

模型変形計測データを反映したCFD表面格子修正法の検討

保江 かな子, 口石 茂, 橋本 敦, 村上 桂一, 加藤 裕之, 中北 和之, 渡辺 重哉 (JAXA)
菱田 学 (菱友システムズ)

Modification of CFD Surface Mesh Based on Model Deformation Measurement

by

Kanako Yasue, Shigeru Kuchi-Ishi, Atsushi Hashimoto, Keiichi Murakami, Hiroyuki Kato,
Kazuyuki Nakakita, Shigeya Watanabe (JAXA) and Manabu Hishida (Ryoyu Systems Co. Ltd.)

Abstract

Modification approach of a CFD surface mesh are examined using measurement data of wind tunnel model deformation. Model deformation measurements (MDM) were successfully made at JAXA using stereo photogrammetry with markers. The model's deformation was then approximated using a deformation law which is identified by a few parameters with markers attached on the wind tunnel model. This approach was developed by Le Sant to correct the model deformation effect in pressure-sensitive paint (PSP) images. In this paper, the approach is used to rearrange the CFD surface mesh of a CFD model to conform its configuration with that of the wind tunnel test model. We duplicate the deformed configuration of the wind tunnel model using three deformation laws and examine the resulting CFD models. A high-fidelity RANS simulation of the DLR-F6 FX2B wind tunnel model is then performed considering the static deformation of the model and the effect of model deformation on the aerodynamic characteristics are also explored by performing the CFD simulation for the deformed configuration as well as the original (non-deformed) configuration.

1 はじめに

実機と風洞試験との間には、レイノルズ数効果や壁/支持装置の影響、空力弾性による模型変形効果など、様々な違いが存在する [1]。これらの違いの中でも模型変形効果は実機空力特性を正確に予測するために重要な課題の一つである。

実機空力特性を高精度に予測するためには、風試と実機環境とのレイノルズ数の差を出来る限り小さくするよう、高いレイノルズ数条件下で風洞試験を行うことが望まれる。一般的な加圧型風洞では、気流圧力を上げることで高レイノルズ数を達成できる。そのため模型に掛かる空力荷重の増大により風試模型が変形することが分かっており、その影響で誤ったレイノルズ数効果の推算に至ってしまう場合がある。

これまでに、模型変形効果を把握することを目的として、変形量の計測や予測に関する多くの技術が開発されてきた。風洞試験においては、風試模型の模型変形量を知ることが目的として、ステレオ写真法 [2] やモアレ干渉法 [3] など、様々な模型変形計測法が開発されてきた。また、PSP 計測画像の模型変形効果を補正するためにも、これらの技術が適応されている [4]。しかしこれらの計測法では、模型の変形量は取得できるが模型変形が流れ場に及ぼす影響を見積もることは困難である。一方、模型変形量を予測するために、FEM と CFD を用いた風試模型の静的空力弾性解析が行われており、模型の変形量予測だけでなく模型変形が空力特性に及ぼす影響も検証されている [5, 6, 7]。しかし、風試模型が平衡形状に達するまでに何度か連成解析を実施する必要があるため、複雑形状の静的空力弾性解析を実施するには非常に高い計算負荷がかかる。さらに、風試模型には、圧力配管用の溝などが存在することにより、内部構造が複雑となり、それを模擬するためにはさらなる計算負荷の増大に繋がる。また、簡単のために内部構造を無視した中実形状での流体構造連成解析が行われて

いるが、その妥当性を検証するには、風試で取得した模型変形変位計測データや空力特性と十分に比較検討する必要があると考えられる。そこで我々は、模型変形計測データを使って CFD 表面格子を変形形状に合わせて修正できれば、流体構造連成解析をすることなく簡単に変形が空力特性へ及ぼす影響を検証できると考えた。また、風試模型と同形状での CFD 解析が可能となるため、CFD コードの妥当性検証にも有用である。

本報告では模型の変形計測結果を CFD 表面格子へ反映する方法について検討する。本研究では、PSP 画像の模型変形効果を補正するために Le Sant により開発された多項式近似による簡易モデル [4] (以下、簡易多項式モデルと呼ぶ) を用いて、変形計測データを元にした CFD 表面格子の変形を試みる。この方法では主翼の z 方向変位のみを考慮しているため、本報告では x 方向 (前後方向) および y 方向 (横方向) 変位にも対応できるよう、簡易多項式モデルの改良を行い、 x , y 方向の変位を考慮する必要があるかどうかの検証も併せて行う。最後に、本手法で修正した変形後の CFD 表面格子形状に対して Reynold Averaged Navier-Stokes (RANS) 解析を実施し、初期形状の RANS 解析結果と比較することで、変形が空力特性へ及ぼす影響を検証する。

2 表面格子修正法

風洞試験では、通風時に模型だけでなく支持装置のたわみも生じる。そのため、本手法では、始めに胴体に取り付けられたマーカーの変位量計測結果から支持装置のたわみによる模型位置の移動・回転を算出し、その後、翼上面に取り付けられたマーカーの変位量計測データを使って空力荷重による翼の変形を算出する。Fig. 1 および Fig. 2 にそれぞれ模型移動補正および模型変形補正の流れを示す。

