

2

数値シミュレーションによる翼列2次流れ制御設計

大北洋治、 児玉秀和 (IHI)、 菊地一雄、 野崎理、 田村敦宏(航技研)

Design of Secondary Flow Control Cascade Using Numerical Simulation

Y. Ohkita, H. Kodama (IHI), K. Kikuchi, O. Nozaki, A. Tamura (NAL)

ABSTRACT

The trend of axial turbomachine design is toward higher blade loadings which places more emphasis on secondary flow effects and the associated losses.

Measurements of these complex three-dimensional flows in high speed compressor cascades has proven to be very difficult.

On the other hand, a sophisticated numerical simulation can predict these flows and the losses successfully.

This paper presents the results of a design which aim to reduce secondary flow and the losses at endwall regions of compressor stators, using numerical simulations.

A comparison with the results obtained in rig tests will be also presented.

1 まえがき

圧縮機の設計および性能解析を難しくしている要因の1つに翼列内の2次流れがある。高速圧縮機翼列の2次流れは、計測によりその機構を調べることは困難であるが、数値シミュレーションにより詳細を把握できることが明らかになった。1)

今回の研究ではこの成果を利用して、2次流れ制御設計に数値シミュレーションを応用する試みを行った。対象とした圧縮機静翼列では、2次流れにより特に翼端部で圧力損失が大きく、性能を低下させている。そこで2次流れが抑制されるような最適な翼列を、数値解析を用いて設計する。

また、翼列試験により、性能向上の実証を行い、設計法の有効性を確認する。

2 翼列およびその設計法

(1) 翼列諸元

研究の対象とする圧縮機静翼の代表諸元を表1に示す。また図1に設計点における入口マッハ数、図2に流入角の径方向分布をそれぞれ示す。これらの分布は翼列試験における計測値を補間して求めたものであり、両翼端壁の値は内側の計測点の値から外挿している。

(2) 2次流れ制御設計

改良翼では、両翼端部に対して2次流れ制御設計を施す。その他の部分は元の翼列と同じ翼型を用いる。

設計は以下の過程で行う。まず、2次流れ渦を低減させるように翼型のパラメタを変化させて翼を生成する。この翼について、3次元粘性流れ解析(次項で詳細を述べる)を行い、2次流れの減少及び圧力損失の低減について定量的に調査する。この過程を繰り返しながら最適な2次流れ制御翼列を設計する。

3 数値解析手法

(1) 解析コード

本解析コードは、航空宇宙技術研究所により、産業科学技術研究開発制度—超音速輸送機用推進システム研究開発—の中で開発されたものである。

基礎式は3次元レイノルズ平均ナビエーストークス方程式で、これを差分法により時間方向に解いて定常解を求める。計算スキームは近似因子分解を用いた陰解法で、乱流モデルはBALDWIN・LOMAXモデルである。 2)

(2) 計算格子

図3に計算に用いた格子の子午面(周方向中央位置)及び図4に翼間断面(径方向中央位置)を示す。H型の計算格子を用いている。格子数は、流れ方向に118点、径方向、周方向はともに61点ずつである。計算領域は、翼前縁の1翼弦長上流から、翼後縁の1翼弦長下流までである。

(3) 境界条件

入口境界では、全圧、全温、流入角(径方向、周方向の2方向)を与え、出口境界では静圧を与える。入口、出口ともにその他の物理量は内点から外挿する。

4 数値解析による翼列性能の比較

元の翼列と最適な2次流れ制御設計を行った翼列について数値シミュレーションを行い、比較した。解析は設計点の流れについて行われた。

(1) 2次流れ

図5に静翼流出角(後縁より50%翼弦長下流位置)の径方向分布を比較する。流出角は軸方向を基準とし、転向角の大きくなる方を負側とする。まずチップ側に注目すると、2次流れ制御翼列は元の翼列に比べ、壁面近傍での転向角の増大及び壁面からやや内側における転向角の急激な減少という2次流れに特徴的な流出角の偏向が緩和されている。一方ハブ側にゆくにつれ、元の翼列では流出角が徐々に負側にずれていく傾向があるが、2次流れ制御翼列では、より軸流出に近づいている。またハブ壁面近傍の転向角の増大も改善されている。

