

ガスタービンエンジンにおける 遷音速圧縮機ロータの内部流れ解析

Numerical Investigation of Transonic Compressor Rotor Flow in a Gas Turbine Engine

有馬 敏幸*

Toshiyuki ARIMA

白鳥 正利*

Masatoshi SHIROTORI

園田 豊隆*

Toyotaka SONODA

山口 義博*

Yoshihiro YAMAGUCHI

要 旨

ロータの翼先端漏れ流れを解析する目的で、三次元レイノルズ平均圧縮性ナビエ・ストークス方程式に基く、マルチブロック法を用いた流れ解析コードの開発を行った。乱流モデルには低レイノルズ数型 $k-\varepsilon$ 乱流モデルを採用した。計算コードの適用範囲と、翼先端部における計算格子の取り扱いの影響を評価するために、単一ブロック格子とマルチブロック格子を用いて、NASA Rotor 37の流れ場の計算を行った。計算結果は実験結果と詳細に比較され、解析精度の確認がなされた。次に検証されたマルチブロックコードを用いて、遷音速及び亜音速の異なる作動条件において、翼先端間隙漏れ流れ現象を解析した。その結果、マルチブロックコードによる解析結果は翼先端部付近の漏れ流れ及び2次流れに関する重要な物理現象を正確に捉えていることが確認された。

ABSTRACT

A multi-block flow simulation code based on the three-dimensional, Reynolds-averaged, compressible Navier-Stokes equations with a low-Reynolds number $k-\varepsilon$ model has been developed to study the tip-clearance flow of a compressor rotor. In order to assess prediction capabilities and the effect of the tip-clearance-grid treatment on prediction for the tip-clearance flow, calculations using a single-block grid and multi-block grid have been performed for flow fields of NASA Rotor 37. The results are compared with experimental data. Furthermore, in order to investigate the tip-clearance flow for different operating conditions (transonic and subsonic conditions), calculations have been used. It was found that the calculations using a multi-block grid captured important physical phenomena near the blade tip associated with the tip-clearance flow with good accuracy.

1. まえがき

本田は航空機用パワープラントとしてターボファンエンジンの研究に1991年に着手した。開発コンセプトとして、世界最小クラスターボファン、低燃費、高信頼、低コストをかけた、エンジン試験及びコンポーネント試験によりエンジン耐久性、強度信頼性、寿命予測技術といった種々の技術課題に取り組んできた。Fig.1にエンジン概観図、Table 1にエンジン主要諸元を示す。その後、95年から96年半ばまで北米において高空飛行試験を行ない航空用エンジンとしての評価を行なった。

航空用ガスタービンの熱効率向上は、圧縮機、タービンの要素効率改善、全体圧力比向上、タービン入口温度上昇によってなされるが、さらに環境問題への対応のため近年低エミッション化も重要な技術課題となっている。ここではこれら種々の技術課題に取り組んできた結果の一例として、圧縮機ロータの翼先端間隙漏れ流れに焦点をあて、新

たに開発したCFD(Computational Fluid Dynamics)ソルバによる流れ現象解析を行なったので報告する。

軸流圧縮機などのターボ機械の性能改善には、羽根車内の翼先端間隙からの漏れ流れ現象を解明することが重要である。また最近の研究¹⁾によれば、漏れ渦の挙動はストール開始の徴候に関係があることが示されてきており、漏れ流れを解明することは、性能のみならず広い流量レンジを確保したエンジンを開発する意味においても重要な課題である。

翼先端漏れ流れの研究は、直線翼列や亜音速ロータについては詳細な構造が実験およびCFDにより解明されているが²⁾、遷音速回転翼列に対しての漏れ流れへの知見は未だに十分な物とはいえない。一方、ASME/IGTIで行われたRotor 37に対するCFDのブラインドテスト³⁾以降、このロータを用いて翼先端部に対する計算モデルの評価、乱流モデルの評価等が行われ、数多くのCFDと実験結果に基いた翼先端付近の流れ場に対する議論がなされてきた^{4)~10)}。その

結果、翼先端漏れ流れと衝撃波との干渉によって生じるブロッキングの評価やそのブロッキングのストール近傍での挙動等に対する理解は深まった。しかし、これらの遷音速における詳細な漏れ流れの解析結果を亜音速流れの場合と比較し、その類似性について考察し、亜音速での知見が遷音速の場合の設計にどこまで有効なものなのかについてはあまり議論されてはいない。

当研究の目的は、遷音速での作動条件下と亜音速での作動条件下での翼先端間隙流れを比較することによって、それぞれの差異と類似点を明らかにすることである。この目的を達成するために、新たにマルチブロック法を用いた流れソルバの開発を行い、実験結果及びシングルブロック法ソルバの結果と比較し、コードの検証を行った。更に検証されたマルチブロック法ソルバを用いて、遷音速、亜音速での作動条件下での翼先端間隙流れの比較検討を行った。



Fig.1 Turbofan engine

Table 1 Engine specification

Engine type:	Two-spool turbofan
Maximum take-off thrust:	1 800 lbf at 77°F
Fuel consumption (at take-off):	0.45 lb/hr/lbf
By-pass ratio:	4.3
Dry weight:	192 kg (423 lbs.)
Maximum diameter:	710 mm (27.9 in.)
Overall length:	1 180 mm (46.3 in.)

2. 数値計算法

回転する翼を過ぎる流れ場の基礎方程式は3次元レイノルズ平均圧縮性ナビエ・ストークス方程式である。無次元化された基礎方程式は、回転翼に固定した一般曲線座標系を用いて保存形ベクトル表示で以下のように表される。

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial F_{\xi_i}}{\partial \xi_i} = \frac{1}{Re} \frac{\partial S_{\xi_i}}{\partial \xi_i} + H \quad (1)$$

ここに、

$$Q = \frac{1}{J} \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u_1 \\ \rho u_2 \\ \rho u_3 \\ e \end{pmatrix}, \quad \xi_i = \frac{1}{J} \begin{pmatrix} \rho U_i \\ \rho u_1 U_i + \xi_{i,1} p \\ \rho u_2 U_i + \xi_{i,2} p \\ \rho u_3 U_i + \xi_{i,3} p \\ (e + p) U_{\xi_i} \end{pmatrix}$$

$$S_{\xi_i} = \frac{1}{J} \begin{pmatrix} 0 \\ \xi_{i,j} \tau_{1j} \\ \xi_{i,j} \tau_{2j} \\ \xi_{i,j} \tau_{3j} \\ \xi_{i,j} (\tau_{jk} u_k + q_j) \end{pmatrix}, \quad H = \frac{\rho}{J} \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \Omega^2 x_2 + 2\Omega u_3 \\ \Omega^2 x_3 - 2\Omega u_2 \\ 0 \end{pmatrix} \quad (2)$$

$$e = \frac{p}{\gamma - 1} + \frac{1}{2} \rho (u_i u_i - (r\Omega)^2) \quad (3)$$

$$\tau_{ij} = \mu \left(u_{i,j} + u_{j,i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} u_{l,l} \right) - \overline{\rho u'_i u'_j} \quad (4)$$

