技術ノート TECHNICAL NOTE

波状壁面上を飛ぶ2次元翼の空力特性の差分解法*1 Finite Difference Numerical Prediction of Aerodynamics of Airfoil Flying over Wavy Wall

新田 恭子*2・安東 茂典*2,4
Kyoko NITTA, Shigenori ANDO
和久 浩行*3
and Hiroyuki WAKU

Key Words: Wavy Wall Effect, Finite-Difference Method, Aerodynamics, Airfoil

Abstract

The lift on an airfoil flying over a wavy wall surface is calculated using a finite difference method, which was developed by J. Nakamichi to improve LTRAN2 evolved by W. F. Ballhaus and P. M. Goorjian. Numerical computations include cases of a flat plate over a flat solid wall prior to the cases of a moving wavy wall. Modification of grid generating system is the major point for applying the LTRAN2 version to our problem. The weak compressibility ($M_\infty=0.1\sim0.3$) is considered but non-linearity is neglected in our calculations. The calculated results are compared with those obtained by the lifting surface theory of M. Ichikawa et al. The agreements are quite satisfactory.

記号

- b, c : 翼の半弦長及び弦長, $b=c/2$
 C_L, C_P : 揚力及び圧力係数
 $f_w^{(0)}(x, t)$: 波状壁面の中立線からの変位
 h, l : 波状壁面の振幅及び波長 (c で無次元化)
 H : 波状壁面の中立線からの翼の高度 (c で無次元化)
 k_w : 波状壁面の無次元振動数, $=2\pi\mu/l$
 M_∞, U_∞ : 自由流マッハ数及び流速
 t : 無次元時間, $=(\text{有次元時間})/(c/U_\infty)$
 w : 波状壁面上の吹上速度 (U_∞ で無次元化)

x, y : 物理面座標 (c で無次元化)

X_1 : 前・後縁補正パラメータ

$\Delta x, \Delta y$: x 方向及び y 方向の物理面分割幅

α : 翼迎角 (他に指定が無ければ rad)

γ : 比熱比

μ : 波状壁面の移動速度/自由流速

ϕ : 攪乱速度ポテンシャル

ξ, η : 計算面座標

η_m : 波状壁面の η 方向計算面座標

1. 序論

波状壁面上を飛ぶ2次元翼の空力特性計算法は、まだ確立されていない。本稿では、翼の進行方向に対して波頭線が直交するという制約はあるが、それでも尚もかなりの一般性を保っているケースについて述べる。

この問題は理論的に興味深いのみならず、実用的にも水面飛行機の地面効果内飛行の解析に役立つ。計算には文献1)の方法を変形して用いた。これは差分法LTRAN2²⁾の1バージョンである。翼下空間のメッシュ作成法にかなりの工夫を要した。圧縮性(弱いものを例外として)・非線形性は本問題では本質的でないので省く。本計算結果は市川らの揚力面を用いた計算結果³⁾と比較される。

2. 本問題の定式化

2.1 支配方程式 2次元微小攪乱速度ポテンシャルを用いる。その支配方程式は文献1)と同一で、線形化のため $\gamma=-1$ としたものである。即ち、

$$M_\infty^2 \phi_{tt} + 2M_\infty^2 \phi_{xt} = (1 - M_\infty^2) \phi_{xx} + \phi_{yy} \quad (2.1)$$

*1 平成3年1月26日原稿受理

*2 名古屋大学工学部航空学教室

*3 三菱重工業(株)名古屋航空宇宙システム製作所

*4 現在: 徳島文理大学工学部

第1図 記号

2.2 波状壁面 取り扱う問題は、翼の進行方向に対して波頭線が直交するというケースである（第1図参照）。

x 方向の速度 U_∞ の一様流中に2次元翼を固定する。翼に固定された座標系を (x, y) とする。やはり x 方向に速度 μU_∞ で接近する波状壁面の変位を、正弦波で、

$$y = f_w^{(U)}(x, t) = -H + h \sin[k_w(t - x/\mu)] \quad (2.2)$$

と与える。すなわち、平均壁面は $y = -H$ にあり、その振幅は h である。但し、 $h \ll H$ とする。このように定式化することで問題は制限されるが、しかし未だかなり一般的である。

波状壁面の垂直速度は、(2.2)式から

$$w = (\partial/\partial t + \partial/\partial x)f_w^{(U)}(x, t) = h k_w (1 - 1/\mu) \cos[k_w(t - x/\mu)] \quad (2.3)$$

