法政大学学術機関リポジトリ

HOSEI UNIVERSITY REPOSITORY

PDF issue: 2024-12-22

遷音速軸流圧縮機内部流れの数値解析:乱流 モデルの影響

KANEKO, Masanao / TSUJITA, Hoshio / 辻田, 星歩 / 金子, 雅直

(出版者 / Publisher)
法政大学情報メディア教育研究センター
(雑誌名 / Journal or Publication Title)
法政大学情報メディア教育研究センター研究報告
(巻 / Volume)
32
(開始ページ / Start Page)
28
(終了ページ / End Page)
32
(発行年 / Year)
2018-06-01
(URL)
https://doi.org/10.15002/00014881

遷音速軸流圧縮機内部流れの数値解析

-乱流モデルの影響-

Numerical Analysis of Flow in Transonic Axial Compressor

-Influence of Turbulence Model-

金子 雅直¹⁾ 辻田 星歩²⁾ Masanao Kaneko and Hoshio Tsujita

1)東京電機大学理工学部電子・機械工学系
 2)法政大学理工学部機械工学科

In this study, in order to obtain the knowledge to select a turbulence model which is suitable for a computation of a flow in a transonic compressor with the shock wave formation, the flows in an axial compressor (NASA Rotor 37) under the transonic condition were analyzed numerically by alternatively using the Spalart-Allmaras and the SST k- ω turbulence models. The computed results clarified that the SST k- ω turbulence model more accurately captures the flow phenomena such as the interactions of the shock wave with the boundary layer on the blade surface and the tip leakage vortex.

Keywords : Turbomachinery, Transonic compressor, Axial compressor, CFD, Shock wave

1. はじめに

ガスタービンや過給機の性能向上を図るには、そ れらを構成するターボ機械の空気力学的性能の向上 が不可欠である。ターボ機械では、その内部におい て損失生成を増加させる流動現象が生じることで空 気力学的性能が低下する。したがって、同性能を向 上させるには、損失生成の増加を誘起する流動現象 の発生機構を明らかにする必要がある。

流れ場を調査する方法としては、大きく分けて実 験的手法と数値解析的手法があるが、後者は計算領 域とした流路全域において物理量データを取得でき ることから、ターボ機械の複雑な内部流動の調査に 多用されている。ターボ機械内部の流れを数値解析 する手法としては、支配方程式にレイノルズ平均ナ ビエ・ストークス方程式を用いた定常の RANS(Reynolds-Averaged Navier-Stokes)解析が、計算 られている。同方法では、Reynolds 応力項の付加に より、支配方程式の数に対して未知の物理量の数の 方が多くなり、方程式の系が閉じなくなる。そこで、 同項をモデル化し、方程式の系を閉じる乱流閉方モ デルが考案されている。これまでに複数の乱流モデ ルが開発されてきているが、各モデルはそれぞれ異 なる特徴を有しており、より高精度な計算結果を得 るには、計算対象の流れ場に適したものを選択する 必要がある。

コストと計算精度のバランスから最も一般的に用い

本研究では、流路内に衝撃波が形成される遷音速 圧縮機の内部流れを数値解析する際により適した乱 流モデルを選択するために、詳細な実験データが公 開されている NASA の遷音速軸流圧縮機 Rotor 37 の 内部流れを2種類の乱流モデルを用いて数値解析し、 それぞれの計算結果の妥当性を調査・比較した。

原稿受付 2018 年 3 月 16 日 発行 2018 年 6 月 1 日 Copyright © 2018 Hosei University 供試圧縮機は、NASA の Lewis Research Center に おいて航空機用コアエンジンの圧縮機初段動翼を模 擬して設計された Rotor 37 である[1]。Rotor 37 は、 1994 年に ASME/ International Gas Turbine Institute の 主導のもと第 39 回国際ガスタービン会議で実施さ れた CFD 検証ワークショップの Blind test モデル として採用されている。Rotor 37 の外観を図 1 に、 その主な仕様を表 1 に示す。設計回転数は 17,188.7 rpm で、羽根車 Tip 周速度に基づくマッハ数は約 1.48 である。また、設計圧力比は 2.106 で、翼端間隙高 さは 0.356 mm となっている。

3. 数值解析法

3.1 計算方法

本研究では、汎用 CFD コード STAR-CD Ver.4.18 を用い、定常圧縮性流れを仮定して供試圧縮機内の 流れを数値解析した。乱流モデルには、低レイノル ズ数型の Spalart-Allmaras(S-A)モデルと SST k-ωモデ ルを用いた。S-A モデルは、遷移に対する考慮もさ れており、衝撃波と境界層の干渉をより正確に予測 できるとされている[2]。一方、SST k-ωモデルは、 k-εモデルと k-ωモデルをブレンドしたもので、壁面 から離れた領域では前者が、壁面近傍でははく離予 測に優れる後者が使用される[3]。両乱流モデルとも に全体の計算アルゴリズムには SIMPLE 法を用い、 対流項は MARS により評価した。収束判定条件とし