本報告では翼の変形を求める際に、Le Sant によって開発さ

れた方法（簡易多項式モデル）[4]を適用する。この方法は、通風前後のマーカーの位置計測をすることでマーカー変位量を算出し、PSP画像の模型変形効果の補正を行うために開発されたものであり、本研究ではその方法をCFD表面格子の変形に適用する。ここでは主翼の変形をはりのたわみおよびねじりと仮定し、多項式で近似する。そして計測データを使って多項式の係数を同定することで、主翼の変形形状を定義し、CFD表面格子を修正する。しかし、簡易多項式モデルは z 方向変位のみを考慮している手法であるため、このモデルを改良して x , y , z 全方向の変位を考慮した手法を開発する。

2.1 模型の移動・回転パラメータ算出方法

まず始めに、支持装置のたわみによる模型の移動および回転を算出する方法を以下に示す。本手法では、胴体を剛体と仮定し、胴体マーカーを用いて模型の移動・回転パラメータを算出する。Fig. 3のような迎角0度の模型初期取付位置での模型先端を原点とした座標系（以下、模型座標と呼ぶ）のある位置 $\mathbf{x}_0 = (x_0, y_0, z_0)$ を原点周りにZYX系Euler角 (ϕ, θ, ψ) で回転移動し、 $\Delta\mathbf{x} = (\Delta x, \Delta y, \Delta z)$ 平行移動した移動後の位置は次式で表される。

$$\mathbf{x} = \mathbf{T}^m(\mathbf{x}_0 - \mathbf{x}_{rot}) + \Delta\mathbf{x} \quad (1)$$

ここで回転行列 \mathbf{T}^m は、

$$\mathbf{T}^m = \begin{bmatrix} T_{11}^m & T_{12}^m & T_{13}^m \\ T_{21}^m & T_{22}^m & T_{23}^m \\ T_{31}^m & T_{32}^m & T_{33}^m \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} T_{11}^m &= \cos \theta \cos \psi \\ T_{12}^m &= \cos \theta \sin \psi \\ T_{13}^m &= -\sin \theta \\ T_{21}^m &= \sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi \\ T_{22}^m &= \sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \phi \cos \psi \\ T_{23}^m &= \sin \phi \cos \theta \\ T_{31}^m &= \cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi \\ T_{32}^m &= \cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi \\ T_{33}^m &= \cos \phi \cos \theta \end{aligned} \quad (3)$$

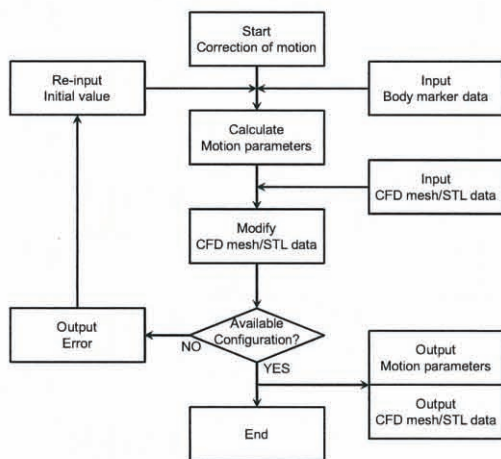


Fig. 1 Flowchart for correction of wind tunnel model motion.

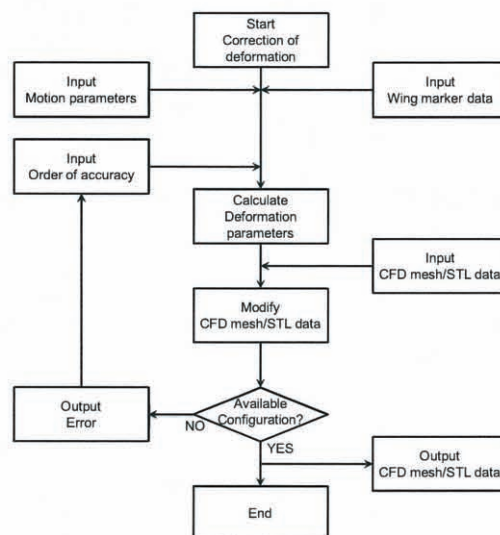


Fig. 2 Flowchart for correction of wind tunnel model deformation.

\mathbf{x}_{rot} は回転中心である。ここでは座標原点を回転中心 \mathbf{x}_{rot} とした。また、 (ϕ, θ, ψ) はそれぞれロール角、ピッチ角、ヨー角に対応している。

本手法では最小二乗法により平行移動量 $\Delta\mathbf{x}$ および回転角 (ϕ, θ, ψ) を算出することを考え、次式で表される残差二乗和を最小にするパラメータ $\mathbf{p} = (\Delta x, \Delta y, \Delta z, \phi, \theta, \psi)$ をNewton反復法により求める。

$$S(\mathbf{p}) = \sum_{i=1}^n \omega_i F_i^2 \quad (4)$$

n はマーカー点数、 ω_i は重みを表す。測定値の誤差の分散から重み ω_i を算出することで、測定誤差を考慮することが出来るが、ここでは全て $\omega_i = 1$ とする。フィッティング関数 F_i は次式で定義する。

$$F_i = \sqrt{(x_i^e - x)^2 + (y_i^e - y)^2 + (z_i^e - z)^2} = \sqrt{f_i} \quad (5)$$

