次世代航空機翼の大変形解析と大変形制御を一貫するベクトル歪変換モデリング理論の構築

大塚啓介，槙原幹十朗

Vector-Strain Transformation for Simulation and Control of Next-Generation Aircraft Wings

研究代表者　東北大学工学研究科　助教　大塚啓介

Keisuke Otsuka

共同研究者　東北大学工学研究科　教授　槙原幹十朗

Kanjuro Makihara

In order to realize next-generation aircraft with high-aspect-ratio and large-deformable wings, not only large deformation simulation at the design stage but also large deformation control based on real-time measured values and mathematical models is required. However, in the conventional model aiming at deformation analysis only, a vector that cannot be measured in aircraft operation was used as a variable. This research has two objectives. The first objective is to propose a mathematical modeling theory that consistently enables large deformation analysis and large deformation control of next-generation aircraft wings. The second objective is to demonstrate the accuracy of the proposed model by conducting wind tunnel experiments. To achieve the first objective, we propose “vector-strain transformation” that converts a vector into a strain that can be measured in real-time aircraft operation. The simulation time of the proposed strain-based model is 97% shorter than that of the conventional vector-based model. To achieve the second objective, we used a large wind tunnel at the Institute of Fluid Science, Tohoku University and built a small wind tunnel in our laboratory. Simulation and experimental tendencies were found to be in good agreement.

要旨

次世代航空機翼の大変形解析と大変形制御を一貫して可能とする数学的モデリング理論の構築と風洞実験による理論実証が目的である．細長大変形翼を有する次世代航空機の実現には，設計段階での大変形解析だけでなく，リアルタイム計測値と数学モデルを用いた大変形制御が必要となる．しかし，変形解析のみを目的とする従来モデルはリアルタイム計測できないベクトルを変数としていた．本研究では細長形状と幾何学曲線理論の類似性を活用し，ベクトルをリアルタイム計測できる歪に変換する【ベクトル・歪変換モデリング】を提案する．提案手法は従来手法よりも97%の解析時間低減を実現した．さらに，東北大学流体科学研究所の大型風洞と研究室内に製作した小型風洞における実験結果と提案手法による解析結果は良好な一致を示した．

1．　まえがき

高精度通信観測の需要増に伴い，大気圏内を年単位で飛行し続ける衛星航空機の実用化が期待されている．衛星航空機の超細長翼は従来航空機にありえない大変形が発生する．図1に示すように，2003年にNASAの試験衛星航空機が墜落して以来，数値モデルを用いた大変形解析の研究が活発化してきた．しかし，無人の衛星航空機が飛行し続けるには，設計段階の解析だけでなく，実運用中にリアルタイム計測される変形量と数値モデルを用いた大変形制御も必要となる[1]．

図1　衛星航空機墜落

https://www.nasa.gov/centers/dryden/news/ResearchUpdate/Helios/Previews/index.html

大変形解析と大変形制御を一貫して可能とするモデリング理論の構築が目的である．申請者を含め，従来は大変形解析のみを目的としたベクトル変数モデルが開発されてきた[2][3]．一方で，制御用モデルはリアルタイム計測可能な変数で記述される必要がある．本研究では図２に示すように無線・光ファイバセンサの発達によって，大変形時も計測が容易になってきている歪を活用するために【ベクトル・歪変換モデリング法】を提案する．風洞実験で提案モデルによる大変形解析を実証する．

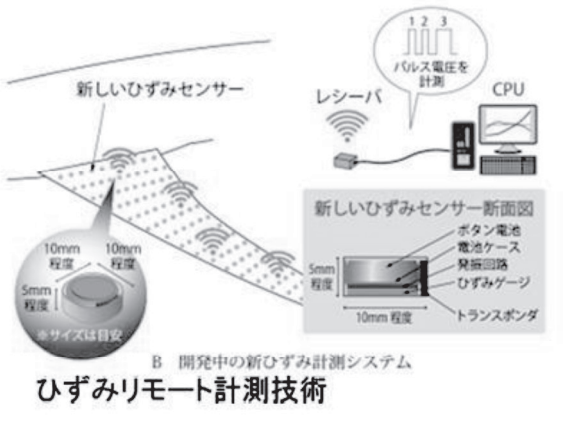


図２　新しい歪センサ

https://www.aero.jaxa.jp/research/basic/structure-composite/strain/

２．理論

２．１　ベクトルモデル

先行研究で申請者が構築してきたベクトル有限要素モデルの運動方程式は次式のようになる．

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{e}}+\mathbf{F}_{\text{elastic}}=\mathbf{F} \tag{1}$$