図6に翼前縁より80%翼弦長下流における、流れ方向に垂直な断面内の2次流れ速度ベクトルを示す。元の翼列ではチップ部の壁面と翼の負圧面との角に強い2次流れが生じていることがわかる。これに対して、2次流れ制御翼列では2次流れ成分が大幅に減少していることがわかる。

図7に静翼負圧面上の流線を比較する。2次流れ制御翼列ではチップ部の流線の偏向が小さくなっている。これも2次流れが抑制されていることを示している。

(2) 圧力損失

図8に後縁より90%翼弦長下流位置における圧力損失率の径方向分布を比較する。2次流れ制御翼列では、チップ部の圧力損失が大幅に減少している。一方、ハブ部では圧力損失の低減は見られない。これは、図1の入口流分布からわかるように、チップ部においては平均径付近からの広い範囲にわたり速度勾配があるために大きな2次流れが生じているのに対し、ハブ部では壁面境界層中のせん断により生じる比較的狭い範囲の2次流れであり、2次流れ制御設計の効果が小さいと考えられる。

図9に、流れ方向に垂直な断面内の圧力損失係数分布を示す。位置は図の左側より順に前縁より40%翼弦長下流、88%翼弦長下流、後縁より42%翼弦長下流、96%翼弦長下流である。元の翼列ではチップ部において高圧損領域が翼列内から徐々に増大していることがわかる。一方、2次流れ制御翼列では高圧損領域の生成が抑えられている。これは2次流れが抑制されることにより、2次流れ渦が散逸する際に生み出す混合圧力損失が低減されることによると考えられる。

5 試験方法

図10に環状翼列試験の概要を示す。元の翼と改良翼の2種類の静翼について試験する。上流の動翼は同一のものを用い、両静翼に対して同じ入口条件となるようにする。

前縁より1翼弦長上流において全圧、全温を、後縁より5翼弦長下流において全圧を計測している。また、十分上流において全体流量を計測している。

動翼の回転数を変えることにより、静翼の負荷を変えて、2種類の試験条件で試験を行った。

6 試験結果

図11に静翼列の圧力損失率を元の翼列と2次流れ制御翼列とで比較する。圧力損失は、静翼の5翼弦長下流における計測値を流れ方向に垂直な断面内で流量平均した全圧を用いて求めている。いずれの回転数においても2次流れ制御翼列の方が圧力損失が減少している。そして、静翼の負荷が上がるにつれて圧力損失の減少幅が大きくなることがわかった。

7 結論

(1) 数値シミュレーションを翼列2次流れ制御設計に応用し、最適な設計を行うことができた。

(2) また、試験においても、2次流れ制御翼列の性能向上が確認され、本設計手法の有効性が証明された。

8 参考文献

1) 大北ほか、3次元圧縮機静翼の粘性解析、平成5年ガスタービン秋期講演会

2) 野崎ほか、Development of Software of Three-Dimensional Cascade Flow Analysis for HYPR Aerodynamic Components、大型工業技術国際シンポジウム、超音速機用推進システム、(平成4年1-0月) 予稿集 P.143 - 150