式中の Re は基準レイノルズ数、 J は変換のヤコビアン、 x_i はデカルト座標、 ξ_i は一般曲線座標、 $\xi_{i,j}$ は $\xi_{i,j} = \partial \xi_i / \partial x_j$ と表される。また、 ρ は密度、 u_i は速度ベクトルの x_i 方向成分、大文字の U_i は反変速度の ξ_i 成分、 p は圧力、 Ω はロータ回転の角速度、 e は単位体積当たりの全エネルギー、 q_i は熱流速、 τ_{ij} は粘性応力テンソル、 μ は分子粘性係数である。

ここで、(4)式の右辺の最後の項は乱流変動のレイノルズ平均化処理によって現れるレイノルズ応力テンソルで、上付き「 $'$ 」は変動量を示している。従って、基礎方程式を完結するためには粘性応力テンソルに現れるレイノルズ応力テンソルのモデル化が必要であり、本研究では以下のBussinesqの渦粘性モデルを用いた。

$$-\overline{\rho u'_i u'_j} = \mu_T \left(u_{i,j} + u_{j,i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} u_{l,l} \right) - \frac{2}{3} \delta_{ij} \rho k Re \quad (5)$$

$$\mu_T = C_\mu f_\mu \rho \frac{k^2}{\varepsilon} \cdot Re \quad (6)$$

ただし、 μ_T は乱流粘性係数である。ここで、(5)及び(6)式に現れる乱流エネルギー(k)及びその散逸率(ε)は、Chien¹⁾によって提案された、壁近傍の低レイノルズ数効果を含む以下の k と ε に対する輸送方程式を解いて求める。

$$\frac{\partial Q_T}{\partial t} + \frac{\partial F_{T\xi_i}}{\partial \xi_i} = \frac{1}{Re} \frac{\partial S_{T\xi_i}}{\partial \xi_i} + H_T \quad (7)$$

ここに,

$$\begin{aligned} Q_T &= \frac{1}{J} \left(\frac{\rho k}{\rho \varepsilon} \right), \quad F_{T \xi_i} = \frac{1}{J} \left(\frac{\rho k U_i}{\rho \varepsilon U_i} \right), \\ S_{T \xi_i} &= \frac{1}{J} \left(\left(\mu + \frac{\mu_T}{\sigma_k} \right) g_{ij} \frac{\partial k}{\partial \xi_j} \right) \\ &\quad \left(\left(\mu + \frac{\mu_T}{\sigma_\varepsilon} \right) g_{ij} \frac{\partial \varepsilon}{\partial \xi_j} \right) \\ H_T &= \frac{1}{J} \left(\frac{G - \rho \varepsilon - \frac{2 \mu k}{y^2 Re}}{(C_1 G - C_2 f_2 \rho \varepsilon) \frac{\varepsilon}{k} - \frac{2 f_3 \mu \varepsilon}{y^2 Re}} \right) \end{aligned} \quad (8)$$

また, g_{ij} は計量テンソル, G は乱流エネルギーの生成項を意味し以下のように表される.

$$g_{ij} = \left(\frac{\partial \xi_i}{\partial x_k} \right) \left(\frac{\partial \xi_j}{\partial x_k} \right) \quad (9)$$

$$\begin{aligned} G &= -\frac{1}{Re} \overline{\rho u'_i \rho u'_i} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \\ &= \frac{\mu_T}{Re} \left(u_{i,j} + u_{j,i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} u_{ll} \right) u_{i,j} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \rho k u_{i,j} . \end{aligned} \quad (10)$$

各モデル定数及び関数は以下の様に定義される.

$$\sigma_k = 1.0, \quad \sigma_\varepsilon = 1.3, \quad C_1 = 1.35, \quad C_2 = 1.8, \quad C_\mu = 0.09,$$

$$\begin{aligned} f_\mu &= 1 - \exp(-0.0115 y^+), \quad f_2 = 1 - \frac{2}{9} \exp\left(-\frac{R_T^2}{36}\right), \\ f_3 &= \exp(-0.5 y^+) \end{aligned} \quad (11)$$

ただし, R_T は乱流レイノルズ数, y^+ は壁座標, u_r は摩擦速度で以下の様に表される.

$$R_T = \frac{\rho k^2}{\mu \varepsilon} \cdot Re \quad (12)$$

$$y^+ = \rho u_r d / \mu \cdot Re \quad (13)$$

$$u_r = \sqrt{\tau_w / \rho} \quad (14)$$

流れ場の基礎方程式(1)は, 定常解を得る目的で陰的時間発展法を用いて解かれた. 時間発展法としては, Pulliam and Chaussee の対角 ADI 法を用いた. 空間の離散化は, 対流項には 3 次精度 MUSCL TVD 法を用い, TVD 制限関数としては Van Albada Limiter を採用した. 拡散項は 2 次精度

中心差分により評価される. また, 定常解への収束を加速するために, 局所時間ステップ法を用いている.

乱流量に関する方程式(7)は各時間ステップごとに, 平均流に対する方程式を更新した後に解かれる. (7)式に対する数値計算は, その非斉次項の壁近傍での激しい変動により平均流と同一な数値解法では k, ε の正値が保証されず, 計算途中で非物理的な値が算出され, 計算そのものが破綻することがある. この数値的不安定性は系のステイフネスに由来するものであり, 適切な初期値, 時間ステップ, 数値解法の選択が必要となる. 本研究では k, ε の初期値は局所平衡条件を満たすように設定し, (7)式の非斉次項を陰的に扱うことによってこの問題を回避している. 詳細な数値計算手法については, 筆者らの文献⁴⁾を参考にされたい.

3. 計算対象

計算対象は NASA Rotor 37 である. 前述の ASME / IGTI によって行われた CFD assessment³⁾では, 予め解析対象については公開されないブライントテスト形式で行われ, 参加者の計算結果が集まった後に, そのロータが NASA Rotor 37 であることが知らされた. このロータは NASA Lewis 研究所において, テスト用航空機エンジンのコア・コンプレッサとして設計された. 翼枚数は 36 枚, 設計点は流量 20.19 kg/s, 圧力比 2.106, 回転数 17 188.7 rpm である. また, 設計回転数でのチョーク流量は 20.93 kg/s, 翼先端間隙は 0.356 mm, 相対流入マッハ数はロータのハブからチップまで全域超音速となる. このロータの流れ場は, CFD assessment のために単独ロータとして計測され, その結果は Suder ら^{9), 10)}により報告されている. 空力プローブと LDV を用いた計測位置を Fig.2 に示す.

4. 計算格子

流入境界を Station 1, 流出境界を Station 4 とした (Fig.2 参照). ハブ壁の境界条件は区間 $x < -0.264$ cm, 及び区間 $x > 4.521$ cm を非回転壁, 区間 -0.264 cm $\leq x \leq 4.521$ cm を回転壁として扱った.