ここで $\mathbf{x}_i^e = (x_i^e, y_i^e, z_i^e)$ は通風時に計測されたマーカー位置である。式(4)を最小にするパラメータ \mathbf{p} を求めるためには、次式を解けばよい。

$$\frac{\partial S}{\partial \mathbf{p}} = 0 \quad (6)$$

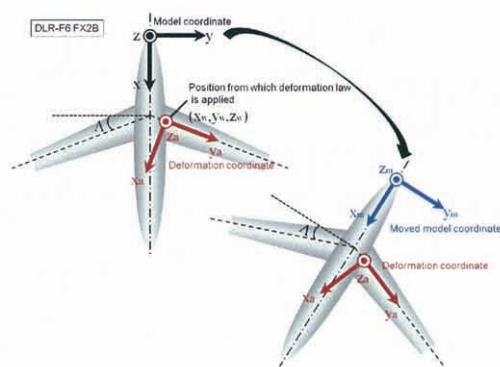


Fig. 3 Coordinates of model for calculating motion parameters and deformation parameters.

Newton 反復法では,

$$\sum_{k=1}^n \frac{\partial^2 S}{\partial p_j \partial p_k} \Delta p_k = -\frac{\partial S}{\partial p_j} \quad (7)$$

を Δp について解くことにより, 次の近似値

$$p^{n+1} = p^n + \Delta p \quad (8)$$

が得られる. ここで,

$$\frac{\partial S}{\partial p_j} = \sum_{i=1}^n F_i \omega_i \frac{\partial F_i}{\partial p_j} \quad (9)$$

$$\frac{\partial S}{\partial p_j \partial p_k} = \sum_{i=1}^n \left[\frac{\partial F_i}{\partial p_j} \omega_i \frac{\partial F_i}{\partial p_k} + F_i \omega_i \frac{\partial^2 F_i}{\partial p_j \partial p_k} \right] \quad (10)$$

$$\frac{\partial F_i}{\partial p_j} = \frac{1}{2}(f)^{-1/2} \frac{\partial f_i}{\partial p_j} \quad (11)$$

$$\frac{\partial^2 F_i}{\partial p_j \partial p_k} = -\frac{1}{4}(f)^{-3/2} \frac{\partial f_i}{\partial p_j} \frac{\partial f_i}{\partial p_k} + \frac{1}{2}(f)^{-1/2} \frac{\partial^2 f_i}{\partial p_j \partial p_k} \quad (12)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial f_i}{\partial p_j} &= -2(x_i^e - x) \frac{\partial x}{\partial p_j} - 2(y_i^e - y) \frac{\partial y}{\partial p_j} \\ &\quad - 2(z_i^e - z) \frac{\partial z}{\partial p_j} \end{aligned} \quad (13)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial^2 f_i}{\partial p_j \partial p_k} &= 2 \frac{\partial x}{\partial p_j} \frac{\partial x}{\partial p_k} + 2 \frac{\partial y}{\partial p_j} \frac{\partial y}{\partial p_k} + 2 \frac{\partial z}{\partial p_j} \frac{\partial z}{\partial p_k} \\ &\quad - 2(x_i^e - x) \frac{\partial^2 x}{\partial p_j \partial p_k} - 2(y_i^e - y) \frac{\partial^2 y}{\partial p_j \partial p_k} \\ &\quad - 2(z_i^e - z) \frac{\partial^2 z}{\partial p_j \partial p_k} \end{aligned} \quad (14)$$

である.

2.2 模型の変形パラメータ算出方法

次に, 空力荷重による主翼の変形形状を算出する方法を以下に示す. Fig. 3 のように, 模型座標系 $\mathbf{x} = (x, y, z)$ から変形主軸座標系 $\mathbf{x}_a = (x_a, y_a, z_a)$ への座標変換を考える. このときの変換式は以下のように表される.

$$\mathbf{x}_a = \mathbf{T}'(\mathbf{x} - \mathbf{x}_w) \quad (15)$$

$\mathbf{x}_w = (x_w, y_w, z_w)$ は変形則適用開始位置である. また回転行列 \mathbf{T}' は

$$\begin{aligned} \mathbf{T}' &= \begin{bmatrix} T'_{11} & T'_{12} & T'_{13} \\ T'_{21} & T'_{22} & T'_{23} \\ T'_{31} & T'_{32} & T'_{33} \end{bmatrix} \\ T'_{11} &= \cos \Theta \cos \Lambda \\ T'_{12} &= \cos \Theta \sin \Lambda \\ T'_{13} &= -\sin \Theta \\ T'_{21} &= \sin \Gamma \sin \Theta \cos \Lambda - \cos \Gamma \sin \Lambda \\ T'_{22} &= \sin \Gamma \sin \Theta \sin \Lambda + \cos \Gamma \cos \Lambda \\ T'_{23} &= \sin \Gamma \cos \Theta \\ T'_{31} &= \cos \Gamma \sin \Theta \cos \Lambda + \sin \Gamma \sin \Lambda \\ T'_{32} &= \cos \Gamma \sin \Theta \sin \Lambda - \sin \Gamma \cos \Lambda \\ T'_{33} &= \cos \Gamma \cos \Theta \end{aligned} \quad (16)$$

であり, $(\Gamma, \Theta, \Lambda)$ はそれぞれ上半角, 取付角, 後退角である.