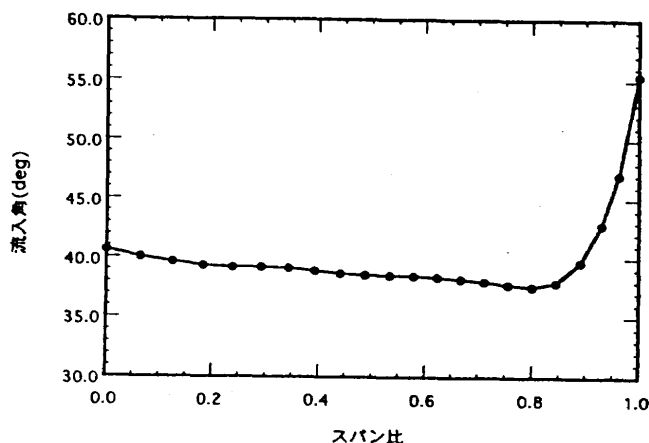


図2 流入角分布

設計流入角 (径方向中央位置)	38.5deg
設計流出角	0.0deg
縦横比	3.0
ピッチコード比 (径方向中央位置)	0.75

表1 翼諸元

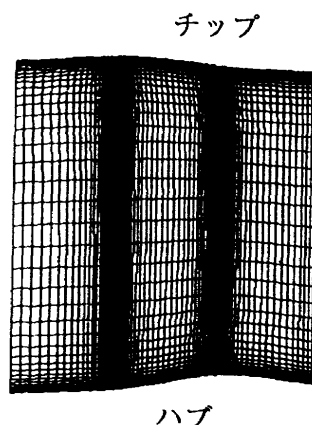


図3 格子 (子牛面)

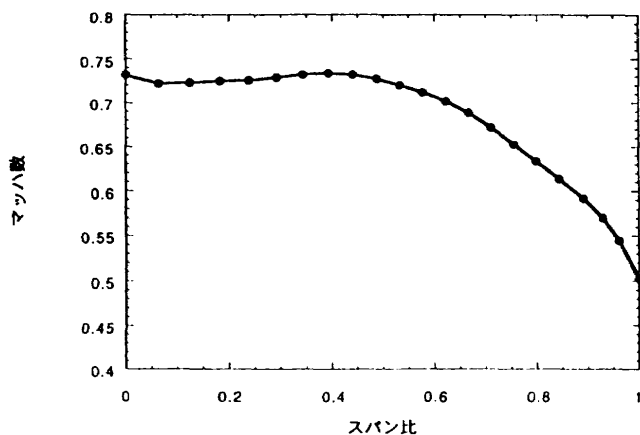


図1 入口マッハ数分布

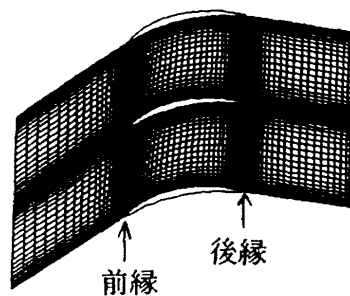


図4 格子 (翼間)

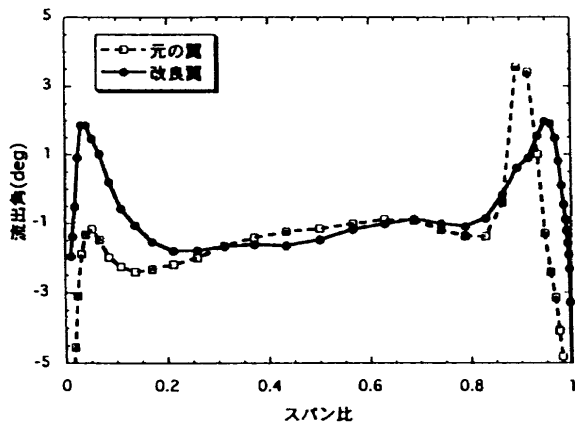
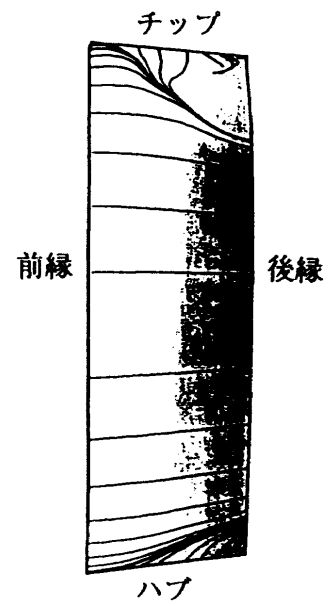
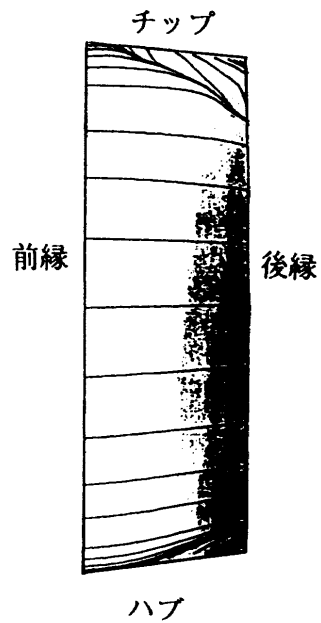


