

1D11 受動的モーフィング翼の空力・変形特性予測のための 二次元空力弾性シミュレータの構築

○下崎凜人、伊東桃子、玉置義治、今村太郎、小林やよい、横関智弘、李家賢一（東京大学）

How to Prepare the Paper for the Fluid Dynamics Conference / Aerospace Numerical Simulation Symposium

Rinto Shimozaki, Momoko Ito, Yoshiharu Tamaki, Taro Imamura, Yayoi Kobayashi, Tomohiro Yokoseki
,and Kenichi Rinoie (The University of Tokyo)

Key Words : Pressure Distribution, Fluid Dynamics

Abstract

Passive morphing airfoils are airfoils that deform passively due to aerodynamic forces and are known to increase the maximum lift coefficient and lift slope. However, experimental evaluation is costly and is further constrained by limited experimental conditions. Therefore, we constructed an automatic aeroelastic simulator that couples a finite element structural analysis with computational fluid dynamic solver and evaluated its accuracy by comparing it with experimental results. Furthermore, a wing structure design tool was constructed and analyzed under different Reynolds number and stiffness conditions. As a result, design parameters were identified that achieved higher lift coefficients and lift-to-drag ratios than those of the rigid airfoil within the angle of attack range of $0^\circ \leq AoA \leq 20^\circ$.

1. 研究背景

持続可能な社会の実現のために、環境への負荷低減が社会課題の一つとなっており、航空機開発においても低燃費化、低騒音化が求められている[1]。これらの要求に対応する技術の一つとして、翼の形状を連続的に変化させるモーフィング翼が注目されており、空力性能向上と環境負荷低減の両立を可能にする技術とされている[2,3]。従来のヒンジ構造を持つ制御舵面を用いると、翼表面に隙間や不連続が生じ、これに起因する剥離によって、空力性能の低下、騒音の増加が引き起こされる。一方、モーフィング翼は連続的な表面変形を可能とするため、空力特性の改善に加え、機体重量の削減も期待される[4]。

モーフィング翼は翼形状(主翼平面形状や翼型断面)を連続的に変化させる機構を備えた翼であり、様々な研究がなされている[5]。また、モーフィング翼は大きく能動型と受動型に分類される。近年では、サーボモーターなどのアクチュエーターを用いて形状を制御する能動的モーフィング翼の研究が盛んに行われており、たとえば Yokozeki ら[6]は、ワイヤー駆動により後縁部を変形させる構造を提案している。

これに対して、本研究で対象とする受動的モーフィング翼は空気力と構造の内部応力の釣り合いにより自律的に変形する構造である。駆動系を必要としないため構造が簡素で軽量であり、能動型に比べてエネルギー消費も抑えられる。このような利点から、受動型モーフィング翼は新たな空力デバイスと

して期待されている。これまで、Taguchi ら[7]や Kai ら[8]により、簡易な機構（図 1(a)参照）やコンプライアント構造（図 1(b)参照）を用いた受動的モーフィング翼の設計・風洞実験が行われてきた。これらの研究では、揚力の方向と反対方向に後縁が曲がることにより、キャンバーが増大し、揚力が増加する受動的モーフィング翼を提案した。

しかしながら、これらの実験[7,8]は風洞装置の制約から風速 10~14m/s であり、翼模型のコード長は 200mm であるため Re 数は $Re = 1.4 \sim 1.9 \times 10^5$ の範囲に限られており、受動的モーフィング翼の性能が最大限に発揮される条件の解明には至っていない。また、翼模型の製作や風洞実験には人的・時間的コストを要し、多数の設計変数や素材の組み合わせを網羅的に検討するには限界がある。このような背景から、数値解析によって多様な設計条件下での受動的モーフィング翼の性能を予測可能とすることは非常に有用である。Ochi ら[9]は、構造解析と空力解析を弱連成する空力構造連成解析手法を提案し、静的空力弾性解析への適用可能性を示しているが、商用 CAD ソフトを用いた手動操作が必要であるため、多数の設計ケースを対象とするには高コストであるという課題がある。

本研究の目的は、人的介入を必要としない二次元空力弾性シミュレータを構築し、受動的モーフィング翼の特性を数値的に評価・予測することである。特に、Ochi ら[9]が示唆したように、 Re 数の変化によって変形効果や空力特性が大きく異なる可能性があることに着目し、異なる Re 数における設計変数変

更の影響を系統的に解析する。これにより、受動的モーフィング翼が最大の性能を発揮する条件の理解を深めることを目指す。



(a) Taguchi ら[7]の提案した模型



(b) Kai ら[8]の提案した模型

図 1 受動的モーフィング翼の設計例

2. 二次元空力弾性シミュレータの概要

本研究で構築した二次元空力弾性シミュレータは、空力解析、二次元モデル設計ツール、構造解析の3要素で構成されている。二次元モデル設計ツールにより定義された翼構造を対象として、空力解析と構造解析を連成させた解析を実施する。以下に、各要素の概要を説明した後、シミュレータ全体の解析手順について述べる。

2. 1. 空力解析

空力解析には東京大学今村研究室で開発中の階層型直交格子ベースの圧縮性空力ソルバーである UTCart を用いる[11-16]。表 1 に UTCart の空力解析手法をまとめる。空力解析では粘性の解析手法を用いており、二次元圧縮性 Reynolds-Averaged NavierStokes (RANS)方程式を用いる。支配方程式は次式で表される。

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j) = 0 \tag{1}$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) + \frac{\partial p}{\partial x_i} = \frac{\partial \tau_{ji}}{\partial x_j} \tag{2}$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \frac{\partial}{\partial x_j}[(\rho E + p)u_j] = \frac{\partial}{\partial x_j}[u_i \tau_{ij} - q_j] \tag{3}$$

ここで、 ρ は密度、 u_i は速度の第*i*成分、 E は単位質量あたりの全エネルギー、 p は圧力、 q_j は熱流束である。流体の応力テンソルは次式で表される。

$$\tau_{ij} = 2(\mu + \mu_t) \left[S_{ij} - \frac{1}{3} S_{kk} \delta_{ij} \right] \tag{4}$$

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_j}{\partial x_i} + \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) \tag{5}$$

