

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⁾ 東京電機大学工学部電子・機械工学系

²⁾ 法政大学工学部機械工学科

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 $k-\omega$ turbulence models. The computed results clarified that the SST $k-\omega$ 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

コストと計算精度のバランスから最も一般的に用いられている。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。

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。

2. 供試圧縮機

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. 数値解析法

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 $k-\omega$ 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 $k-\omega$ モデルは、 $k-\epsilon$ モデルと $k-\omega$ 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、壁面近傍では後者が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
Aspect ratio	1.19
Blading type	Multiple circular arc

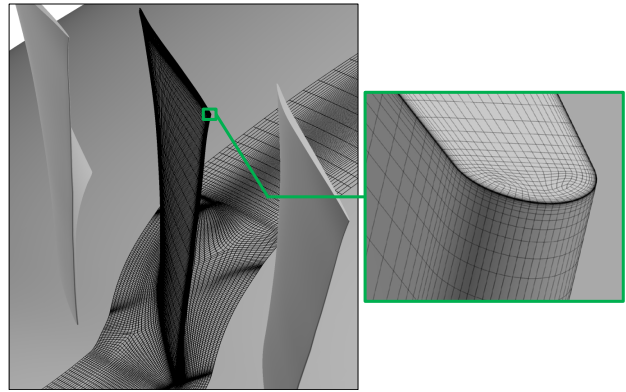


図.2 計算格子
Fig.2 Computational grid

ては、計算対象となる全ての物理量の残差が 5.0×10^{-4} 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 $k-\omega$ 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 Station 1 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。

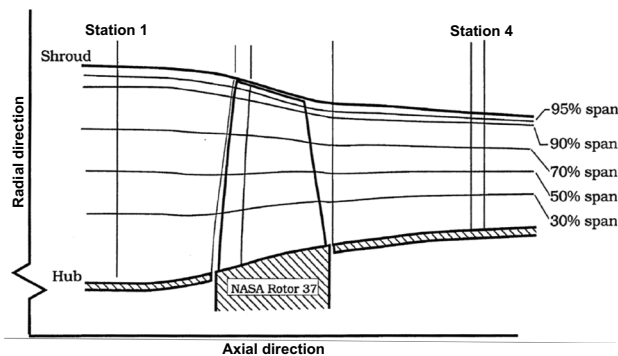


図3 供試圧縮機の子午面形状
Fig.3 Meridional configuration of test compressor

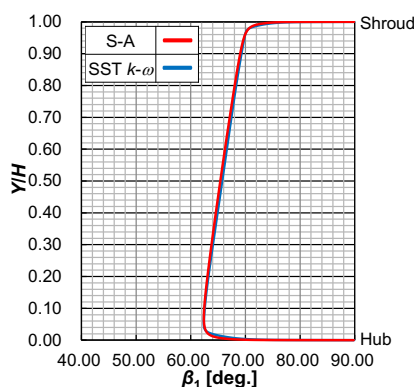


図4 Station 1 における相対流れ角の方向分布
Fig.4 Spanwise distribution of relative flow angle at station 1

本供試圧縮機的设计流量は 20.51 kg/s で、S-A モデルと SST $k-\omega$ 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设计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。

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

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_t 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 $k-\omega$ 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に翼端隙内の翼先端付近に解放点を持つ流れの流線を示す。また、図9は図8に翼先端付近の翼間相対マッハ数 M_r 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流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)が形成されており、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流れ渦の軌道線上に存在しており、同渦の衝撃波

