コルゲート型モーフィング翼の空力構造連成解析の効率化に関する検討

曽根田 健輔^{*1}, 横関 智弘^{*2}, 今村 太郎^{*3}Study of efficient fluid-structure interaction analysis for morphing wing
with corrugated structuresKensuke SONEDA^{*1}, Tomohiro YOKOZEKI^{*2} and Taro IMAMURA^{*3}^{*1,*2,*3} The University of Tokyo

7-3-1 Hongo, Bunkyo-ku, Tokyo 113-8656, Japan

Received: 26 February 2019; Revised: 6 May 2019; Accepted: 25 August 2019

Abstract

Morphing wings, which control the flight by changing their own shapes, have attracted much attention by their potential for improving aerodynamic performance. Corrugated structures, which have flexibility in the corrugation direction and high rigidity in the transverse direction to the corrugation, were proposed as good candidates for morphing wings. This research suggests a new fluid-structure interaction (FSI) analysis model which shows better accuracy at low computational cost for the design of flexible morphing wings. A RANS based computational fluid dynamics (CFD) solver, UTCart, and a panel method, XFOIL, are both implemented in the FSI analysis combined with nonlinear flexible beam model in the present scheme. Aerodynamic pressure distributions obtained using UTCart are different from those obtained by the traditional XFOIL analysis, especially when angle of attack is high. This leads to the differences in the driving forces to deform the wing. In contrast, the differences in the deformed shapes of the airfoils are relatively small between the two. With the knowledge obtained above, a new FSI analysis model is proposed; in the FSI analysis model, firstly the deformation of the airfoil in the airflow is analyzed using XFOIL, and after the deformation shape is obtained, UTCart evaluates the aerodynamic performances and the pressure distribution of the converged airfoil, and finally the driving force is recalculated using the pressure distribution newly obtained by UTCart.

Keywords : Morphing wings, Corrugated structures, Fluid structure interaction, Design tool, Efficient modeling

1. 緒 言

近年、環境保全の観点から航空機に対しても燃費の向上やCO₂排出量の削減への要求が高まる中、飛行条件に応じて翼形状を滑らかに変化させるモーフィング技術が注目を集めている。この技術自体は新しいものではなく、その始まりはライト兄弟のライトフライヤー号まで遡ることができる。彼らは翼自身の変形によりロール運動の制御を行っていた(Barbarino et al., 2011)。その後、飛行速度向上や積載可能重量増加を目指す中、構造材料技術の進歩により剛な翼設計が可能になり、飛行制御は翼自身の変形ではなく、高揚力装置や舵面により行われるようになった。現在もこの翼設計が採用されているが、高揚力装置などは離着陸時にのみ使用され、その他の飛行条件では不要な重量となっている。そこで、近年の技術進歩を考慮し、改めてモーフィング技術を用いた飛行制御の可能性が模索された。現在は多種のデバイスが果たしている機能が翼自身の変形により実現されれば、空力性能の向上と軽量化が達成でき、燃費向上につながると期待されている。

モーフィング技術もその規模から、飛行エンベロープの拡大を目指す“Drastically Morph”と、制御効率や低速

No.19-00083 [DOI:10.1299/transjsme.19-00083], J-STAGE Advance Publication date : 4 September, 2019

本論文は、第27回交通・物流部門大会 講演論文集(2018), No.1004の掲載内容に基づいた論文である。

^{*1} 学生員, 東京大学大学院工学系研究科 (〒113-8656 東京都文京区本郷 7-3-1)^{*2} 東京大学大学院工学系研究科^{*3} 正員, 東京大学大学院工学系研究科

