

表計算ソフトを利用した簡易数値風洞の作成

－ 離散渦法による厚みのある翼まわりの流れ解析 －

増淵 寿*¹, 金田 博樹*²

Development of Simple Numerical Wind Tunnel
by using Spreadsheet Software.

- Flow Analysis around a Thick Airfoil with a Discrete Vortex Method. -

Hisashi MASUBUCHI and Hiroki KANEDA

This paper reports on the development of simple numerical wind tunnel by using spreadsheet software. Macro-function (Excel VBA) installed in the spreadsheet software realized the wind tunnel that could analyze the flow around a thick airfoil just by coding a short program. Flow around a NACA-airfoil and a Joukowski-airfoil was simulated by means of the developed numerical wind tunnel with a discrete vortex method. The calculated results were compared with that of experiment or analytical solution in order to examine the accuracy of the numerical simulation. In the result, developed numerical wind tunnel could calculate the lift generated by an airfoil with satisfactory accuracy. But that indicated the wrong surface pressure distribution on the airfoil because of its computational technique. It was concluded from this study that the numerical wind tunnel using a spreadsheet had the potential to simulate more complex flow.

KEYWORDS : Spreadsheet Fluid Dynamics, Discrete Vortex method, Airfoil, CFD

1. 緒言

流体の数値シミュレーション (CFD) は、一般的に C などのプログラミング言語を使用して実行される。一方で、汎用的な表計算ソフトを使用したシミュレーション手法 (Spreadsheet Fluid Dynamics 以下 SFD と略す) が提案され、流れ場の簡易計算が可能となっている。この手法を用いれば、初学者が CFD を学ぶ際に大きなハードルとなる、膨大なプログラミングの知識がほぼ不要となる。そこで、前報²⁾では、厚みのない平板まわりの流れを離散渦法によってシミュレーションする SFD の教材製作と、これを使用した CFD 教育の概要とについて報告した。

この CFD 教育は、本校の専攻科 (機械工学コース) の学生を対象として、現在に至るまで継続して実施されている。授業では、Microsoft 社 Excel の基本的な表計算機能だけを使用してシミュレーションを実行しているが、当該ソフトウェアには多彩なマクロ機能が用意されており、これを利用すれば、さらに複雑な計算が可能になると期待される。そこで、本研究では前報の成果を発展させ、Excel のマクロ機能を積極的に利用して、厚みのある任意形状の翼まわりの流れを解く、一種の「SFD による簡易数値風洞」の作成を試みた。次に、この数値風洞によるシミュレーション結果を既知の実験値および解析解と比較することで、計算の精度を評価した。これらを通して、Excel

*1 機械工学科 (Dept. of Mechanical Engineering), E-mail:masubuti@oyama-ct.ac.jp

*2 岩手大 工学部 機械システム工学科 3 年生 (Iwate University) ※2011 年度卒業

を基盤とした「流れ解析」の可能性と問題点とを探ることも目的の1つである。

2. おもな記号

U : 一様流の流速	m/s
α : 翼の迎角	degree
C : 翼の翼弦長	m
ρ : 流体の密度	kg/m ³
p : 流体の圧力	Pa
n : 翼の輪郭上に設置される渦糸の個数	
Γ_i : i 番目の渦糸の循環	m ² /s
L : 単位翼幅あたりの翼の揚力 = $-\rho U\Gamma$	N/m
C_L : 揚力係数 = $L/(\rho U^2/2 \cdot C)$	
C_p : 圧力係数 = $p/(\rho U^2/2)$	

3. 解析対象

静止した厚みのある翼を一様流中に設置したとき、その周囲に発生する定常流れ場を解析対象とする。流体は完全流体で、二次元流れを仮定する。解析する翼として、前報²⁾では厚みのない平板を用いたが、本報では厚みのある2種類の翼型(NACA翼とJoukowski翼)を選択した。前者は風洞実験データが容易に入手できること、後者は流れ場の解析解が存在することが選択の理由である。

3.1 NACA4字系列翼型

米国のNACAが、翼厚やキャンバを系統的に変化させてそれぞれの空力特性を風洞試験し、データ集としたものがNACA翼で、現在でも広く使われている。NACAに続く4つの数字は翼の形状を表しており、NACA 2412では、一桁目の数字2はキャンバラインの最大値が翼弦長の2%、二桁目の4が翼の反りが最大になる位置が翼弦長の40%、三、四桁目の12は、翼の最大厚みが翼弦長の12%となることを意味している。また、その翼厚分布およびキャンバラインは文献³⁾にしたがって定めた。

ここではNACA2412を基準にして、(1)最大キャンバ(反り)、(2)反りが最大となる位置、(3)最大厚みを、それぞれ表1のように3段階に変化させて数値実験を行う。シミュレーションの結果を、公開されている翼型の風洞実験のデータ⁴⁾の1

つである「揚力係数-迎角特性(以下 $C_L-\alpha$ 特性と略す)」と比較する。

Table 1 List of airfoils to be analyzed.