ここで、 μ および μ_t はそれぞれ粘性係数、渦粘性係数である。渦粘性係数を求める際の乱流モデルには Spalart-Allmaras モデルを用い、Tamaki ら[11]の壁関数を適用する。計算格子に関しては、四分木法に基づく階層型直交格子を用いる。UTCart は自動で階層型直交格子を生成することが可能である。壁面境界には埋め込み境界法を用いる[13]。また、表 2 に空力解析条件をまとめる。一様流マッハ数に関しては、0.2 に固定して行う。

表 1 空力解析手法

支配方程式	二次元圧縮性 RANS 方程式
格子生成	四分木法に基づく 階層型直交格子
空間離散化	セル中心有限体積法
移流項の評価	SLAU[13]
空間精度	三次精度(MUSCL)
勾配評価	Weighted Least Square
時間積分	Matrix-Free Gauss-Seidel[14]
乱流モデル	Spalart-Allmaras +Tamaki ら[11]の壁関数

表 2 空力解析条件

一様流マッハ数	0.2
最小格子幅	$2.5 \times 10^{-4} c$
解析ステップ数	10,000

2. 2. 二次元モデル設計ツール

さまざまな構造形式に対応した自動解析を可能とするために、翼模型の二次元モデル(図 2 参照)を設計するツールを開発した。このモデルは Kai ら[8]や Ochi ら[9]が実施した風洞実験用の受動的モーフィング翼模型の形状を二次元的に再現しており、構造解析に用いる。この受動的モーフィング翼型は、図 1 に示すように変形しない剛体部分 ($0.0 \leq x/c \leq 0.3$) と、変形するモーフィング部分 ($0.3 \leq x/c \leq 1.0$) からなり、変形するモーフィング部分のみを解析対象とする。実際の構造においては、図 3 に示すように、モーフィング部分は柔軟なリブ構造と剛性の高い外板とで構成されている。しかし、本研究における解析では、モデルの簡略化を目的として、図 4 に示すように全体を同一材料で構成された均質な構造体として仮定した。なお、 x は前縁を原点とするコード方向の座標、 c はコード長を表す。解析対象とする翼模型はスパン方向に一樣な構造ではないので、二次元モデルにおいてその非一樣性を疑似的

に再現する必要がある。そこで、該当部分のヤング率に対し、スパン方向全長に対する当該部分の構造の幅の割合を乗じることで、スパン方向の非一様性を二次元モデル上に反映させた。特にスパン方向における構造部の長さの翼全体スパンに対する割合をヒンジ構造割合と定義する(図 4 参照)。本ツールでは、外板の厚さやヒンジ構造割合を任意に設定可能とし、構造の剛性を調整できるように設計されている。

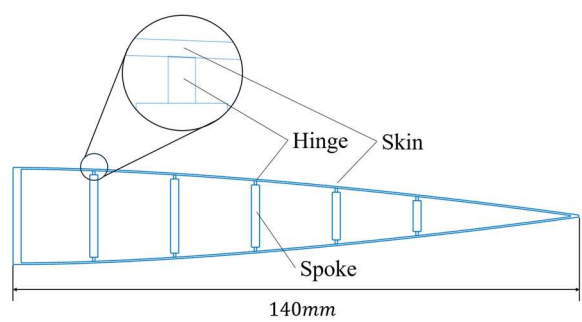


図 2 構造解析二次元モデル

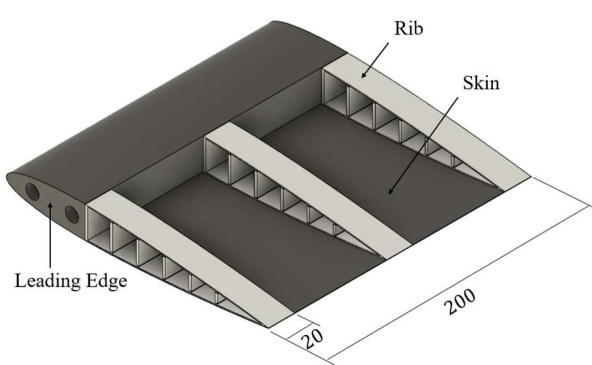


図 3 受動的モーフィング翼模型の構造
(上面の外板を除いた図)

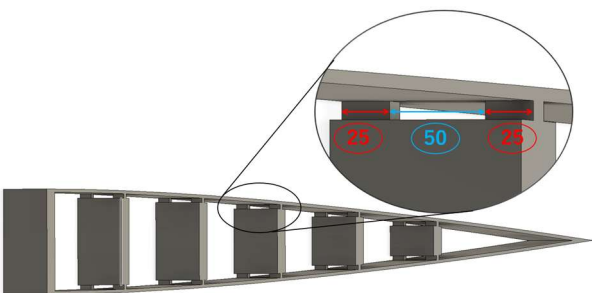


図 4 ヒンジの肉抜きの様子(ヒンジ構造割合 50%)

2. 3. 構造解析

構造解析には MathWorks MATLAB の Partial Differential Equation Toolbox(PDE Toolbox)を用いて、有限要素解析によって行う。これによって、変形、応力、ひずみを算出する線形静解析を行うことがで

きる。解析対象は前節で定義した二次元モデルである。メッシュサイズはコード長の 1/2,000 であり十分な解像度を有している。その結果、メッシュ数は 10⁵ のオーダーである(図 5 参照)。拘束条件としては、翼模型における剛体部とモーフィング部の接着部に対応する $x / c = 0.3$ の辺(エッジ)とその両端の点(ノード)を固定している(図 5 参照)。

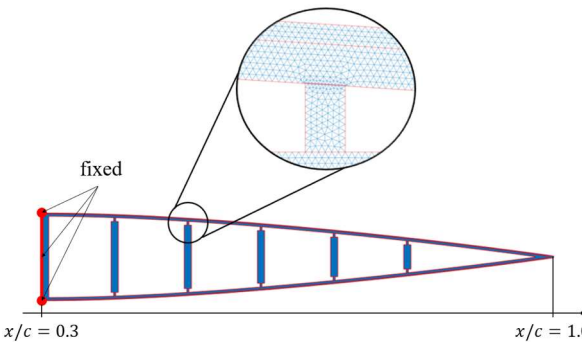


図 5 メッシュと拘束条件の様子

2. 4. 空力構造連成解析

図 6 に、本研究で開発した二次元空力弾性シミュレータの全体的なフローチャートを示す。はじめに 2.1 節で説明した空力解析により、初期翼型周りの表面圧力係数の分布を取得する。次に 2.2 節で説明した二次元モデルを用い、2.3 節で説明した構造解析を行い、空力荷重に対する受動的モーフィング翼型の変位を算出する。この変形結果に基づいて再度空力解析を行い、変形後の翼型周りの圧力分布を更新する。以降、空力解析と構造解析の結果を逐次的に反映させながら、翼型の変形形状が収束するまで反復計算することで、空力構造連成解析を実現している。