また, 通風時に計測されたマール座標値には支持装置のたわみによる変位が含まれているため, 前節で求めた移動・回転パ

ラメータを用いて支持装置のたわみによる変位分を考慮して変形主軸座標系へ変換する必要がある. そこでまず模型座標系 $\mathbf{x} = (x, y, z)$ から移動回転後の機体先端を原点とした移動後模型座標系 $\mathbf{x}_m = (x_m, y_m, z_m)$ へ座標変換し, さらに移動後模型座標系 $\mathbf{x}_m = (x_m, y_m, z_m)$ から変形主軸座標系 $\mathbf{x}_a = (x_a, y_a, z_a)$ へ座標変換する. 模型座標系から移動後模型座標系への変換式は,

$$\mathbf{x}_m = \mathbf{T}_v^m(\mathbf{x} - \Delta \mathbf{x}) \quad (17)$$

で表される. ここで \mathbf{T}_v^m は変換行列 \mathbf{T}^m の逆行列 (転置行列) である.

2.2.1 z 方向の変位のみ考慮する簡易多項式モデル

簡易多項式モデルでは, まず始めに模型に適した変形モデルを考える. ここでは片持ちばりのたわみとねじりを変形モデルとして適用し, 変形主軸座標 $\mathbf{x}_a = (x_a, y_a, z_a)$ における z_a 方向変位を多項式で近似する. 変形モデルを適用した際の変形主軸座標における模型の位置は以下のように表される.

$$\begin{aligned} x_d &= x_a \\ y_d &= y_a \\ z_d &= z_a + y_a^2 o2 + y_a^3 o3 + y_a^4 o4 \\ &\quad + x_a y_a t1 + x_a y_a^2 t2 + x_a y_a^3 t3 + x_a y_a^4 t4 \end{aligned} \quad (18)$$

ここで $o2 - o4, t1 - t4$ は変形パラメータであり, 次式で表される残差二乗和が最小となるパラメータを求めることで, 主翼の変形を再現する.

$$S(\mathbf{p}) = \sum_{i=1}^n \omega_i F_i^2 \quad (19)$$

n はマーカー一点数, ω_i は重みを表し, 前述した通り $\omega_i = 1$ とする. またフィッティング関数 F_i は次式で定義する.

$$F_i = z_{a,i}^e - z_d \quad (20)$$

ここで $z_{a,i}^e$ は変形主軸座標系に変換された通風時のマーカー位置である. 移動・回転パラメータの算出方法と同様に,

$$\sum_{k=1}^n \frac{\partial^2 S}{\partial p_j \partial p_k} \Delta p_k = -\frac{\partial S}{\partial p_j} \quad (21)$$

を Δp について解くことにより, 変形パラメータを求める. ここで,

$$\frac{\partial S}{\partial p_j} = \sum_{i=1}^n F_i \omega_i \frac{\partial F_i}{\partial p_j} \quad (22)$$

$$\frac{\partial S}{\partial p_j \partial p_k} = \sum_{i=1}^n \left[\frac{\partial F_i}{\partial p_j} \omega_i \frac{\partial F_i}{\partial p_k} + F_i \omega_i \frac{\partial^2 F_i}{\partial p_j \partial p_k} \right] \quad (23)$$

である. また, F_i の一次導関数および二次導関数を以下に示す.

$$\begin{aligned} \frac{\partial F_i}{\partial p_1} &= \frac{\partial F_i}{\partial (t1)} = -x_a y_a, & \frac{\partial F_i}{\partial p_2} &= \frac{\partial F_i}{\partial (o2)} = -y_a^2 \\ \frac{\partial F_i}{\partial p_3} &= \frac{\partial F_i}{\partial (t2)} = -x_a y_a^2, & \frac{\partial F_i}{\partial p_4} &= \frac{\partial F_i}{\partial (o3)} = -y_a^3 \\ \frac{\partial F_i}{\partial p_5} &= \frac{\partial F_i}{\partial (t3)} = -x_a y_a^3, & \frac{\partial F_i}{\partial p_6} &= \frac{\partial F_i}{\partial (o4)} = -y_a^4 \\ \frac{\partial F_i}{\partial p_7} &= \frac{\partial F_i}{\partial (t4)} = -x_a y_a^4, & & \\ \frac{\partial F_i}{\partial p_j \partial p_k} &= 0 \quad (j, k = 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7) \end{aligned} \quad (24)$$

2.2.2 x, y, z 方向の全変位を考慮する改良モデル

ここでは簡易多項式モデルを改良し, x, y, z 方向全ての変位を考慮することを考える. また, 簡単のためにたわみ二次, ねじり一次と仮定する. z 方向変位は上述した簡易多項式モデルを適用する. 一方 x, y 方向変位に関しては, 以下のような変形モデルを適用する.