E-mail of corresponding author: yokozeki@aastr.t.u-tokyo.ac.jp

時性能,あるいは空力性能の向上を目指す“Seamlessly Morph”の2つに大きく分類できる(玉山, 2009). 本研究においては, 後者に分類される翼の断面形状を変化させるキャンバーモーフィング翼に着目する. このモーフィング翼は, コード方向には変形のために柔軟であり, 一方でスパン方向には揚力などの荷重伝達のために高剛性である, という特性を持つ構造を必要とする. この課題に対して, 翼構造にコルゲート構造を適用することが提案された(Yokozeki et al., 2006). コルゲート構造とは, 包装や家屋の屋根等にも使われている波型の構造である(Dayyani et al., 2015a). このコルゲート構造の適用に関して多くの研究がなされている. 翼の主構造にコルゲート構造を使用するコンセプトについては, 駆動機構を搭載した模型による風洞試験が行われ, その駆動実証がなされている(Yokozeki et al., 2014; Takahashi et al., 2016). 翼の外板にコルゲート構造を適用するコンセプトも考案されており, 翼の外板にエラストマーを表面に張ったコルゲート構造を使用することを想定し, その挙動解析や形状最適化がなされた(Dayyani et al., 2015b). 同様のコンセプトの翼について, スパン方向に沿った座屈荷重の最適化問題に関する研究もなされている(Shaw et al., 2015). また, コルゲート構造の波形状をスパン方向に配置してスパン方向のモーフィングを目指し, 形状の最適化検討もなされた(Xia et al., 2014).

本研究の先行研究においては, このコルゲート構造を垂直尾翼の後縁部に適用して舵面の代替とすることを目指し, その性能・変形応答について解析するため, 構造解析と空力解析を連成させたモデルが構築された(Sato and Yokozeki, 2017). 構造解析モデルでは計算コスト低減のため翼の変形部を二次元柔軟梁とみなした. 空力解析モデルについては, 翼型解析ソルバXFOIL(Drela, 1989)を用いていたが, これはパネル法に基づいた解析ソルバであり, 計算コストは非常に低いもののその解析の信頼度の観点から改善の余地を残していた. そこで, 本研究では, 構造解析モデルは先行研究(Sato and Yokozeki, 2017)と同様のものを使用しつつ, 空力解析モデルにはRANS方程式に基づく圧縮性流体解析ソルバUTCart(Tamaki et al., 2017; Imamura et al., 2017)を採用し, 解析結果を比較する. その上で, 設計ツールとしての空力構造連成解析モデルの効率化・高精度化を目指す.

2. 空力解析モデルの比較検討

2・1 各空力解析モデルの概要

本研究では, 空力構造連成モデルの空力面の改善を目指す. 先行研究(Sato and Yokozeki, 2017)で用いられていたパネル法に基づくXFOILに代わってRANS方程式に基づくUTCartを使用するにあたり, まず両者の違いを把握する必要がある. 各解析ソルバの特徴について簡単に表1にまとめる.

層流対称翼であるNACA64A010について, その揚力曲線を両解析ソルバで解析した. その結果をPetersonによる風洞試験結果(Peterson, 1950)と比較する. 解析条件はPetersonの行った風洞試験に合わせ, レイノルズ数は 4.2×10^6 , マッハ数は0.167とする. なお, XFOILの解析は非圧縮性として計算している.

比較の結果を図1に示す. これらより, XFOILとUTCartはともに翼型の揚力傾斜を精度よく解析できることがわかる. 失速については, XFOILは失速迎角および最大揚力係数ともに実験に比べ大きな値を算出するのに対

Table 1 Overview of the two aerodynamic solvers. UTCart, which is based on RANS equations, is the one used in this research. XFOIL is the one adopted in the previous research (Sato and Yokozeki, 2017).

UTCart	
Governing equation	2-D RANS equation
Spatial discretization	Cell-centered finite volume method
Computational grid	Cartesian grid based on quadtree (2-D) structures
Turbulence model	SA-nof2 + SA based wall function
XFOIL	
Numerical solution	Panel method
Inviscid term	Potential theory
Viscous term	Boundary layer

Fig. 1 Results of the comparison of the lift curves of NACA64A010. Both aerodynamic solvers calculate the lift-curve slopes that are in a good agreement with that measured in the experiment. XFOIL overpredicts the stall angle and the maximum lift coefficient. On the other hand, UTCart also slightly overpredicts the stall angle, but the maximum lift coefficient shows reasonable agreement with the experiment.