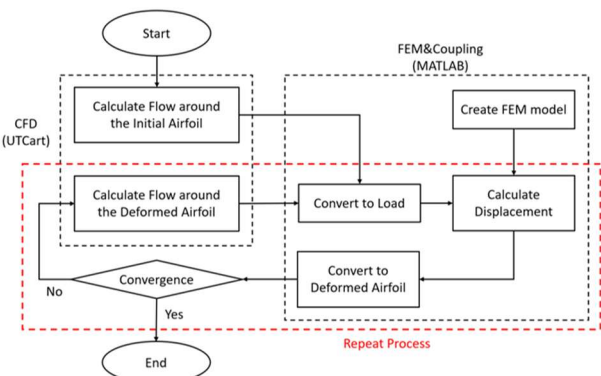


図 6 二次元空力弾性シミュレータのフローチャート

3. 精度評価

はじめに二次元空力弾性シミュレータを構成する各解析の精度を評価し、二次元空力弾性シミュレータの精度を評価する。

3.1. 空力解析の精度評価

越智[10]は、NACA0012 の剛体翼模型の風洞実験結果と UTCart の解析結果を比較することで、UTCart の解析精度を評価した。実験条件は表 3、表 4 に示した通りであり、解析条件は表 2 と同様である。その結果、 $0^{\circ} \leq AoA \leq 7.9^{\circ}$ の範囲で $Cl-\alpha$ が定量的によく一致することが示されている。

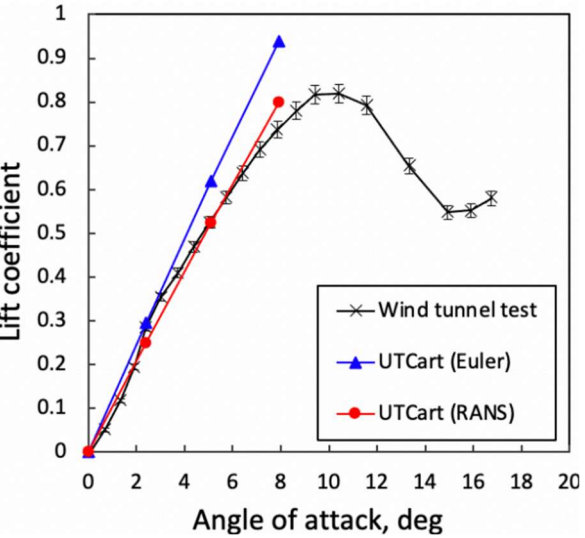


図 7 $Cl-\alpha$ の比較(越智[10]図 4.11(a)を抜粋)

表 3 風洞実験条件	
風速	11.8 m/s
縮流比	6.95
Re 数	1.6×10^5

表 4 翼模型の諸元	
翼型	NACA0012
コード長	200mm
スパン長	200mm
アスペクト比	1

3.2. 構造解析の精度評価

MATLAB の構造解析の結果を荷重実験と比較することで精度を評価する。翼模型のモーフィング部分($0.3 \leq x/c \leq 1$)のリブ構造の $x/c = 0.7$ の点の上面に荷重し、その点の変位との関係を比較することで精度を評価する。

3.2.1. 荷重実験手法

荷重実験には東京大学横関樋口研究室所有の卓上型精密万能試験機 AGS-X/10kN (島津製作所)を使用した。荷重試験に使用する試験片は東京大学今村研究室所有の熱溶積層方式 3D プリンタ RAISE3D Pro2 で PLA フィラメントを用いて製作した。外板の厚さとヒンジ構造割合を変更し、剛性を調整したものを

製作した。試験片の固定には翼模型前縁とリブ構造側に凹凸のくぼみを設け、それをはめ込むことで固定した(図 8 参照)。

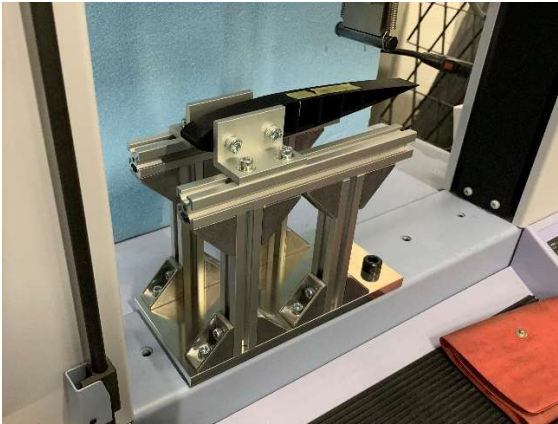


図 8 モーフィング翼模型の固定の様子

3.2.2. 構造解析手法

構造解析は前述の二次元モデルにおける $x/c = 0.7$ の点の上面のノードに垂直下方向に荷重し、そのノードの変位を取得する。構造解析に使用するヤング率は東京大学横関樋口研究室所有の電気機械式万能材料試験機 5582(INSTRON)を使用し、引張試験を行ってヤング率を求めた。試験片の形状は「ISO 527 : Plastics - Determination of tensile properties」および「JIS K7161 : プラスチックー引張特性の求め方」に則り、3D プリンタを用いて製作した。ただし、3D プリンタで積層するものは異方性となるため、積層方向は引張方向に一致するように設定し、充填率を 100%にした。3 回の結果の平均は 2680MPa であり、RAISE3D PLA フィラメントのデータシートによるとヤング率は 2636 ± 330 MPa であるため妥当な数値である。