比較項目	翼の名称		
(1)	NACA 1412	NACA2412	NACA 4412
(2)	NACA 2212	NACA2412	NACA 2612
(3)	NACA 2406	NACA2412	NACA 2424

3.2 Joukowski 翼型

図1に示す(a,0)を通過する円を、式(1)の等角写像(Joukowski変換)することで得られる翼型がJoukowski翼である。円の中心位置($-\epsilon, \delta$)を変化させることで、さまざまな形の翼を作ることができ、 ϵ, δ はそれぞれ翼の反り、厚みの大きさに関係している。

$$\zeta = z + \frac{a^2}{z} \dots\dots\dots (1)$$

完全流体ならば、円柱まわりの流れ場は複素速度ポテンシャルを用いて解析的に解くことができる。このため、写像後の翼まわりの流れ場のデータ(流速・圧力)も全て解析的に求めることが可能である⁵⁾。そこで、この解析解を利用して、「 $C_L-\alpha$ 特性」に加えて、「翼面上の圧力分布」についても比較し、近似解であるシミュレーションの結果が妥当かを判断する。

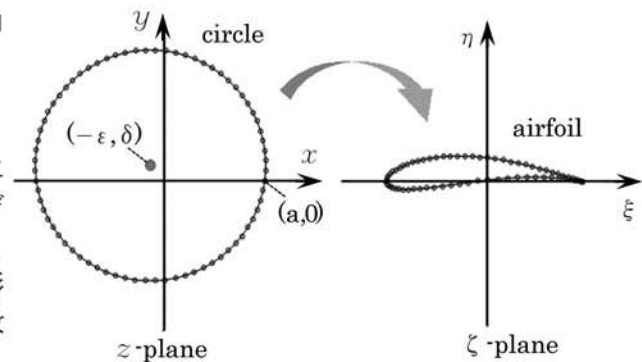


Fig.1 Joukowski transformation.

4. 翼まわりの流れの計算法

4.1 離散渦法の計算手順

離散渦法は、渦糸を流れの中に離散的に配置し、それらの渦の強さを適当に調節して、任意形状の物体まわりのポテンシャル流れを求める方法である。その計算手法については、水野⁶⁾などによって詳細に解説されているため、ここでは、計算

の概略のみを簡潔に記述する。まず、ポテンシャル流れの基本解である渦糸を、図2のように翼の輪郭上にn個配置する。渦糸の性質により、点 (x_i, y_i) にある循環 Γ_i の渦が、任意の点 (x, y) に誘起する流速は式(2)によって求められる。

$$u_i = \frac{1}{2\pi} \frac{-\Gamma_i(y-y_i)}{(x-x_i)^2+(y-y_i)^2}$$

$$v_i = \frac{1}{2\pi} \frac{\Gamma_i(x-x_i)}{(x-x_i)^2+(y-y_i)^2} \dots\dots\dots(2)$$

次に、隣接する渦糸の中点を参照点と定める。この参照点 (x_{rj}, y_{rj}) における流体の速度は、一様流(流速U, 迎角 α)と全ての渦糸による誘起速度の総和であり、次式で求められる。

$$\vec{u}_{rj} = \left(U \cos \alpha + \sum_{i=1}^n u_i, U \sin \alpha + \sum_{i=1}^n v_i \right) \Bigg|_{\substack{x=x_{rj} \\ y=y_{rj}}} \quad (3)$$

参照点が物体表面(翼の表面)となるためには、式(3)の速度ベクトルは表面に沿う向きでなければならない。すなわち、各参照点において、式(4)を満足する必要がある。

$$\vec{u}_{rj} \cdot \vec{n}_j \quad \dots\dots\dots(4)$$

ただし、 \vec{n}_j はj番目の参照点における、翼表面の外向き(単位)法線ベクトルである。

これに加え、翼後縁において、翼の上面からと下面からの流れがスムーズに合流するという、式(5)のKuttaの条件を課す。

$$\Gamma_n = 0 \quad \dots\dots\dots(5)$$

式(4)を全ての参照点に対して記述し、式(5)を加えて、(未知数 Γ_i に関する)連立方程式(6)を構成する。これを解いて渦糸の循環 Γ_i が全て得られれば、流れ場が解けたことになる。

$$A\Gamma = b \quad \dots\dots\dots(6)$$

ただし、 $\Gamma^t = [\Gamma_1, \Gamma_2, \dots, \Gamma_n]$ で、 A は翼形状(渦糸と参照点の座標)だけで決まる (n, n) 行列、 b は翼形状と一様流(流速と迎角)とで決まるn次元

