

1C10 静荷重試験データを用いたモデルロータブレードの CFD/CSD 解析

○ 竹内諄育, 小西晃平 (東京農工大), 菅原瑛明, 田辺安忠 (宇宙航空研究開発機構), 亀田正治 (東京農工大)

CFD/CSD Analysis of Model Rotor Blades Using Static Load Test Data

○Shunsuke TAKEUCHI, Kohei KONISHI(Tokyo University of Agriculture and Technology),
Hideaki SUGAWARA, Yasutada TANABE(JAXA), and Masaharu KAMEDA(Tokyo University of
Agriculture and Technology)

Key Words: Static Load Test, CFD/CSD

Abstract

This study presents the measurement method of various physical properties obtained from static load tests using stereo digital image correlation (stereo-DIC) and the results of numerical analysis reflecting these properties. When predicting the performance of helicopter rotors, it is extremely important to consider the aeroelastic deformation of the blades in order to accurately evaluate the aerodynamic performance, understand the vibration characteristics and confirm the structural properties. In recent years, a coupled computational fluid dynamics/computational structural dynamics (CFD/CSD) simulations have been investigated, which can take aeroelasticity into account in numerical simulations. However, the discrepancy between the design values and the structural properties of the actual structure makes it difficult to compare and verify the analytical results with the experimental results. In this study, the elastic axis, bending stiffness and torsional stiffness, which significantly affect the deformation behavior of the blades, were measured by static load tests. As a result, the analysis reflecting the measured values showed better agreement with the blade deformation obtained from wind tunnel tests, indicating the effectiveness of the proposed method.

1 緒言

近年、航空機の性能向上および軽量化の観点から、複合材料を用いた構造部材の利用が拡大している [1]. 特に、ヘリコプターの回転翼 (ロータブレード) には、高強度・高剛性を有する炭素繊維強化プラスチック (CFRP) が採用されることが多く、その高アスペクト比形状と相まって、空力荷重に対する弾性変形の影響が顕著である. このような弾性変形は、空力特性の変化を引き起こすのみならず、機体の振動挙動や構造的健全性にも大きく影響する. このため、ブレードの空力弾性挙動を適切に評価することは、空力性能の精密な予測に加え、振動抑制設計や構造健全性評価において極めて重要である.

空力弾性の影響を考慮したブレードまわりの流れ場解析手法として、ブレードの変形を考慮した CFD (Computational Fluid Dynamics) / CSD

(Computational Structural Dynamics) 連成解析がある. しかしながら、現状の CFD/CSD 連成解析は、十分な検証が行われておらず、その予測精度向上に向けた取り組みが続けられている [2]. 中でも、近年主流となっている CFRP 等の複合材からなるブレードは、繊維配向や積層状態のばらつきなどの製造誤差により、設計値と実物の特性に少なくないばらつきを生じる可能性が報告されている [3]. この乖離は、設計時に想定された空力弾性挙動とは異なる特性を生み出す可能性があり、空力性能や弾性変形の予測精度を低下させる一因となっている.

そこで、本研究では、実際の模型ブレードを対象とした静荷重試験によりブレードの変形量を計測し、その変形データからブレードの変形挙動に顕著な影響を与える構造物性値 (弾性軸, 曲げ剛性, ねじり剛性) を逆解析的に取得する.

本稿では、まず、ブレードの変形挙動に顕著な影響を与える弾性軸、曲げ剛性、ねじり剛性の解析手法及び解析結果について述べる。静荷重試験により取得した各種構造物性値を用いて、CFD/CSD 解析で風洞試験との検証を行った結果を報告する。

2 静荷重試験

2.1 風洞試験概要

本研究では、CFD/CSD 連成解析の精度検証を目的として、宇宙航空研究開発機構 (JAXA) 調布航空宇宙センターの 2m×2m 低速風洞において実施された、斉藤ら [4] による風洞試験の計測結果を検証用データとして用いた。具体的には、変形形状計測結果および天秤による六分力計測結果を使用した。供試模型は図 1 に示す、JAXA で開発されている飛行試験用第 3 次概念模型のメインロータ基本特性試験形態 [5] の模型である。ロータ半径 R は 765 mm であり、ロータブレードには、UH-60A のメインロータブレード形状 (CFRP 製) を使用している。



図 1: 供試模型

2.2 静荷重試験概要

本試験は、JAXA 調布航空宇宙センターにて実施した。図 2 に静荷重試験装置の概略図を示す。本静荷重試験では、Jung ら [6] の手法と同様に、模型ブレードに既知の外力を作用させ、変形量を測定することで構造特性を算出する方法を採用した。模型ブレードの変形量を計測する手法として、本研究ではステレオデジタル画像相関 (Stereo-digital image correlation: Stereo-DIC) を用いる。これは、2 台のカメラで同時に撮影し、画像相関によって対象の 3 次元形状および変形挙動を非接触で計測する手法である。この手法は風洞試験におけるブレード変形計測と同じである。供試体には、図 3 に示す CFRP 製の UH-60A メインロータブレード模型 [5] を用いた。試験では、コード (翼弦) 方向およびスパン (翼幅) 方向において錘の負荷位置を変化させた。負荷位置の変更には、ブレード形状に適合させた専用の翼ばさみを使い、これにより

コード方向およびスパン方向の負荷位置を設定した。錘の負荷条件を表 1 に示す。ここで、スパン方向位置は翼根を基準とし、コード方向位置は後退角以前の 25% c 位置を基準としている。

