

二次元曲りダクトによるターボ機械内の流れの解明（断面形状の影響）

千田 龍志 小松 拓也 内藤 正剛
 辻田 星歩 水木 新平
 法政大学工学部機械工学科

ターボ機械は航空用や車両用など身近な所で多く利用されているが、圧縮機の羽根車内の流れは非常に複雑である。また、ターボ機械内の流れは流路の曲率による遠心力及び回転によるコリオリ力によって複雑な二次流れが生じる。特にターボ機械内に生じる二次流れの中で最も支配的なものは流路渦であり、損失発生の大きな要因となっている。流路渦が発生する基本的なモデル流路の一つに二次元曲りダクトがある。また、近年軸流タービン翼の高負荷化に伴い低アスペクト比化が進む傾向にある。

本研究ではアスペクト比が流路渦の形成およびそれによる損失生成に与える影響を調べることを目的に、断面のアスペクト比が異なる5種類の二次元曲りダクト内の流れの数値解析を行った。

1. 緒言

ターボ機械の流路内では、作動流体に三次元的な流路の曲率による遠心力および回転によるコリオリ力が作用するため二次流れが生じる。この二次流れは損失を誘起し、段効率さらには全体性能にも大きな影響を与える。

ターボ機械内の二次流れには複雑な渦が存在し、それらの干渉により非常に複雑な様相を呈する。この二次流れの中で最も支配的なものは流路渦であり、損失生成の大きな要因となっている。

流路渦が発生する基本的なモデル流路の一つには二次元曲りダクトがあり、これに対して流路渦とそれによる損失発生のメカニズムを解明するために実験的および数値解析的に、多くの研究が行われている。(例えば文献(1)(2))。

近年、軸流タービン翼の高負荷化に伴い低アスペクト比化が進む傾向にある。本研究ではアスペクト比が流路渦の形成およびそれによる損失生成に与える影響を調べることを目的に、Dean 数が同じで断面のアスペクト比が異なる5種類の二次元曲りダクト内の流れの数値解析を行った。

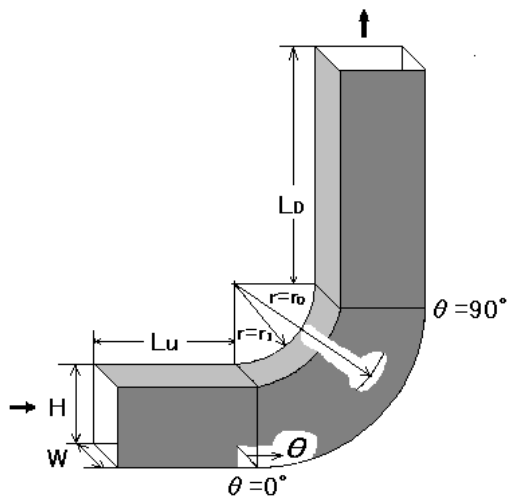


Fig.1 Curved duct

Table 1 Aspect ratio of curved duct

Case No	①	②	③	④	⑤
S	2.0	1.5	1.0	1.0/1.5	0.5

2. 解析条件

Fig.1 に解析対象とした二次元曲りダクトの形状を示す。

Table 1 にはアスペクト比 ($S=W/H$) の値を示す。ここで、 W は幅、 H は高さである。

～ 全ての Case において水力直径 $D=0.04m$ 、曲り角 $\theta=90^\circ$ 、半径比 $R_r=2.3$ および入口平均流速 V_c と D に基づく Reynolds 数は $Re=40,000$ (Dean 数 $De=18,700$) である。また、上流側の直線ダクトの長さ L_u は $3.75D$ 、下流側の直線ダクトの長さ L_d は $7.5D$ に設定してすべての解析を行った。

3. 数値解析法

本数値解析法⁽³⁾は、標準の k - モデルを含む物理成分テンソル形で表した定常非圧縮乱流場の基礎方程式を用いており、その一般式は次式となる。

$$\frac{\partial}{\partial \xi^j} \left[\sqrt{\frac{g}{g_{jj}}} \rho U(j) \phi \right] = \frac{\partial}{\partial \xi^j} \left[\sqrt{g} g^{j\alpha} \Gamma^\phi \frac{\partial \phi}{\partial \xi^\alpha} \right] + S^\phi \quad (1)$$

ここで、 Γ^ϕ は境界適合座標軸 j 方向の速度物理成分 $U(j)$ 、乱流運動エネルギー k およびその散逸率 ϵ で表す任意の従属変数で、 S は生成項、 Γ^ϕ は拡散係数である。また、 ρ は密度、 g^{ij} は計量テンソルの反変、 g_{ij} は共変成分であり、 g はその行列式である。

式(1)の離散化には有限体積法を、また、対流項の評価には三次精度の風上差分法を用いた。本解析法で用いたアルゴリズムは SIMPLE 法である。壁面境界条件には壁法則を適用した。本数値解析法の精度は同様の曲りダクト内の流れに対して文献(2)で検証済みである。