マルチブロック法による計算コードの検証のためにシングルブロック法による計算も合わせて行った. いずれの計算においても, 計算格子は楕円型方程式を解いて得られた 2 次元格子を半径方向にスタックすることによって形成した. 計算格子数は, 流れ方向に 141 点, 半径方向に 81 点, 翼間に 51 点であり, 合計 582 471 点である. 流れ方向の 80 点が翼面に割り当てられた. 半径方向の格子間隔の分布は双曲線正接関数に基づいて決定され, マルチブロック格子とシングルブロック格子では同一となるようにした. 計算格子の概観を Fig.3(a) に示す.

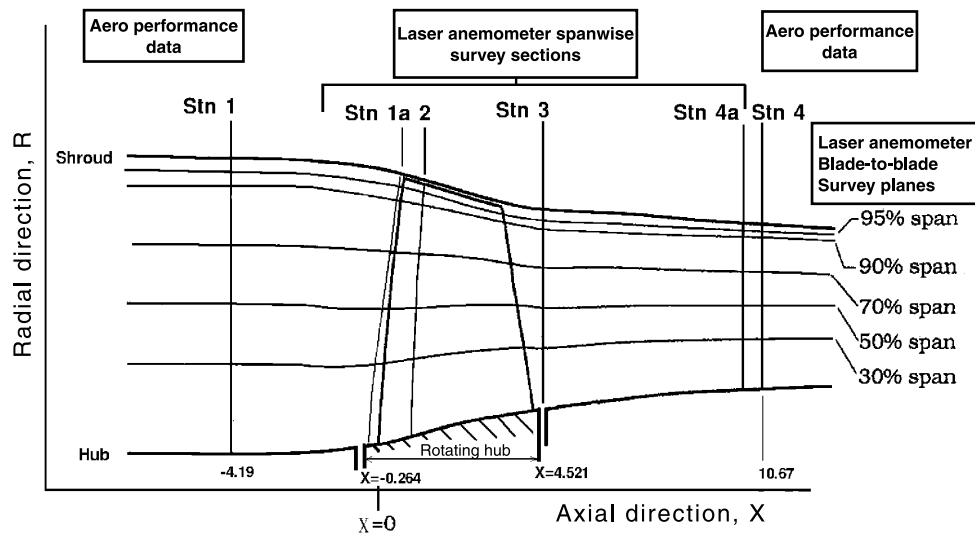


Fig.2 Meridional view of Rotor 37 geometry showing locations at which experimental measurements were made (Suder, 1994)

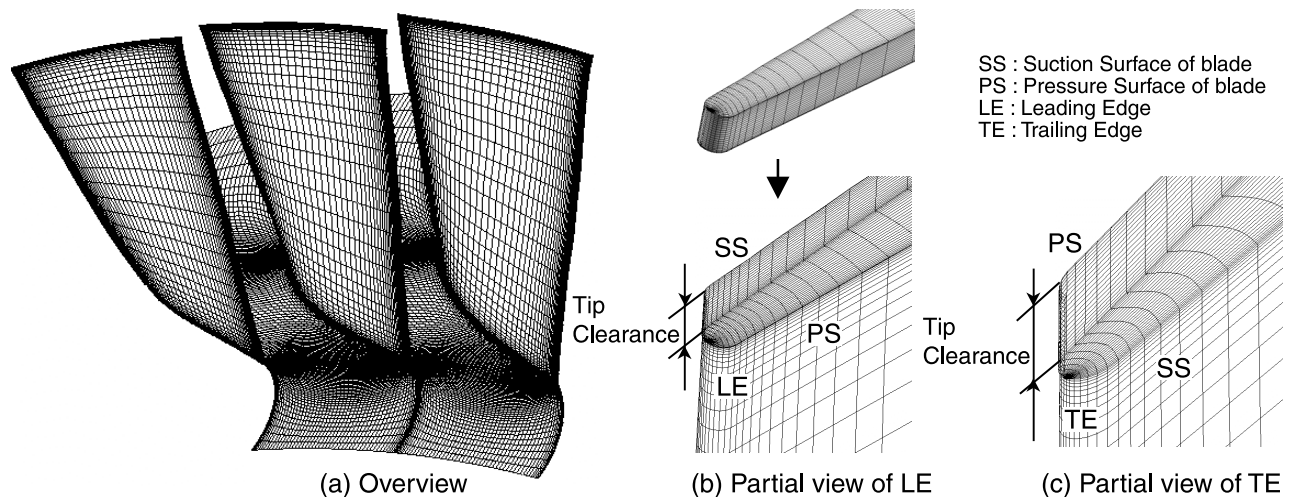


Fig.3 Computational grid for Rotor 37

シングルブロック格子ではケーシング壁から21点が翼先端間隙部分に使われ、シングルブロックによる格子形成するために翼先端部を屋根の様な形にし、頂上からケーシング壁の間には周期境界条件を課した。一方、マルチブロック格子を用いた計算では、翼の圧力面と負圧面に沿った格子を翼先端からケーシング壁に向かって半径方向に延長し、Fig.3(b)に示すように、翼先端間隙部には他のH-typeの計算格子をはめ込む方法で格子形成を行った。Figs.3(b), 3(c)は各々翼先端部の前縁および後縁付近の計算格子を示している。翼先端部にはめ込まれた計算格子のサイズは、翼の前縁から後縁に78点、翼先端からケーシング壁の間に21点、翼先端を横切る方向に27点であり、格子サイズの合計は44 226点である。この翼先端部の格子と翼間格子は1格子分オーバーラップさせた。

最小格子間隔は、低レイノルズ数型の $k-\epsilon$ モデルを用いる場合、壁から第一格子点までの距離は $y^+ < 1$ を満たす必要が

ある。そのため翼面での最小格子間隔は翼高の 1×10^{-5} 倍に、ハブ壁、ケーシング壁、翼先端壁は翼高の 1×10^{-4} 倍とした。

5. 境界条件

翼面に関しては、速度にno-slip条件を課し、断熱条件を仮定して密度を算出する。 k 及び ϵ は、Chienのモデルでは壁面上でゼロと置くことができる。流入境界では、全圧、全温、流入角の2成分を与え、静圧を計算領域内部から外挿する。流入境界での k の値は主流の乱れ強さから算出し、 ϵ の値は、流入境界での渦粘性と分子粘性の比を仮定しプラントル・コルモゴロフの公式より計算する。流出境界では、ハブ壁での静圧を与え、半径方向の静圧分布は単純半径平衡式を積分して求め、密度、速度、 k 及び ϵ は計算領域内部から外挿する。翼の上下流の周期境界については、物

理的位置の対応する2点を等置する。翼先端間隙部の境界条件は、シングルブロック計算では、翼先端を跨いだ2点に周期境界条件を課し、マルチブロック計算では、オーバーラップした他の領域の内点から内挿して求める。