列ベクトルである。その詳細については、文献⁶⁾を参照されたい。

4.2 厚みのある翼の問題点

図2の厚みのない翼では、参照点の数は渦糸の数より1つだけ少なく、式(6)で記述される連立方程式の数と未知数(Γ_i)の数とが同じn個となるから、これを解くのは容易である。一方、厚みがある翼(図3)の場合には、翼型の輪郭が閉曲線となるため、参照点の数(=式(4)の数)が1つ増加して渦糸と同数になる。このため、(6)の方程式の数はn+1となり、未知数の数よりも一つ多い過剰条件の連立方程式となってしまふ。この場合、方程式を解く($A\Gamma = b$ を $\vec{0}$ にする)ことはできないため、かわりに $A\Gamma = b$ がなるべく $\vec{0}$ に近くなるよう Γ の近似解を求める⁷⁾。つまりは、最小二乗法($|A\Gamma - b|$ の2乗が最小になるように Γ を選ぶ方法)を使用し、具体的には式(7)を解けばよいことが知られている⁸⁾。

$$\Gamma = (A^t A)^{-1} A^t b \quad \dots\dots\dots(7)$$

したがって、厚みのある翼を解析する場合は、上式で連立方程式の近似解 Γ を求めればよい。

4.3 Excelによる計算

前記の計算を遂行する表計算のファイル(Excelのブック)を作成するにあたり、次の2点に配慮した。①マクロ化する部分は必要最小限にして、ユーザーの可読性を向上させる。②解析の自由度が高い(たとえば、翼形状や渦糸の数を容易に変更できる)数値風洞の作成を目指す。

このため、参照点の座標や法線ベクトルの成分などの単純な計算は、Excelシート内の表計算機能で実行させ、表計算だけで記述するとパラメータ(特に渦糸の個数)の変更が面倒になる部分のみ、VBA(Visual Basic for Applications)を用

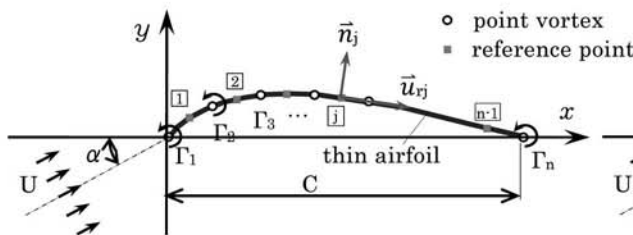


Fig.2 Configuration for numerical simulation of thin airfoil.

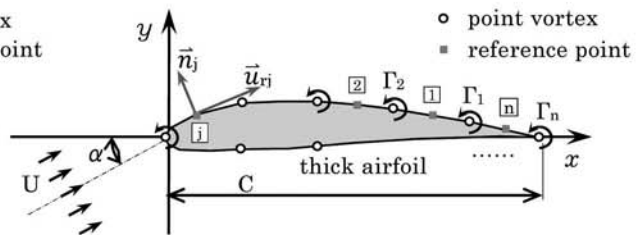


Fig.3 Configuration for numerical simulation of thick airfoil.

いてマクロ化することにした。具体的には、式(6)の行列 A, b の要素計算と、式(7)の行列計算がマクロ化の対象となる。この方針に基づいて、シートとマクロプログラムとを作成し、翼まわりの流れ解析用の Excel ブックを完成させた。図 4 に、完成したデータ入力シートの一部を示す。色つきのセルへ、翼型の形状（渦糸を配置する点の座標）と迎角などの必要なデータを入力し、「風洞実験開始」のボタンをクリックすれば、①～⑤の計算が実行され、流れの解析がほぼ瞬時に完了する。

- ① 参照点の座標と、参照点における単位法線ベクトルの計算（シート内で表計算）
- ② 行列 A, b の要素計算…連立方程式(6)の作成（マクロ）
- ③ 渦糸の循環 Γ の計算…式(7)の行列計算（マクロ）
- ④ 揚力 L , 揚力係数 C_L の計算（シート内で表計算）
- ⑤ 翼まわりの流れ場の速度・圧力（分布）の計算と別 file への出力（マクロ）