計算格子の数は Table 1 に示した全ての Case に対して

95 (主流方向) × 35 (流路幅 W 方向) × 35 (流露高さ H 方向) である。

4. 結果および考察

Fig. 2 および Fig. 3 には各 Case の全圧損失係数 C_{pt} と二次流れ運動エネルギー C_{sk} の、断面質量平均値 $\overline{C_{pt}}$ と $\overline{C_{sk}}$ の龍路方向の分布を示す。全圧損失係数 C_{pt} と二次流れ運動エネルギー C_{sk} は、次式によって定義した。

$$C_{pt} = \frac{P_{tref} - P_t}{\rho V_c^2 / 2} \quad (2)$$

$$C_{sk} = \left(\frac{V_s}{V_c} \right)^2 \quad (3)$$

ここで、 P_{tref} は基準全圧、 V_s は二次流れ速度成分である。

図中の Xh は D で無次元化した管断面中央位置での曲りダクト ($\theta = 0^\circ \sim 90^\circ$ 、以下 CD と略す) 入口での値を基準に表示した。

Fig. 4 は各 Case の曲りダクト出口での二次流れベクトルと全圧損失を表している。色の青い所が損失が小さく、赤い所が損失が高い所である。また、ベクトルの大きさは、二次流れの大きさに比例している。

Fig. 5 には静圧係数 C_p の内壁 ($r=ri$) と外壁 ($r=ro$) 上の管幅 W 方向質量平均値 $\overline{C_p}$ の流路方向の分布を示す。静圧係数は次式で定義した。

$$C_p = \frac{(p - p_{ref})}{\rho V_c^2 / 2} \quad (4)$$

ここで、 P_{ref} は基準静圧で、各曲線は入口境界での値を基準に表示した。

全圧損失係数分布 (Fig. 2) は、 CD 上流側では各 Case とも同じ増加の割合を示しており、管壁面上の境界層の発達によるものである。 CD 内では流路渦の発生により損失増加の割合が大きくなり、アスペクト比が低いほどその割合が僅かに大きくなっている。 CD 出口から $Xh=5$ 付近まで損失増加の割合は CD 内より更に増加し、アスペクト比による違いが顕著になっている。さらに下流に向かうと損失増加の割合は減少し、各 Case とも再び同様な増加の割合を示している。

二次流れ運動エネルギー分布 (Fig. 3) は、 CD 上流側では全ての Case に対して変化は無く、境界層の発達に伴う二次流れは非常に小さいことがわかる。 CD 上流側での値が違うのは、直管と CD の接合部の格子の歪みにより CD 入口でその値に局所的なピークが生じ、また、前述のように各 Case での値は CD 入口 ($Xh=0$) で同一の値となるように取ったためである。 CD 内では流路渦の発生により値は急激に増加し、 CD 出口付近で最大値を取っており、また、アスペクト比が低いほどその増加の割

合が大きくなっている。 CD 下流では、各 Case とも流路渦の崩壊により、特に $Xh=5.0$ 付近まで急激に減少し、また、その減少の割合は、アスペクト比が低いほど大きくなっている。

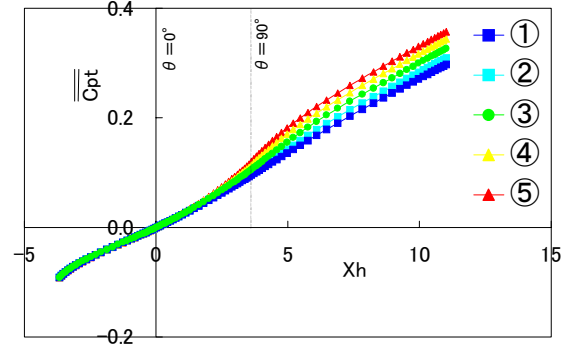


Fig.2 Mass-averaged total pressure loss coefficient

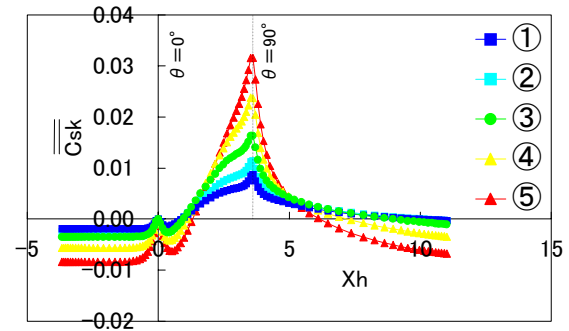
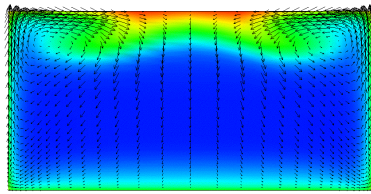


Fig.3 Mass-averaged secondary flow kinetic energy coefficient

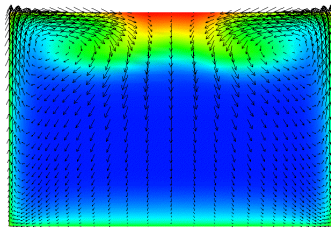
次に、全圧損失係数と二次流れ運動エネルギーの流路方向の変化を Fig. 2 と Fig. 3 で比較すると、 CD 入口 ~ CD 出口付近および CD 出口付近 ~ $Xh=5.0$ 付近の二つの区間でそれらの分布に変化が現れている。 CD 出口付近 ~ $Xh=5.0$ 付近までの全圧損失の増加割合は CD 入口 ~ CD 出口付近までのより大きい。また、二次流れ運動エネルギーは CD 入口 ~ CD 出口まで急激に増加し CD 出口 ~ $Xh=5.0$ 付近まで急激に減少し、流路渦の発達および崩壊を表している。