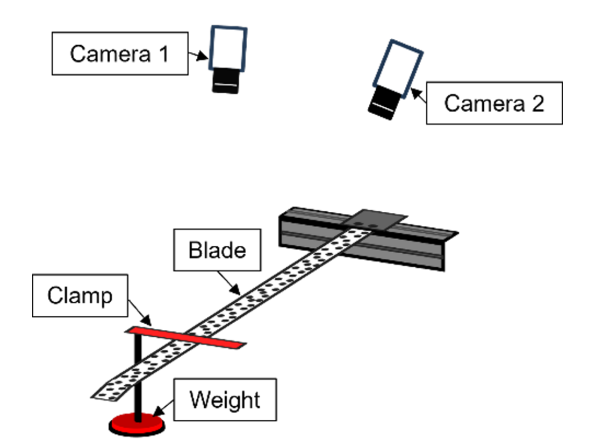


図 2: 静荷重試験装置概略図

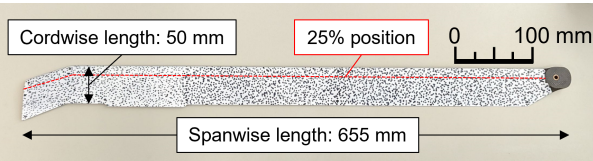


図 3: UH-60A メインロータブレード模型

表 1: 荷重負荷条件

Spanwise [mm]	Cordwise [mm]	Load [kgf]
130	-70, 0, 70	0.3756, 0.8756
210	-70, 0, 70	0.3756, 0.8756
285	-70, 0, 70	0.3756, 0.8756
360	-70, 0, 70	0.3756, 0.8756
440	-70, 0, 70	0.3756, 0.8756
595	-70, 0, 70	0.3756
655	-70, 0, 70	0.3756

2.3 stereo-DIC 処理

本試験において用いたロータブレードには、図 3 に示すように、ブレード上面全体にランダムドットパターンを塗布した。このランダムドットを 2 台のカメラで撮影し、stereo-DIC による変形前後の相関解析を行うことで変形計測をブレード上面全域で行った。stereo-DIC による三次元変位解析には、商用ソフト

ウェア VIC-3D 8 (Correlated Solutions Inc.) を使用した。同ソフトにおいては、変位場の算出に際し、基準となる参照画像が必要であるため、本試験では、参照画像として錘無負荷状態のブレード画像を使用した。なお、本稿では、無負荷状態を REF、負荷状態を RUN と定義する。REF および RUN の画像間における相関解析により、各条件下でのブレード表面の三次元変形分布を得た。

また、カメラ間の相対位置関係や空間座標系の定義には、システムのキャリブレーションが必要である。本試験では、等間隔に配置されたマーカ（マーカ間 14mm）を持つキャリブレーションボードを使用した。キャリブレーションボードは、コード方向において 25%*c* 位置が原点となるように配置し、両カメラの視野内に全体が収まるよう設置した後に撮影を行った。その後、ボードを三次元的に動かしながら複数枚のキャリブレーション画像を撮影し、これらを Vic-3D 上で解析することによりキャリブレーション処理を行った。

以上の手順により、本試験では、各荷重条件下におけるロータブレードの三次元変形形状を約 0.176 mm/pixel の空間分解能で取得した。

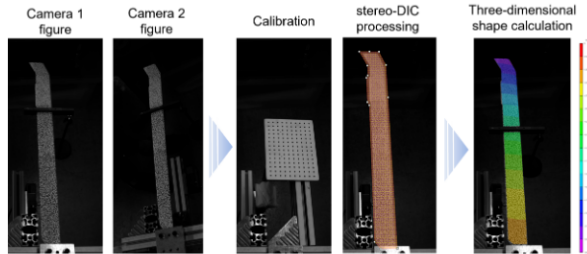


図 4: stereo-DIC 処理

3 構造物性値計測

3.1 弾性軸

弾性軸は、ねじり変形の影響を受けず純粋な曲げ変形のみが生じる点として定義される。図 5 に、コード方向に負荷位置を変更したときの翼素の変形の概略図を示す。

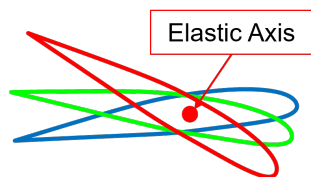


図 5: ブレード翼素のねじれ変形

弾性軸以外の位置では、負荷に伴いたわみ変形とねじり変形が同時に発生する。本研究では、コード方向に錘の位置を変更しても、変形量が変化しない部分を弾性軸位置として定義する。弾性軸位置の正確な算出のために、ブレード前縁側負荷、25%*c* 位置上負荷、ブレード後縁側に錘を負荷した場合の 3 通りの変形計測結果から弾性軸を求めた。図 6 に、stereo-DIC で計測したコード方向のブレード上面の変形量分布における、3 つのケースの交点周辺を拡大したものを示す。

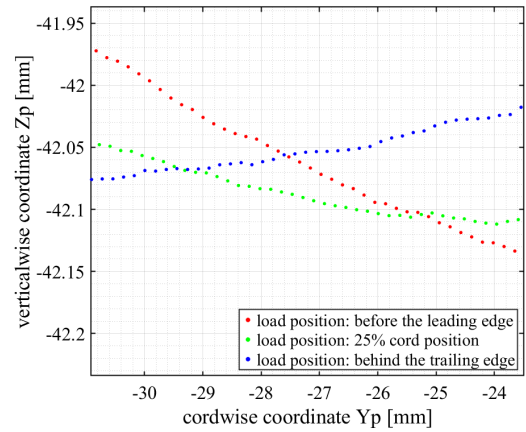


図 6: コード方向ブレード上面変形量例 (交点周辺)