Excel のグラフ機能は、速度・圧力分布図の作成には適していないため、⑤では前報²⁾で作成したマクロプログラムを使用して速度・圧力のデータを別ファイルに出力し、描画は別のソフトウェアで実行させている。また、翼面上の圧力係数 C_p の計算法は、⑤と基本的に同じであるから、これを改良して実行できるようにした。

なお、Excel には表 2 に示す行列計算用の組み込み関数（ワークシート関数）が用意されている。これを利用することで、③の計算を行うマクロプログラムの主要部分は、図 5 のように極めて簡単に（行列の宣言文等を除くと、10 行未満で）記述することができる。

Table2 Major Excel Worksheet Functions used for matrix calculation.

Excel の関数名	機能
Minverse(配列)	行列の逆行列を返す
MMult(配列 1,配列 2)	2 つの行列の行列積を返す
Transpose(配列)	行列の転置行列を返す

数 値 風 洞

① 計算条件の入力

流速 U	1.000	[m/s]
迎角 α	5	[deg]
密度 ρ	1.205	[kg/m ³]
渦糸の数 N	80	[個]

翼型名称: **NACA2412**

の部分を

渦糸の座標			参照点の座標			単位法線ベクトル	
番号	x_i	y_i	番号	x_{rj}	y_{rj}	$n_{x_{rj}}$	$n_{y_{rj}}$
1	0.975	0.006	1	0.963	0.009	0.193	0.981
2	0.950	0.011	2	0.938	0.014	0.187	0.982
3	0.925	0.016	3	0.913	0.018	0.180	0.984
4	0.900	0.021	4	0.888	0.023	0.174	0.985
5	0.875	0.025	5	0.863	0.027	0.168	0.986
6	0.850	0.029	6	0.838	0.031	0.162	0.987
7	0.825	0.033	7	0.813	0.035	0.156	0.988
8	0.800	0.037	8	0.788	0.039	0.150	0.989
9	0.775	0.041	9	0.763	0.043	0.145	0.990

② 計算結果

**風洞
実験
開始**

渦糸の循環	
番号	Γ_i
1	-0.036
2	-0.030
3	-0.029
4	-0.029
5	-0.029
6	-0.029
7	-0.029
8	-0.030
9	-0.030

Fig.4 Sample of a spreadsheet program for vortex method.

ReDim MatA(N + 1, N) (以下同様のため、中略)	'行列 A の大きさの宣言 (定義)
MatA = Range("A1").Resize(N + 1, N).Value	'行列 A の読み込み
Matb = Range("A1").End(xlToRight).Offset(0, 2).Resize(N + 1, 1).Value	'列ベクトル b の読み込み
MatAT = WorksheetFunction.Transpose(MatA)	'A' の計算
MatATA = WorksheetFunction.MMult(MatAT, MatA)	'A' A の計算
MatInverseATA = WorksheetFunction.Minverse(MatATA)	'(A' A) ⁻¹ の計算
MatATb = WorksheetFunction.MMult(MatAT, Matb)	'A' b の計算
gamma = WorksheetFunction.MMult(Mat InverseATA, MatATb)	'方程式の解 Γ の計算

Fig.5 Abstract of the source code for matrix calculation. (Excel VBA)

5. 計算結果と精度の検証

5.1 速度・圧力分布

完成した数値風洞 (Excel ブック) を用いて NACA2412 翼まわりの流れを計算し, 計算結果 (速度・圧力係数の分布データ) を描画ソフトで図示したものが図 6 である. 翼面上に配置した渦糸の数は $n=80$ 個で, 一例として迎角 $\alpha=8^\circ$ の場合を示す. 流体は翼に沿って流れ, 後縁から滑らかに流出している. 圧力は上面で低く, 下面で高くなっており揚力の発生を予想できる. フローパターンは妥当なものであり, 定性的には, 厚みのある翼まわりの流れが正しく求められているように見える.