ただし，モデルの一般化座標は次式のようになる．

$$\mathbf{e}\equiv\begin{bmatrix}\mathbf{r}^1\\ \mathbf{r}_x^{\,1}\\ \mathbf{r}_y^{\,1}\\ \mathbf{r}_z^{\,1}\\ \vdots\end{bmatrix} \tag{2}$$

ここで従来ベクトルモデルの質量行列 $\mathbf{M}$ は一定になるが，弾性力 $\mathbf{F}_{\text{elastic}}$ は強い非線形性を有する．

２．２　ベクトル・歪変換

伸び歪 ε，捩率 κ_x，曲率 κ_y，κ_z を考慮したベルヌーイオイラー梁要素を仮定する．図３に示す梁要素の両節点 i と $i+1$ の位置ベクトル $\mathbf{r}$ と中立軸と断面の方向を定義する３つのベクトル $\mathbf{r}_x$, $\mathbf{r}_y$, $\mathbf{r}_z$ は以下のように曲線座標 s に関する１階の微分方程式として歪と関係づけられる．

$$\frac{\partial}{\partial s}\begin{bmatrix}\mathbf{r}\\ \mathbf{r}_x\\ \mathbf{r}_y\\ \mathbf{r}_z\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\mathbf{O} & (1+\varepsilon_x)\mathbf{I} & \mathbf{O} & \mathbf{O}\\ \mathbf{O} & \mathbf{O} & \kappa_z\mathbf{I} & -\kappa_y\mathbf{I}\\ \mathbf{O} & -\kappa_z\mathbf{I} & \mathbf{O} & \kappa_x\mathbf{I}\\ \mathbf{O} & \kappa_y\mathbf{I} & -\kappa_x\mathbf{I} & \mathbf{O}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\mathbf{r}\\ \mathbf{r}_x\\ \mathbf{r}_y\\ \mathbf{r}_z\end{bmatrix} \tag{3}$$

１階の微分方程式なので，その解は exponential で表される．節点 i の値を初期値とし，要素内で歪を一定と仮定すると，その解は離散化した形で表現できる．

$$\begin{bmatrix}\mathbf{r}^{i+1}\\ \mathbf{r}_x^{\,i+1}\\ \mathbf{r}_y^{\,i+1}\\ \mathbf{r}_z^{\,i+1}\end{bmatrix}=e^{\boldsymbol{\kappa}_i\Delta s}\begin{bmatrix}\mathbf{r}^{i}\\ \mathbf{r}_x^{\,i}\\ \mathbf{r}_y^{\,i}\\ \mathbf{r}_z^{\,i}\end{bmatrix} \tag{4}$$

ここで Δs は梁要素の長さであり，$\boldsymbol{\kappa}_i$ は次式で定義される．

$$\boldsymbol{\kappa}_i\equiv\begin{bmatrix}\mathbf{O} & \left(1+(\varepsilon_x)_i\right)\mathbf{I} & \mathbf{O} & \mathbf{O}\\ \mathbf{O} & \mathbf{O} & (\kappa_z)_i\mathbf{I} & -(\kappa_y)_i\mathbf{I}\\ \mathbf{O} & -(\kappa_z)_i\mathbf{I} & \mathbf{O} & (\kappa_x)_i\mathbf{I}\\ \mathbf{O} & (\kappa_y)_i\mathbf{I} & -(\kappa_x)_i\mathbf{I} & \mathbf{O}\end{bmatrix} \tag{5}$$

漸化関係式（４）で要素節点のベクトル速度を歪速度に変換する行列 $\mathbf{B}$ が得られる．この変換行列 $\mathbf{B}$ を式(1)に適用することで，以下の歪モデルの運動方程式が得られる．

$$\mathbf{B}^{\mathrm{T}}\mathbf{M}\mathbf{B}\ddot{\mathbf{q}}+\mathbf{B}^{\mathrm{T}}\mathbf{M}\dot{\mathbf{B}}\dot{\mathbf{q}}+\mathbf{K}\mathbf{q}=\mathbf{B}^{\mathrm{T}}\mathbf{F} \tag{6}$$