理論的には、錘の負荷位置を変更しても、弾性軸位置に該当する交点はただ一つに定まると考えられる。しかし、図 6 に示されるように、実験誤差により交点が一意に定まらなかったため、それぞれの交点座標を算出し、それら 3 点からなる三角形の重心位置を弾性軸位置として定義した。

各交点位置の求め方として、まず 2 つのたわみ曲線に対して、それぞれのたわみ分布を構成する全ての点群間に対して線形補間を行う。2 つのたわみ分布後縁側のコード方向座標をそれぞれ $(y_{1,i-1}, z_{1,i-1})$, $(y_{2,i-1}, z_{2,i-1})$ 、点群間の傾きをそれぞれ k_1, k_2 とすると、2 つの曲線の交点は式 1 で与えられる。

$$y = \frac{1}{k_1 - k_2} \{ (k_1 \cdot y_{1,i-1} - k_2 \cdot y_{2,i-1}) + (-z_{1,i-1} + z_{2,i-1}) \} \quad (1)$$

$$k_j = \frac{z_{j,i} - z_{j,i-1}}{y_{j,i} - y_{j,i-1}} \quad (j = 1, 2) \quad (2)$$

ここで、式 1 の値が以下の条件 3 を満たす場合にのみ、その交点座標 y_{ea} を採用した。

$$\min \{ y_{1,i-1}, y_{2,i-1} \} \leq y_{ea} \leq \max \{ y_{1,i}, y_{2,i} \} \quad (3)$$

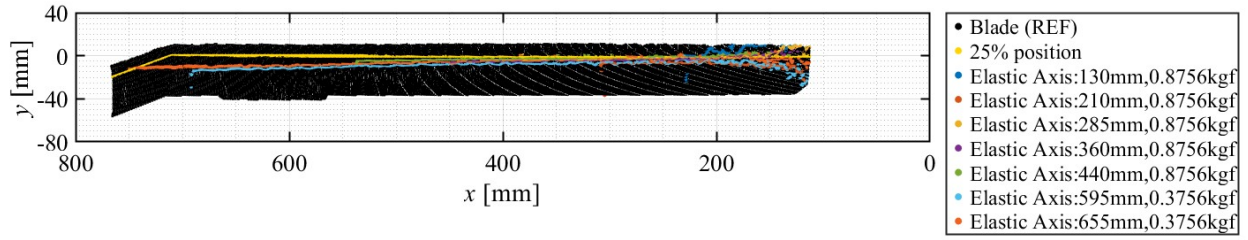


図 7: 弾性軸分布 (最大負荷時)

この条件 3 を全ての点群間の線形補間式に適用し、条件を満たす交点を繰り返し処理によって求めた。この処理を、たわみ曲線の交点を構成するすべての組み合わせに対して実施し、最終的に得られた 3 つの交点 y_{ea} から弾性軸座標である重心位置を算出した。この手法をスパン方向全体に適用することで、弾性軸を決定した。なお、各負荷条件下 (RUN) で求められた弾性軸位置は、無負荷状態 (REF) のブレード形状に投影することで統一された弾性軸を最終的に決定した。この手法により、負荷条件に関係なく一貫した弾性軸の位置の特定が可能となる。

図 7 に、各スパン位置において最大負荷条件の弾性軸を示す。なお、弾性軸は、鍾によって生じるせん断力が作用する区間、すなわち翼根から各負荷位置までの範囲に限定して描画している。図 7 から、各スパン位置における弾性軸の分布は、翼根付近を除き、各負荷条件間で定性的に良い一致を示していることが確認できる。一方、翼根に近い領域では、条件ごとの弾性軸の分布にばらつきが見られ、明確な傾向を把握することが困難である。これは、翼根付近では変形量が小さく、おもりの負荷位置の違いによる十分な変形形状の差が得られず、stereo-DIC の計測不確かさの範囲に埋もれたことが要因であると推定している。よって、stereo-DIC に用いる画像の解像度を向上させることにより翼根部の弾性軸の同定精度をさらに改善できる可能性がある。なお、連成解析で使用する際には、翼根以外の領域における弾性軸分布の傾向を基に、翼根部の弾性軸位置を 25% c 位置にあるものとした。

3.2 曲げ剛性

今回対象とするロータブレードはスパン方向に沿って翼形が変化するため、各スパン位置で曲げ剛性 EI は異なる。そこで、本研究では図 8 に示す集中荷重片持ち梁モデルを利用し、各スパン位置における曲げ剛性 EI を算出する。