3.2.3. 結果比較

変位が 0~3mm の範囲で変位と荷重の関係からその傾きを求めて比較することで精度を評価する(図 9 参照)。表 5 に示す通り、ヒンジ構造割合が 10% の場合には誤差が約 30%前後であったが、ヒンジ構造割合を 30%以上とすることで誤差は約 10%以下に低減され、十分な精度が得られていることが確認される。

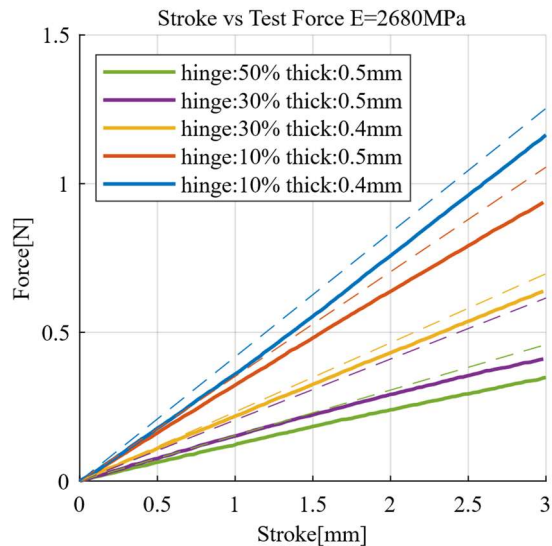


図 9 荷重と変位の関係

表 5 荷重変位曲線の傾きの比較

Hinge	Thick	FEM	Experiment	Error
50%	0.5 mm	0.392	0.418	6.3%
30%	0.5 mm	0.315	0.352	10.5%
30%	0.4 mm	0.213	0.232	8.2%
10%	0.5 mm	0.138	0.205	32.5%
10%	0.4 mm	0.116	0.153	24.4%

3.3. 二次元空力弾性シミュレータの精度評価

二次元空力弾性シミュレータの結果をモーフィング翼の風洞実験の結果と比較する。NACA0012 を元にしたモーフィング翼で $0^{\circ} \leq AoA \leq 10^{\circ}$ における Cl 及び変形形状を比較することで精度を検証する。 Re 数は $Re = 1.6 \times 10^5$ であり、風速は11.8m/sである。

3.3.1. 風洞実験手法

風洞実験データはには Ochi ら[9]のデータを参照した。図 10 に示すモーフィング翼模型を使用した。内部構造は図 3 と同様である。前縁部分は Formlabs の Black Resin を使用しており、変形しない十分な剛性を持つ。リブ構造には Formlabs Flexible Resin を使用し 20mm スパンのものを両端と中央の三か所に設けた。外板には 0.3mm 厚の PVC シートを使用した（図 3 参照）。測定部上側の端板に設置したカメラで翼模型の端面を撮影した。画像から翼模型の輪郭に着色された赤色の点群を抽出することで変形後の翼型を求めた。なお、風洞実験条件および翼模型の諸元は表 3、表 4 と同様である。



図 10 受動的モーフィング翼模型

3.3.2. 二次元空力弾性シミュレータの手法

構造解析用のモデル形状は図 10 のモーフィング翼模型を再現した。ヤング率に関しては表 6 の通りで Formlabs Flexible はデータシートから、PVC は Ochi ら[10]から参照した。なお、リブ構造部分に関しては 200mm スパン中 60mm のみなので、元のヤング率に 60/200 を乗じた。

表 6 各パーツのヤング率

Part	Material	Young's Modulus [MPa]
Skin	PVC	3400
Rib	Formlabs Flexible	$6.2 \times 60 / 200 = 1.86$

3.3.3. 結果比較

図 11 に、シミュレーションと実験における揚力係数 Cl と迎角 α の関係を示す。シミュレーション結果と実験結果は実線で、理論的な揚力傾斜 ($Cl' = 2\pi / rad$) は灰色の点線で表している。実験データは Ochi ら[9]によるものである。解析結果と実験結果は概ね一致しており、 $0.7^{\circ} \leq AoA \leq 7.8^{\circ}$ の範囲において、解析結果の揚力傾斜は 0.104 であるのに対して、実験結果は 0.098 であり、両者の差異は約 5.6%であった。

図 12 には、 $AoA = 2.5^{\circ}, 5.1^{\circ}, 7.8^{\circ}$ における翼型形状の比較を示す。実線は解析結果を、点群は実験結果、点線で初期翼型形状(NACA0012)を示す。また、表 7 には、翼型形状における平均的な差異を示している。差異の評価には、実験で得られた翼型形状点群 (x_e, y_e) に対し、同一の x 座標における解析結果の翼型形状 y_s をスプライン補間によって算出し、その y 座標の差異の平均を求めた。コード長 $c = 200\text{ mm}$ に基づいた絶対的な差異と、コード長に対する相対的な差異を算出した。平均差異は $AoA =$

