C15 減速流れにおけるNACA65翼まわりのコーナーはく離に関する研究(入射角の影響)

Corner Separations around a NACA65 Blade in a Decelerating Flow (Effect of Incidence)

○学 平良 智仁 (佐賀大院) 正 木上 洋一 (佐賀大)

正 塩見 憲正 (佐賀大) 正 瀬戸口俊明 (佐賀大)

Tomohito TAIRA, Saga University, Honjo-machi1, Saga-shi, Saga

Yoichi KINOUE, Norimasa SHIOMI and Toshiaki SETOYUCHI, Saga University

Key Words : Vortices within the Separation, Diverging channel flow, Turning, NACA65 blade

1. 緒言

コンプレッサやポンプなどの被動型ターボ機械の内部流れは、一般に非常に複雑な逆勾配の流れである。高負荷なポンプの羽根車⁽¹⁾やディフューザ⁽²⁾の内部流れにおいて、油膜法により渦状型のはく離流れが観察されている。また近年の著しいコンピュータの発達と数値流体力学の発展により、ターボ機械の内部流れが数値解析的に多数明らかにされており、三次元のはく離流れの内部において渦の存在が確認されている。例えば Dorney と Davis⁽³⁾は遠心コンプレッサの羽根車の内部流れを、また Inoue⁽⁴⁾や Hah と Loellbach⁽⁵⁾は軸流羽根車の内部流れを三次元 NS 解析により調査し、渦を伴う三次元のはく離流れを報告している。しかしながら渦状型のはく離流れが生じる一般的条件や渦の振まいなどの諸特性は明らかにされていない。このような流れの機構を実験的に明らかにすることは、高負荷な被動型ターボ機械の最適設計の問題と関連して重要である。

そこで本研究では、その基礎として、転向する広がり流路における NACA65 翼まわりの流れを調査することを目的とする。本報告では入射角の変化による転向する広がり流路における翼まわりの流れへの影響を三次元粘性数値解析とタフト法による可視化を行った結果を述べる。

2. 実験装置と方法

実験装置の全体図を Fig.1 に示す。実験装置は入口ノズル①、フィルタ②、転向する広がり流路から成るテストセクション③、チャンバ④、送風機⑤で構成されている。整流用多孔壁⑥がテストセクション主流部の下流に接続されており、速度を設定するための流量測定用ノズル⑧とバルブ⑨が設けられている。テストセクション入口に入射角設定用のスぺーサ部を設け、スぺーサを取り換えることにより入射角を変更した。

テストセクションの全体図を Fig.2 に示す。計算対象の流路入り口から翼前縁までの主流方向の長さは 315 mm で、幅 120 mm、高さ 120 mm となっており、翼の諸元は翼弦長 105 mm、食違い角 17deg、転向角 45deg、迎え角 28deg である。翼形状の設計は NACA65 系圧縮機翼の改良カーペット線図に基づいて設計した。転向する側壁部は翼のそり中心線で設計されている。翼後縁から流路出口までの主流方向の長さは 315 mm で、幅 168 mm、高さ 120 mm である。

実験においては、テストセクション入口流速が 19m/s の翼負圧面に沿う流れを表面タフト法により可視化する。

3. 数値解析

本研究では FLUENT6 を用いて数値解析を行った。三次元の支配方程式はレイノルズ平均された定常の NS 方程式であり、静止座標系により記述され、有限体積法により離散化される。数値解法には SIMPLE 法を用い、対流項には 2 次精度の風上差分を用いた。境界条件は流入境界には設計速度を与え流出境界は大気圧を与え壁面と翼面にはすべり無し条件を用いた。Fig.2 は下壁面と翼周りの計算格子である。計算格子の数は主流方向 128 点、高さ方向 56 点、幅方向 70 点、総数 467,500 点となっている。

予備調査として、ピッチ方向の境界条件を周期境界条件に設定した場合の 1 ピッチ分の計算を行ったところ、翼負圧面

の限界流線のパターンは、テストセクション内の計算結果における翼負圧面のものとほぼ同じであった。

4. 結果と考察

Fig.4-6 は実験結果であり、それぞれ入射角が 0 deg, -6 deg, +6 deg での表面タフト法による翼負圧面に沿う流れを可視化したものである。それぞれ翼弦方向中央付近から流線がより始め、はくり線を形成し翼後縁側および壁面側のコーナーにはく離域が広がっていることが観察できる。また入射角が大きくなるにつれて、はく離域がより大きく広がっているのが観察できる。また Fig.6 においては大きな逆流を伴っていることがわかる。表面タフト法による可視化において、はく離域を特定することはできたが、はく離域内での渦を明確に捉えることまではできなかった。

Fig.7-9 は計算結果であり、それぞれ入射角が 0 deg, -6 deg, +6 deg での上壁面と翼負圧面における限界流線を示している。実験同様に、翼弦方向中央付近から流線がより始め、はくり線を形成し翼後縁側および壁面側のコーナーにはく離域が広がっていることが観察できる。Fig.7, Fig.8 においてコーナーはく離が観察できるが渦を捉えるにはいたっていない。Fig.9 においてはコーナーはく離ではなく全のはく離となっているのが観察できる。

数値計算の結果と実験結果を比較すると数値計算において実験結果よりもはく離域が大きく生じているが入射角の変化による影響は定性的に同様であるといえる。

5. 結論

転向する広がり流路における NACA65 翼まわりの流れへの入射角の影響を調査することを目的とした三次元粘性数値解析と転向する広がり流路における翼まわりの流れを表面タフト法により可視化を行った。結果は次のようにまとめられる。

- (1) 数値計算と実験ともに入射角が大きくなるにつれてコーナーはく離が大きく広がる。
- (2) 数値計算における結果は実験結果よりもはく離域が大きく生じる結果となった。

参考文献

- (1) Joslyn, H.D. and Dring, Axial Compressor Stator Aerodynamics, *ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol.107, (1985), pp.485-493.
- (2) Dong, Y, Gallimore, S.J and Hodson, H.P., Three-Dimensional Flows and Loss Reduction in Axial Compressors, *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol.109, (1987), pp.354-361.
- (3) Schlz, H.D. and Gallus, H.D., Experimental Investigation of the Three-Dimensional Flow in Annular Compressor Cascade, *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol.110, (1988), pp.467-478.
- (4) Tobak, M. and Peake, D.J., Topology of Two-Dimensional and Three-Dimensional Separated Flows, *Proceeding of AIAA 12th Fluid and Plasma Dynamics Conference*, (1979), pp.1-29.
- (5) Tobak, M. and Peake, D.J., Topology of Three-Dimensional Separated Flows, *Annual Review of Fluid Mechanics*, Vol.14, (1982), pp.61-85.
- (6) Delery, J.M., Robert Legendre and Henri Werle: Toward the Elucidation of Three-Dimensional Separation, *Annual Review of Fluid Mechanics*, Vol.33, (2001), pp.129-154.

Fig.1 Experimental apparatus

Fig.2 Flow field

Fig.3 Test section

Fig.4 Flow visualization on suction surface (incidence=0 deg)

Fig.5 Flow visualization on suction surface (incidence=-6 deg)

Fig.6 Flow visualization on suction surface (incidence=+6 deg)

Fig.7 Limiting streamlines along the blade suction surface and upper wall (incidence=0 deg)

Fig.8 Limiting streamlines along the blade suction surface and upper wall (incidence=-6 deg)

Fig.9 Limiting streamlines along the blade suction surface and upper wall (incidence=+6 deg)