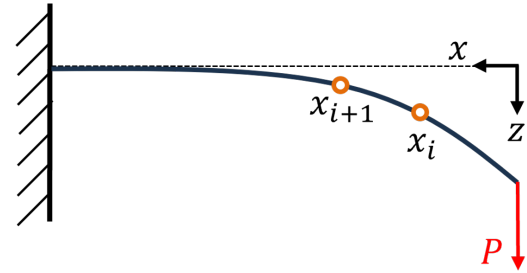


図 8: 片持ち梁モデル

区間 $[x_i, x_{i+1}]$ において、 EI を一定値 EI_i と仮定すると、たわみの基礎方程式 4, 5, 6 が得られる。なお、 z [m] は弾性軸上のたわみ量、 P [N] は負荷荷重である。stereo-DIC で得られた変形形状の点群データのノイズ低減のため、本研究では弾性軸上のたわみ量 z に対してスプライン補完を行っている。

$$\frac{d^2 z(x)}{dx^2} = \frac{Px}{EI_i} \quad (4)$$

$$\frac{dz(x)}{dx} = \frac{P}{EI_i} \frac{x^2}{2} + \theta_0 \quad (5)$$

$$z(x) = \frac{Px}{EI_i} \frac{x^3}{6} + \theta_0 x + z_0 \quad (6)$$

ここで、次の境界条件を与え、未定数 θ_0 , z_0 を消去し整理すると、曲げ剛性算出式 7 が得られる。

- $x = x_{i+1}$: $\frac{dz(x)}{dx} = \frac{dz(x)}{dx} \Big|_{i+1}$, $z(x) = z_{i+1}$
- $x = x_i$: $z(x) = z_i$

$$EI_i = \frac{P}{\left\{ \frac{dz}{dx} \Big|_{i+1} (\Delta x) - (\Delta z) \right\}} \left(\frac{x_i^3}{6} - \frac{x_i x_{i+1}^2}{2} + \frac{x_{i+1}^3}{3} \right) \quad (7)$$

ここで、 $\Delta x = x_{i+1} - x_i$, $\Delta z = z_{i+1} - z_i$ である。なお、stereo-DIC から得られる変形形状の点群は不等間隔のため、 $\frac{dz}{dx} \Big|_{i+1}$ は、以下の中心差分式を用いた。

ここで、 $t = (x_{i+2} - x_{i+1})$ 、 $s = (x_{i+1} - x_i)$ である。

$$\frac{dz}{dx}\bigg|_{i+1} = \frac{s^2 z_{i+2} + (t^2 - s^2) z_{i+1} - t^2 z_i}{st(s+t)} \quad (8)$$

本稿では、設計物性値と、静荷重試験による測定値の比較を行う。図 9 に、55 mm 間隔で定義された参照点における各実験条件から得られたねじり剛性 EI の分布を示す。参照点の間隔は、変形量の精度とノイズの影響を考慮して選定した。なお、カメラの画角外により変形量を算出できなかった翼根付近の曲げ剛性については、設計物性値を用いて補完している。図 9 より、測定可能であった領域において、試験から得られた曲げ剛性は設計物性値を概ね上回っていることが分かる。これは、CFRP 製ブレードの内部構造や、CFRP 繊維配向のばらつきなど、実物ブレードの製造過程由来の不確かさの影響であると考えられる。

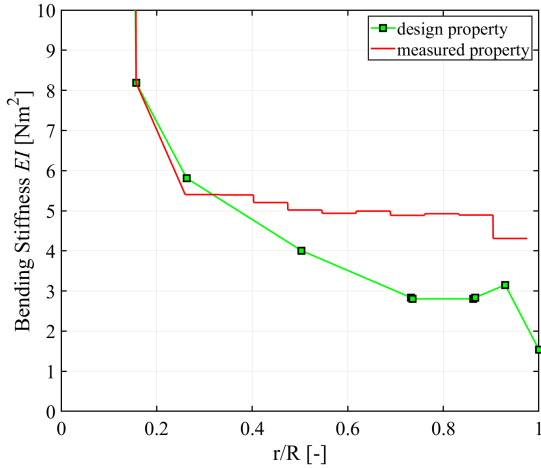


図 9: 曲げ剛性分布

3.3 ねじり剛性

本研究では、同スパン方向位置における、前縁側負荷と後縁側負荷の二つの計測ケースからねじり剛性の算出を行った。図 10 に、ねじり剛性算出概略図を示す。ここで、 $L_{i,l}$ 、 $L_{i,t} (< 0)$ はそれぞれ各スパン位置における弾性軸-前縁側、弾性軸-後縁側負荷位置までの平面距離、 L は前縁負荷位置-後縁負荷位置までの距離 ($=140\text{mm}$) を示す。

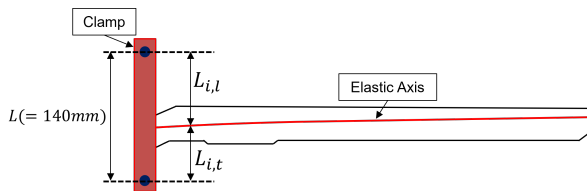


図 10: ねじり剛性算出概略図

前節の曲げ剛性 EI と同様、ねじり剛性 GJ においてもスパン方向区間 $[x_i, x_{i+1}]$ において GJ を一定値 GJ_i と仮定する。ねじりモーメント PL_i の符号を考慮すると、ねじりモーメントとねじり剛性 GJ_i の関係式は式 9、10 のようになる。

$$P(L_{i,t} - L_{i,l}) = PL = GJ_i \frac{d(\Delta\varphi_{i,l} - \Delta\varphi_{i,t})}{dx_i} \quad (9)$$

$$GJ_i = PL \left(\frac{d(\Delta\varphi_{i,l} - \Delta\varphi_{i,t})}{dx_i} \right)^{-1} \quad (10)$$

式 10 から明らかなように、前縁側および後縁側からの 2 つの負荷ケースを用いることで、負荷位置から弾性軸までの距離を必要とせずねじり剛性 GJ_i を算出することが可能となる。