となる。

$\mu = 1$ の場合には、波状壁面に相対的な自由流速はゼロだから、翼による攪乱がなければ、波状壁面による攪乱圧力はゼロである；本稿では取り扱わない。

2.3 境界条件 文献1)の境界条件を翼及び伴流上で用いる。また、遠方境界条件も文献1)のものと同一である。

新たに導入した波状壁面上の接線流条件としては、文献1)に於ける翼面上接線流条件に倣い、

$$\phi_y = f_w^{(U)}(x, t) + f_w^{(U)}(x, t) \quad (\text{波状壁面上}) \quad (2.4)$$

と与える。

3. 計算方法

計算で用いた方法は、NASA Amesコード LTRAN 2²⁾ の高振動数対応バージョンである。筆者らは、そのオリジナル・コンセプトをできる限り活かして(それはあらゆる点で、思考経済である)、考慮する問題(2.2節参照)に適用した。また、圧縮性・非線形性が本質的でないので、これを低いマッハ数に限定し、かつ線形化して用いた。

3.1 差分法 本計算法の基本的スキームである文献1)の方法は、LTRAN 2²⁾の支配方程式及び境界条

第2図 物理面におけるメッシュ例

IN, x 方向グリッド数；

KNL, KNU, 翼下及び翼上空 y 方向グリッド数；

X_{max} , Y_{max} , x 及び y 座標の物理面遠方境界値；

Δx_{min} , Δy_{min} , x 及び y 方向の物理面最小分割幅

件中により強い非定常項を加えることにより、高振動数領域($k \sim 0.8$)までその使用範囲を拡張したものである。詳細は原論文を参照されたい。

3.2 計算格子 波状壁面を導入するため、以下の点を基本方針としてメッシュ作成法を工夫する。

①全計算面($-2 \leq \xi \leq 2$, $-\eta_m \leq \eta \leq 1$)のメッシュは正方形とする。但し翼は $\eta = 0$ 上にあり、かつ $0 < \eta_m < 1$ とする。

② x 方向は全域にわたり、また、 $y > 0$ (翼の上方の空間)も、文献1)と同様である。

③翼と壁面の間の空間の y 方向分割法のみは、若干の試行錯誤の末、次の如く定められた；

翼下面～壁面上面間の格子配置は、両端で密、中間で粗が望ましい。そのために、文献1)の

x vs. ξ (前・後縁間)

の写像式を

y vs. η (翼・壁面間)

に適用した。但し、翼上空より狭いのに、 $\eta < 0$ 空間は $\eta > 0$ 空間より狭くすべきである。そのために

$$\Delta y|_{y=+H/2} = \Delta y|_{y=-H/2}$$

という格子幅条件を課してみた。

④最小メッシュと最大メッシュを正方形にした；

最小メッシュ：

$$\Delta x = \Delta y \quad (\text{前・後縁近く})$$

最大メッシュ：

$$\Delta x = \Delta y \quad (\text{上流上方・下流上方境界})$$

この方針に沿って作成されたメッシュの一例を第2図に示す。これは物理面に於ける平らな壁面上の平板翼付近のグリッド配置であり、第4.1節及び第4.2節の計算結果は殆どこのメッシュを用いたものである。

4. 数値計算結果と考察

波状壁問題の予備段階として、平らな壁面上を飛ぶ

迎角付き平板翼から計算を開始した。つまり、第4.1, 4.2節の計算はコーディング検証の目的である。

計算を始めてすぐにわかったことは、 $M_\infty \leq 0.1$ での結果は悪い。特に、 $M_\infty = 0.0$ では出力が消滅してしまい、計算できない。すなわち、文献1)の方法では低マッハ数に於いては特別な工夫がない限り使用に限界がある。しかし一方、市川らの非圧縮性流計算結果³⁾と比較したい。よってこの両方の間の妥協として、圧縮性が未だ強くない、 $M_\infty = 0.3$ に重点を置いた。また、低マッハ数計算能力も検証するため、 $M_\infty \leq 0.3$ での計算結果も提示する。

4.1 平らな壁面上の定常平板翼 第3図(a), (b)は $M_\infty = 0.1$ でパラメータ X_1 を変えてその影響を調べたものである。このパラメータは翼の前・後縁位置を補正し、グリッドにかからないようにするものである。計算結果に有意差がみられないので、文献1)の X_1 と Δx_{min} との関係に倣って、今後 $2X_1 = 0.99$ と固定する。

第3図 平らな壁面上の迎角付き平板翼の圧力分布

同図(c), (d)は、 $M_\infty = 0.2, 0.3$ としてマッハ数の影響を調べた。マッハ数が極端に低い同図(b)では前・後縁の圧力係数分布に乱れがみられる。しかし、マッハ数を上げると後縁付近の乱れがおさまり、分布状態も改善される。

