦に対応する領域を桃色で示している。また、無次元ヘリシティで色づけた渦構造

も併せて描画している。同図から、流動現象に応じて、適切に領域が切り分けられていることが確認できる。

図5に、初段静翼における損失内訳を示す。同図から、初段静翼では、主に翼面境界層、ハブ・コーナーはく離、後流によって損失が発生しており、これらの損失生成量の合計は、初段静翼における損失生成量の約80%を占めている。また、初段動翼の場合と同様に、衝撃波における損失生成は非常に小さく、初段静翼における損失生成量の約1.5%程度である。また、初段静翼には、ハブ側とシュラウド側にそれぞれ2つずつ部分クリアランスが設けられているため、計4つの漏れ渦が形成されるが、漏れ渦による損失生成は非常に小さく、初段静翼における損失生成量のわずか2%程度にとどまっている。

以上の解析から、次の知見を得た。初段静翼における主な損失生成要因は、翼面境界層、ハブ・コーナーはく離および後流であり、これらの合計は、初段静翼における損失生成量の約80%を占める。ハブ・コーナーはく離における損失生成量は、初段静翼全体の損失生成量の約24%を占めているものの、ハブ・コーナーはく離領域の中央部における損失生成は小さく、主にハブ・コーナーはく離によって主流に放出されるはく離せん断層において損失が発生する。

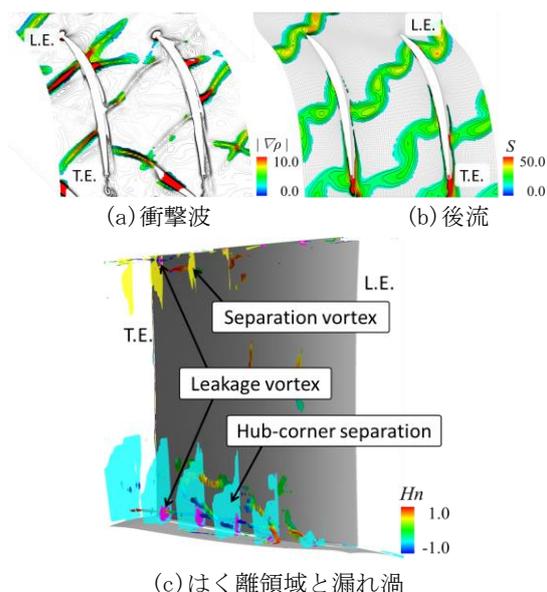


図4 損失生成に対応した流動現象領域

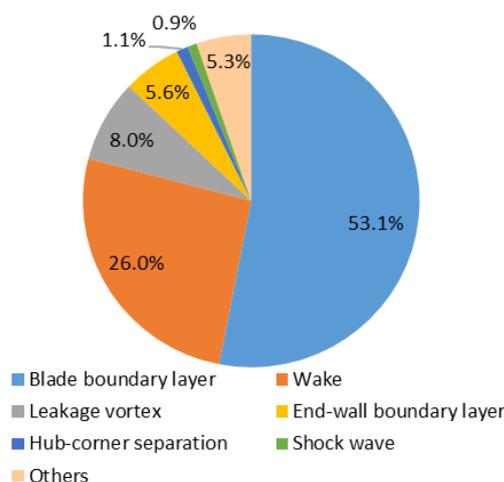


図5 初段静翼における損失生成割合

## 5. 主な発表論文等

[学会発表] (計17件)

- ① S. Saito, M. Furukawa, K. Yamada, K. Watanabe, A. Matsuoka, N. Niwa, "Mechanisms and Quantitative Evaluation of Flow Loss Generation in a Multi-Stage Transonic Axial Compressor", ASME Turbo Expo 2019, GT2019-90439, 2019.
- ② 山田和豊, 齋藤誠志朗, 古川雅人, 松岡右典, 丹羽直之, "LESによる遷音速軸流圧縮機静翼列流れの大規模数値解析", 第59回航空原動機・宇宙推進講演会, 2019.
- ③ 齋藤誠志朗, 山田和豊, 古川雅人, 松岡右典, 丹羽直之, "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", 第32回数値流体力学シンポジウム, 2018.
- ④ 齋藤誠志朗, 古川雅人, 山田和豊, 渡邊啓介, 松岡右典, 丹羽直之, "遷音速多段軸流圧縮機における流動損失の発生メカニズムとその定量評価", 第46回日本ガスタービン学会定期講演会, 2018.
- ⑤ K. Yamada, S. Saito, M. Furukawa, A. Matsuoka, N. Niwa, "Large Eddy Simulation of Stator Cascade Flow in a Transonic Axial Compressor", ACGT2018, Paper No. 95, 2018.
- ⑥ S. Saito, K. Yamada, M. Furukawa, K. Watanabe, A. Matsuoka, N. Niwa, "Flow Structure and Unsteady Behavior of Hub-Corner Separation in a Stator Cascade of a Multi-Stage Transonic Axial Compressor", ASME Turbo Expo 2018, GT2018-76480, 2018.

## 6. 研究組織

### (1) 研究協力者

研究協力者氏名：古川 雅人

ローマ字氏名：FURUKAWA Masato

所属研究機関名：九州大学

研究協力者氏名：齋藤 誠志朗

ローマ字氏名：SAITO Seishiro

所属研究機関名：九州大学

研究協力者氏名：松岡 右典  
ローマ字氏名：MATSUOKA Akinori  
所属研究機関名：川崎重工業

研究協力者氏名：丹羽 直之  
ローマ字氏名：NIWA Naoyuki  
所属研究機関名：川崎重工業

※科研費による研究は、研究者の自覚と責任において実施するものです。そのため、研究の実施や研究成果の公表等については、国の要請等に基づくものではなく、その研究成果に関する見解や責任は、研究者個人に帰属されます。