ここで、本研究においてねじれ角 $\Delta\varphi$ は、垂負荷状態のピッチ角 φ_{RUN} と、負荷を受けていない基準状態のピッチ角 φ_{REF} の差分として定義する。これに基づき、ねじれ角 $\Delta\varphi$ は以下の式 11 で表される。

$$\Delta\varphi(x) = \varphi_{\text{RUN}} - \varphi_{\text{REF}} \quad (11)$$

また、ねじれ角分布に対してはノイズ低減のため三次関数による補間処理を行った。

図 11 に、20 mm 間隔で定義された参照点における各実験条件から得られたねじり剛性 GJ の分布を示す。なお、曲げ剛性同様、カメラの画角外により変形量を算出できなかった翼根付近のねじり剛性については、設計物性値を用いて補完している。この図 11 から、各負荷条件間において算出されたねじり剛性分布は、計測ができた領域において定量的に良い一致を示していることが確認できる。

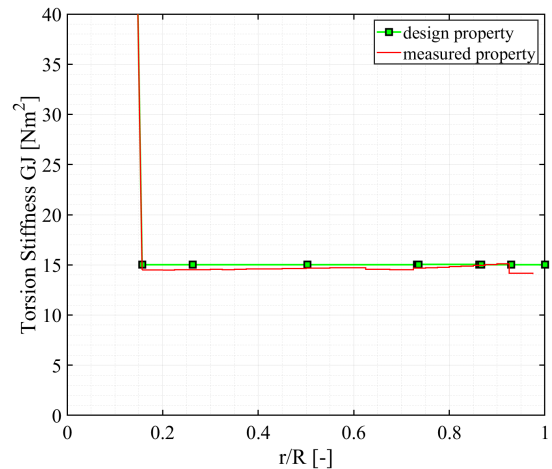


図 11: ねじり剛性分布

4 CFD/CSD 連成解析

4.1 計算条件

ここでは、3 節で求めた、弾性軸、曲げ剛性、ねじり剛性を更新した CFD/CSD 連成解析を行う。本研究では、JAXA で開発されている回転翼用 CFD ツール rFlow3D[7] を用いた。rFlow3D における CSD 解析では、ブレード構造を一次元梁モデルとしてモデル化し、リッツのモード分解法により構造応答を算出する [8]。CFD 解析では、表 2 に示すスキームが採用しており、格子系には、ブレードの回転運動を追従する移動重合格子が用いられている。図 12 に示すように、解析格子は直交格子からなる外側および内側背景格子、ブレード格子、胴体格子で構成される。各格子の格子点数を表 3 に示す。なお、外側背景格子は、ブレード半径 R の 200 倍に相当する正方形領域としている。

本研究では、構造物性値の変更が解析結果に与える影響を評価する目的で、設計物性値を用いた条件においても同様の解析を実施した。ただし、今回の計測では取得できなかった翼根の領域については、計測値を使用した変更後においても設計物性値を用いて解析を行っている。計算条件は前進飛行条件とし、気流条件は風洞試験に準拠し、一様流と翼端速度の比である前進率 μ が 0.4 となるように、ロータ回転数は 940 rpm、一様流 $V_\infty = 30.1$ m/s とした。使用した計算条件の概要を表 4 に示す。

また、風洞試験との整合性を図るため、実験で計測された発生推力を目標値として設定し、ブレード舵角を調整することで目標推力を実現するトリム解析を適用した。トリム解析においては、ローリングおよびピッチングモーメント M_x, M_y をともに 0 とし、機体姿勢は水平状態に固定している。

表 2: 計算手法

支配方程式	N-S 方程式
空間離散化	有限体積法
空間高次精度化	FCMT[9]
数値流束関数	mSLAU
粘性流束	2 次精度中心差分
時間積分法	DTS/LU-SGS
乱流モデル	$k - \omega$ SST (SST-2003)
遷移モデル	$\gamma - Re_{\theta t}$

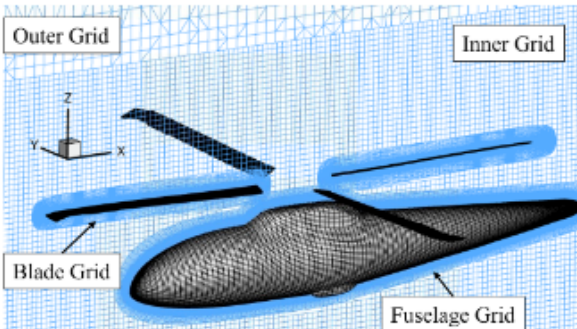


図 12: 計算格子

表 3: 格子点数

Outer grid	1.63×10^6
Inner grid	1.06×10^7
Blade grid	1.36×10^6
Fuselage grid	7.60×10^5

表 4: 計算条件

Freestream V_∞ [m/s]	30.1
Rotor Speed [RPM]	940
Advance ratio [-]	0.4
Thrust coefficient C_T [-]	4.64×10^{-3} 7.22×10^{-3}
Rolling moment coefficient C_{M_x} [-]	0
Pitching moment coefficient C_{M_y} [-]	0

4.2 空力性能比較

本節では、構造物性能値の変更が空力性能に与える影響について考察を行う。本研究では、ロータ推力係数 C_T と、それに対応する5分力 (C_X , C_Y , C_{M_X} , C_{M_Y}) の1周平均値の関係を比較指標として用いた。なお、実験値は全体の傾向を示すために、連成解析で使用していない条件についても描写を行っている。