従って、損失生成への流路渦の寄与はその発達過程より崩壊過程において大きいことが分かる。アスペクト比と損失生成の関係では、アスペクト比の低下は流路渦を増強させその崩壊過程で損失を増加させるといえる。

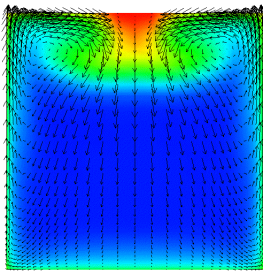
Fig. 4 では、各 Case とも高損失領域が流路渦の巻き込み位置に集中しているのは同じだが、ベクトルの大きさは、アスペクト比が低い Case が一番大きい事からも、アスペクト比を低くすると二次流れ運動エネルギーは大きくなることが確認できる。



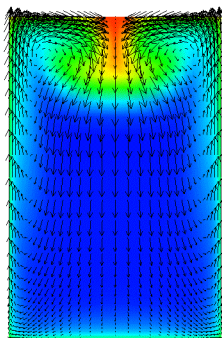
(a)Case



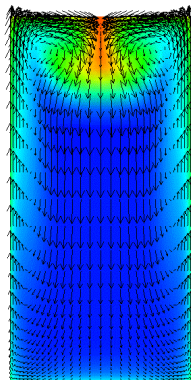
(b)Case



(c)Case



(d)Case



(e)case

Fig.4 Secondary flow vector And Total pressure loss
($\theta = 90^\circ$)

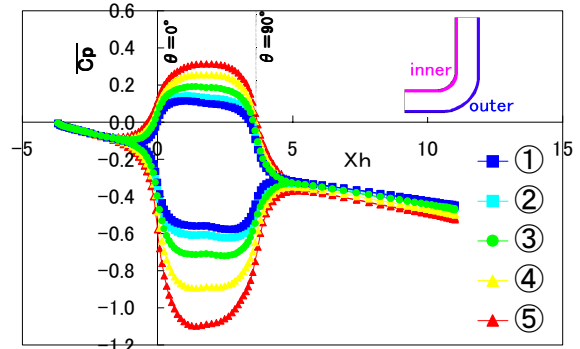


Fig.5 Static pressure coefficient

また Fig. 5 から、Dean 数を固定してアスペクト比を低くした場合、内壁側と外壁側の圧力差が大きくなり、それにより流路渦が強くなったと考えられる。

今回の解析条件では Dean 数を固定しアスペクト比を低くすると内外壁の圧力差が大きくなり、これは軸流翼列における高負荷化による低アスペクト比化に対応するものと考えられる。従って、軸流翼列の高負荷化による低アスペクト比化は、翼列内での損失生成にはあまり変化は生じないが翼列通過直後に大きく増加することが予測された。

5. 結論

Dean 数が同じで断面アスペクト比が異なる二次元曲りダクト内の流れの数値解析を行い、以下の結論を得た。

- (1) 流路渦の損失増加への寄与はその発達過程より崩壊過程において大きい。
- (2) Dean 数を固定してアスペクト比を低下させた場合、内外壁の圧力差の増加により流路渦が強くなり、その崩壊過程で損失が増加する。
- (3) 低アスペクト比化の場合における流路渦の発達には翼列内での損失生成には大きな影響を与えないが、翼列直後に大きな損失を生成する。

参考文献

- (1) Boyle, M.T., 他 2 名, TransASME, J. of Turbomachinery, 111(1989), 530-536.
- (2) 石田他 2 名, 第 43 回ターボ機械協会名古屋講演会講演論文集(1999), 91-96.
- (3) 辻田・水木, 機論, 57-540, B(1991), 2606-2613.

キーワード.

流れの数値解析, 曲りダクト, ターボ機械, 二次流れ

Summary.

**Simulation of Flow in Turbomachinery By Using 2-D Curved Duct
(Influence of Aspect Ratio)**

Ryuji CHIDA Takuya KOMATSU Masataka NAITOU
Hoshio TSUJITA Shimpei MIZUKI
Department of Mechanical Engineering, Hosei University

In the passage of a turbomachinery, the secondary flow under the effect of the centrifugal and the Coriolis forces exhibits complex flow pattern, and strongly affect the generation of loss. It is difficult to reveal the relationship between the secondary flow and the loss generation mechanism by using an actual turbomachinery. The most dominant secondary flow is the passage vortex.

In the present study, the flow within the two-dimensional curved duct is selected as a fundamental model for the appearance of the passage vortex. The numerical computations are performed for the various conditions, in which the aspect ratio of curved duct are changed.

Keywords.

Computational Fluid Dynamics, Curved Duct, Turbomachinery, Secondary Flow