$$\begin{aligned} x_d &= x_a + \delta x = x_a + \frac{z_d - z_a}{y_a} dt1 \\ y_d &= y_a + \delta y = y_a + \sqrt{z_d - z_a} do2 \\ z_d &= z_a + y_a^2 o2 + x_a y_a t1 \end{aligned} \quad (25)$$

ここで $p = (t1, o2, t2, o3, t3, o4, t4)$ は変形パラメータであり, 残差二乗和を最小にするような各パラメータを求めることで, 変形形状を近似する.

$$S(p) = \sum_{i=1}^n \omega_i F_i^2 \quad (26)$$

フィッティング関数 F_i は次式で定義する.

$$F_i = \sqrt{(x_{a,i}^e - x_d)^2 + (y_{a,i}^e - y_d)^2 + (z_{a,i}^e - z_d)^2} = \sqrt{f_i} \quad (27)$$

Newton 反復法を適用する際必要となる F_i の一次導関数および二次導関数を以下に示す.

$$\frac{\partial F_i}{\partial p_j} = \frac{1}{2}(f)^{-1/2} \frac{\partial f_i}{\partial p_j} \quad (28)$$

$$\frac{\partial^2 F_i}{\partial p_j \partial p_k} = -\frac{1}{4}(f)^{-3/2} \frac{\partial f_i}{\partial p_j} \frac{\partial f_i}{\partial p_k} + \frac{1}{2}(f)^{-1/2} \frac{\partial^2 f_i}{\partial p_j \partial p_k} \quad (29)$$

$$\frac{\partial f_i}{\partial p_j} = -2(x_{a,i}^e - x_d) \frac{\partial x_d}{\partial p_j} - 2(y_{a,i}^e - y_d) \frac{\partial y_d}{\partial p_j} - 2(z_{a,i}^e - z_d) \frac{\partial z_d}{\partial p_j} \quad (30)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial^2 f_i}{\partial p_j \partial p_k} &= 2 \frac{\partial x_d}{\partial p_j} \frac{\partial x_d}{\partial p_k} + 2 \frac{\partial y_d}{\partial p_j} \frac{\partial y_d}{\partial p_k} + 2 \frac{\partial z_d}{\partial p_j} \frac{\partial z_d}{\partial p_k} \\ &\quad - 2(x_{a,i}^e - x_d) \frac{\partial^2 x_d}{\partial p_j \partial p_k} - 2(y_{a,i}^e - y_d) \frac{\partial^2 y_d}{\partial p_j \partial p_k} \\ &\quad - 2(z_{a,i}^e - z_d) \frac{\partial^2 z_d}{\partial p_j \partial p_k} \end{aligned} \quad (31)$$

$$(32)$$

3 結果および考察

3.1 模型変形計測を反映した表面格子修正

本報告では, JAXA2m×2m 遷音速風洞においてステレオ写真法で計測された DLR-F6 FX2B 模型の変位量計測データ [8] を用いて本手法を検証する. 胴体および翼上面に設置されたマーカー位置を Fig. 4 に示す. ステレオ写真法では, 2 台の高解像度 CCD カメラを用いて模型に貼り付けられたマーカーの三次元位置情報を計測することで, 模型の変形量を算出する方法である. 解析対象とした主流条件は, $M = 0.75$, $Re_c = 1.5 \times 10^6$, $\alpha = 1.0$ [deg] である. 簡易多項式モデルを PSP 画像の模型変形補正に適用した際, 結果に大きく影響を及ぼすパラメータは曲げ二次のパラメータ $o2$, ねじり一次のパラメータ $t1$ および変形開始位置 y_w と報告されている [4]. そこで, ここではたわみを二次, ねじりを一次と仮定したものを基本とし, 簡易多項式モデルを使った Z21 モデルおよび簡易多項式モデルを改良して x, y, z 方向全変位を考慮した XYZ モデルを検討する. また, たわみ二次, ねじり一次の近似に

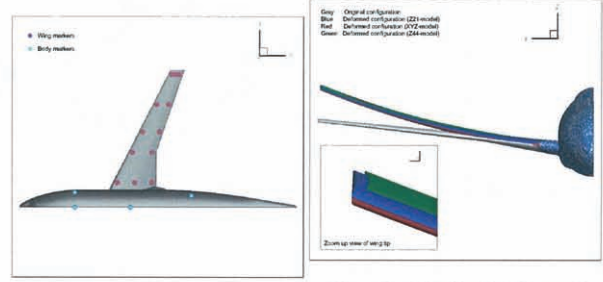


Fig. 4 Positions of markers attached to wind tunnel model.

Fig. 5 Obtained deformed configuration of wind tunnel model with original configuration ($\times 10$ scale).

Table. 1 Error between marker position estimated by deformation models and that measured in wind tunnel test.