ロータに作用する空気力 C_X , C_Y , ローリングモーメント係数 C_{M_X} , およびトルク係数 C_Q の連成解析による値は実験値と概ね一致している。ただし、実験値にはばらつきが見られる。また、ピッチングモーメント C_{M_Y} の実験値は、平均的にやや正の値となっている。これは、前進側 ($\psi = 0^\circ \sim 180^\circ$) と後退側 ($\psi = 180^\circ \sim 360^\circ$) の大気速度に起因する動圧差により、機体前方で発生した力を後方で打ち消すような舵角となるために C_{M_X} のように正負で値が変わるばらつきにならなかったと考える。

実験値のばらつきや偏りの主な要因は、制御法による影響である。実験では、両モーメントがゼロとなるように手で舵角入力を行っている。さらに、同じ目標 C_T 値に対して、方位角ごとに計測を分けて実施している。これは、モータの発熱対策のため、一通風あたりの試験時間に制約があるためである。また、試験時のロータのトリムはコレクティブピッチ角固定のもと、ローリングモーメント M_X , ピッチングモーメント M_Y をゼロにするように操縦した状態で計測されている。計測の際はロータのコントロールを固定して計測しているものの、試験装置の機械的ガタ等の影響によりばらつきが生じていると考えられる。連成解析では、これら試験時の誤差に起因するモーメント変動の不確実性を十分に考慮できていないため、このことが後に示すブレード変形形状にも影響を与えている可能性がある。

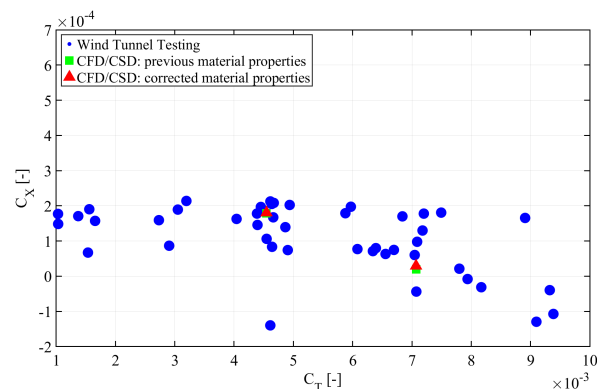


図 13: 主流方向空力係数 C_X 平均値

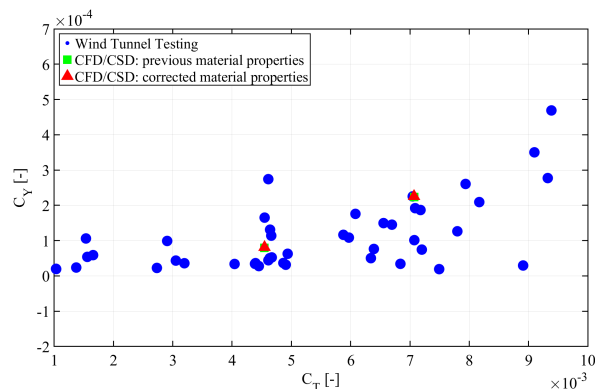


図 14: 側方方向空力係数 C_Y 平均値

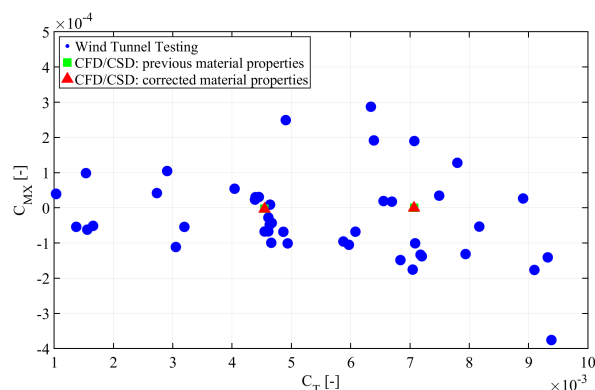


図 15: ローリングモーメント係数 C_{M_X} 平均値

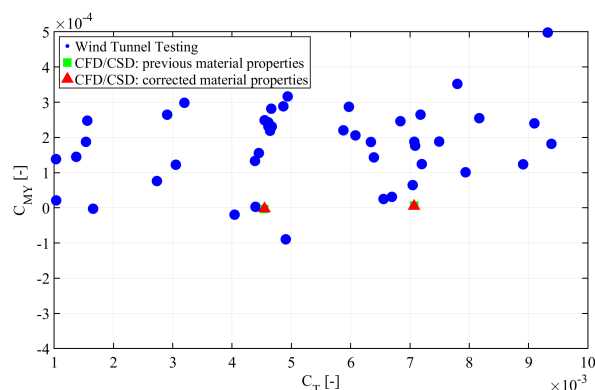


図 16: ピッチングモーメント係数 C_{M_Y} 平均値

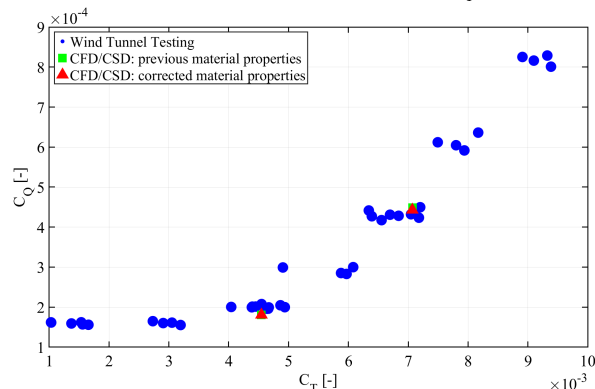


図 17: ロータトルク係数 C_Q 平均値

4.3 翼端フラップ量比較

図 18, 19 に、ロータブレード翼端におけるフラップ量の方位角分布を示す．ここで、方位角 ψ は機体後方を 0° として定義し、フラップ量はロータ水平面からの変位量を基準として評価している．また、フラップ量はロータ半径 R を用いて無次元化している．