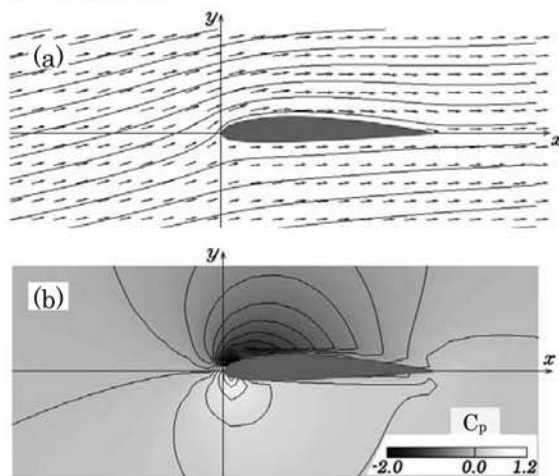


Fig.6 Flow around the NACA2412 airfoil.
($\alpha=8^\circ$, $n=80$)

- (a) Velocity vectors and stream lines.
(b) Pressure coefficient contour.

5.2 揚力係数-迎角特性 … NACA 翼

表 1 に掲載した, 形状の異なる 7 種類の NACA 翼について, 迎角 α を変えて逐次シミュレーションを行い, 翼ごとに C_L - α 特性を整理した. まず, 図 7(a) は, 表 1 の(1)最大キャンバ (反り) の影響を比較したものである. 反りが大きくなるほど同一の迎角に対して C_L は増加しているが, 揚力傾斜 (グラフの傾き) はほぼ同一で, その値は約 $6.8[1/\text{rad}]$ であり, 薄翼理論で得られる値の $2\pi=6.3[1/\text{rad}]$ に近い.

次に, 表 1 の(3)最大厚みの影響を比較したのが図 7(b) で, 厚い翼ほど揚力傾斜がわずかに大きく

なるものの, 特に迎角 $|\alpha|$ が小さい範囲では, 厚みを変えても, C_L はほとんど変化しないことがわかる.

この反りと厚みによる影響は, 翼理論に関する文献^{3,9)}などで一般的に報告されている内容と一致している. したがって, 数値風洞によるシミュレーションの結果は, この C_L - α 特性も, 定性的には満足しているものと考えられる. なお, 表 1 の(2)キャンバラインについては, C_L の値にほとんど影響を与えなかったため, グラフは割愛する.

5.3 風洞実験との比較 … NACA 翼

作成した数値風洞の精度評価のため, 図 7(a) の C_L - α 特性を, 公表されている風洞実験のデータ⁴⁾と比較した. 図 8(a),(b)のいずれも, 迎角 $|\alpha|$ が小さい間は, 離散渦法で求めた C_L は実験データと近い値を示している. 図 8 は最大キャンバの異なる 2 種類の翼型について調べたものだが, 最大厚みの異なる図 7(b)の翼についても, 同様の比較を行い, C_L が風洞実験のデータとほぼ一致することを確認している¹⁰⁾. 以上のことから, この数値風洞による解析は, 定量的にも妥当であると考えられる.

ただし, 迎角 $|\alpha|$ が大きくなると, 数値風洞と実験風洞とで特性に違いが発生する. 実験の特性曲線には境界層のはく離による揚力の減少や失速の発生がみられる. 一方, 本研究で採用した離散渦法は, 非粘性のポテンシャル流れを仮定したものであるから, これらの現象を再現できていない. キャンバと厚みが大きい翼ほど, 上面での境界層のはく離が生じやすくなるため, $|\alpha|$ がより小さいうちから, 計算と実験との差が大きくなる傾向を有する. なお, 実験結果には線が複数本描かれているが, これは Re 数によって C_L の値に違いが生じることを表している.

5.4 解析解との比較 … Joukowski 翼

次に, Joukowski 翼について, 解析解との比較を行う. 包括的な揚力 (C_L) だけでなく, 局所的な圧力 (C_p) についても, 数値風洞が流れを正確に計算できるかを確認することが目的であった. 翼形状を決定するパラメータの中で, C_L に及ぼす影響が大きいのは, 最大キャンバ (反り) であるから, これを変えて数値実験を行うことにした.

z -平面において、中心座標 $(-\varepsilon, \delta)$ が $\varepsilon = 0.13$, $\delta = 0$ および 0.15 の円を、式(1)で ζ -平面に写像して、厚み比 (=最大厚み/翼弦長) が 15~16% で反り比 (=最大キャンバ/翼弦長) が 0% および 13% の翼型を得た. この翼面上に $n=72$ 個の渦