ただし，モデルの一般化座標は次式のようになる．

$$\mathbf{q}\equiv\begin{bmatrix}\mathbf{r}^1\\ \mathbf{r}_x^{\,1}\\ \mathbf{r}_y^{\,1}\\ \mathbf{r}_z^{\,1}\\ \boldsymbol{\varepsilon}_1\\ \vdots\\ \boldsymbol{\varepsilon}_n\end{bmatrix},\ \boldsymbol{\varepsilon}_i\equiv\begin{bmatrix}(\varepsilon_x)_i\\ (\kappa_x)_i\\ (\kappa_y)_i\\ (\kappa_z)_i\end{bmatrix} \tag{7}$$

ここで剛性行列 $\mathbf{K}$ が一定であるため，この歪モデルは図４に示すような飛行時の静的大変形形状を効率的に求めることができる．

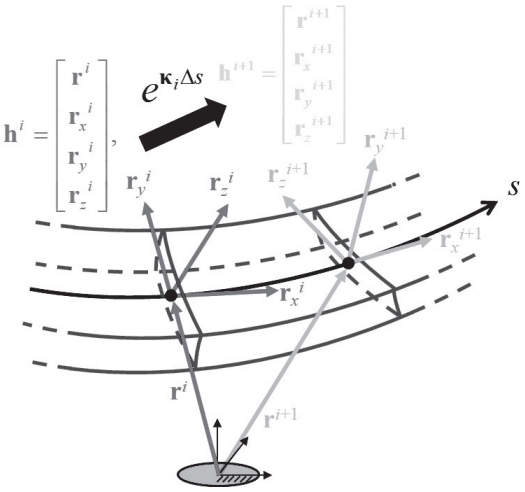
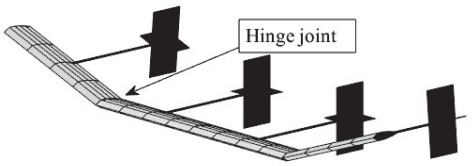
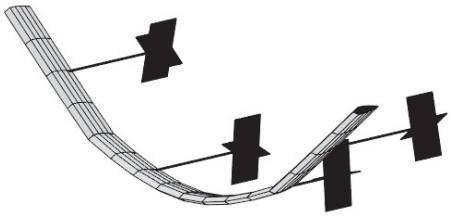


図３　ベクトル・歪変換



(a) 離陸前



(b) 飛行中

図４ ベクトル・歪変換

２．３　非定常流体モデル

上記の歪モデルを申請者がイギリスとの共同研究で構築してきた非定常流体モデルと連成させた[4]．数値流体力学で広く用いられる空間をメッシュ分割する手法は多様な流体現象を再現できる一方で，解析時間が極めて長く，モデルサイズも大きくなるため，制御には向いていない．一方で，本研究で用いる手法は三次元空間ではなく，図５のように翼表面と後流だけをメッシュ分割すれば良いので，高速解析と制御系設計が可能となる．

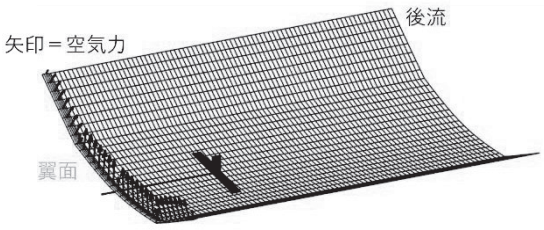


図５　流体解析手法

３．解析結果

３．１　大変形ベンチマーク問題

提案手法を用いて，片持ち梁のロールアップを解析した．ロールアップとは片持ち梁の自由端に特定の曲げモーメントを作用させた際に真円になることが数学的に明らかにされている大変形ベンチマーク問題である．少ない要素分割数で真円を得られるほど，モデルの静解析の性能が高いと言える．図６に示すように提案手法は僅か２要素分割で真円が得られた．これは研究代表者の知る限り，世界最高の解析性能である．

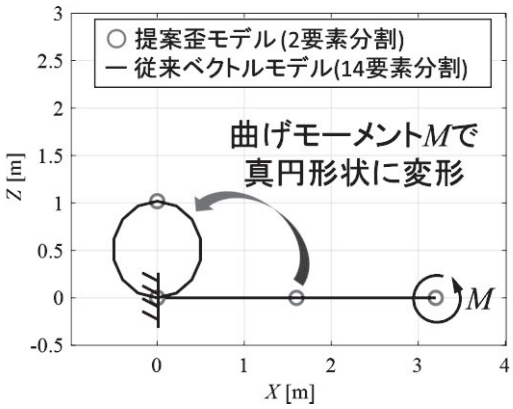


図６ 大変形ベンチマーク問題

３．２　静解析

巡航時の静的変形形状は航空機のフライトパフォーマンスを決定づけるため，解析によって求めることが必要となる．長さ１６m，幅１mのベンチマークとして使用される細長翼の静的変形形状を解析で求めた．図７に三次元変形形状を示す．図８は変形形状の XZ 座標平面図を示す．提案手法による解析結果は共同研究先の Imperial College London が開発している柔軟翼解析ソフト SHARPy[5] の解析結果と良好に一致した．提案手法の静解析における妥当性が実証された．