7.8°において最大となり、その値は0.41 mm（コード長の0.20%）であり、解析結果と実験結果の間には良好な一致が見られた。

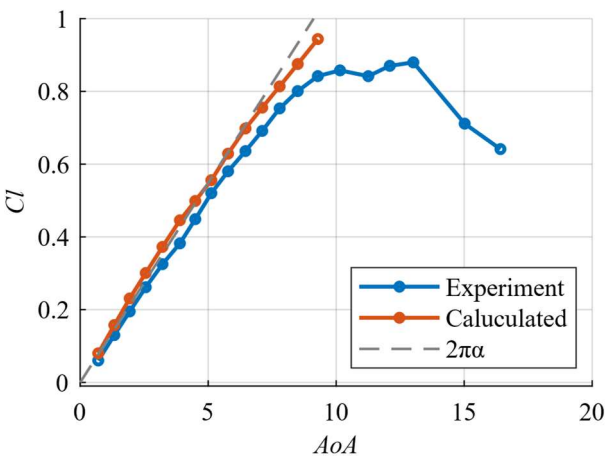


図 11 モーフィング翼のCl-αの比較

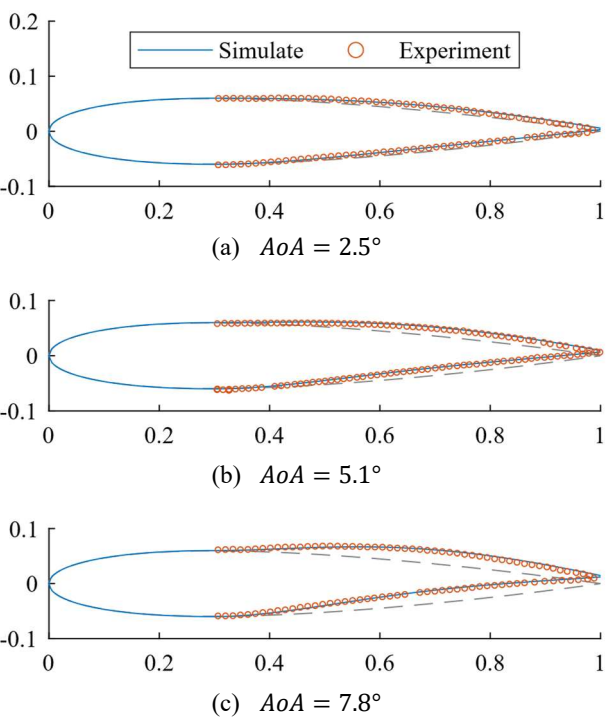


図 12 変形翼型の比較(2.5°,5.1°,7.8°)

表 7 翼型の形状比較		
AoA	Difference [mm]	Difference [%]
2.5°	0.24	0.12
5.1°	0.32	0.16
7.8°	0.41	0.20

4. 受動的モーフィング翼型の特性

4. 1. 無次元数の導入

受動的モーフィング翼型の空力弾性的特性は、翼型のスケールや素材に依存するが、個別の条件や単

位系の影響を排除して議論するためには無次元化が有効である。本研究では、先行研究（Waldman ら [18]、Hoogendoorn ら[19]）にならい、空力および構造の支配方程式を無次元化し、空力弾性の特徴づける無次元数を導入する。

構造的特性に関しては、受動的モーフィング翼型を単純化して一様な片持ち梁と仮定し、モーフィング部分（0.3 ≤ x/c ≤ 1）の単位スパン当たりの曲げ剛性 EI を以下のように評価する。3.2.3 節で得られた荷重変位曲線のように、荷重点x/c = 0.7における荷重変位曲線の傾きをΔF/Δδとすると、

$$EI = \frac{a^3 \Delta F}{3b \Delta \delta}$$

(6)

と求められる。ここで、aはx/c = 0.3（剛体部とモーフィングの接着部）から荷重点までの距離であり、bはスパン長である。このEIを用いて、流体の慣性力と構造の弾性力の比を表すコーシー数（Ca数）を以下のように定義する。

$$Ca = \frac{\frac{1}{2} \rho_{\infty} U_{\infty}^2 l^3 s}{EI}$$

(7)

ここで、ρ_∞は流体密度、U_∞は自由流速度、lは代表長さ、sは翼面積である。
空力特性に関してはRe数を用いる。

4. 2. Re数依存性の調査

受動的モーフィング翼型の空力特性と変形特性に対するRe依存性を、構築した二次元空力弾性シミュレータを用いて解析する。

解析における代表的な流れ条件は、研究室で実施される低速風洞試験の条件（翼弦長 200 mm、風速約 12 m/s）を基準として設定する。このときのRe数はRe = 1.6 × 10⁵である。次に、風速を 5 倍の 60 m/s とした場合、同じ翼弦長に対して得られるRe数はRe = 8.0 × 10⁵となる。さらに、同じ 60 m/s の風速で翼弦長を 1,000 mm（5 倍）に拡大した場合、Re数はRe = 4.0 × 10⁶となり、想定する実機スケールに近い条件となる。

これら 3 つの異なるRe数条件（Re = 1.6 × 10⁵, 8.0 × 10⁵, 4.0 × 10⁶）に対して、迎角AoA = 5°とし、二次元空力構造連成解析を実施する。解析では、外板厚さ、ヒンジ構造割合、ヤング率といった構造剛性に影響を与えるパラメータを表 8 に示す通り変更し、翼型の構造剛性を調整する。解析ケース数はおよそ 300 点に及び、自動解析手法の導入により、多数のケースに対する効率的な解析が可能となった。

図 13-図 15 に、各空力係数と Ca 数の関係を示す。図中の点は解析結果であり、対応する色の水平線は、変形前の剛体翼の各空力係数の値を示す。

図 13 に揚力係数 Cl と Ca 数の関係を示す。 $Re = 1.6 \times 10^5$ の場合は、 Ca 数が 0 から 2,000 程度の範囲（模型が固い場合）では、剛体翼の揚力係数と同程度であるが、 Ca 数が増加すると揚力係数は徐々に減少し、 Ca 数が 4,000 程度では揚力係数が 0.1 以上減少する。一方、 $Re = 8.0 \times 10^5, 4.0 \times 10^6$ の場合は $Ca \leq 2,500$ の範囲で揚力係数が増大し、 $Ca = 2,500$ 付近で最大値を示したのち、揚力係数は減少に転じる傾向を示す。特に $Re = 4.0 \times 10^6$ では、 $Ca = 2,483$ で最大揚力係数 $Cl = 0.78$ を示し、剛体翼と比較すると 0.22 増加した。

図 14 に抗力係数 Cd と Ca 数の関係を示す。全ての Re 数において、 Ca 数が増加する(模型が柔らかくなる)につれて、抗力係数は増加した。ただし、 $Re = 1.6 \times 10^5$ では $Ca = 1,000$ 付近、 $Re = 8.0 \times 10^5, 4.0 \times 10^6$ では $Ca = 2,000$ 付近から増加する傾向を示す。

図 15 に揚抗比 L/D と Ca 数の関係を示す。 $Re = 1.6 \times 10^5$ の場合は、 Ca 数が 0 から 1,000 程度の範囲（模型が固い場合）では、剛体翼の揚抗比と同程度であるが、 Ca 数が増加すると揚抗比は徐々に減少し、 Ca 数が 4,000 程度では揚抗比が 20 程度減少する。一方、 $Re = 8.0 \times 10^5, 4.0 \times 10^6$ の場合は $Ca \leq 2,000$ の範囲で揚抗比が増大し、 $Ca = 2,000$ 付近で最大値を示したのち、揚抗比は減少に転じる傾向を示す。特に $Re = 4.0 \times 10^6$ では、 $Ca = 2,132$ で最大揚抗比 $L/D = 67.6$ を示し、剛体翼と比較すると 7.9 増加、相対的には 13.3% の増加となる。