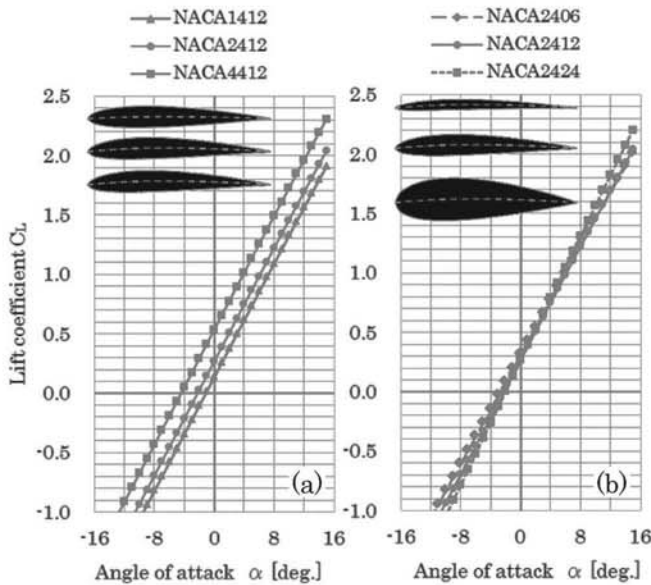


Fig.7 Lift characteristics of NACA-airfoils.

- (a) Effect of maximum chamber.
(b) Effect of maximum thickness.

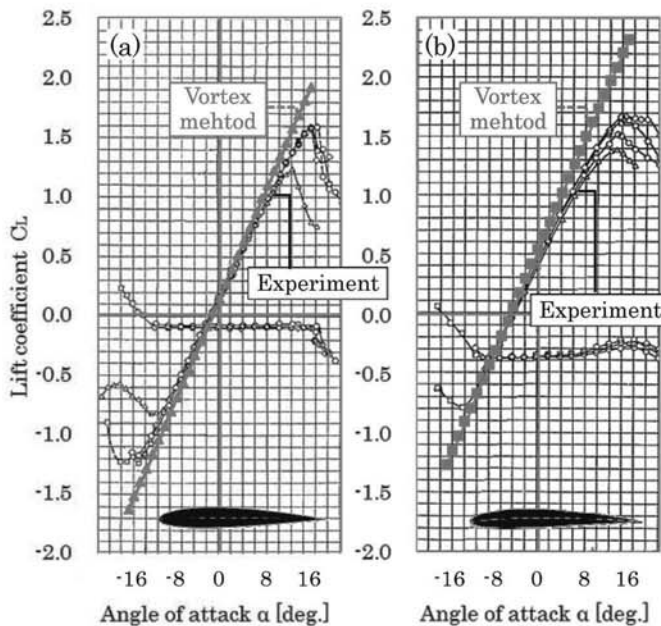


Fig.8 Comparison between experimental and numerically-simulated lift coefficients.

- (a) NACA1412-airfoil. (b) NACA4412-airfoil.

糸を配置して数値計算を行い、 C_L - α 特性を整理したものが図 9 である. 図 9(a) の反りのない対称 Joukowski 翼の場合、シミュレーション結果は解析解と一致しているが、図 9(b) の反りがある場合は、揚力傾斜はほぼ等しいものの、 C_L の値はシミュレーションの方が小さく、解析解との間には無視できない差がある.

そこで、翼の厚みに関係するパラメータ ε は、0.13 で固定し、反りに影響するパラメータ δ を 0.01 刻みで変化させ、迎角 $\alpha = 0^\circ$ のときの C_L の値を調べてみた. 解析解と、シミュレーション (渦糸の数は、 $n=36, 72$ 個の 2 通り) の結果とを比較したものが図 10 で、横軸は δ の値を表している. 解析解の C_L は、反りのパラメータ δ に比例して増加するのに対し、シミュレーションはこれとは全く異なる不自然な振る舞いをしており、かつ渦糸の個数によって C_L の値に大きな違いが発生した.

Joukowski 翼は、後縁が尖点 (カスプ) となり、厚さが 0 になってしまうのが欠点⁵⁾で、離散渦法では後縁付近において翼の上面と下面の渦糸とが極めて近接してしまう. これが原因となり、数値解が発散する場合がありますと報告⁷⁾されている. 本研究で使用した数値風洞でも、 α が大きい場合には、後縁近くの渦糸の循環の値が翼面に沿って振動的になり、誤った結果を出力している可能性を暗示していた. しかし、 α が小さくて、計算結果に不自然な振動がない場合でも、不適切な解となる場合があることが分かった.