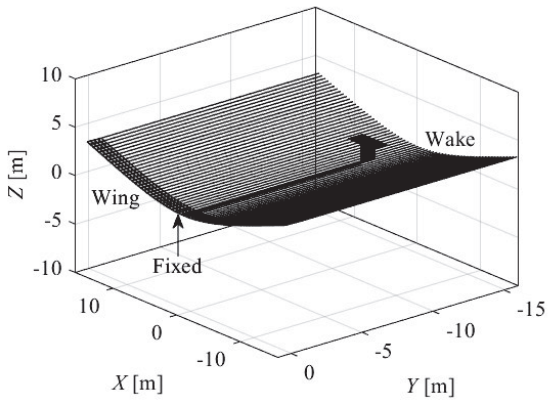


図７ 静的大変形形状の三次元図

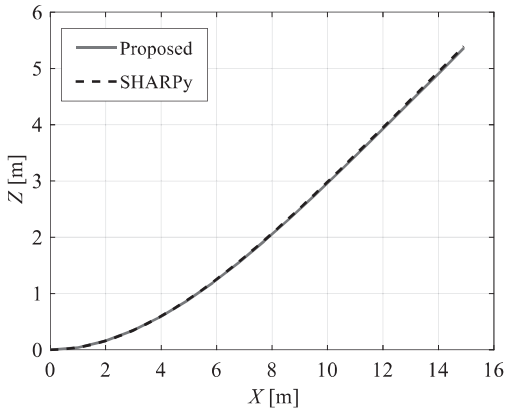


図８ 静的大変形形状の二次元図

３．３ 動解析

飛行中は突風や飛行制御によって動的挙動が発生する．上記の長さ１６m，幅１mのベンチマークとして使用される細長翼の翼端に周期加振力を加えたときの動的挙動を解析した．提案する歪モデルと従来のベクトルモデルとの解析結果は良好に一致した．

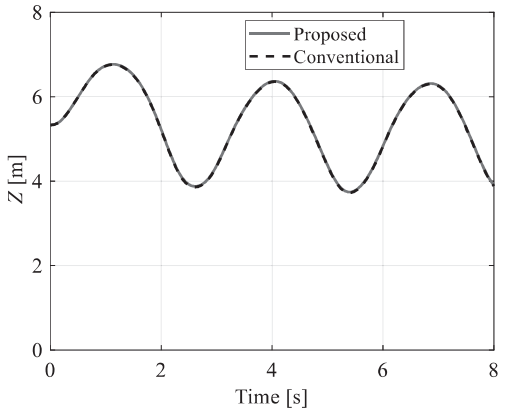


図９ 自由端周期加振時の自由端たわみの時間履歴

４．風洞実験

提案手法による解析精度を実験実証するため，東北大学流体科学研究所の大型風洞を利用した．さらに，実験回数を増やすために研究室内に小型風洞を作成した．

４．１ 大型風洞実験（流体科学研究所）

図１０に示す風洞を用いて，平板翼の変形量を測定した．平板翼は鉛直に配置した．図１１に解析と実験で得られた変形量と流速の関係を示す．なお，迎角 AoA（翼断面と流速のなす角）は１度，３度，５度の場合の変形量を測定した．流速が大きくなるほど，空気力が大きくなるので，変形量も大きくなる．解析と実験の双方でこの傾向を捉えられている．一方で，解析は変形量を過小評価している．これは図１２に示すように，翼を鉛直に配置したことによって生じる重力を考慮しなかったためだと考えられる．現在，重力を考慮できるようにした解析を行っている．