し、UTCart は失速迎角をやや大きく算出する一方で、最大揚力係数は実験と良く一致する値を得ることができた。これらの結果から、本研究では UTCart による解析をより忠実度の高い解析ソルバと位置付ける。

2・2 解析条件

図 2 に示すような翼型の揚力係数を各空力解析モデルで算出し、比較を行う。この翼型は先行研究 (Sato and Yokozeki, 2017) で扱われたものである。NACA64A010 をもとにしており、翼型の変形開始位置 x_h は 0.65 とする。なお、翼型の座標はコード長を用いて正規化されている点に注意されたい。キャンバー線の y 座標 y_c は後縁でのたわみ w_h を用いて式 (1) により表され、このキャンバー線にそれと垂直な方向に元の翼型の翼厚を足すことで、変形後の翼のスキン座標を算出する。

$$y_c = \begin{cases} 0 & (0 \leq x < x_h) \\ -\frac{w_h(x - x_h)^3}{(1 - x_h)^3} & (x_h \leq x \leq 1) \end{cases} \quad (1)$$

Fig. 2 Airfoil used in the comparison between two aerodynamic models. Definitions of variables are drawn together.

なお、本研究で扱うモーフィング翼は翼自身が変形するため、従来の単純フラップのような明瞭な舵角の定義ができない。そこで、以降では変形開始位置と変形前および後の後縁を結んだ線のなす角を舵角 θ_m と定義する。 θ_m は翼の後縁が $-y$ 方向に変位した場合を正とし、変域は $-30^\circ \leq \theta_m \leq 30^\circ$ とする。

その他の条件としてレイノルズ数は 4.2×10^6 、マッハ数は0.2と設定する。ただし、先行研究 (Sato and Yokozeki, 2017) のXFOILによる解析は非圧縮として解析されている。迎角AoAは流れ場の異なる 0° と 10° の二値を用いた。この理由は、後述するように、 0° においてはXFOILとUTCartが同様の圧力分布を与えるのに対し、 10° の場合は両者で大きく異なる結果を与えるためであり、XFOILとUTCartを空力構造連成解析の際に使用する場合の比較を行うために選定した。変数の定義について、図2も参照されたい。また、UTCartの解析では、最小格子幅は変形していない翼型のコード長で正規化したスケールで 2.0×10^{-4} とし、格子数は約120,000である。

2・3 空力解析モデルの比較結果

UTCartを用いて上述の条件のもと解析を行った結果を、先行研究 (Sato and Yokozeki, 2017) のXFOILによる解析結果と比較したものが図3である。なお、計算時間の都合上、UTCartによる解析は舵角を 3° おきとしている。

まず迎角 0° の場合について議論する。低舵角においては良く一致していると言える。高舵角においてはXFOILによる解析と比べ約8%の差が見られる。

Fig. 3 Results of the comparison of the two aerodynamic models; (left) $AoA = 0^\circ$ and (right) $AoA = 10^\circ$. When $AoA = 0^\circ$, the lift coefficients calculated by the two models are in a good agreement when θ_m is low. On the other hand, when $AoA = 10^\circ$, the results by the two are greatly different. The calculation by UTCart shows this airfoil stalls when both AoA and θ_m are high.

Fig. 4 Pressure distributions on the surfaces of the airfoils; (left) $AoA = 0^\circ$ and $\theta_m = 30^\circ$, and (right) $AoA = 10^\circ$ and $\theta_m = 30^\circ$. When $AoA = 0^\circ$, differences can only be observed at the trailing edge side. When $AoA = 10^\circ$, differences can be observed through the entire wing, but especially at the leading edge side, the difference is prominent.

続いて迎角 10° の場合について確認する. 本研究における UTCart による解析は定常を仮定したものであるため, 解析が収束せず一定振幅の振動に陥るケースが存在したが, それらの場合には平均値をプロットした (図中◇). こちらでは, 空力解析モデルの差が顕著に現れている. UTCart による解析では, 揚力係数の値に極大値が存在しており, 失速現象が確認できる. また, 低舵角でも舵角の効きの指標となる傾き $dC_l/d\theta_m$ の値に差が見られる.

翼周りの流れ場をさらに詳しく見るため, $\theta_m = 30^\circ$ における翼面圧力分布の比較を行った. その結果を図4に示す. $AoA = 0^\circ$ の場合には違いは後縁付近に限られている. $AoA = 10^\circ$ の場合には, 翼全体にわたり圧力分布に違いが見られるが, 特に前縁側において大きな差が生じていることが分かる. この図から, 前縁側での剥離の有無つまり圧力分布の差が揚力係数の差につながったと考えられる.

以上をまとめると, XFOIL と UTCart は低迎角・低舵角においては良く一致した解析結果を算出する一方, 高舵角においては若干異なる結果を算出する. そして特に高迎角においては, XFOIL は剥離していない流れの, UTCart は剥離した流れの解析結果を算出するため大きな違いが見られることが分かった.