6. 計算結果

6. 1. コードの検証

Fig.4に本解析コードによる計算と実験による設計回転数におけるロータ性能マップを示す。流量はシングルブロック法による計算結果のチョーク流量で無次元化されている。ここで、計算によるチョーク流量は20.77 kg/secであった。Fig.4(a)は流量と全圧比の関係を示す。シングルブロック法及びマルチブロック法による計算結果は実験値に良く相関している。Fig.4(b)は流量に関する断熱効率の特性である。マルチブロック法による結果は、チョーク点近傍で、シングルブロック法による結果より実験値に近い値を示した。しかし、計算値と実験値には、依然チョーク点近傍で1%程度の差異が見られる。Fig.4(c)は流量に関する全温比の特性を表す。計算は93%から100%流量で、全温度比をわずかに高めに見積もっている。以上の結果により、ロータ性能マップに関しては、シングルブロック法、マルチブロック法共に良く実験と相関した結果が得られることが確認された。

Fig.5はStation 4での全圧比、全温比、及び断熱効率の半径方向の分布を示している。Figs.5(a)-5(c)は、ハブから40%スパンを除き、両計算法による結果が実験結果と定性的に一致していることを示している。実験値に見られるハブから40%スパンで見られる全圧の凹みを計算が予測できていない原因については、Hah and Loellbach⁶⁾、Shabbirら⁷⁾によって議論されている。Hahらは彼らの計算結果からロータの負圧面ハブ近傍でコーナーストールが発生していることを報告したが、Shabbirらはテストリグの問題点として、ロータ上流のハブ壁の非回転部と回転部の間のギャップから流れ漏れがあったことを指摘している。

実験値におけるハブ壁近傍の全圧の凹みを除けば、マルチブロック法がシングルブロック法よりロータのオーバーオール性能の予測結果において良い一致を示している。マルチブロック格子を用いたことによる、翼先端間隙部における計算格子の質の改善が、翼先端部からかなり離れた位置(40%から80%スパン)での計算精度を向上させることは注目すべきである。

マルチブロック法による計算値は実験値との完全な一致は見られないものの、遷音速及び亜音速作動条件における翼先端間隙部の流れの定性的比較をするためには十分な精度である。

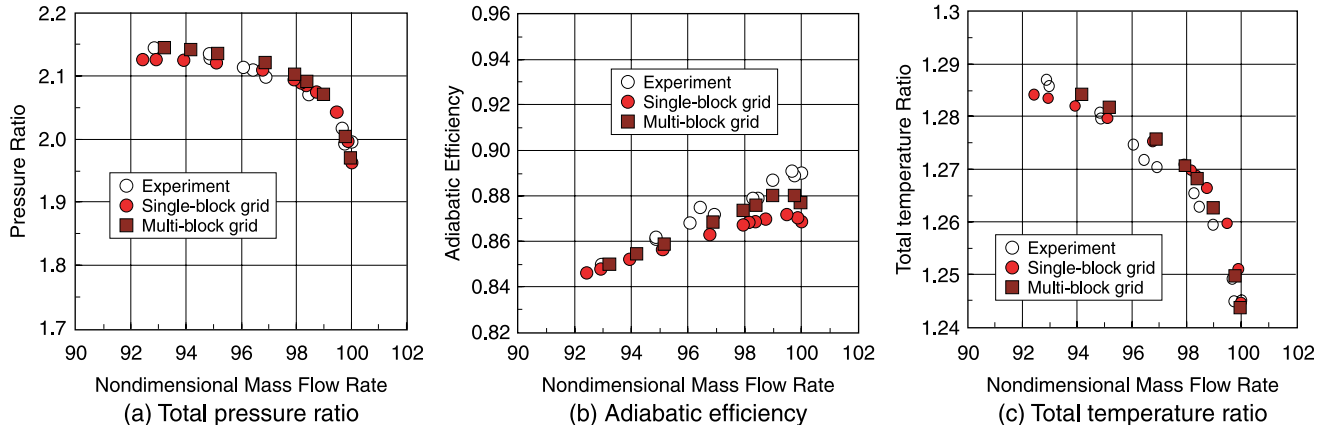


Fig.4 Performance map of Rotor 37 at 100% speed as a function of mass flow rate

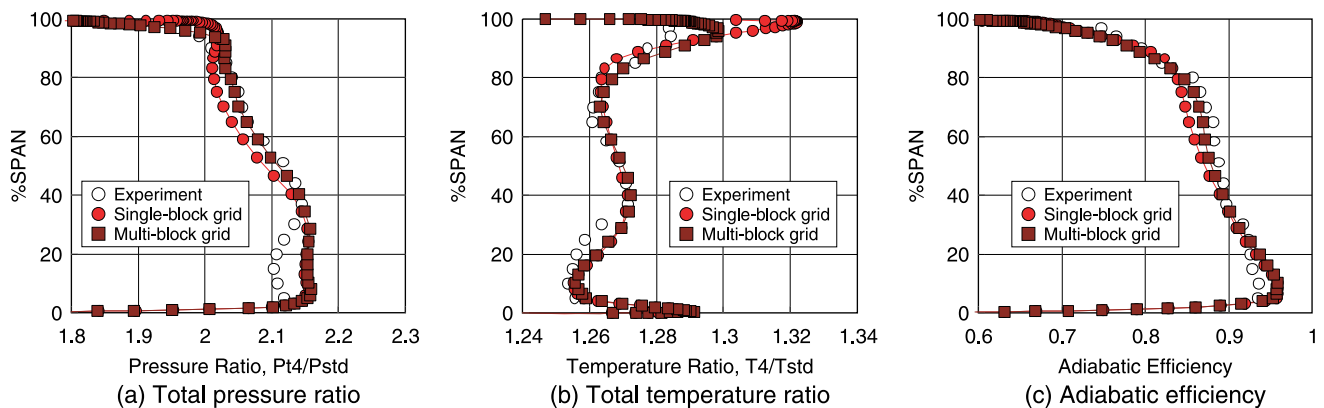


Fig.5 Spanwise distributions of pressure ratio, temperature ratio, and adiabatic efficiency at 98% mass flow rate at 100% speed

6. 2. 翼先端間隙流れ

6. 2. 1. 翼先端部での流れ

以降の計算結果は、遷音速条件として100%設計回転数、及び亜音速条件として60%回転数の各回転数条件で最大効率を示した作動点での結果である。但し、60%回転で計算に使用した翼形状は、遠心力の変化による翼先端間隙の変化のみを考慮し、翼の捩れ角の変化は考慮していない。

Figs.6(a), 6(b)は100%および60%回転数条件における翼先端壁の前縁付近の限界流線を示している。Fig.6(a)から100%回転数条件では、翼先端壁には剥離線と再付着線が観察される。これらの剥離線と再付着線の間では、流れは負圧面側から圧力面側に逆流している。この現象は翼先端壁の圧力面に沿った領域に限られており、この領域での剥離泡の発生を示している。これは翼先端間隙流れが翼先端部の角を回り込んで流れ込み、圧力面側の角でいったん剥離した流が翼間の衝撃波による圧力勾配により加速したことによる。同様の計算をChima⁸⁾も行っているが、Baldwin-Lomaxモデルを用いた計算では、翼先端壁に剥離は捕らえられていない。