図１０ 大型風洞外観図

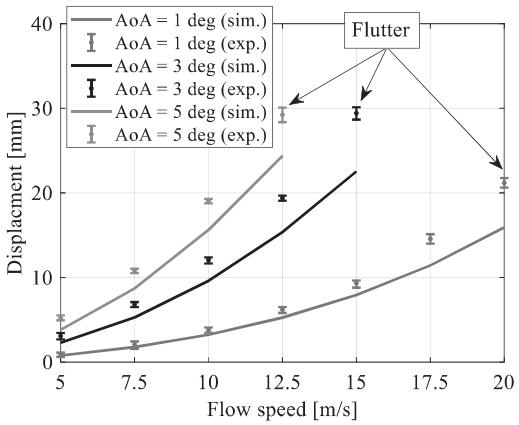


図１１ 変形量

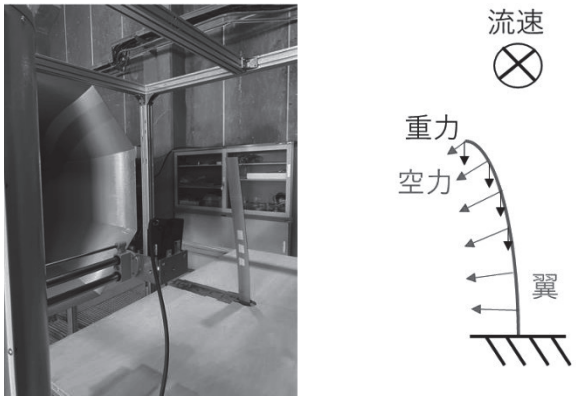


図１２　鉛直に配置した翼に作用する重力

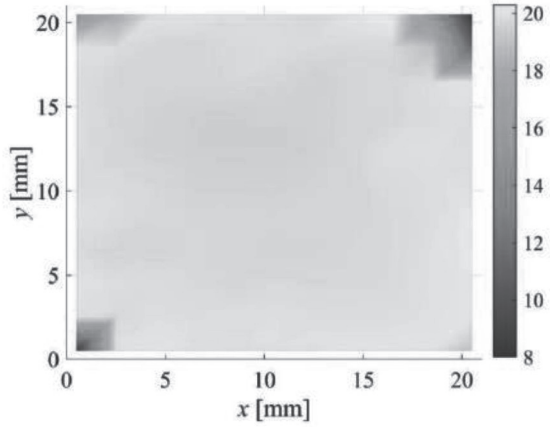


図１５　風洞開口部における流速分布

４．２　小型風洞製作（研究室内）

図１３に示す風洞を製作した．図１４は風洞開口部の図面を示す．図１５のように風洞開口部において，流速分布に大きなバラツキはなく良好な風洞が作成できたといえる．図１６に実験に用いた平板翼模型を示す．なお，異なる長さの模型を３つ使用した．翼根での歪（に比例する電圧）を出力する圧電センサを模型に貼付した．図１７に変形時の平均電圧を示す．横軸は模型の長さである．自作の小型風洞での計測値と実績ある大型風洞での計測値は良好に一致しており，小型風洞が十分な性能を有することが確認できた．