図.1 NASA Rotor 37 Fig.1 NASA Rotor 37

表1 NASA Rotor 37 の仕様	
Table 1 Specification	of NASA Rotor 37
Number of blades	36
Hub / tip radius ratio	0.70

Hub / tip radius ratio	0.70
Aspect ratio	1.19
Blading type	Multiple circular arc



図.2 計算格子 Fig.2 Computational grid

ては、計算対象となる全ての物理量の残差が5.0×10⁴ 以下になった場合とした。

3.2 計算条件および境界条件

本解析で用いた計算格子を図2に示す。マルチブ ロック計算格子を1ピッチ分の翼間流路に対して形 成した。主流領域の計算ブロックはH型の格子を用 いて形成した。翼周りと翼端間隙内の計算ブロック は、それぞれO型とOH型の格子により形成した。 総格子点数は約215万点となっており、翼端間隙内 の格子点数はピッチ方向とスパン方向にそれぞれ 39点と36点とした。

入口境界面は羽根車入口から羽根車軸方向上流に 翼コード長の4倍の位置に配置し、その面内で境界 条件として全圧、全温および流れ角を一様に与えた。 出口境界面は羽根車出口から羽根車軸方向下流に翼 コード長の3倍の位置に設定し、その境界面上に静 圧を与えた。ピッチ方向境界面には周期境界条件を 適用し、Shroud壁面には回転する羽根車に対する相 対運動を考慮した壁面条件を適用している。回転数 は設計回転数の17,188.7 rpm に固定した。

4. 結果および考察

S-A モデルと SST *k-w* モデルにより得られた計算 結果を実験データと比較することにより、それらの 妥当性を調査・比較する。

図3は供試圧縮機の子午面形状を示しており、実験において流れ場の計測が行われた位置も示されている。図4には図3中のStation1におけるピッチ方向質量平均相対流れ角 β 1のスパン方向分布を示す。相対流れ角 β は相対速度ベクトルが軸方向となす角であり、羽根車回転方向と逆方向を正として定義した。同図中のY/HはHubで0.0、Shroudで1.0となる流路高さで無次元化したスパン方向距離である。

Copyright © 2018 Hosei University



図.4 Station 1 における相対流れ角のスパン方向 分布 Fig.4 Spanwise distribution of relative flow angle at station 1

本供試圧縮機の設計流量は 20.51 kg/s で、S-A モデ ルと SST k-ω モデルの計算結果から得られた流量は それぞれ 20.45 kg/s と 20.46 kg/s である。したがって、 両乱流モデルともに流量は設計流量程度となってお り、乱流モデルによる流量の差も小さいことが分か る。また、翼列上流(Station 1)における相対流れ角に ついても、顕著な差は見られない(図 4)。

図 5 に 95%スパンにおける翼間相対マッハ数 *M*_r 分布を示す。また、図6には95%スパンにおける翼 間静圧係数 *C_{ps}*分布を、図 7 には 50%スパンにおけ る翼間相対マッハ数 *M_r*分布を示す。等値線の間隔は 図 5 と図 7 では 0.1、図 6 では 0.05 とした。*C_{ps}*は次 式により定義した。

$$C_{ps} = P_s / 0.5 \rho_{\infty} U_t^2 \tag{1}$$

ここで、 P_s は静圧、 ρ_∞ は標準大気状態における密度 (=1.205 kg/m³)、 U_i は羽根車 Tip 周速度である。

95%スパンにおける実験の翼間相対マッハ数分布 より、翼負圧面近傍に低マッハ数領域(LMR1)が形成 されていることが分かる(図 5(a))。本計算結果におい ても同様な低マッハ数領域を確認でき(図 5(b), 5(c))、 同領域が翼負圧面側に生じた衝撃波の翼面境界層と の干渉に起因していることが分かる(図 6)。この低マ ッハ数領域は、SST *k-ω*モデルの方が S-Aモデルに 比べてより大きく予測しており、同様な傾向を他の スパンにおいても確認できる(図 5(b), 5(c), 7)。

図8に翼端間隙内の翼先端付近に解放点を持つ漏 れ流れの流線を示す。また、図9は図8に翼先端付 近の翼間相対マッハ数 *M*,分布を追加したものであ る。図10には翼先端付近における圧力面と負圧面の 静圧係数 *C*_{ps}の差として定義される翼負荷係数 *ΔC*_{ps} の流路方向分布を示す。同図中の *X*/*X*_{max} は翼前縁 (LE)で 0.0、翼後縁(TE)で 1.0 となる流路方向無次元 距離である。