一方、60%回転数の場合(Fig.6b)は、剥離線は圧力面角に沿って見られるが、再付着線は前縁付近に部分的に観測される。これらの間の領域に見られる逆流領域は再付着線が消えた後流では負圧面から圧力面全体に広がる。この原因は、60%回転では比較的圧力面と負圧面の圧力勾配が小さいために、軸方向の流れが翼先端間隙流れより支配的になるためである。

Fig.7(a)及びFig.7(b)は100%回転数と60%回転数における翼先端壁全域の限界流線である。100%回転数条件では、Fig.6(a)で見られた再付着線は剥離線と平行に前縁から約80%コード位置まで続き、その後、翼のミーンキャンバの方へ移動する。60%回転数では前縁付近を除き、再付着線は前縁から約70%コード位置まで見られない。Fig.6(b)で観測された逆流領域は40%コード位置まで続き、その後流では流れは負圧面の約40%コード位置から入り、翼弦に沿って約60%コード位置で再び負圧面へと至り、クリアランスジェットと共に再び主流に流れ出る。この流れのパーティクルトレースの結果をFig.7(b)に軌跡(3)として示す。

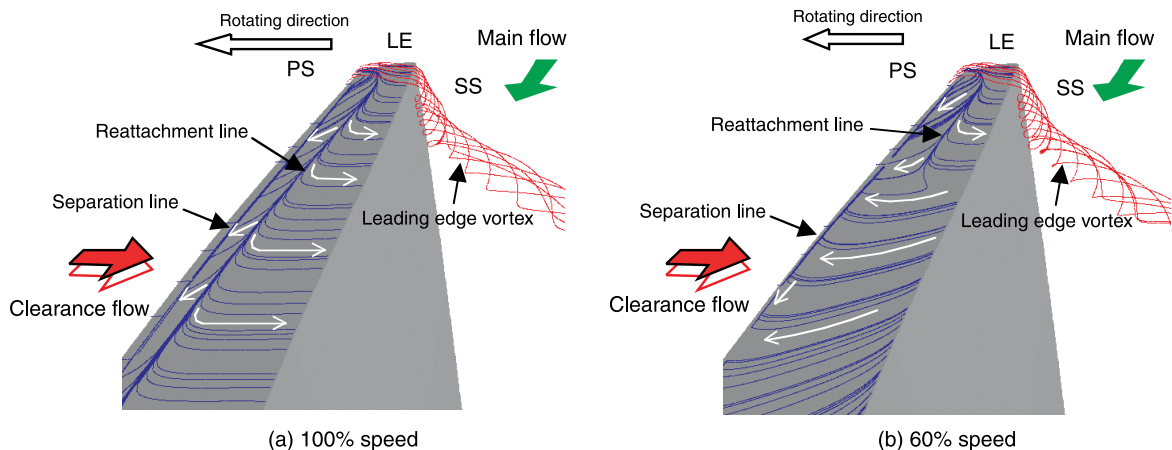
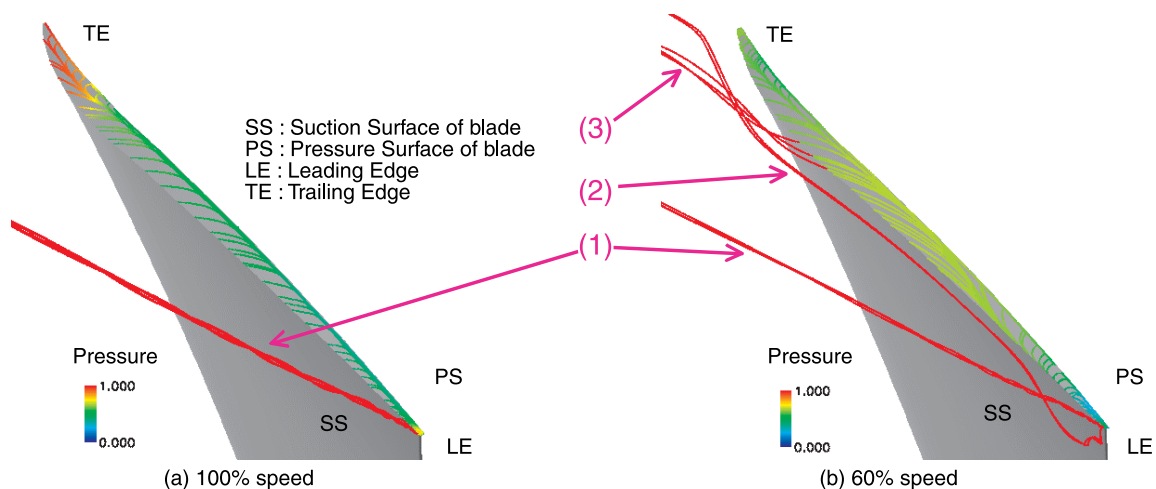


Fig.6 Flow pattern near leading edge on blade tip surface in the form of limiting streamlines and leading edge vortex



- (1) Trajectory of particles released near the leading edge of the blade tip
- (2) Another trajectory of particles released near the leading edge of the blade tip
- (3) Trajectory of particles released at 60% chord of the blade tip

Fig.7 Flow pattern on blade tip surface in the form of limiting streamlines and tip-leakage vortex trajectories

6.2.2. 翼先端付近での翼間流れ

Fig.8は100%, 60%回転数における、翼高の95%スパン位置での流面での相対マッハ数の等値線とFig.7で示した流れ渦の軌跡を併せて示している。100%回転数では、圧縮機の不安定性に強い因果関係があるとされている¹²⁾低マッハ数領域が衝撃波後流に形成されている。前縁付近から発生した流れ渦(1)は翼間衝撃波と干渉し、低マッハ数領域の形成に寄与する。Suderら¹⁰⁾が指摘しているように、流れ渦と衝撃波の干渉により衝撃波は上流に移動し、それと共に低マッハ数領域も上流に移動している。高負荷条件では、この上流に移動した低マッハ数領域が隣接翼の流入インシデンスに影響を及ぼし、翼先端部での旋回失速の「引き金」となる。

60%回転数(Fig.8b)では、翼前縁に起源を持つ渦として(1)及び(2)の軌跡が観測される。軌跡(2)は翼高長96%スパンまで負圧面に沿ってハブ方向に動き、その後シュラウド側に移動する。軌跡(3)は、Suderら⁹⁾が実験結果から発見した第2の渦である。

6.3. 翼先端近傍の2次流れ

一般に2次流れベクトルは、局所的な流れの主流方向に垂直なベクトルと定義される。実際の計算では主流方向を局所的な計算格子の方向と仮定し、その点の相対速度ベクトルから、相対速度ベクトルをその格子方向へ射影したベクトルを引くことによって計算した。

6.3.1. 遷音速作動条件

Fig.9はの100%設計回転数における2次流れベクトルの翼弦に垂直な面内(以降クロスフロー断面、または単に断面と呼ぶ)への射影ベクトルとその限界流線を示している。