図5 流出角分布の比較



(元の翼)



(改良翼)

図7 翼面上流線

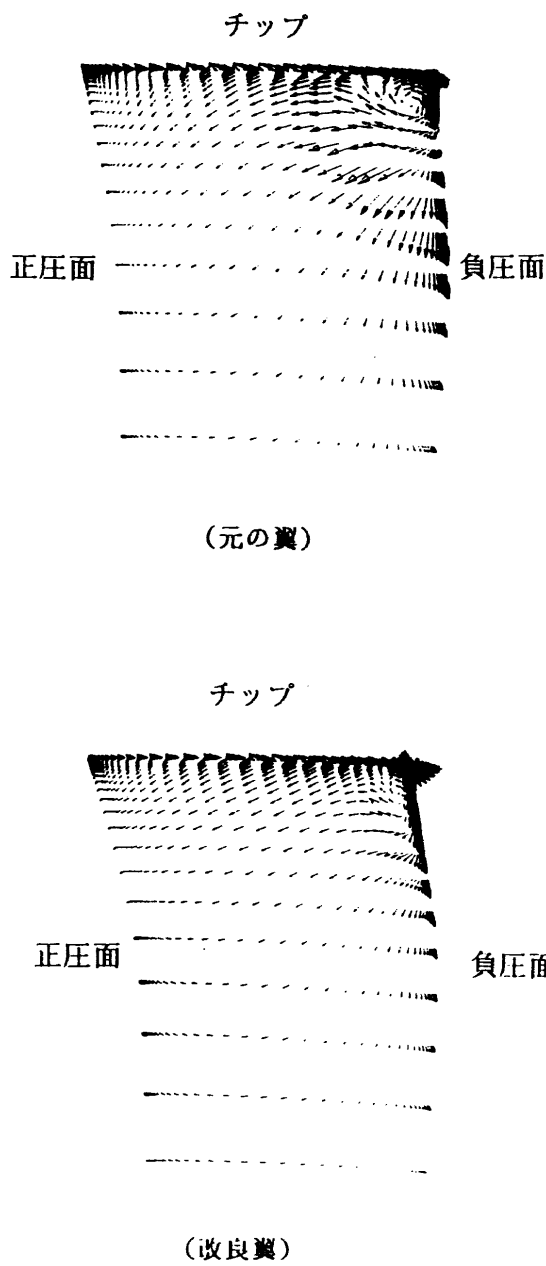


図6 2次流れベクトル

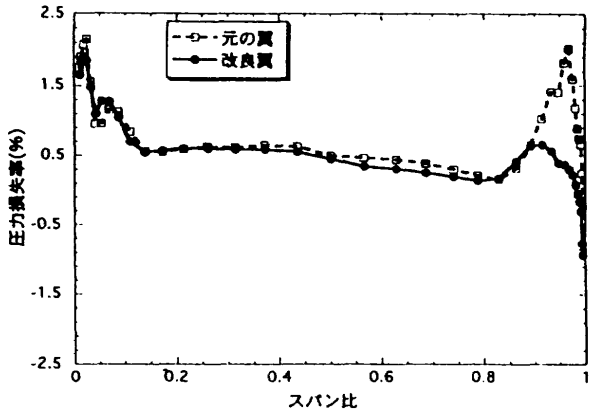


図8 圧力損失分布の比較

