数値解析によるヒービング運動する弾性翼後流の渦流れ構造

永田 哲志^{*} (九工大院), 瀧脇 正樹 (九工大), 田中 和博 (九工大)Numerical Simulation of Vortex Flow Structure
behind a Heaving Elastic Airfoil

Tetsushi NAGATA, Masaki FUCHIWAKI and Kazuhiro TANAKA

ABSTRACT

A flow field around moving elastic airfoil has attracted significant attentions in recent years. A flow around an elastic body is treated as a coupled problem of a fluid and a structure. However, impacts of elasticity on a flow field and differences from a flow field in the wake of a rigid airfoil have not been clarified yet. The purpose of the present study is to perform the fluid-structure interaction analysis using ANSYS 11.0 and ANSYS CFX 11.0 and is to clarify the wake structure.

Keywords : Elastic airfoil, Vortex, Unsteady flow, Numerical simulation

1. 緒 論

低レイノルズ数領域における非定常運動する翼まわりの流れ場およびその非定常流体力特性に関する研究は剛体翼を中心に進められてきた。しかしながら、最近では、弾性運動翼まわりの流れ場およびその非定常流体力特性が注目されている。弾性運動翼まわりの流れ場は、流体構造連成問題 (Fluid-Structure-Interaction, FSI) として取り扱われており、物体の大きな変形とその流れ場との相互作用が大きな強連成問題 (双方向連成) であるため、その流れ場および非定常流体力特性は十分に明らかにされていない。

本研究では、ANSYS 11.0 および ANSYS CFX 11.0 を用い、弾性を有するヒービング運動翼まわりの流れ場の流体構造連成解析を実現し、弾性翼後流に形成される渦流れおよび翼後流に形成される増速流を剛体翼と比較し、弾性が流れ場に与える効果を明らかにする。

2. 解析対象および解析条件

流体構造連成解析の流体部の支配方程式は、連続の式およびNavier-Stokes方程式であり、その離散化手法には、有限体積法を用いる。構造部の支配方程式の離散化手法には有限要素法を用いる。

解析領域は、翼弦長 c を基準に、翼前縁、翼後縁、翼スパン方向奥行きおよび翼面に鉛直方向の長さを、それぞれ $2c$, $5c$, $c/12$ および $3c$ で与える。流入境界に主流 0.067 [m/s] を与え、流出境界を大気圧解放とした。

Table 1 Analysis conditions.

Re	4×10^3	Turbulence	$k-\omega$
St	0.64	y+	< 1
Mesh	Hexa	Cycle	5
Nodes(Fluid)	2.1×10^5	Time steps	0.01 [s]
Nodes(Airfoil)	1.0×10^4	Cal. Time	10 days

また、壁面境界はすべて対称境界とし、翼面には圧力と変位データを転送する境界面を定義する。その他の解析条件を表 1 に示す。供試翼形状は NACA0010 であり、弾性翼のヤング率およびポアソン比はそれぞれ $E = 0.32$ [MPa] および $\nu = 0.45$ である。翼前縁から $c/4$ の位置にヒービング運動を与え、翼後縁最大振幅を基準としたストロハル数 St を定義する。

3. 解析結果および考察

$St = 0.64$ のヒービング運動を行う剛体翼および弾性翼まわりの等渦度線図をそれぞれ図 1 および 2 に示す。また、PIV 解析結果および数値解析結果をそれぞれ図 (a) および (b) に示す。いずれもヒービング運動が運動中心の位置における瞬時値を示す。

いずれの数値解析結果も PIV 解析結果とよく一致しており、特に、流体構造連成解析も実現できていると言える。また、弾性翼後縁から巻き上がる渦 (図2(b)) は、剛体翼 (図1(b)) に比べて大きく成長し、その中心付近

(a) PIV measurement result

(b) Numerical simulation result

Fig.1 Vorticity contours behind heaving rigid airfoils at $St = 0.64$.

の渦度も大きい。そのため、翼後流に吐き出され、発達する渦も剛体翼に比べて大きいことがわかる。さらには、剛体翼後方の推進力発生渦列は、弾性翼に比べて密に形成されていることがわかる。弾性翼では、ヒービング運動とその弾性変形により翼面上で成長した渦が常に、ヒービング運動の上死点および下死点において翼後縁から離れるために渦間隔が大きくなる。

ヒービング運動する運動翼—弦長後方の増速流の一周期平均を図 3 に示す。実線および破線はそれぞれ数値解析結果および PIV 計測結果を示し、また、●および×はそれぞれ弾性翼および剛体翼の結果を示す。

数値解析結果は、定量的には多少違いがあるものの、定性的にはPIV 計測結果とよく一致している。弾性翼後方の増速流は、主流に対して、ほぼ対称の分布となるが、剛体翼後方には、大きな減速流が発生し、主流方向に対して非対称な分布となることがいずれの結果からもわかる。剛体翼後流に形成される推進力発生渦列が密に形成され、翼後縁から巻き上がる渦の干渉が強くなるためである⁽¹⁾⁽²⁾。弾性翼では、図 2 に示すように、ヒービング運動の上死点および下死点において翼後縁から渦が離れるために、渦間隔が大きくなり渦同士の干渉が小さく、そのため弾性翼後方の増速流は、主流に対して対称となることがわかった。

(a) PIV measurement result

(b) Numerical simulation result

Fig.2 Vorticity contours behind heaving elastic airfoils at $St = 0.64$.

Fig.3 Mean velocity profiles during one cycle behind heaving airfoils at $St = 0.64$.

4. 結 論

ANSYS 11.0 および ANSYS CFX 11.0 により、ヒービング運動する弾性翼まわりの流体構造連成解析を実現した。ヒービング運動する弾性翼は、ヒービング運動とその弾性変形により翼面上で成長した渦が、常にヒービング運動の上死点および下死点において翼後縁から離れる。そのため、渦間隔が大きく渦同士の干渉が小さいために、翼後方の増速流は、主流に対して対称に分布する。

参 考 文 献

- 1) 瀧脇 他, 機論 B, 73-728(2007) pp. 922
- 2) Lai J.C.S., et al, AIAA Journal, Vol.37, No. 12, (1999) pp1529