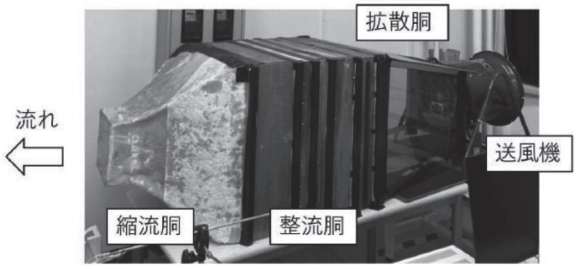


図１３　小型風洞外観図

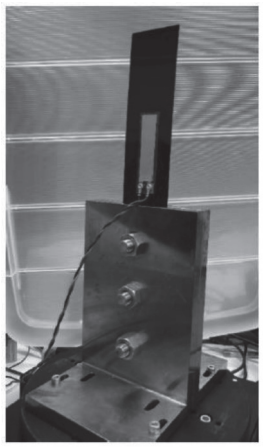


図１６　圧電センサ付き平板翼模型

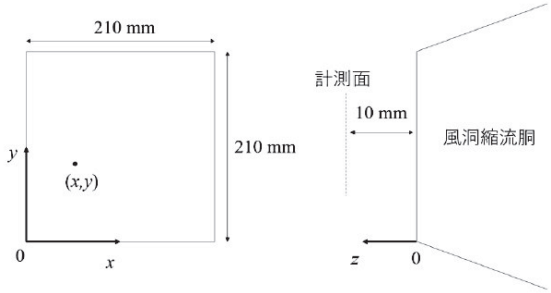


図１４　小型風洞吹き出し口

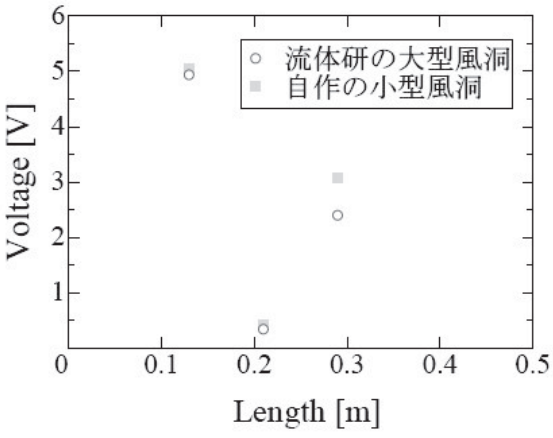


図１７　変形時のセンサ電圧と模型長の関係

５．提案手法の応用展開

申請段階で検討した通り，本研究を自然エネルギ分野への発展させる基盤を整えた．

５．１　浮体式洋上風車の空力弾性解析

風車（図１８）の発電量は回転面積に比例する．このため次世代の浮体式洋上風車のブレードはさらに長大化されることが期待されている．一方で，迅速な首振り制御や迅速な稼働開始を達成するために，風車ブレードは軽量・細長化される．この結果，次世代風車ブレードは大変形が避けられない．本研究で提案した歪モデルに回転自由度を与えれば，風車の挙動も解析できるようになる．既にその基礎検討は完了しており，図１９，２０に示すように，回転自由度を加えても，従来手法と同じ結果を算出できることが確認できている．来年度より，提案歪モデルの風車への応用を開始する[12][13]．

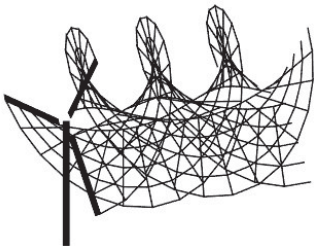


図１８　研究の応用例：風車

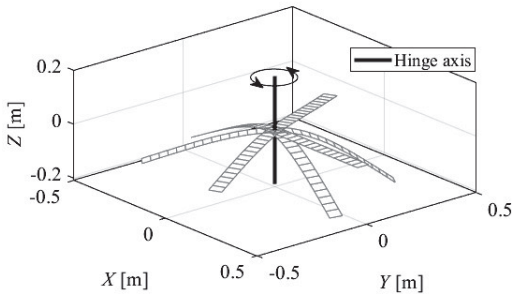


図１９ 軸周りに回転する柔軟細長構造

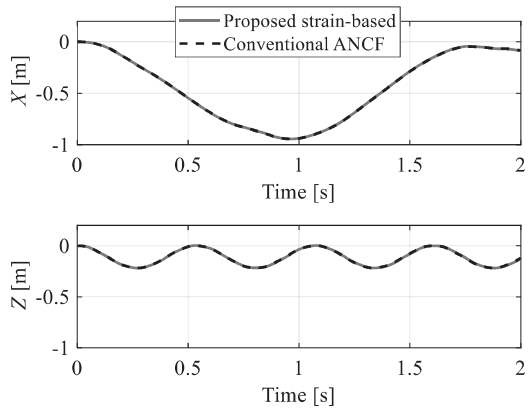


図２０ 軸周りに回転する柔軟細長構造自由端の XZ 座標

５．２　空力弾性振動エネルギハーベスティング

ビルや橋梁に対する人的な点検を削減し，リアルタイム異常検知を可能とする構造ヘルスモニタリングの重要性が高まっている．これには機械学習による診断技術とワイヤレス CPU・ワイヤレスセンサが必要となる．CPU・センサへ駆動電力を供給する圧電振動エネルギハーベスティングが注目されている．

しかし，瞬間的な突風などによって構造物にもたらされる振動には限りがあるため，より高出力な振動発電が必要となる．破壊をもたらす程のエネルギを持つとして発生自体が避けられてきた流体構造連成振動「フラッタ」を逆手にとって高出力振動発電を行えればこの問題が解決できる．図２１に示すように，フラッタはある一定流速に達すると振動が発散する現象である．しかし，頻繁に勘違いされるが，フラッタで振動増大しても，大変形に伴う非線形効果が発現して振幅一定のリミットサイクルに入るため，壊滅的破壊は起こりにくい．振動発電の立場から見れば，振幅が高止まりしてくれるリミットサイクルは魅力的な発電源といえる．

フラッタ発電の実現には従来の「フラッタ発生流速を求める線形解析」だけでは足りず，「フラッタ発生後のリミットサイクルを評価する非線形解析」が必須となる．本研究で構築した歪モデルを用いれば，このフラッタ発生後のリミットサイクル解析が可能となる．来年度より，解析と小型風洞を駆使して，振動エネルギハーベスティングの研究を開始する．