Fig.9(a)から9(g)は、その様子を流入境界の方向から観察した図であり、図の見やすさのためにケーシングから翼高の30%スパンの断面を3対2の長方形に変換して示した。

10%コード位置のクロスフロー断面では、反時計方向に回転する渦がケーシング壁と負圧面のコーナーに観測される(Fig.9a)。図から翼の負圧面に沿った2次流れが半径方向に流れ、翼先端間隙流れと干渉して混合せん断層を形成している様子がわかる。30%コード位置(Fig.9b)の断面では、負圧面からの渦は、圧力面と負圧面の間の圧力勾配によって駆動された翼先端間隙流れに乗ってわずかに圧力面側に移動する。翼間衝撃波が影響を及ぼし始める50%断面(Fig.9c)で渦芯は見られない。75%コード位置(Fig.9d)では渦芯は再び翼間のほぼ中央位置に現れ、90%コード位置(Fig.9e)及び100%コード位置(Fig.9f)で渦芯は更に圧力面側に移動している。110%コード位置(Fig.9g)まで流れると、渦の旋回部分は翼高の10%スパン以上に広がる。この結果はSuderら¹⁰⁾によって計測されたブロックage厚さに一致する。

以上の結果から、渦芯はその旋回半径を拡大させながら後流へと移動していることがわかる。この現象は渦が翼先端間隙流れと主流とのせん断流の中の低運動量流体を巻き

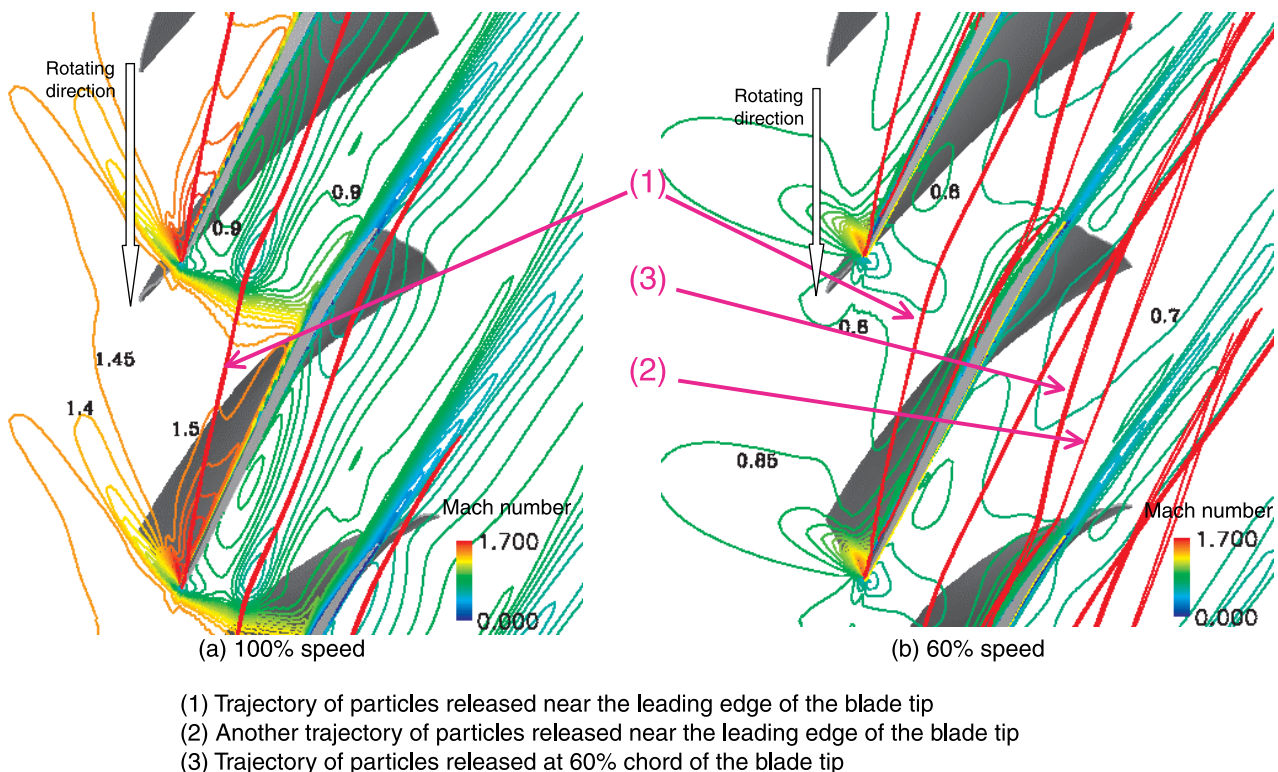


Fig.8 Tip-leakage vortices and relative Mach number contours with interval of 0.05 at 95% Span

込みながら、逆圧力勾配と乱流現象により拡散するためであると考えられる。

6.3.2. 亜音速作動条件

次に、60%回転数における2次流れをFig.10に示す。10%クロスフロー断面(Fig.10a)では、100%回転の場合と同様に負圧面とケーシング壁とのコーナーに反時計方向の渦が観測される。20%断面(Fig.10b)では、渦芯は僅かに圧面に移動し、もう一つの時計回転の小さな渦が観測される。この渦はFigs.7(b), 8(b)で軌跡(2)として示された渦芯に対応している。30%コード位置(Fig.10c)まで来ると、これらの渦は旋回成分を失い、50%コード位置(Fig.10d)では、前縁から発生した渦は観測されない。これは60%回転数では翼先端間隙流れを駆動する圧力勾配が小さいことに関係している。しかしながら、60%コード位置(Fig.10e)では新たな渦が発生し、これより後流ではこの渦の旋回領域が広がって

いく。80%コード位置(Fig.10f)では、クリアランスジェットと主流のせん断層内の低運動量流体がFigs.7(b), 8(b)に示される渦芯軌跡(3)に巻き付く。Fig.10(f)にはその様子が集中した旋回流れとしてケーシング壁と負圧面のコーナーに観測される。この渦は後流に行くにしたがい大きさを拡大させながら圧力面側に移動していく。110%位置(Fig.10g)では渦芯は翼間の中央付近へ至り、旋回流の領域はケーシングから5%スパンに広がる。この旋回流れは第2の渦として観測されたものに大きさ、位置が一致する。後流のステータ性能への影響は、ロータのウェークのみならず、この第2の渦の影響も無視できない。第2の渦の起源については、Suderら⁹⁾はこの起源を、翼高70%スパンにおける正のインシデンスでの流入による翼前縁付近での負圧面上の超音速領域であると説明しているが、本計算結果は、その起源は60%コード位置での翼先端間隙流れであること示している。