3. 空力構造連成解析モデルの効率化

3・1 構造解析モデル

コルゲート構造を主構造とした翼のモデル化を行う. 本研究では先行研究 (Sato and Yokozeki, 2017) と同様のものを用いる. このモデルは翼の変形部分を二次元柔軟梁とみなすことで, 有限要素解析で解析するよりも計算コストを大幅に低減できており, 設計ツールとしてのモデル化では非常に有効である. 以下, 基礎方程式, コルゲート構造の等価剛性, 駆動機構に関して用いた手法を述べる.

3・1・1 基礎方程式

図5のような3つの座標系を考える. 参照用の a - c 直交直線座標系と, 変形前の梁の参照線に沿った x - z 直交曲線座標系, そして変形後の梁の参照線に沿った ξ - ζ 直交曲線座標系である. このとき, 構成方程式は次のように書き表せる (Pai, 2007).

$$\{\mathbf{F}\} = \begin{Bmatrix} F_1 \\ M_2 \end{Bmatrix} = [D] \begin{Bmatrix} e \\ \rho_2 - k_2 \end{Bmatrix} \quad (2)$$

ここに F_1 , M_2 , $[D]$, e , ρ_2 , k_2 はそれぞれ軸力, 曲げモーメント, 剛性行列, 軸方向ひずみ, 変形後の曲率,

Fig. 5 The three coordinates used to derive the equations for highly flexible structures. The a - c system is a rectangular coordinate system for reference. The x - z system is an orthogonal curvilinear coordinate system for the original beam and the ξ - ζ system is a local orthogonal curvilinear coordinate system for the deformed beam.

初期曲率である。また、二次元柔軟梁構造の方程式は以下の通りとなる。なお、梁の軸に沿った軸を s 軸とし、 $'$ (微分) は s 方向に沿って行う。

$$\begin{aligned}
 F_1' &= -\rho_2 F_3 - T_{11} q_1 - T_{13} q_3 \\
 F_3' &= \rho_2 F_1 + T_{13} q_1 - T_{11} q_3 \\
 M_2' &= (1+e) F_3 - q_5 \\
 T_{11}' &= \rho_2 T_{13} - T_{13} k_2 \\
 T_{13}' &= -\rho_2 T_{11} + T_{11} k_2 \\
 u' &= -1 - w k_2 + (1+e) T_{11} \\
 w' &= u k_2 + (1+e) T_{13}
 \end{aligned} \tag{3}$$

ここに F_3 , T_{11} , T_{13} , u , w , q_1 , q_3 , q_5 はそれぞれ剪断力, 変形前後での座標の変換行列 $[T]$ の成分, 軸方向変位, 鉛直方向変位, 軸方向分布荷重, 鉛直方向分布荷重, 分布モーメントである。

式 (2) より式 (3) での独立変数は F_1 , F_3 , M_2 , T_{11} , T_{13} , u , w の 7 つとなる。境界条件として, 変形開始位置での固定, $s = 0$ において $T_{11} = 1$, $T_{13} = u = w = 0$ とし, この連立微分方程式を multiple shooting 法 (Pai, 2007) により求解する。

3・1・2 コルゲート構造の等価剛性

コルゲート構造を代表体積要素ごとに等価な剛性に置き換えて計算する手法が簡便であり, 本モデルでも採用する。代表体積要素を Bernoulli-Euler 梁でモデル化すると, コード方向の等価ヤング率 $\bar{E}_T$ は以下のように計算される (Yokozeki et al., 2006)。

$$\bar{E}_T = \frac{24r_i D}{(2r_i + l_i)(24r_i^2 l_i + l_i^3 + 6r_i^3 \pi + 3r_i l_i^2 \pi)} \tag{4}$$

ここに D は材質 (アルミニウム, ヤング率 $E = 74$ GPa) の曲げ剛性で, 板厚は 1.2 mm である。 r_i , l_i はそれぞれコルゲート構造の各区間での半径と直線部の長さである (図 6 左)。

また, Y. Xia らは周期的なコルゲート構造を Kirchhoff の板に近似してその等価剛性を求めた (Xia et al., 2012) が, その考え方をういて翼型に沿ったコルゲート構造の等価剛性が先行研究で算出されており (Sato and Yokozeki, 2017), 本研究でもそれを採用する。コルゲート構造の i 波長目での等価曲げ剛性は次式により求められる。

$$\bar{D}_{Ti} = \frac{2r_i}{\pi r_i + \frac{l_i}{2} + \frac{l_{i+1}}{2}} D \tag{5}$$