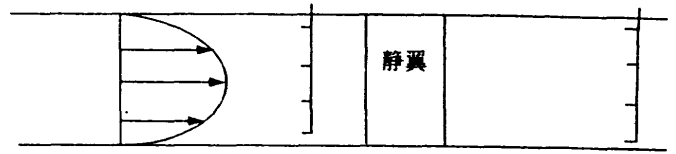


図10 試験法概要

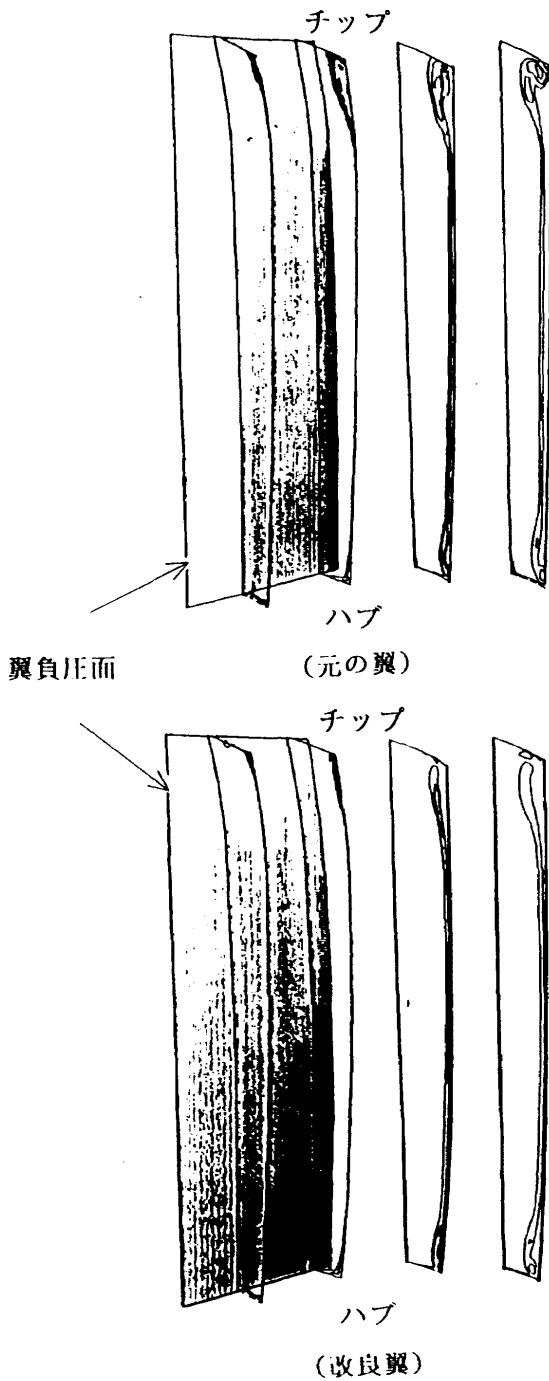


図9 流れ方向に垂直な断面内の圧力損失分布

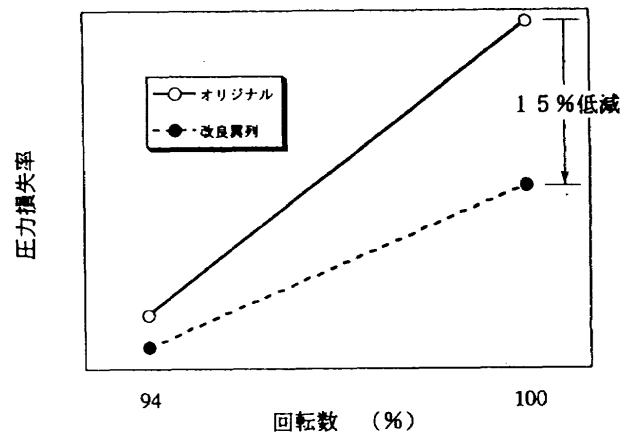


図11 試験結果 (圧力損失)