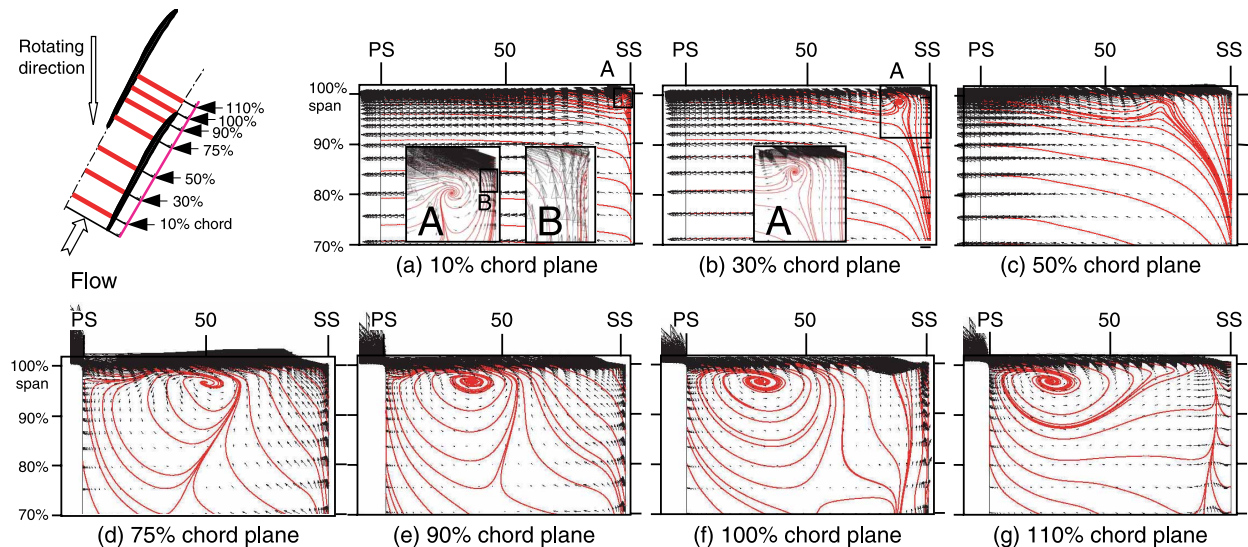


Fig.9 Computed secondary flow vectors along the cross flow planes at 100% speed

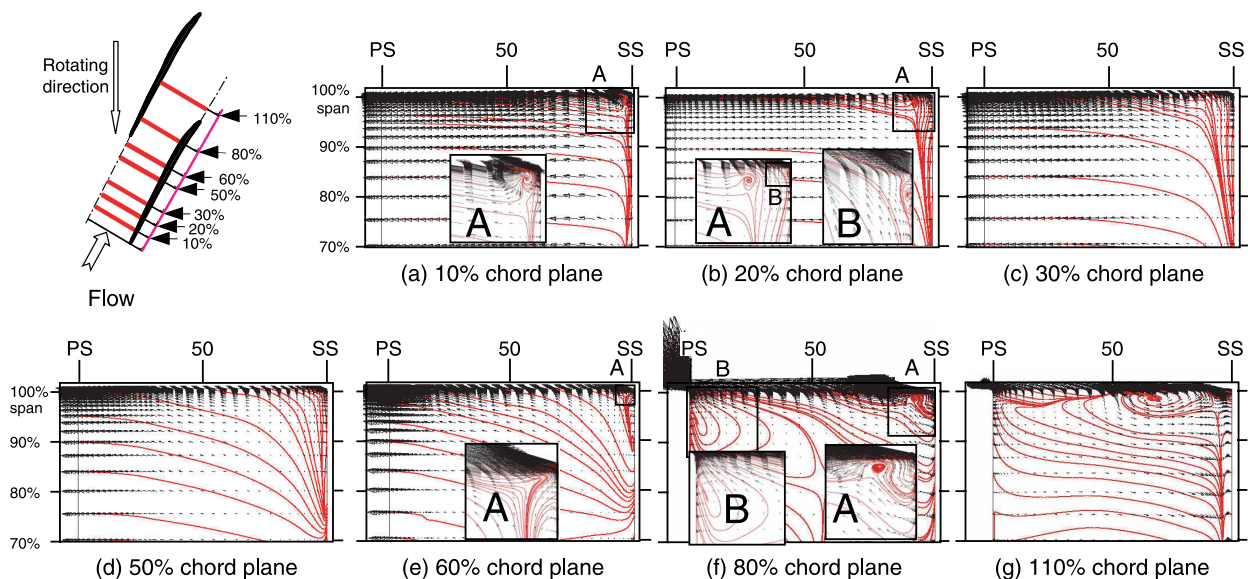


Fig.10 Computed secondary flow vectors along the cross flow planes at 60% speed

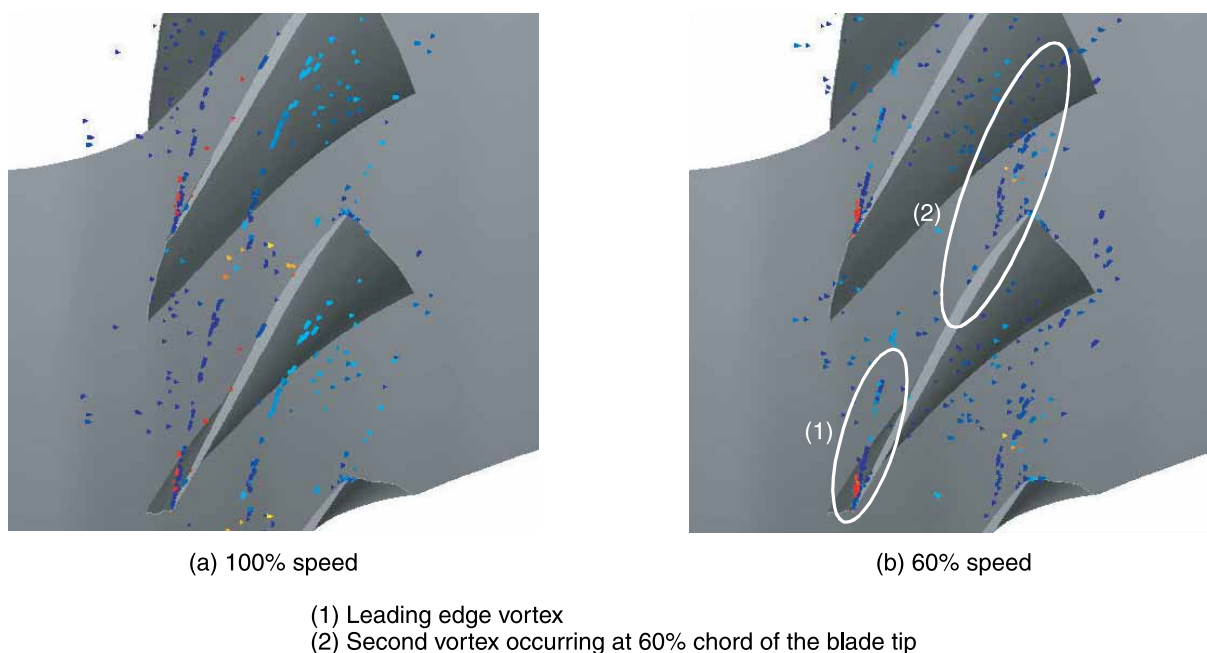


Fig.11 Trajectories of the leakage vortex cores identified using a semi-analytical method