ここに $\bar{D}_{Ti}$ は i 番目の区間の等価曲げ剛性である。隣り合う区間での半径比 r_{i+1}/r_i は 0.9 とする。

なお, 先行研究 (Sato and Yokozeki, 2017) と同様, 翼構造としては図 6 右のようにコルゲート構造を上下に張り合わせたものを用いている。

3・1・3 駆動機構

キャンパーモーフィング翼は翼自身が曲げ変形を起こすため, 外板を内部構造に沿わせると, 変形した際に圧縮側において外板が座屈する恐れがある (Takahashi et al., 2016)。先行研究 (Sato and Yokozeki, 2017) では, この

Fig. 6 Cross-sections of corrugated structures. The left figure shows the parameters used to calculate the equivalent stiffness. The right figure is the image of double corrugation, which is integrated to the structure of the morphing wing.

Fig. 7 Driving system. The driving force is divided into distributed forces q_1 , q_3 and a distributed moment q_5 .

問題を避けるべく外板を翼の内部に、引張りを与えながら引き込むことで駆動する仕組みを採用した。本研究でもこの駆動機構を用いる。外板の引張りによる駆動力は図7のように分布力 q_1 , q_3 , q_5 に分解して扱う。

3・2 空力解析モデル

空力解析モデルでは、気流中での翼面圧力分布および翼の空力特性を求める。本研究では空力解析モデルにUTCartを使用する。前章と同様、レイノルズ数 Re は 4.2×10^6 とし、マッハ数は0.2とした。舵角は $5^\circ \leq \theta_m \leq 30^\circ$ で 5° おきに変化させ、迎角は 0° と 10° の二つの値を用いた。最小格子幅は変形していない翼型のコード長で正規化したスケールで 2.0×10^{-4} とし、格子数はおおよそ110,000である。なお、UTCartの計算が収束しない場合には、適宜平均化を行った。

3・3 連成解析モデル

本研究の空力構造連成解析は、以下の流れで進む。

- (1) 空力がない状態で目標舵角を実現する駆動力を計算し、変形形状を算出する。
- (2) (1)で得られた形状の翼について、気流中での翼面圧力分布を求める。

- (3) (2) で得られた圧力分布を考慮して、目標舵角を実現する駆動力を計算し直し、変形状を再度算出する。
 - (4) 得られた形状を1ステップ前の形状と比較する。収束していない場合には(2)(3)を繰り返す。
 - (5) 変形状が収束した場合には、解析を終了する。
- これをフローチャートにしたものが図8である。

3・4 解析結果

前節までに述べた空力構造連成解析モデルを用いて解析した結果を、先行研究 (Sato and Yokozeki, 2017) での XFOIL による解析結果と比較する。変形後の翼の変形部のキャンバー線について比較したものを図9に、それらの翼面圧力分布について比較したものを図10に示す。紙面の都合上、代表的に $\theta_m = 30^\circ$ の場合のみ示す。

まず、変形状について確認する (図9)。解析した場合の中で最も大きな形状差が確認されたのは $AoA = 10^\circ$ かつ $\theta_m = 30^\circ$ の場合であったが、この場合でもその形状差はわずかであり、変形状は良く一致している。

続いて、翼面圧力分布について確認する (図10)。こちらは2章と同様の様子が確認された。 $AoA = 0^\circ$ の場合は、非可動部分の65%コード長以前においては良い一致を示す一方、可動部分においてはその値に若干の相違が見られた。 $AoA = 10^\circ$ の場合には、翼全体にわたって圧力係数に差がみられ、特に前縁での差が顕著であった。揚力係数で比較すると、XFOIL の解析では $C_l = 2.11$ と剥離しない流れ場になっている一方、UTCart による解析では $C_l = 1.31$ となり剥離した流れ場になっていた。

Fig. 8 Flowchart of the fluid-structure interaction analysis in this research. In this research, UTCart is selected as an aerodynamic solver. The FSI analyses are repeated unless the shape of airfoil converges.