変形モデル	たわみ量の誤差 ϵ (無次元距離)	ねじり量の誤差 [deg]
Z21 モデル	6.615×10^{-4}	0.092
XYZ モデル	4.843×10^{-4}	0.067
Z44 モデル	6.468×10^{-4}	0.041

より十分な精度で変形形状を再現できるかを確認するために, たわみ, ねじり共に四次で近似した高次多項式モデルである Z44 モデルでも検証を行う.

3.1.1 変形計測データを用いた表面格子修正

3 種類のモデルを適用して得られた模型形状を初期形状と共に Fig. 5 に示す. ここでは変位量を 10 倍にして表示している. どのモデルにおいても定性的に妥当な変形形状を示している. 変形形状を定量的に評価するために, 得られたたわみ量およびねじり量のスパン方向分布を, マーカーの計測結果と共に Fig. 6 および Fig. 7 に示す. たわみ量に関しては, どのモデルも計測データを良く再現していることが分かる. 一方, ねじり量を見ると, Z21 モデルおよび XYZ モデルでは, 低次多項式で近似しているため, 翼根付近では過大評価, 翼端付近では過小評価している. しかし Z44 モデルを用いて高次の多項式で変形を近似することにより, ねじり量も実験値を良く再現できることが分かる.

Table 1 に本手法により得られたマーカー変位量と計測により得られたマーカー変位量との誤差を示す. ここでは, 本手法で得られたマーカーの位置 (ねじり量) と計測したマーカー位置 (ねじり量) との差の L2 ノルムを誤差とした. Z21 モデルと XYZ モデルを比較すると, たわみ量の誤差, ねじり量の誤差共に XYZ モデルの方が小さく, x, y, z 全方向の変位を考慮することで, より計測値に近づき, 変形形状をよく再現できることがわかる. 一方, Z21 モデルと Z44 モデルとを比較すると, たわみ量の誤差においては大きな差は得られなかったが, Z44 モデルを適用することで, ねじり量の誤差が大幅に低減した. 計測誤差が, たわみ量では無次元距離にして 0.0008 程度 ($=0.1$ mm), ねじり量では 0.1 度程度であることを考えると, どちらのモデルも計測誤差の範囲内で変形形状を再現できており, また翼根側に比べて翼端側の方が計測誤差が大きいと報告されていることから, Z44 モデルの優位性を示すためには, さらなる検証が必要である.

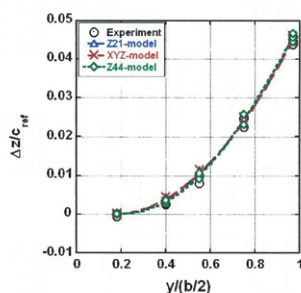


Fig. 6 Obtained wing deflection in deformation coordinates.

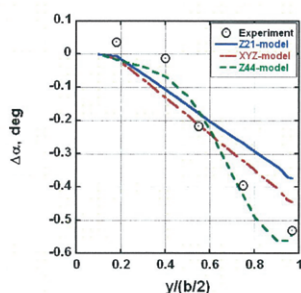


Fig. 7 Obtained wing twist change in deformation coordinates.

3.2 模型変形計測を反映した CFD 解析

ここでは、前節で算出した変形後の表面格子を用いて、DLR-F6 模型の RANS 解析を実施する。初期形状および 3 種類の変形モデルを適用した形状それぞれに対して解析を行い、実験結果と比較することで、変形による流れ場への影響を検証する。計算には、JAXA で開発された高速 CFD ソルバーである FaSTAR[9] を用いた。離散化には、セル中心有限体積法を用い、対流流動の計算には HLEW, 乱流モデルは Spalart-Allmaras 一方程式モデル、時間発展には LU-SGS 陰解法を適用した。

ここで、変形計測を実施した試験では、ラフネスなしの自然遷移で計測されたものであるが、本計算では全面乱流を仮定しているため、CFD 結果との比較検証のために、別の試験で取得した同条件のラフネスありの場合の力および圧力計測結果と比較する。ラフネスがある場合とない場合とで、揚力係数の値が変わり、模型の変形量も異なると考えられるが、本報告で用いた迎角 1 度以下の条件下では、ラフネスの有無に関わらず空力係数結果が概ね一致していたため、ラフネス有無の変形量の差はないものとした。

計算格子は初期形状に対しては JAXA で開発された自動格子生成ソルバー HexaGrid[10] を用いて作成した。また、変形後の形状の計算格子を、初期形状の格子のトポロジーと一致させるために、Surface Influence 法を適用し、初期形状の空間格子点を表面格子の変位量を基に修正することで、変形後の形状に対する空間格子を作成した [11, 12, 13]。

Fig. 8 に初期形状の表面格子および模型近傍のルート面の格子を示す。六面体セル、ピラミッドセル、プリズムセル、四面体セルの 4 種類のセル形状から成り、セル数は約 850 万、接点数は 732 万点である。また模型表面のセル数は約 22 万である。

まず始めに計算により得られた初期形状に対する圧力係数分布を Fig. 9 に、また各スパン断面における初期形状および変形形状の圧力係数分布を実験結果と共に Fig. 10 に示す。内翼側 $\eta = 0.150$ に関しては、変形が小さいため、初期形状に対する分布と変形を考慮した場合の分布とで大きな差はなく、実験値とも概ね良い一致を示している。一方、外翼側の $\eta = 0.847$ では、計算で得られた衝撃波位置が実験よりも後退しているが、変形を考慮することで、大幅に衝撃波位置が前進している。さらに変形を考慮していない初期形状での計算結果では、サクシオンピークが実験より高くなっているが、変形を考慮することで実験値に近づいていることがわかる。翼端に近づ

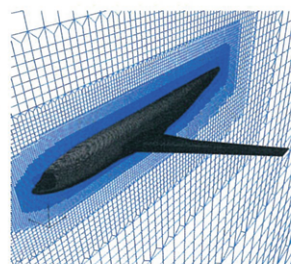


Fig. 8 Computational mesh for RANS simulation over DLR-F6 FX2B wind tunnel model.