これらのことから、Joukowski 翼は、解析解との比較を行う翼型としては適切な選択ではなく、これを改良して、後縁での翼厚が 0 という欠点を無くした Karman-Trefftz 翼⁵⁾などを用いた方が妥当であったと言える. 最後に、図 9(a) から、対称 Joukowski 翼ならば、シミュレーション結果と解析解とで C_L がほぼ一致していた. そこで、この翼について、翼面上での圧力 (圧力係数 C_p) 分布を比べてみる. 図 11(a) は、シミュレーション結果から求めた評価点における C_p の値と、解析解の C_p 分布とを描いたもので、横軸は翼面上の位置を表している. 比較すると、両者

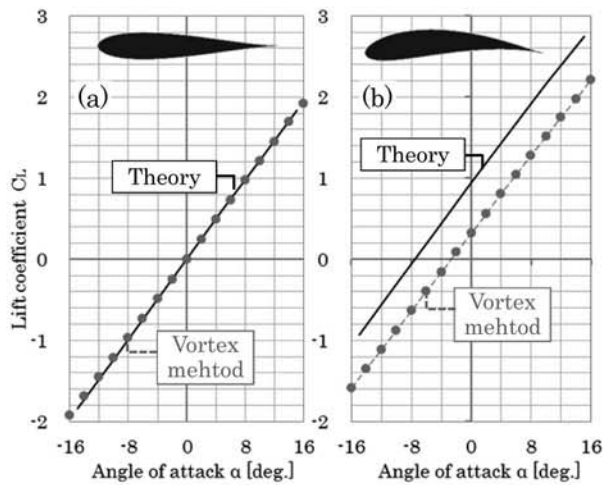


Fig.9 Comparison between theoretical and numerically-simulated lift coefficients of Joukowski-airfoil.
(a) $\epsilon = 0.13$, $\delta = 0.0$, (b) $\epsilon = 0.13$, $\delta = 0.15$

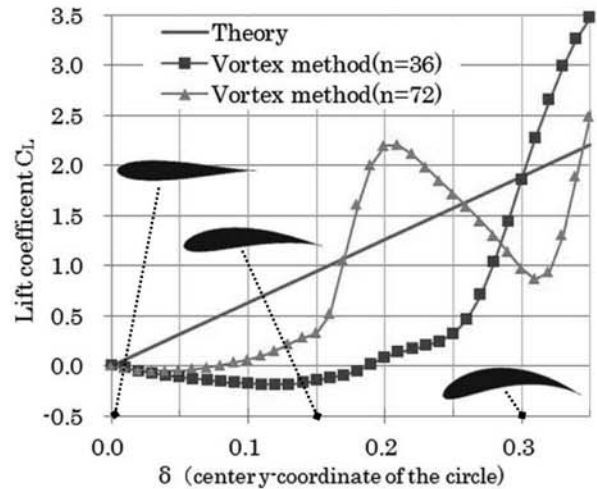


Fig.10 Effect of maximum chamber on the lift coefficient of Joukowski-airfoil.
($\alpha = 0^\circ$, $\epsilon = 0.13$)

は全く異なっており、数値風洞による C_p は符号が正の方（正圧側）に偏っていることがわかる。この圧力分布を翼表面にわたって積分すれば揚力が得られるのであるから、両者の C_L が同一になるのは不自然な感じを受ける。

この矛盾は、「渦中心からの距離に反比例した流速を周囲に誘起する」という渦糸の性質に関係している。すなわち、翼面に沿った流速の変化を想像してみると、渦糸の近傍は大きく、反対に隣接する渦糸の中心に設けた評価点では小さくなることが予想される。このため、ベルヌーイの式で求める圧力も、実際には図 11(b)のように翼面に沿って激しく脈動している。この変化は事前に予想されたものではあるが、式 (4)を満足する評価点における C_p ならば、解析解と近い値を示すのではないかと期待していた。しかし、図 11(a)の結果から、この考えは誤りであることが証明された。残念ながら、離散渦法は、翼面の圧力分布を評価する用途には不適切な計算法であると言わざるを得ない。