Fig. 9 Camber lines after FSI analysis. Blue lines are the camber lines calculated by UTCart in this research and magenta lines are the ones calculated by XFOIL in the previous research (Sato and Yokozeki, 2017). When $AoA = 0^\circ$ (left), the two are in a good agreement. Even when $AoA = 10^\circ$ (right), only a small difference is observed.

Fig. 10 Pressure distributions after FSI analysis. Colors have the same meaning as Fig. 9. When $AoA = 0^\circ$ (left), a difference is observed in the trailing edge side. On the other hand, when $AoA = 10^\circ$ (right), especially in the leading edge side, a great difference is observed. In the trailing edge side, there is a relatively small difference.

Fig. 11 Driving forces calculated by FSI analysis. FSI model using UTCart shows more driving forces are necessary to keep the desired deformation in the airflow. This difference may be attributed to the difference in the aerodynamic forces near the trailing edge, where morphing mechanism exists.

駆動力について両モデルを比較したものを図 11 に示す。今回は舵角を制御対象としているため、後縁においてより大きな空気が加わる UTCart を用いた連成モデルの方が、より大きな駆動力を算出することが分かった。差は $AoA = 0^\circ$ において約 7%, $AoA = 10^\circ$ において約 12% である。

なお、一回の空力計算に要する時間については、UTCart は本研究で使用した計算機 Intel®Core™i5-7400 にてコア数 4 で 500 秒程度であった一方、XFOIL による解析は 1 秒程度であった。この差は高性能計算機では小さくなるものの、モーフィング翼においては空力構造連成解析が必須であり、3 次元化や非定常解析までを考えた場合に、この空力計算の効率化は非常にインパクトが高いものとなると考えられる。

変形時の応力状態については、最大応力が外板部に発生し、約 20MPa となり弾性域に収まっていた。疲労強度等については今後の検討が必要であるものの、今回解析したモーフィング翼は強度的に問題ないことが確認できた。

3・5 連成解析の効率化

前節まで連成解析モデルに異なる空力解析ソルバを組み込んだ際に生じる相違について調べてきた。2 つの連成解析モデルを比較したとき、翼面圧力分布および駆動力には差異が確認されたが、一方で変形状における差はわずかであった。これには、圧力分布のうち変形状の計算には比較的差の小さい後縁付近のデータのみが関与することや、舵角を制御対象とした制御機構を搭載していることが影響していると考えられる。

そこで、先行研究 (Sato and Yokozeki, 2017) のように、気流中の変形形状は XFOIL を用いて算出した方が計算コストの観点で効率的である、と考えられる。前節において最も差の大きかった $\text{AoA} = 10^\circ$ かつ $\theta_m = 30^\circ$ の場合について、それぞれの連成解析モデルで得られた変形形状 (図 9 右参照) の空力特性を UTCart により求めた結果を図 12 に示す。空力特性の観点では、XFOIL を用いて得られる変形形状は、UTCart を用いて得られる変形形状と比べて差は 1% 未満であり、良く一致している。これは、気流中の変形形状は XFOIL を用いて算出することの妥当性を示している。一方で、高迎角での流れ場および駆動力のことを考慮に入れると、得られた変形形状の空力特性や必要な駆動力を算出する際には UTCart による解析結果を用いるのが望ましい。そこで、図 13 に示す空力構造連成解析モデルを提案する。このモデルでは以下の流れで計算が進む。

- (1) 空気がない状態で目標舵角を実現する駆動力を計算し、変形形状を算出する。
- (2) (1) で得られた形状の翼について、気流中での圧力分布を XFOIL にて求める。
- (3) (2) で得られた圧力分布を考慮して、目標舵角を実現する駆動力を計算し直し、変形形状を再度算出する。
- (4) 得られた形状を 1 ステップ前の形状と比較する。収束していない場合には (2) (3) を繰り返す。
- (5) 変形形状が収束した場合には、その形状の空力特性・圧力分布を UTCart により算出する。
- (6) (5) で得られた圧力分布を用いて変形計算を行い、駆動力を再度計算して解析を終了する。

このモデルは、先行研究 (Sato and Yokozeki, 2017) と比べ、上記の(5)及び(6)のみ (図 13 の最後 2 つの過程) を改善したものとなっている。そのため、計算コストの増大も抑えながら、得られる空力特性および駆動力は図

Fig. 12 Comparison of the two FSI analysis models in aerodynamic coefficients. The aerodynamic properties for the two deformed shapes shown in Fig. 9 are calculated by UTCart. It is shown that the two results are in a good agreement. This validates the use of XFOIL in the FSI analysis model to calculate the deformed shape in the airflow.