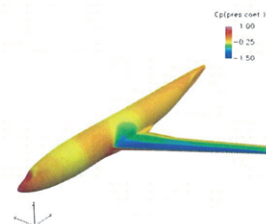
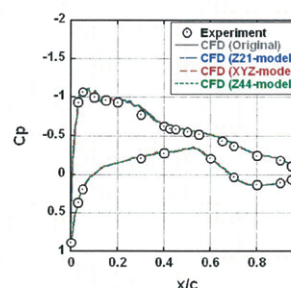
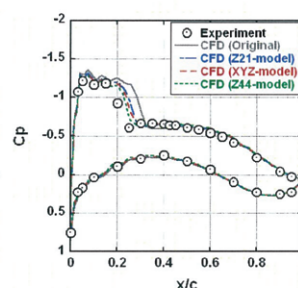


Fig. 9 Obtained pressure coefficient distributions for original (non-deformed) configuration.



(a) $\eta = 0.150$



(b) $\eta = 0.847$

Fig. 10 Obtained pressure coefficient (C_p) profiles.

くにつれ衝撃波位置の前方への移動量が大きくなっているが、これは Fig. 7 にあるように、模型変形の影響により翼端に近づくとねじり量が增加し翼の局所迎角が減少するためと考えられる。

一方、 $\eta = 0.847$ 断面では、変形モデルの違いにより各モデルで衝撃波位置が多少異なっているが、変形モデルの違いによる圧力係数分布への大きな改善は見られなかった。

次に計算により得られた空力係数を Fig. 11 および Table 2 に、Drag polar カーブを Fig. 12 に示す。実験値と比較すると、 C_L はおよび C_D は実験値よりも大きく、 C_M に関しては実験値よりも小さく見積もられている。また変形を考慮した場合でも、計算結果と実験値との間に差が残るが、これは壁、支持装置の影響や、遷移位置の影響によるものと考えられる。 C_L は Z21 モデルで 0.0135, XYZ モデルで 0.0173, Z44 モデルで 0.0163 減少した。これは、Fig. 7 に示したように変形によりねじり下げが生じ、局所的な有効迎角が減少したためと考えられる。この C_L の変化は $C_L - \alpha$ カーブの傾きから算出すると迎角 0.1 度程度の減少に相当する。 C_D は Z21 モデルで 8cnts, XYZ モデルで 11cnts, Z44 モデルで 10cnts 減少した (1cnt=0.0001)。これら C_D の減少は、Table 2 に示すように、圧力抵抗の減少によるものである。一方、 C_M は Z21 モデルで 0.0034, XYZ モデルで 0.0044, Z44 モデルで 0.0057 増加した。また、Fig. 12 を見ると、変形を考慮しても、polar カーブの形状は変化せず、カーブ上に沿って変化していることがわかる。

次に各スパン断面の局所揚力係数と局所コード長の積で表されるスパン方向の局所揚力係数分布を Fig. 13 に示す。ここでも変形によるねじり下げの影響で実験値に近づいていることが分かる。また変形の大きい翼端だけでなく、変形量の小

Table. 2 Obtained aerodynamic coefficient.

	C_L	C_D	$C_{D,pres}$	$C_{D,fric}$	C_M
実験値	0.5545	0.0320	—	—	-0.1111
初期形状	0.5902	0.0356	0.0217	0.0139	-0.1261
Z21	0.5767	0.0348	0.0208	0.0140	-0.1227
XYZ	0.5726	0.0346	0.0206	0.0140	-0.1204
Z44	0.5739	0.0347	0.0207	0.0140	-0.1218

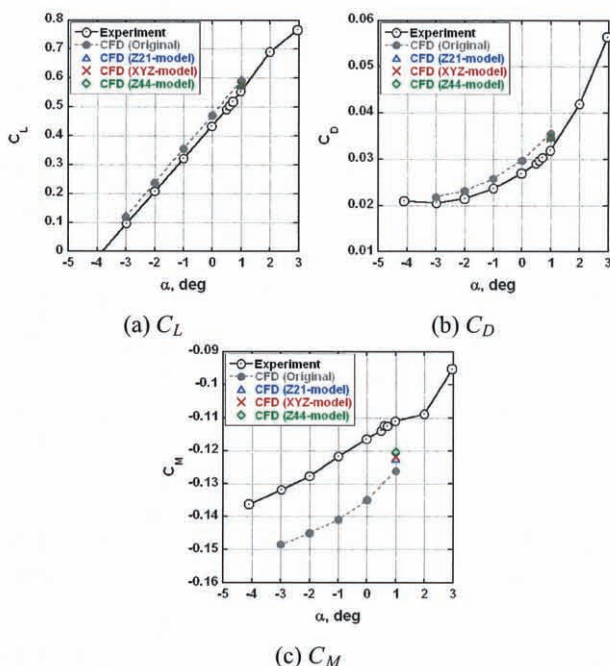


Fig. 11 Obtained aerodynamic coefficients.