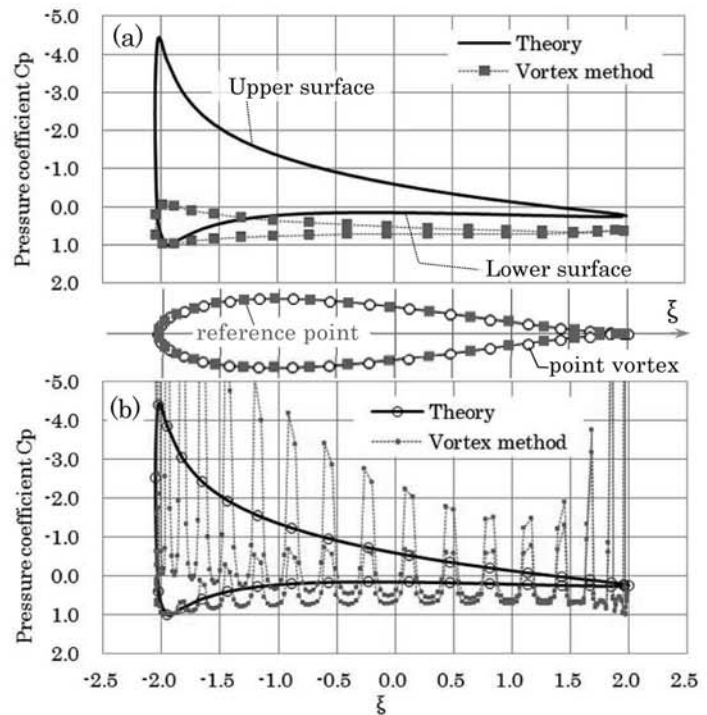


Fig.11 Pressure distribution on a Joukowski-airfoil.
($\alpha = 10^\circ$, $\epsilon = 0.13$, $\delta = 0.0$)
(a) Pressure at the reference points.
(b) Detail of pressure distribution.

6. 結言

本研究では、表計算ソフト Excel を利用した簡易数値風洞を作成し、2種類の翼型まわりの流れを計算した。次に、近似解である計算結果を、風洞実験のデータや解析解と比較し、数値風洞の精度の検証を行った。これら一連の作業を通し、以下のことが明らかとなった。

(1) Excel のマクロ機能を利用することにより、わずか100行程度のソースコードを記述するだけで、任意形状の翼まわりの流れ場をシミュレーションする簡易数値風洞を作成することができた。

(2) 本研究で行った程度の小規模のシミュレーションであれば、計算ツールとして Excel を利用するために生じる不都合や限界を感じることはなかった。また、計算も数秒以内で完了することから、さらに複雑な解析も十分可能であると考えられる。

(3) 自作した数値風洞で求められる翼型の C_L - α 特性は、定性的には反りや厚みの影響を正しく再現できている。また、迎角が小さくて粘性の影響が小さい間は、風洞実験の値にも近く、解析の精度は高いものと考えられる。

(4) Joukowsky 翼のような尖点を有する翼型を解析すると、数値風洞では誤った結果を出力する場合があった。解析の際には、渦糸の個数や渦糸の配置場所を変えても結果に違いが発生しないかを確認するなど、計算結果を検証する注意が必要である。

(5) 製作した数値風洞は、翼の揚力計算法としては有効であるが、翼面上の局所的な圧力分布を評価する用途には不適である。

(4),(5)の問題点は、孤立した渦糸を翼面上に配置する「離散渦法」を、翼面を連続的な渦層で覆う「分布渦法（パネル法）⁶⁾」に改良することで解決できる。計算法の変更は、本研究で使用したマクロプログラムの一部を書き換えることで、容易に実現できることを確認済みである。

また、今回作成した数値風洞は、クッタの条件を適用できる「後縁が尖った翼」だけが解析の対象であり、さらに、「はく離が大規模に生じない範囲内」でのみ実験結果との整合性を有する。鈍い物体の解析と、はく離流れの再現という適用範囲の拡張が今後の課題である。

参考文献

- 1) 森下悦生, Excel で学ぶ流体力学, 丸善 (2000).
- 2) 増淵 寿, 表計算ソフトを利用した CFD 教育の試み, 小山高専研究紀要 第41号 (2009), pp.69-72.
- 3) 小池 勝, 流体機械工学, コロナ社 (2009), pp.40-46.
- 4) IRA H. ABBOTT, THEORY OF WING SECTIONS Including a summary of airfoil data (1959), pp.472-488.
- 5) たとえば, 基礎流体力学編集委員会編, 基礎流体力学, 産業図書 (2004), pp.120-143
- 6) 水野明哲, 流れの数値解析入門, 朝倉書店 (1990), pp.81-96.
- 7) 稲室隆二, 足立武司, うず放出モデルを用いたはく離を伴う非定常流れの一解法, 日本機械学会論文集 B編, Vol. 52, No.476 (1986), pp.1600-1607.
- 8) 縄田和満, Excel による線形代数入門, 朝倉書店 (1999), pp.163-165.
- 9) 片柳 亮二, 飛行機設計入門, 日刊工業新聞社 (2009), pp.28-30.
- 10) 金田博樹, 平成23年度 小山高専 機械工学科 卒業研究概要集 (2012), pp.21-22.

【受理年月日 2012年 9月27日】