揚力係数および揚抗比では、 $Re = 8.0 \times 10^5, 4.0 \times 10^6$ の時に見られるピークが $Re = 1.6 \times 10^5$ の時は見られない。Ochi ら[9]が示唆したように、 Re 数が大きいほど翼の変形による空力係数の変化が顕著に現れる。また、異なる外板厚さ、ヒンジ構造割合であっても $Ca \leq 3,000$ では同じ Re 数では一本の曲線付近に分布している。さらに、 $Re = 8.0 \times 10^5, 4.0 \times 10^6$ の時、揚力係数が最大となる Ca 数は約 2,500、揚抗比が最大となる Ca 数は約 2,000 である。

これらの結果から、特定の Re 数において、 Ca 数を適切な数値になるように受動的モーフィング翼構造を設計すれば、より優れた空力性能を得られることが作成した数値解析プログラムより示された。

表 8 二次元モデルのパラメータ

Reynolds number	Hinge Percentage	Skin Thickness	Young's Modulus
1.6×10^5	10~50%	0.1~0.45mm	205MPa
8.0×10^5	10~80%	0.3~1.8mm	500~5,000MPa
4.0×10^6	10~50%	0.1~1.5mm	50,000MPa

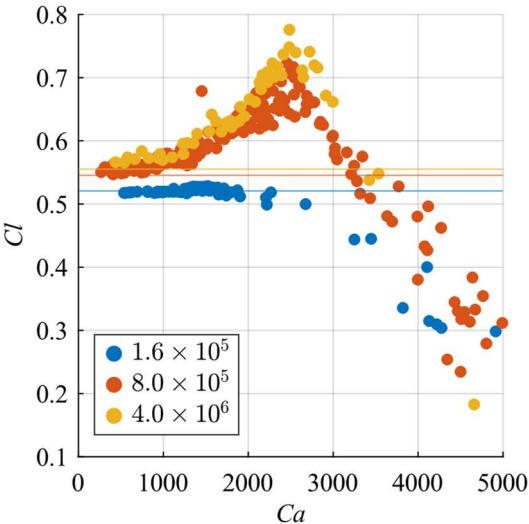


図 13 揚力係数 Cl と Ca 数の関係

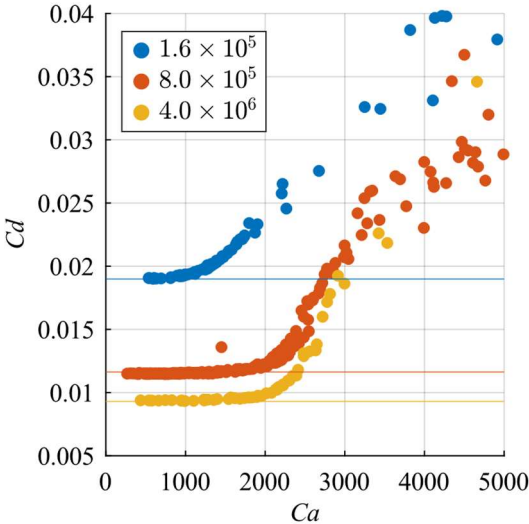


図 14 抗力係数 Cd と Ca 数の関係

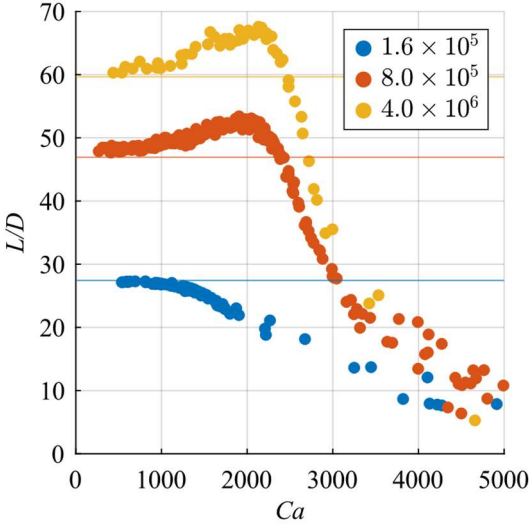


図 15 揚抗比 L/D と Ca 数の関係

4. 3. 迎角を変更した場合の空力特性の検証

設計変数および Re 数を固定し、迎角を $0^\circ \leq AoA \leq 20^\circ$ の範囲で 1° 刻みにて解析を実施した。表 9 に使用した設計変数を示す。一つ目の設計変数は $Re = 8.0 \times 10^5$ 、 $AoA = 5^\circ$ において揚抗比が最大となるものであり、対応するコーシー数は $Ca = 1,905$ である。一方、剛体翼の風洞実験および空力解析から、 $AoA = 5^\circ$ を超える迎角においては、より大きな空気が作用し、より大きな変形が生じると考えられる。これにより抗力係数の増大に起因して揚抗比の低下が予想されるため、より高剛性となる設計変数 ($Ca = 1,409$) も解析対象とした。解析結果は図 16-図 18 である。

図 16 には迎角 α に対する揚力係数 Cl の比較を示す。灰色の実線は剛体翼の解析結果で、灰色の点線は理論的な揚力傾斜 ($Cl' = 2\pi/rad$) を示す。 $0^\circ \leq AoA \leq 20^\circ$ の範囲でモーフィング翼は剛体翼に対して優れた揚力特性を示した。さらに、受動的モーフィング翼の中でもより柔軟な受動的モーフィング翼 ($Ca = 1,905$) の方が高剛性な受動的モーフィング翼 ($Ca = 1,409$) より良好な性能を示した。最大揚力係数は柔軟な受動的モーフィング翼 ($Ca = 1,905$) で $1.46(AoA = 15^\circ)$ となり、剛体翼と比較して $0.13(9.6\%)$ 増加した。