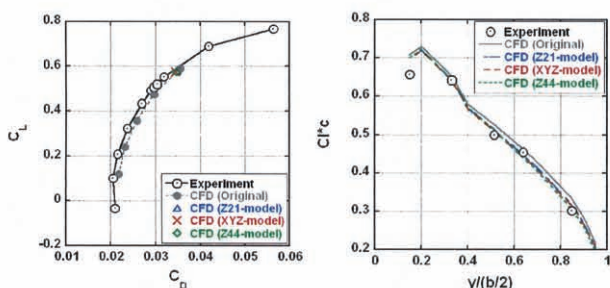


Fig. 12 Obtained drag polar curve.

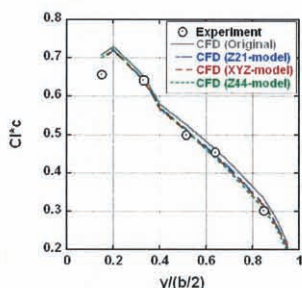


Fig. 13 Spanwise loading profiles.

さな翼根付近でも揚力の減少が見られ、これは、翼根付近でもねじり下げが生じており、さらに翼根ではコード長が長く、揚力へ寄与する割合が大きいとみられる。

4 結言

模型変形による空力特性への影響を簡単に検証するために、風試模型の変形計測データを反映した CFD 表面格子修正法の検討を行った。通風時の風試模型と同形状の CFD 表面格子を作成するために、Z21 モデル、XYZ モデル、Z44 モデルの 3 種

類の多項式モデルを用いたところ、たわみ量に関しては、低次多項式近似であっても x , y , z 全方向の変位を考慮した XYZ モデルを適用することで、誤差を大幅に低減することができ、より正確に形状を再現できた。一方、ねじり量においては、高次多項式近似を用いた Z44 モデルが実験データを最も良く再現できたが、翼端の方が計測誤差が大きいことから、Z44 モデルの有用性を示すためにはさらなる検証が必要である。

次に、修正した変形形状に対して RANS 解析を実施し、変形が空力特性へ及ぼす影響を調べた。変形を考慮することにより、衝撃波位置や空力特性に関して、風試と CFD との差異が縮小した。また、風試結果と CFD 結果との差における模型変形効果の寄与は比較的大きく、高精度な空力特性予測を実施するためには、模型変形効果の考慮が重要であり、簡単に空力特性への影響を検証できる本手法の有用性を示すことが出来た。一方で、3 種類の変形モデルの影響を検討したところ、横方向の変位を考慮することや、高次多項式近似モデルを用いることによる空力特性での大きな改善は見られなかった。これは本報告で用いた模型の変形量が小さいことが考えられるので、今後は、より高迎角条件下での変形を扱うことで、より簡単に精度よく変形形状を再現する方法を検討していく。

謝辞

簡易多項式モデルを適用するにあたり、JAXA 風洞技術開発センター栗田充氏に有益な情報を頂いた。ここに感謝の意を表する。

参考文献

- [1] Bushnell D. M., "Scaling: Wind tunnel to flight," *Annu. Rev. Fluid Mech.*, **38**(2006), 111-128.
- [2] Burner A. W., Goad W. K., Massey E. A., Goad L. R., Goodliff S. L., and Bissett O. W., AIAA paper 2008-6921, (2008).
- [3] Pallek D., Bütetisch K. A., Quest J., and Strudthoff W., *Proceedings of 20th International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities*, (2003).
- [4] Le Sant Y., *Proceedings of 20th International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities*, (2003).
- [5] Yasue K. and Sawada K., AIAA Paper 2009-604, (2009).
- [6] Yasue K. and Sawada K., *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences* **54**(2011).
- [7] Keye S. and Rudnik R., AIAA Paper 2009-580, (2009).
- [8] 加藤, 中北, 栗田, 中島, 山谷, 第 48 回飛行機シンポジウム, (2009).
- [9] Hashimoto A., Murakami K. and Aoyama T., *Proceedings of the 2nd Workshop on Integration of EFD and CFD*, JAXA-SP-09-003 (2003).
- [10] Hashimoto A., Murakami K., Aoyama T. and Lahur P., AIAA Paper 2009-1365, (2009).
- [11] Morton S. A., Melville R. B. and Visbal M. R., *Journal of Aircraft*, **35**(1998), 798-805.
- [12] C. B. Allen, *Int. J. Numer. Meth. Engng.*, **69**(2007), 2126-2149.
- [13] 菱田, 橋本, 保江, 村上, 第 43 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2011, (2011).