図 18, 19 に示すように、構造物性値を変更した後の CFD/CSD 連成解析による変形量の予測値は実験結果と定性的に類似した方位角分布を示しており、特に後退側 ($\psi = 180^\circ \sim 360^\circ$) におけるフラップ量の増加傾向が概ね再現されている．この傾向は、後退側においてピッチ角が増加し、それに伴って揚力が増加することに起因すると考えられる．一方で、連成解析には実験値に見られるような分布のばらつきは確認されていない．このばらつきは、前述したとおり、実験において各方位角ごとに個別に通風を行い、1 方位角につき 1 回の測定で変位量を取得していたことに起因するものであり、通風条件のわずかな変動が測定結果に反映されたものと考えられる．

表 5, 6 には、翼端フラップ量の振幅および平均値を示す．同表より、構造物性値の変更後、振幅に関しては実験値との一致度がやや低下したものの、平均値の精度はむしろ向上していることが確認できる．フラップ量の平均値が減少した要因としては、本実験において計測された曲げ剛性 EI が、従来の推定値よりも大きかったことが考えられる．一方、振幅の減少は、計測対象外の根本付近の剛性値を依然として推定値のまま使用していることが影響していると推察される．したがって、翼根付近の剛性分布を実測することにより、フラップ量の振幅予測精度の改善が期待される．

本試験で得られた翼端のフラップ変位フラップ変位 z/R とロータ半径 R からなる角度 (フラップ角) に注目すると、 $\arctan[(z/R)/R]$ と近似でき、実験値と連成解析による予測値の誤差は最大 1.12° に収まっており、フラップ変位量を良好に予測できている．一方で、連成解析では、ブレードに働く重力によるたわみ分が考慮されていないため、上記誤差をさらに低減できる可能性がある．

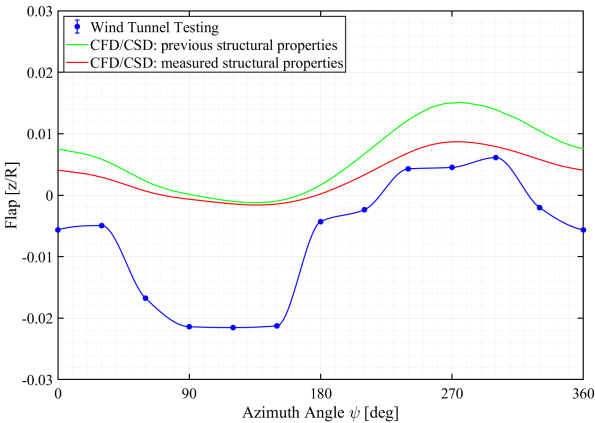


図 18: 翼端フラップ量 ($C_T = 4.64 \times 10^{-3}$)

表 5: 翼端フラップ量比較 ($C_T = 4.64 \times 10^{-3}$)

	mean [r/R]	Amplitude [r/R]
WTT	-7.08×10^{-3}	2.77×10^{-2}
previous value	6.17×10^{-3}	1.63×10^{-2}
corrected value	3.10×10^{-3}	1.03×10^{-2}

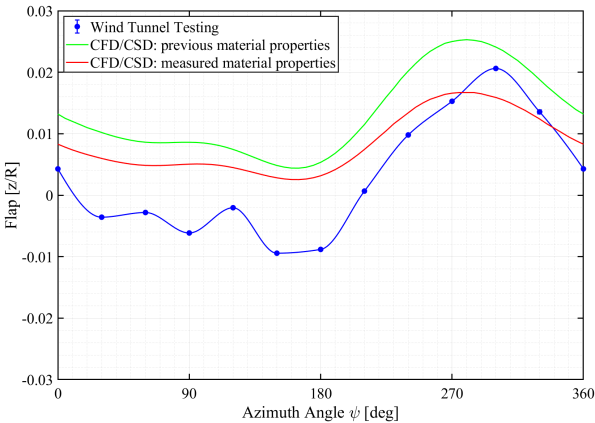


図 19: 翼端フラップ量 ($C_T = 7.22 \times 10^{-3}$)

表 6: 翼端フラップ量比較 ($C_T = 7.22 \times 10^{-3}$)

	mean [r/R]	Amplitude [r/R]
WTT	2.63×10^{-3}	3.01×10^{-2}
previous value	1.32×10^{-2}	2.09×10^{-2}
corrected value	8.37×10^{-3}	1.42×10^{-2}

4.4 翼端ねじれ量比較

図 20, 21 に, ブレード翼端におけるねじり量の方位角分布を示す. 前進側において, 翼端ねじれ量は実験値では無変形もしくはねじり下げの方向を示しているのに対し, 連成解析ではねじり上げ変形を予測している. これは, 連成解析において, 重力の影響が考慮されていないためであると推察される. 3 節で示したように, 本ブレードは翼弦長の 30 ~ 40 % 付近に弾性軸を有しており, ブレードに生じる空気力の中心 (風圧中心) がおおむね 25 % c 近傍にあるとすれば, ロータ中立面より下方にフラップ変形している実験側ではねじり下げ, 上方に変形している連成解析側ではねじり上げとなり, 本結果と整合的である. また, 11 に示すように, ねじり剛性は実測値と設計物性値の乖離が小さいことから, 実測物性値と設計物性値を用いたときのねじり変形量の差も小さくなっている.