図 17(a)には迎角 α に対する抗力係数 Cd の比較を示す。灰色の実線は剛体翼の解析結果である。 $0^\circ \leq AoA \leq 14^\circ$ 及び $17^\circ \leq AoA \leq 20^\circ$ の範囲では、剛体翼と受動的モーフィング翼の間で顕著な差は見られなかったが、受動的モーフィング翼の抗力係数がわずかに大きい傾向が見られた。一方、 $15^\circ \leq AoA \leq 16^\circ$ においては、受動的モーフィング翼の抗力係数が剛体翼よりも小さい値を示した。図 17(b)に $0^\circ \leq AoA \leq 13^\circ$ の範囲での拡大図を示す。受動的モーフィング翼で比較すると柔軟な受動的モーフィング翼 ($Ca = 1,905$) の方が高剛性な受動的モーフィング翼 ($Ca = 1,409$) よりもやや大きい抗力係数を示した。

図 18 には迎角 α に対する揚抗比 L/D の比較を示す。灰色の実線は剛体翼の解析結果である。剛体翼と比較すると、高剛性な受動的モーフィング翼 ($Ca = 1,409$) は $0^\circ \leq AoA \leq 20^\circ$ の全範囲で高い揚抗比を示し、柔軟な受動的モーフィング翼 ($Ca = 1,905$) は $7^\circ \leq AoA \leq 13^\circ$ の範囲を除き剛体翼よりも劣る結果となった。最大揚抗比は高剛性な受動的モーフィング翼 ($Ca = 1,409$) で 65.4 を示し、剛体翼と比較して $1.4(2.2\%)$ の向上が確認された。一方、柔軟な受動的モーフィング翼 ($Ca = 1,905$) は剛体翼よりも揚抗比が低下した。これは、受動的モーフィング翼のいずれにおいても揚力係数、抗力係数が増加したが、柔軟な受動的モーフィング翼 ($Ca = 1,905$) では抗力

係数の増加の影響が支配的で、高剛性な受動的モーフィング翼 ($Ca = 1,409$) では揚力係数の増大が支配的であるためと考えられる。また、どちらも揚抗比が最大となる迎角が剛体翼と比較して小さくなった。

以上の結果から、受動的モーフィング翼は剛体翼と比較すると、揚力係数は増大する一方、抗力係数も増大する傾向であることが示された。また、そのバランスによって揚抗比が向上する場合があることが明らかになった。

表 9 構造モデルの設計変数			
Hinge Percentage	Skin Thickness	Young's Modulus	Cauchy number
10%	0.8mm	2200	1905
10%	1.0mm	2200	1409

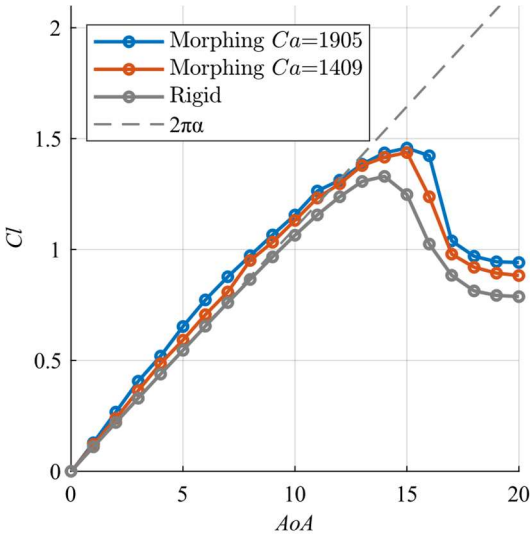
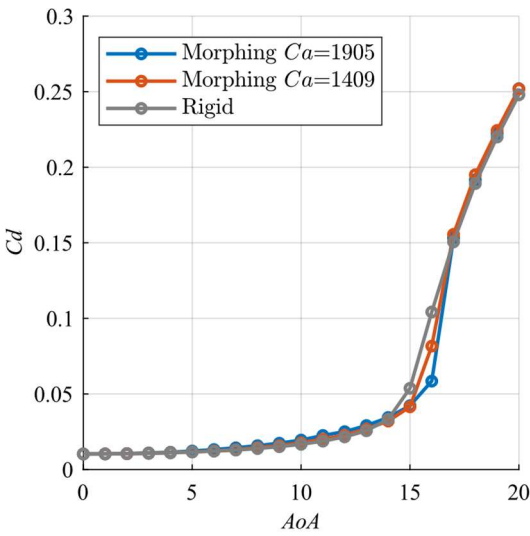
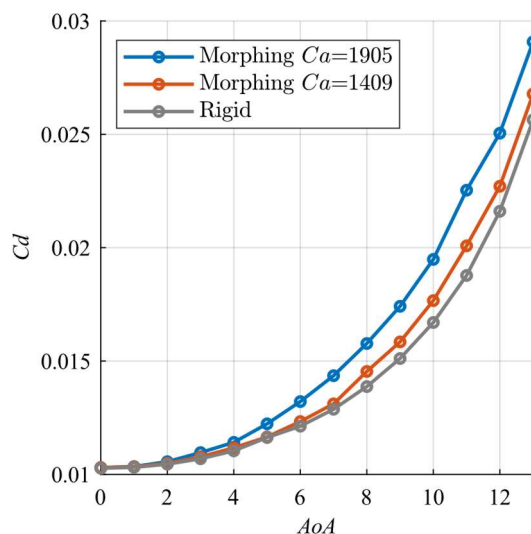


図 16 Cl - α の比較



(a) 全体図



(b) 拡大図

図 17 C_d - α の比較

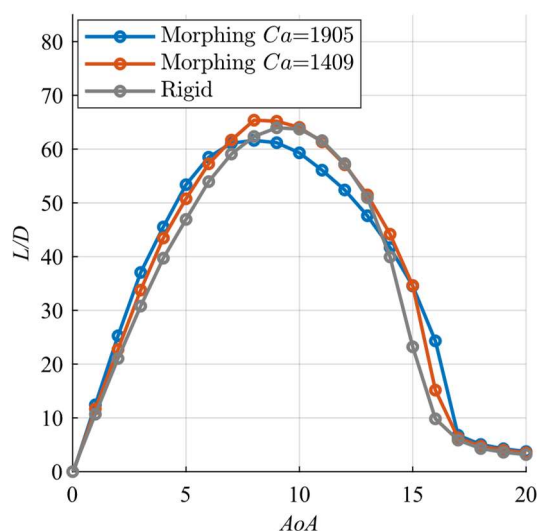


図 18 L/D - α の比較

5. 結論

受動的モーフィング翼が最大の性能を発揮する条件の理解を深めるために、二次元空力弾性シミュレータを開発および精度検証を行い、受動的モーフィング翼の特性を調査した。空力、構造のそれぞれにおいて個別に精度検証を行い、シミュレータ全体の精度も検証し、十分な精度を有することが示された。