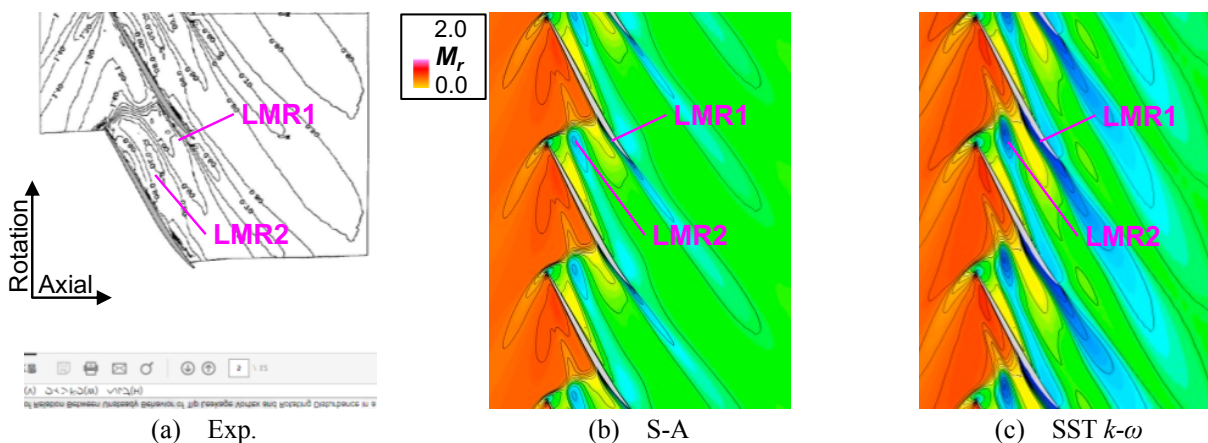
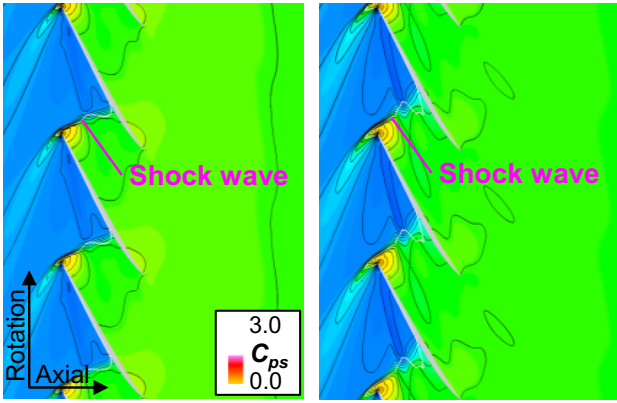
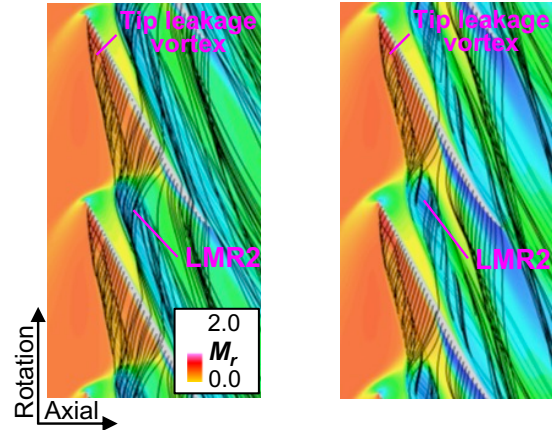


図5 95%スパンにおける翼間相対マッハ数分布
Fig.5 Relative Mach number distribution on blade-to-blade plane at 95% span

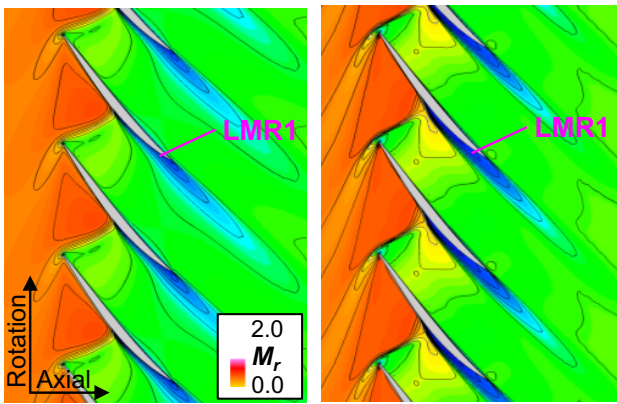


(a) S-A (b) SST $k-\omega$
 図.6 95%スパンにおける翼間静圧係数分布
 Fig.6 Static pressure coefficient distribution on blade-to-blade plane at 95% span



(a) S-A (b) SST $k-\omega$
 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



(a) S-A (b) SST $k-\omega$
 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

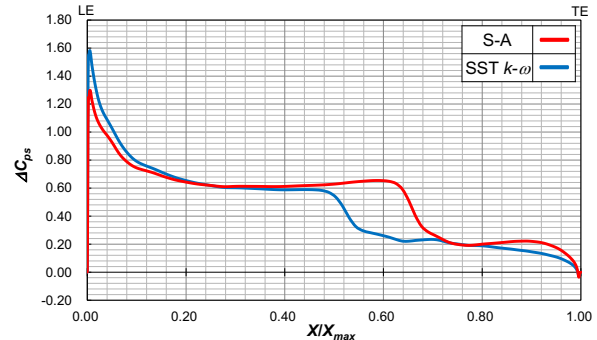


図.10 翼先端付近における翼負荷係数の流路方向分布
 Fig.10 Streamwise distribution of blade loading coefficient near blade tip