翼端漏れ流れに関する詳細な実験データは無いが、 両乱流モデルともに翼前縁付近から翼端漏れ渦が形 成されており、その挙動に顕著な差は確認できない (図 8)。実験データにおいて衝撃波下流の中央ピッチ 付近に低マッハ数領域(LMR2)が形成さており、同様 な領域を本計算結果においても確認できる(図 5)。こ の低マッハ数領域は、本計算結果から分かるように 翼端漏れ渦の軌道上に存在しており、同渦の衝撃波



Copyright © 2018 Hosei University

法政大学情報メディア教育研究センター研究報告 Vol.32



(a) S-A
 (b) SST k-ω
 図.6 95%スパンにおける翼間静圧係数分布
 Fig.6 Static pressure coefficient distribution on blade-to-blade plane at 95% span



図.7 50%スパンにおける翼間相対マッハ数分布 Fig.7 Relative Mach number distribution on blade-to-blade plane at 50% span

との干渉に起因するものと考えられる(図 9)。また、 同領域は S-A モデルに比べて SST *k-ω* モデルの方が 大きくなっている(図 5(b), 5(c))。これは、SST *k-ω* モ デルの方が翼前縁付近の負荷が僅かではあるが高く なっていることから(図 10)、翼端漏れ渦がより強く



Copyright © 2018 Hosei University



(a) S-A
 (b) SST k-ω
 図.9 翼端漏れ流れの挙動と翼先端付近の翼間相対
 マッハ数分布

Fig.9 Behavior of tip leakage flow and relative Mach number distribution on blade-to-blade plane near blade tip



Fig.10 Streamwise distribution of blade loading coefficient near blade tip

生じ、同渦の衝撃波との干渉が増強したためと考え られる。

図 11 には翼間流路内における軸方向に垂直な断 面内のエントロピー関数 S^{*}分布が S^{*}=1.3 以上の高損 失領域に対して示されている。S^{*}は次式により定義 した。

$$S^* = (T_t / T_{t1}^*)^{\kappa/(\kappa-1)} / (P_t / P_{t1}^*)$$
(2)

ここで、 $P_{t1}^* \ge T_{t1}^*$ はそれぞれ図 3 中の Station 1 にお いて断面質量平均した全圧と全温であり、 κ は比熱 比(=1.4)である。

翼間流路内の損失生成については、実験データが 存在しないが、本計算結果では翼負圧面と Shroud 壁 面近傍に高損失領域が分布していることが分かる (図 11)。したがって、損失生成は主に衝撃波と翼面 境界層の干渉および翼端漏れ渦の形成とその衝撃波 との干渉に起因していると考えられる。また、先に 述べたように SST *k-*の モデルでは S-A モデルに比べ て境界層と翼端漏れ渦の衝撃波との干渉をより強く

法政大学情報メディア教育研究センター研究報告 Vol.32





図.13 Station 4 における無次元全圧のスパン方向 分布

Fig.13 Spanwise distribution of non-dimensional total pressure at station 4



Fig.14 Spanwise distribution of non-dimensional total temperature at station 4

予測しており、その結果高損失領域が拡大している (図 11)。

図 12~14 には図 3 中の Station 4 におけるピッチ 方向質量平均した相対流れ角 β4、全圧 Pt4 および全 温 Tt4 のスパン方向分布がそれぞれ示されている。な お、Pt4 と Tt4 は基準圧力 Pref (=101,330 Pa)と基準温度 Tref (=288.15 K)でそれぞれ無次元化してある。

翼列下流(Station 4)では、両乱流モデル間で相対流 れ角に差が生じていることが分かる(図 12)。また、 実験データが存在する P₄ と T₄については、SST k-ω モデルの方が実験値により近い分布となっているこ とが確認できる(図 13, 14)。Station 4 における流れ場 は翼間流路内の流動現象の影響を強く受けていると 考えられることから、これらの結果は SST k-ωモデ ルの方が S-Aモデルに比べて衝撃波と翼面境界層の 干渉および翼端漏れ渦の形成とその衝撃波との干渉 などの流動現象をより精度よく予測できることを示 唆していると考えられる。

5. 結論

本研究により以下の結論を得た。

SST *k-w* モデルは、S-A モデルに比べて遷音速圧 縮機に特有な衝撃波と翼面境界層の干渉および翼端 漏れ渦の形成とその衝撃波との干渉といった流動現 象をより精度よく予測する。したがって、同モデル は遷音速圧縮機の内部流れの数値解析に用いる乱流 モデルとしてより適切であると考えられる。

参考文献

- Reid, L., Moore, R. D., Design and overall performance of four highly loaded, high-speed inlet stages for and advanced high-pressure ratio core compressor, NASA TP 1337, 1978.
- [2] Spalart, P. R. and Allmaras, S. R., A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows, Recherche Aerospatiale, No. 1, pp.5-21, 1994.
- [3] Menter, F.R., Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications. AIAA-Journal, Vol.32, No.8, pp.269-289, 1994.