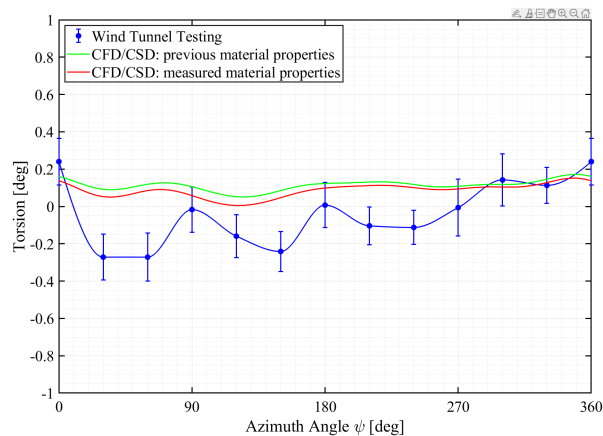


図 20: 翼端ねじれ量 ($C_T = 4.64 \times 10^{-3}$)

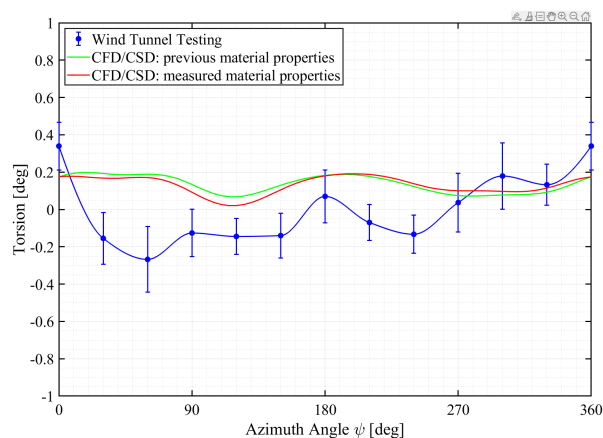


図 21: 翼端ねじれ量 ($C_T = 7.22 \times 10^{-3}$)

5 結言

本稿では, ステレオデジタル相関 (stereo-DIC) を用いた静荷重試験により計測されたロータブレードの変形データをもとに, ブレードの構造物性値の測定する手法を提案した. また, 提案手法を用いて計測した弾性軸, 曲げ剛性, ねじり剛性を CFD/CSD 連成解析に適用し, 構造物性値変更前後および風洞試験で計測した変形量や空力性能との比較を行った. その結果, 次の結論を得た.

- I. 構造物性値変更により, 翼端フラップ量が減少傾向を示し, 実験値とのフラップ量との整合性が向上した. これにより, 実験条件に近い流れ場が再現できるようになったと考えられる.
- II. 一方で, 物性値の更新は翼端におけるねじれ量には顕著な変化を及ぼさず, 解析結果の符号は実験値と逆となった. この差異は, 連成解析において重力の影響を考慮していないことが主因であると推察される.
- III. さらに精度向上のためには, 翼根周辺の領域の詳細な構造物性値計測と, 計算時にはモーメントを考慮する必要があることが示唆された.

6 謝辞

本研究は, JSPS 科研費 (22H01396, 23K22667) の助成を受けて行われた.

参考文献

- [1] Nakajima, M. Manufacturing technology of aircraft airframe structure. *Journal of Precision Engineering*, Vol. 75, No. 8 p. 941, 2009.
- [2] Smith, M. and Joon L.W. “the HART II international workshop: an assessment of the state of the art in CFD/CSD prediction. *CEAS Aeronautical Journal*, Vol. 4, 2013, doi:10.1007/s13272-013-0078-8.
- [3] Pflumm, T., Rex, W., and Hajek, M. Propagation of Material and Manufacturing Uncertainties in Composite Helicopter Rotor Blades. *45th European Rotorcraft Forum*, 2019.
- [4] 斉藤光祐, 今井雅人, 小西晃平, 高村洸大, 菅原瑛明, 田辺安忠, 中北和之, and 亀田正治. stereo-dic によるヘリコプタブレードモデルの変形量計測. 第 56 回流体力学講演会, 2024.
- [5] 小曳昇, 田辺安忠, 菅原瑛明, 木村桂大, and 杉浦

- 正彦. Jaxa 高速コンパウンド・ヘリ第3次概念模型の空力特性評価試験. 日本航空宇宙学会論文集, 69巻, pp. 257-261, 2021.
- [6] Richard, H., Matthew, M., and Gand 巻 hi, F. Study on Blade Property Measurement and Its Influence on Air/Structural Loads. *American Institute of Aeronautics and Astronautics, AIAA*, 2018, doi:10.2514/1.J053686.
- [7] Tanabe, Y. and Saito, S. A new hybrid method of overlapping structured grids combined with unstructured fuselage grids for rotorcraft analysis. *36th European Rotorcraft Forum*, 2010.
- [8] van dear Wall, B.G. et al. New smart twisting active rotor (STAR): pretest predictions. *Aeronautical Journal*, Vol. 15, 2024, doi:10.1007/s13272-024-00731-z.
- [9] S. Yamamoto and H. Daiguji. Higher-order-accurate upwind schemes for solving the compressible euler and navier-stokes equations. *Computers & Fluids*, Vol. 22, No. 2, pp. 259-270, 1993.