Fig. 13 Flowchart of the proposed FSI analysis model. The deformed shape in the airflow is analyzed using XFOIL. After the shape of airfoil in the airflow is obtained, UTCart evaluates the aerodynamic properties and pressure distribution of the airfoil and the necessary driving force is recalculated using the pressure distribution newly calculated.

10 や図 11 で示したような結果が得られ、先行研究と異なるものとなり、より忠実度の高い結果が得られる手法となっている。一方で、今回の検証は XFOIL と UTCart を用いた比較であり、より忠実度の高い解析手法の検討も要する。また、用いる翼型も風洞試験で検証された翼型を用いるなど、解析モデル自体の精度を議論する余地はあると考えられ、今後の検討課題といえる。

4. 結 言

設計ツールとしてのコルゲート型モーフィング翼の空力構造連成解析モデルの効率化・高精度化を目指した。RANS ベースの UTCart を新たに導入し、先行研究 (Sato and Yokozeki, 2017) の XFOIL による結果と比較した。

空力解析モデルのみでの比較では、高迎角あるいは高舵角のときに両者の間で計算結果の違いが見られることが分かった。特に高迎角では、翼周りの流れが剥離するかどうかにおいて異なり、大きな違いが確認された。つづいて、これらの空力解析ソルバを連成解析モデルに組み込むと、この空力解析の差は駆動力には影響したものの、変形状にはわずかな影響しか与えなかった。以上を踏まえ、変形状の算出に用いる空力解析モデルには XFOIL を使用し、得られた翼形状の空力特性および圧力分布を UTCart により評価した上で再度駆動力を求める、という新たな連成解析モデルを考案した。

謝 辞

本研究の一部は JSPS 科研費 (挑戦的研究 (萌芽)) 18K18909 の助成を受けて実施したものである。ここに謝意を表する。

文 献

- Barbarino, S., Bilgen, O., Ajaj, R. M., Friswell, M. I. and Inman, D. J., A review of morphing aircraft, *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, Vol.22 (2012), pp.823–877.
- Dayyani, I., Shaw, A. D., Flores, E. I. and Friswell, M. I., The mechanics of composite corrugated structures: A review with applications in morphing aircraft, *Composite Structures*, Vol.133 (2015a), pp.358–380.
- Dayyani, I., Khodaparast, H. H., Woods, B. K. S. and Friswell, M. I., The design of a coated composite corrugated skin for the camber morphing airfoil, *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, Vol.26, No.13 (2015b), pp.1592–1608.
- Drela, M., XFOIL: An analysis and design system for low Reynolds number airfoil, *Low Reynolds Number Aerodynamics* (1989), pp.1–12.
- Imamura, T., Tamaki, Y. and Harada, M., Parallelization of a compressible flow solver (UTCart) on cell-based refinement Cartesian grid with immersed boundary method, *Parallel CFD' 2017, 29th International Conference on Parallel Computational Fluid Dynamics*, Glasgow, Scotland, UK (2017).
- Pai, P. F., *Highly flexible structure; Modeling, computation, and experimentation*, AIAA Education Series (2007), pp.162–165, 291–333.
- Peterson, R. F., The boundary-layer and stalling characteristics of the NACA 64A010 airfoil section, *National Advisory Committee for Aeronautics Technical Note 2235* (1950), pp.1–16.
- Sato, K. and Yokozeki, T., Aero-structural evaluation of morphing control surface using corrugated panels, *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan*, Vol.15, No. APISAT-2016 (2017), pp.a7–a15.
- Shaw, A. D., Dayyani, I. and Friswell, M. I., Optimisation of composite corrugated skins for buckling in morphing aircraft, *Composite Structures*, Vol.119 (2015), pp.227–237.
- Takahashi, H., Yokozeki, T. and Hirano, Y., Development of variable camber wing with morphing leading and trailing sections using corrugated structures, *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, Vol.27, No.20 (2016), pp.2827–2836.
- Tamaki, Y., Harada, M. and Imamura, T., Near-wall modification of Spalart-Allmaras turbulence model for immersed boundary method, *AIAA Journal*, Vol.55, No.9 (2017), pp.3027–3039.
- 玉山雅人, モーフィングに関する動向, *ながれ*, Vol.28, No. 4 (2009), pp.277–284.