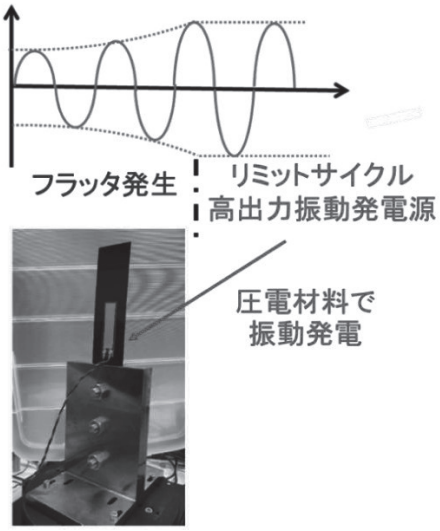


図２１　研究の応用例：振動エネルギハーベスティング

６．まとめ

本研究では，次世代航空機翼の大変形解析と大変形制御を一貫して実現するための「ベクトル歪変換モデリング」を提案した．これによって変形解析のみを目的としていた従来ベクトルモデルを制御系設計にも応用しやすい歪モデルに変換することが可能となった．さらに，得られたベクトルモデルは剛性行列が一定になるので，静解析において９７％以上の計算時間の短縮を実現した．提案手法による解析は従来手法による解析と良好に一致した．

提案手法による解析を実証するために東北大学流体科学研究所の大型風洞で実験を実施した．提案手法による解析は実験で確認された流速に伴う変形量増大などの傾向を良く捉えられていた．一方で．解析は変形量をやや過少評価していた．これは風洞実験において，変形が大きくなると重力が無視できなくなるからだと考えられた．さらに，実験回数を増やすために研究室内に小型風洞を製作した．小型風洞の風洞開口部での流速分布はバラツキが少なく，実績のある大型風洞とも良好な一致を示した．

本研究で提案した歪モデルを自然エネルギ分野に発展させるための基盤を構築した．歪モデルに回転自由度を追加することで，次世代風車の解析もできる発展性を示した．歪モデルは大変形による非線形を表現できるため，空力弾性振動エネルギハーベスティングに利用できる可能性を示した．

発表論文

[1] **Otsuka, K.**, Makihara, K., and Sugiyama, H., “Recent Advances in the Absolute Nodal Coordinate Formulation: Literature Review from 2012 to 2020,” ASME Journal of Computational and Nonlinear Dynamics, 出版中.

[2] **Otsuka, K.**, Wang, Y., and Makihara, K., “Absolute Nodal Coordinate Formulation with Vector-Strain Transformation for High Aspect Ratio Wings,” ASME Journal of Computational and Nonlinear Dynamics, Vol. 16, No. 1, 2021, Paper 011007.
https://doi.org/10.1115/1.4049028

[3] **Otsuka, K.**, Wang, Y., and Makihara, K., “Three-Dimensional Aeroelastic Model for Successive Analyses of High-Aspect-Ratio Wings,” ASME Journal of Vibration and Acoustics, Vol. 143, No. 6, 2021, Paper 061006.
https://doi.org/10.1115/1.4050276

[4] **Otsuka, K.**, Del Carre, A., Palacios, R., “Nonlinear Aeroelastic Analysis of High-Aspect-Ratio Wings with a Low-Order Propeller Model,” AIAA Journal of Aircraft, 出版中.
https://doi.org/10.2514/1.C036285

口頭発表、受賞等

① **Otsuka, K.**, del Carre, A., and Palacios, R., “Nonlinear Static and Dynamic Analysis Framework for Very Flexible Multibody Aircraft with Propellers,” AIAA SciTech Forum 2021, January 11-15 and 19-21, 2021, AIAA 2021-1391.
https://doi.org/10.2514/6.2021-1391

② **Otsuka, K.**, Dong, S., and Makihara, K., “Absolute Nodal Coordinate Formulations for Aeroelastic Analysis of Next-Generation Aircraft Wings,” ASME 17th International Conference on Multibody Systems, Nonlinear Dynamics, and Control (MSNDC2021), August 17-10, 2021.
https://doi.org/10.1115/DETC2021-68162

③ **Otsuka, K.**, Dong, S., Wang, Y., Fujita, K., Nagai, H., and Makihara, K., “Nonlinear Aeroelastic Analysis Coupling Unsteady Vortex Lattice Method and Strain-Based Beam Formulation,” 18th International Conference on Flow Dynamics (ICFD2021), October 27-29, 2021, CRF-62.