流体の慣性力と構造の弾性力の比を表す無次元数である Ca 数を導入し、 $AoA = 5^\circ$ で $Re = 1.6 \times 10^5$, 8.0×10^5 , 4.0×10^6 において外板厚さやヒンジ構造割合を変化させて剛性を変化させて解析し、その結果を比較した。その結果、レイノルズ数が高くなるほど、モーフィングによる空力性能の変化量が増大する傾向が確認された。特に $Re = 8.0 \times 10^5$ および 4.0×10^6 では、揚力係数および揚抗比に顕著な

ピークが観測され、空力特性の向上が顕著であった。これは、Ochi ら[9]による指摘と一致しており、高 Re 数条件下では翼変形の効果が空力性能向上により有効に働くことが示された。

また、特定の設計変数を選択し、 $0^\circ \leq AoA \leq 20^\circ$ の範囲で解析を行った。剛体翼と比較すると受動的モーフィング翼は全体的に揚力係数および最大揚力係数が向上する一方、抗力係数に関しては、受動的モーフィング翼の方が大きくなった。揚抗比に関しては、受動的モーフィング翼は剛体翼と比較して最大揚抗比が向上し迎角範囲の大半において剛体翼よりも高い性能を示した。このように、剛体翼の性能を上回る Re 数と Ca 数の組み合わせが確認された。

参考文献

- [1] Publications Office of the European Union, “Flightpath 2050: Europe’s Vision for Aviation Maintaining Global Leadership and Serving Society’s Needs”, 2011.
- [2] Ajaj, R., Parancheerivilakkathil, M., Amoozgar, M., Friswell, M., and Cantwell, C., “Recent developments in the aeroelasticity of morphing aircraft”, *Progress in Aerospace Sciences* 120, 100682, 2021.
- [3] 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, No. 9, 2011, pp. 823–877. <https://doi.org/10.1177/1045389X11414084>
- [4] Jia, S., Zhang, Z., Zhang, H., Song, C., and Yang, C., “Wind Tunnel Tests of 3D-Printed Variable Camber Morphing Wing”, *Aerospace*, Vol. 9, No. 11, 2022, p. 699.
- [5] Tamayama, M., “Survey on Morphing Activities,” *Nagare: Journal of Japanese Society of Fluid Dynamics*, Vol. 28, No. 4, 2009, pp. 277–284 (in Japanese).
- [6] Yokozeki, T., and Sugiura, A., “Development of Variable Camber Morphing Airfoil Using Corrugated Structure”, *Journal of Aircraft*, Vol.51, No.3, May-June 2014.
- [7] Taguchi, K., Fukunishi, K., Takazawa, S., Sunada, Y., Imamura, T., Rinoie, K., and Yokozeki, T., “Experimental Study About the Deformation and Aerodynamic Characteristics of the Passive Morphing Airfoil,” *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 63, No. 1, 2020, pp. 18–23. <https://doi.org/10.2322/tjsass.63.18>
- [8] Kai, S., Takazawa, S., Ochi, S., Imamura, T., Yokozeki, T., and Rinoie, K., “Low Speed Wind Tunnel Testing of a Passive Camber Morphing Airfoil Using a 3D-Printed Compliant Mechanism,” *Proceedings of the 2021 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology (APISAT 2021)*, Vol. 1, Springer-Verlag, Berlin, 2022, pp. 1019–1030. https://doi.org/10.1007/978-981-19-2689-1_78
- [9] Ochi, S., Kai, S., Takase, K., Soneda, K., Imamura, T., Rinoie, K., & Yokozeki, T. (2024). Aeroelastic simulation and experimental validation of a 3D-printed passive morphing airfoil. *AIAA Journal*, 62(7), 2538-2547.
- [10] 越智修次, “3D プリンタを用いて製作した受動的モーフィング翼型の空力弾性特性に関する 数値

的・実験的研究”，東京大学大学院工学系研究科航空宇宙工学専攻修士論文, 2022.

[11]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.

<https://doi.org/10.2514/1.J055824>

[12]Harada, M., Tamaki, Y., Takahashi, Y., and Imamura, T., “Simple and Robust Cut-Cell Method for High-Reynolds-Number-Flow Simulation on Cartesian Grids,” AIAA Journal, Vol. 55, No. 8, 2017, pp. 2833–2841.

<https://doi.org/10.2514/1.J055343>

[13]Shima, E., and Kitamura, K., “Parameter-Free Simple Low-Dissipation AUSM-Family Scheme for All Speeds,” AIAA Journal, Vol.49, No.8, 2011, pp. 1697-1709.

[14]Shima, E., “A Simple Implicit Scheme for Structured / Unstructured CFD,” 29th Fluid Dynamics Symposium, Japan Soc. for Aeronautical and Space Sciences Paper 2C9, 1997 (in Japanese).

[15]Tamaki, Y., and Imamura, T., “Turbulent Flow Simulations of the Common Research Model Using Immersed Boundary Method,” AIAA Journal, Vol. 56, No. 6, 2018, pp. 2271–2282.

<https://doi.org/10.2514/1.J056654>

[16]Imamura, T., and Takahashi, Y., “Unsteady Flow Simulation Around Cylinder under Airfoil Using Cartesian-Based Flow Solver,” 21st AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, AIAA Paper 2013-2857, 2013.

<https://doi.org/10.2514/6.2013-2857>

[17]伊東桃子, “揚力傾斜が増加する受動的モーフィング翼型の設計・製作と風洞試験によるコンセプト実証”, 東京大学大学院工学系研究科航空宇宙工学専攻修士論文, 2024

[18]Waldman, R. M., and Breuer, K. S., “Camber and Aerodynamic Performance of Compliant Membrane Wings,” Journal of Fluids and Structures, Vol. 68, 2017, pp. 390-402.

[19]Hoogedoorn, E., Jacobs, G. B., and Beyene, A., “Aero-elastic behavior of a flexible blade for wind turbine application: A 2D computational study,” Energy, Vol. 35, 2010, pp.778-785.