- Xia, Y., Ajaj, R. M. and Friswell, M. I., Design and optimisation of composite corrugated skin for a span morphing wing, 22nd AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference, National Harbor, Maryland (2014).
- Xia, Y., Friswell, M. I., and Flores, E. I. S., Equivalent models of corrugated panels, *International Journal of Solids and Structures*, Vol.49, No.13 (2012), pp.1453–1462.
- Yokozeki, T., Sugiura, A. and Hirano, Y., Development of variable camber morphing airfoil using corrugated structure, *Journal of Aircraft*, Vol.51, No.3 (2014), pp.1023–1029.
- Yokozeki, T., Takeda, S., Ogasawara, T. and Ishikawa, T., Mechanical properties of corrugated composites for candidate materials of flexible wing structures, *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol.37, No.10 (2006), pp.1578–1586.

References

- Barbarino, S., Bilgen, O., Ajaj, R. M., Friswell, M. I. and Inman, D. J., A review of morphing aircraft, *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, Vol.22 (2012), pp.823–877.
- Dayyani, I., Shaw, A. D., Flores, E. I. and Friswell, M. I., The mechanics of composite corrugated structures: A review with applications in morphing aircraft, *Composite Structures*, Vol.133 (2015a), pp.358–380.
- Dayyani, I., Khodaparast, H. H., Woods, B. K. S. and Friswell, M. I., The design of a coated composite corrugated skin for the camber morphing airfoil, *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, Vol.26, No.13 (2015b), pp.1592–1608.
- Drela, M., XFOIL: An analysis and design system for low Reynolds number airfoil, *Low Reynolds Number Aerodynamics* (1989), pp.1–12.
- Imamura, T., Tamaki, Y. and Harada, M., Parallelization of a compressible flow solver (UTCart) on cell-based refinement Cartesian grid with immersed boundary method, *Parallel CFD' 2017, 29th International Conference on Parallel Computational Fluid Dynamics*, Glasgow, Scotland, UK (2017).
- Pai, P. F., Highly flexible structure; Modeling, computation, and experimentation, *AIAA Education Series* (2007), pp.162–165, 291–333.
- Peterson, R. F., The boundary-layer and stalling characteristics of the NACA 64A010 airfoil section, *National Advisory Committee for Aeronautics Technical Note 2235* (1950), pp.1–16.
- Sato, K. and Yokozeki, T., Aero-structural evaluation of morphing control surface using corrugated panels, *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan*, Vol.15, No. APISAT-2016 (2017), pp.a7–a15.
- Shaw, A. D., Dayyani, I. and Friswell, M. I., Optimisation of composite corrugated skins for buckling in morphing aircraft, *Composite Structures*, Vol.119 (2015), pp.227–237.
- Takahashi, H., Yokozeki, T. and Hirano, Y., Development of variable camber wing with morphing leading and trailing sections using corrugated structures, *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, Vol.27, No.20 (2016), pp.2827–2836.
- Tamaki, Y., Harada, M. and Imamura, T., Near-wall modification of Spalart-Allmaras turbulence model for immersed boundary method, *AIAA Journal*, Vol.55, No.9 (2017), pp.3027–3039.
- Tamayama, M., Survey on morphing activities, *NAGARE*, Vol.28, No. 4 (2009), pp.277–284 (in Japanese).
- Xia, Y., Ajaj, R. M. and Friswell, M. I., Design and optimisation of composite corrugated skin for a span morphing wing, 22nd AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference, National Harbor, Maryland (2014).
- Xia, Y., Friswell, M. I., and Flores, E. I. S., Equivalent models of corrugated panels, *International Journal of Solids and Structures*, Vol.49, No.13 (2012), pp.1453–1462.
- Yokozeki, T., Sugiura, A. and Hirano, Y., Development of variable camber morphing airfoil using corrugated structure, *Journal of Aircraft*, Vol.51, No.3 (2014), pp.1023–1029.
- Yokozeki, T., Takeda, S., Ogasawara, T. and Ishikawa, T., Mechanical properties of corrugated composites for candidate materials of flexible wing structures, *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol.37, No.10 (2006), pp.1578–1586.