④ Imagawa, K., **Otsuka, K.**, Yu, J., Yu, S., Soutis, C., Kurita, H., Narita, F., and Makihara, K., “Experimental Investigation of Flutter Power Generation with Piezoelectric Film,” 18th International Conference on Flow Dynamics (ICFD2021), October 27-29, 2021, OS20-32.

⑤ Hirotani, S., Dong, S., Kuzuno, R., Okada, T., **Otsuka, K.**, and Makihara, K., “New MMC-Based Topology Optimization Method with Curvilinear Representation,” 18th International Conference on Flow Dynamics (ICFD2021), October 27-29, 2021, OS20-34.

⑥ **Otsuka, K.**, Wang, Y., Palacios, R., and Makihara, K., “Strain-Based Geometrically Nonlinear Beam Formulation for Multibody Dynamic Analysis,” AIAA SciTech Forum 2022, January 3-7, 2022, AIAA 2022-0848.
https://doi.org/10.2514/6.2022-0848

⑦ Dong, S., **Otsuka, K.**, Wang, Y., Fujita, K., Nagai, H., and Makihara, K., “Development of Multibody Dynamics

Formulation Based on Canonical Theory," 33rd International Symposium on Space Technology and Science (ISTS), February 26 - March 4, 2022.

⑧ 今川慶, **大塚啓介**, 槙原幹十朗, 「大変形を伴う板振動に関する研究」, 日本機械学会 東北支部第 56 期総会・講演会, 3 月 12 日, 2021.

⑨ **大塚啓介**, Dong Shuonan, 槙原幹十朗, 「歪を要素変数とする非線形梁要素の柔軟マルチボディ解析への拡張」, 日本航空宇宙学会 第63回構造強度に関する講演会, 8月5日, 2021.

⑩ **大塚啓介**, 一般財団法人　青葉工学振興会　青葉工学研究奨励賞, 「次世代航空機の高効率な一連解析を実現する非線形移動型モデリング」2021年12月6日受賞.

⑪ **大塚啓介**, 日本機械学会　日本機械学会奨励賞（研究),「展開翼航空機のマルチフィデリティ解析法の構築と実験実証の研究」2022年3月 受賞.

⑫ **大塚啓介**, 公益財団法人 岩谷直治記念財団　岩谷科学技術研究助成,「超軽量ブレードを有する浮体式洋上風車の非線形空力弾性解析法の構築」助成期間2022年4月-2023年3月.

⑬ **大塚啓介**, 公益財団法人　東電記念財団　研究助成（一般研究),「超柔軟浮体式洋上風車の実現に向けた空力弾性理論の確立と風洞実験」助成期間2022年4月-2023年3月.

参考文献

（1） Noll, T. E., Brown, J. M., Perez-Davis, M. E., Ishmael, S. D., Tiffany, G. C., and Gaier, M., "Investigation of the Helios Prototype Mishap. Volume 1: Mishap Report", 2004, [cited 07 March 2022]. https://www.nasa.gov/pdf/64317main_helios.pdf

（2） **Otsuka, K.**, Wang, Y., Fujita, K., Nagai, H., and Makihara, K., "Multifidelity Modeling of Deployable Wings: Multibody Dynamic Simulation and Wind Tunnel Experiment," AIAA Journal, Vol. 57, No. 10, 2019, pp. 4300-4311. https://doi.org/10.2514/1.J058676

（3） **Otsuka, K.**, and Makihara, K., "Absolute Nodal Coordinate Beam Element for Modeling Flexible and Deployable Aerospace Structures," AIAA Journal, Vol. 57, No. 3, 2019, pp. 1343-1346. https://doi.org/10.2514/1.J057780

（4） Wang, Y., Zhao, X., Palacios, R., and **Otsuka, K.**, "Aeroelastic Simulation of High-Aspect Ratio Wings with Intermittent Leading-Edge Separation," AIAA Journal, Vol. 60, No. 3, 2022, pp. 1769-1782. https://doi.org/10.2514/1.J060909

（5） Del Carre, A., Munoz-Simo, A., Goizueta, N., and Palacios, R., "SHARPy: A Dynamic Aeroelastic Simulation Toolbox for Very Flexible Aircraft and Wind Turbines," The Journal of Open Source Software, Vol. 44, No. 4, 2019, p. 1885. https://doi.org/10.21105/joss.01885