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 $k-\omega$ モデルの方が大きくなっている(図 5(b), 5(c))。これは、SST $k-\omega$ 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

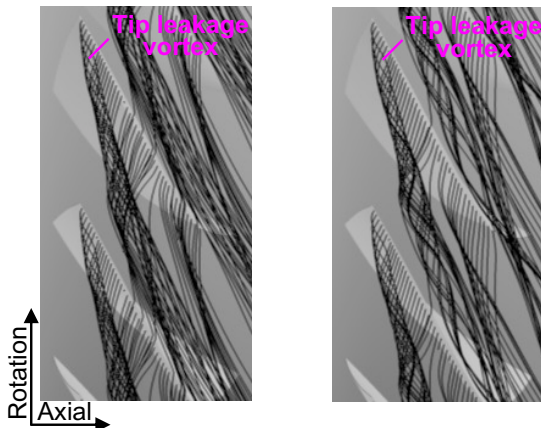
生じ、同渦の衝撃波との干渉が増強したためと考えられる。

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。

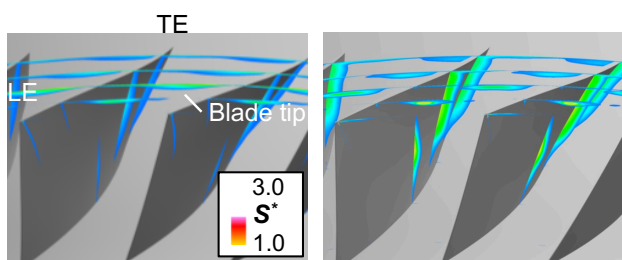
$$S^* = (T_t/T_{t1}^*)^{\kappa/(\kappa-1)} / (P_t/P_{t1}^*) \quad (2)$$

ここで、 P_{t1}^* と 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 $k-\omega$ 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



(a) S-A (b) SST $k-\omega$
 図.8 翼端漏れ流れの挙動
 Fig.8 Behavior of tip leakage flow



(a) S-A (b) SST $k-\omega$

図.11 エントロピー関数分布
Fig.11 Entropy function distribution

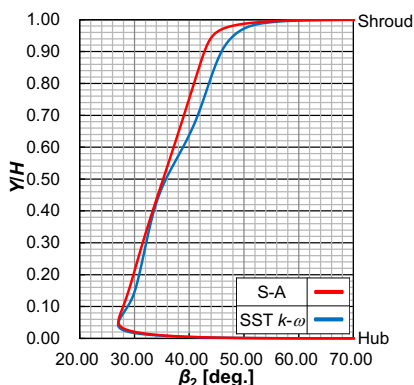


図.12 Station4 における相対流れ角のスパン方向分布

Fig.12 Spanwise distribution of relative flow angle at station 4

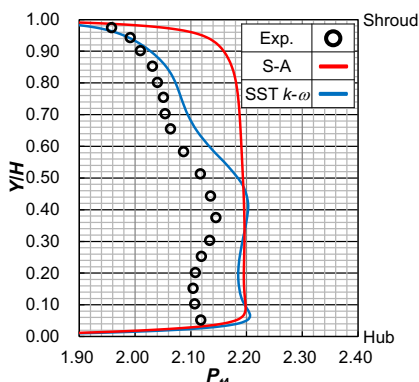


図.13 Station 4 における無次元全圧のスパン方向分布

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

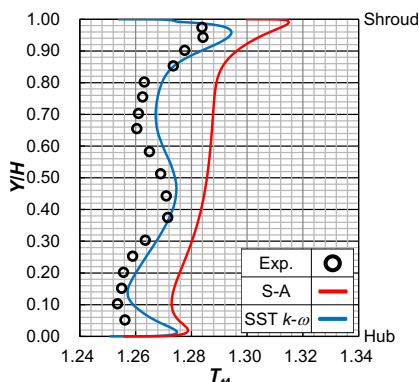


図.14 Station 4 における無次元全温のスパン方向分布

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 β_4 、全圧 P_{t4} および全温 T_{t4} のスパン方向分布がそれぞれ示されている。なお、 P_{t4} と T_{t4} は基準圧力 $P_{ref}(=101,330 \text{ Pa})$ と基準温度 $T_{ref}(=288.15 \text{ K})$ 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 P_{t4} と T_{t4} については、SST $k-\omega$ 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 $k-\omega$ 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 $k-\omega$ 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

- [1] Reid, L., Moore, R. D., Design and overall performance of four highly loaded, high-speed inlet stages for an 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 Aerospaciale, 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.