6. 4. 翼先端付近での渦芯の軌跡

前節の渦芯の動きを検証するために、Sawada¹³⁾によって提案された準解析的手法を用いて100%回転数及び60%回転数での渦芯の同定を行なった。その結果をFig.11に示す。この方法はCritical-Point Analysis¹⁴⁾と類似しているが、渦芯を求めるために、計算セル毎に局所的に線形化された速度場を用いて構成した流線方程式の係数行列の固有値を用いているため、渦芯の軌跡はセル毎に求まるという特徴がある。

Figs.11(a), 11(b)の渦芯の軌跡は、線形化による誤差のために断続的に途切れているが、線素の集合は渦芯の軌跡の全体像を示している。図中には同時にヘリシティの値を計算し、その絶対値が0.5以上の場合のみその値によって色付けをして表示してある。ヘリシティとはその符号が渦の回転方向を示し、極大値の位置は渦中心の位置を表す量である。

100%回転数条件(Fig.11a)では、翼端の前縁付近からの前縁渦を鮮明に観測できる。更に、前縁渦に沿ってそれと対の反対回転の渦も観測される。60%回転数の場合(Fig.11b)は、線素の集合は2種類の渦軌跡として観測される。一つは前縁で発生した前縁渦で、他の一つは60%コード位置で発生した渦である。この結果から、Figs.9, 10に示された旋回流は準解析的な同定法によって得られた渦芯の軌跡の周りを回る流れに一致していることが確かめられた。

7. まとめ

マルチブロック法を用いた3次元レイノルズ平均ナビエ・ストークス解析コードを開発し、軸流圧縮機(NASA Rotor 37)の遷音速および亜音速作動条件に対し、翼先端間隙流れの解析を行った。翼先端間隙流れを解析する際の翼先端部での計算格子の取り扱い方の違いによる解析精度を評価するために、シングルブロック法とマルチブロック法による計算結果を用いた。更に、翼先端間隙流れと翼間2次流れ現象を検討するために、100%設計回転数(遷音速作動状態)と60%回転数(亜音速作動状態)の翼先端部付近のクロスフロー断面での2次流れベクトルとその限界流線および準解析的な方法による渦芯軌跡の同定法を用いた。主な結果は以下のようにまとめられる。

1. 計算より得られたロータ性能マップに関して、シングルブロック法とマルチブロック法は共に実験結果と良く相関した結果を示す。
2. ロータ出口の空力パラメータ特性の計算結果に関して、マルチブロック格子を用いたことによる翼先端部における計算格子の質の改善が翼先端からかなり離れた位置(40%から80%スパン)での計算精度を向上させる。
3. マルチブロック法による結果は、遷音速・亜音速作動条件共に、翼先端壁上の剥離線と再付着線を鮮明に捕獲し、翼先端壁において剥離泡が発生している様子を示した。

4. 100%設計回転数における2次流れの可視化結果から、翼前縁で発生する渦芯周りの旋回流の領域は後流に行くに従って広がっていくことが判った。この原因はクリアランスジェットと主流の混合せん断層内の低運動量流体の巻き込みと、流れ方向の逆圧力勾配及び乱流による拡散作用のためであると考ええる。
5. 60%設計回転数では、前縁から発生した渦は翼間で旋回成分を失い、60%コード位置で新たな渦が発生する。この第2の渦の旋回領域はロータの後流で翼高の5%スパンにも及ぶ。

今回開発した解析ツール、及びそれを用いて得られた翼先端間隙流れ現象に関する知見は、軸流圧縮機の効率向上・流量レンジの拡大に有効なものと考ええる。

謝 辞

本論文は著者らのASME Paper 99-GT-340⁵⁾に添った内容を含んでおり、和訳による掲載を承諾して下さったASME/IGTIのご厚意に感謝の意を表す。

参考文献

- 1) Furukawa, M., Inoue, M., Saiki, K., Yamada, K.: The Role of Tip Leakage Vortex Breakdown in Compressor Rotor Aerodynamics, ASME Journal of Turbomachinery, Vol.121, pp.469-480 (1999)
- 2) Inoue M., Furukawa, M., Saiki, K., Yamada, K.: Physical Explanations of Tip Leakage Flow Field in An Axial Compressor Rotor, ASME Paper 98-GT-91 (1998)
- 3) Wisler, D. C. and Denton, J. D.: Rotor 37 Blind Test Case, ASME/IGTI International Gas Turbine Conference, The Hague, Netherlands (1994)
- 4) Arima, T., Sonoda, T., Shirotori, M., Tamura, A., and Kikuchi, K.: Numerical Investigation of Transonic Axial Compressor Rotor Flow Using a Low Reynolds Number k- ϵ Turbulence Model, ASME Journal of Turbomachinery, vol.121, pp.44-58 (1999)
- 5) Arima, T., Shirotori, M., and Yamaguchi, Y.: The Flow Field in the Tip Clearance Region of an Axial Compressor Rotor, ASME Paper 99-GT-340 (1999)
- 6) Hah, C. and Loellbach, J.: Development of Hub Corner Stall and Its Influence on The Performance of Axial Compressor Blade Rows, ASME Journal of Turbomachinery, Vol.121, pp.67-77 (1999)
- 7) Shabbir, A., Celestina, M. L., Adamczyk, J. J., and Straisar, A. J.: The Effect of Hub Leakage Flow on Two High Speed Axial Flow Compressor Rotors, ASME Paper 97-GT-346 (1997)
- 8) Chima, R. V.: Calculation of Tip Clearance Effects in a Transonic Compressor Rotor, ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 120, pp.131-140 (1998)
- 9) Suder, K. L., Celestina, M. L.: Experimental and Computational Investigation of the Tip Clearance Flow in a Transonic Axial Compressor Rotor, ASME Journal of Turbomachinery, Vol.118, pp.218-229 (1996)
- 10) Suder, K. L.: Blockage Development in a Transonic, Axial Compressor Rotor, ASME Journal of Turbomachinery, Vol.120, pp.465-476 (1998)
- 11) Chien, J. Y.: Predictions of Channel and Boundary Layer Flows with a Low-Reynolds Number Two Equation Model of Turbulence, AIAA Journal, Vol.20, pp.33-38 (1982)
- 12) Adamczyk, J. J., Celestina, M. L., and Greitzer, E. M.: The Role of Tip Clearance in High-Speed Fan Stall, ASME Journal of Turbomachinery, Vol.115, pp.28-38 (1993)
- 13) Sawada, K.: A Convenient Visualization Method for Identifying Vortex Center, Trans. Japan Soc. of Aero. Space Sci., Vol. 38, No. 120, pp. 102-116 (1995)
- 14) Perry, A. E. and Chong, M. S.: A Description of Eddy Motions and Flow Patterns Using Critical-Point Concepts, Annual Review of Fluid Mechanics., 19, pp. 125-155 (1987)

■ 著 者 ■



有馬 敏 幸



園田 豊 隆



白鳥 正 利



山口 義 博