同図(e)は(d)に対して翼の高度 H を変えたものである。地面効果がより強くなり、値が大きくなっている。

4.2 平らな壁面上でピッチング振動する平板翼 ミッドコードまわりに無次元振動数0.5でピッチング振動する非定常ケースを第4図(a), (b)に示す。定常ケース同様、 $M_\infty = 0.3$ での計算結果が $M_\infty = 0.1$ のそれよりも良好である。

4.3 波状壁面上を飛ぶ平板翼 2.2節で述べた如き波状壁面上に固定された平板翼について計算した。波状壁面の入力パラメータとしては H, h, l, μ を与えることができる。但し、今回の計算では $H = 0.2$ に固定し、また h の効果は線形的に表されるので、圧力係数を h で割り、 C_{pa}/h として扱った。第5図(a)~(e)に迎角無しの場合の翼上圧力分布を示す。

(a), (b)はマッハ数のみ異なる。揚力面による計算結果と両者とも良く一致しているが、平らな壁面で

第4図 平らな壁面上をピッチング運動する平板翼の圧力分布

第5図 波状壁面上の迎角無し平板翼の圧力分布

第6図 波状壁面上の迎角付き・迎角無し平板翼の揚力変化

の結果と同じくマッハ数が高い(b)の一致度が、特に前・後縁付近で一層優れている。よって他のパラメータの影響を調査する際は $M_\infty=0.3$ と固定する。

(c), (d)は(b)に対し速度比 $\mu=0.3$ に固定し、波状壁面の波長 l を変えたものである。波長が長くなるにつれ、圧力分布は穏やかになる。なお $\mu=0.3$, $M_\infty=0.3$ の場合、波の静止大気に対する移動速度は $340 \times (1-0.3) \times 0.3 \approx 70$ m/s となり、速過ぎると思われる。しかし、我々の関心は $M_\infty=0.0$ にあり、 $M_\infty=0.3$ は計算法の能力上やむなく用いているだけであることを注記する。

(e)は(d)に対し μ を大きくしたものである。第2.2節で述べた如く $\mu=1$ に接近すると本計算の出力は消滅する。

第5図では別法との比較のため迎角無しの場合のみを取り扱ったが、本法では迎角付きケースも計算可能である。線形理論故、全翼の揚力係数は、

$$C_L(\alpha, h) = (\partial C_L / \partial \alpha)|_{\alpha=0} \alpha + (\partial C_L / \partial h)|_{\alpha=0} h + O(\alpha^2, h^2, \alpha h) \quad (4.1)$$

と表される。第6図では、(a) $\alpha=1^\circ$, (b) $\alpha=0^\circ$ のタイム・ヒストリーが比較されている。すなわち、(4.1)式左辺は第6図(a)であり、右辺第1, 第2項はそれぞれ第3図(e), 第5図(d)の揚力に当たる。

この考え方が任意のキャンパー付きの翼に拡張できることは言うまでもない。

4.4 収束性と計算時間 第7図に無次元時間 t に対する揚力の収束性を示す。(a), (b)は各々第3図(e), 第5図(c)に対する収束結果である。(b)の下

第7図 定常・非定常ケースの収束性

心位置での波高を表わす (a), (b)とも $t \geq 15 \sim 20$ で収束することがわかる。ちなみに, (b)は1サイクル当たり180タイムステップで計算しており, 図中のマークは18タイムステップごとの点である。5サイクルまでの計算時間は名古屋大学大型計算機センターのFACOM M-780で約2分弱である。

5. 結 論

差分法であるLTRAN2修正バージョンを用い, 波状壁面上を飛ぶ2次元翼の揚力計算を行った。結果は揚力面を用いて行われた計算結果³⁾と極めて良い一致を示した。ただし, 本計算法を用いた結果は $M_\infty = 0.3$, 揚力面理論からのものは $M_\infty = 0$ である。

計算時間は本計算法が約3倍である。しかし本計算法は, 今回は比較のため線形化して用いられたが, 同じプログラムで高亜音速領域まで拡張できよう。ま

た, 相互チェックのために両方法が必要不可欠であった。

比較用のデータを快く提供してくださった市川正美氏(工業技術院名古屋工業技術試験所), 及び, 作図に御尽力を賜った川本智徳技官に深謝します。

参考文献

- 1) Nakamichi, J.. An Improved Version of the LTRAN2 for High Frequency Domain, Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci., 27 (1984), pp. 121-133.
- 2) Ballhaus, W.F. and Goorjian, P.M.: Implicit Finite-Difference Computations of Unsteady Transonic Flows about Airfoils, AIAA J., 15 (1977), pp. 1728-1735.
- 3) 市川正美, 安東茂典: 波状壁面上を飛行する場合の揚力面理論, 日本航空宇宙学会第21期年会講演会講演集, 1990, pp. 180-181.