

階層型直交格子と再帰的なフィッティングによる回転翼の 非定常空力予測

菅谷 圭 祐

東京大学大学院 工学系研究科 航空宇宙工学専攻

1. 序論

近年、複数の電動ファンを有する電動・ハイブリッド航空機や、回転翼を有し垂直離着陸が可能な Urban Air Mobility といった、革新的な航空機が注目されている。従来の航空機と比べ、革新的な航空機周りの空気の流れは、電動ファンなどの回転する構成部品の影響を受けるため、複雑である。そのため数値流体力学 (Computational Fluid Dynamics, CFD) を用い、回転する構成部品周りの非定常な流れを精度よく予測することは、革新的な航空機の空力設計において重要である。一方、CFD を空力設計により積極的に利用するためには、機体や部品周りの空間を離散化した計算格子を、自動で生成できることが望ましい。そこで、複雑な形状に対し自動・ロバストに計算格子を生成可能な直交格子法が注目されている。筆者らの研究グループでは、直交格子法に基づく格子生成手法として、Recursive Fitting 法 (RF 法) を提案している^{1,2}。この RF 法には、壁面近傍の格子の情報を再帰的に修正することで、物体形状を近似的に再現した格子を自動で生成できるという特徴がある。この RF 法を、物体とともに計算格子を移動・回転させる移動格子法³と組み合わせることで、回転する物体周りの非定常な流れを予測できると考えられる。

本研究の目的は、回転翼の非定常乱流解析に向けた、自動格子生成が可能な新しい手法を開発することである。本研究で利用するプログラムは、東京大学 李家今村研究室で開発中の階層型直交格子を用いる圧縮性流体ソルバー UTCart をベースに開発する⁴。計算格子の生成には RF 法を用い、移動格子法と組み合わせることで物体の移動を再現する。加えて壁面近傍の乱流境界層を計算するため、壁関数を用いて壁面摩擦応力を予測する。計算対象は、Caradonna and Tung により実験がなされた回転翼である⁵。コレクティブピッチ角 (回転翼のブレードと気流のなす角度) が一定の条件で、回転翼の角速度を変更した二通の解析を行い、Caradonna and Tung の実験と比較することで、開発する手法の予測精度を評価する。

2. 計算手法

2. 1. 階層型直交格子の生成

図 1 は物体の周りに生成された階段状の直交格子の例である。格子のセルで流体領域に存在するものを流体セル (fluid cell) と呼び、物体壁面 (body surface) と交差するセルを壁面セル (wall cell) と呼ぶ。また流体セルと壁面セルの間のセル境界を壁面境界 (wall face) と呼び、壁面境界を有する流体セルを壁面隣接セルと呼ぶ。

2. 2. Recursive Fitting 法 (RF 法)

図 1 のように、単純に物体の周りに生成された直交格子の壁面境界は、物体壁面に沿わない。

そこで RF 法では、物体に向けて壁面隣接セルを拡大し、物体形状を近似的に再現した格子を自動で生成する。図 2 に RF 法で生成される格子の例を示す。格子の拡大には、変形前の直交格子の壁面境界を構成する頂点に対する、物体壁面の再近傍点を利用する。加えて、RF 法では壁面境界を構成する追加の点を計算し、セルの体積やセル境界の面積ベクトルといった、流体計算に必要な情報を修正する。追加点を再帰的に導入することで、例えば航空機の翼胴結合部といった、特徴線と呼ばれる形状が不連続に変化する部分でも、物体壁面を近似的に再現した格子を自動で生成できる。RF 法の詳細は文献^{1,2}も参照されたい。

2. 3. 支配方程式

移動格子法を用いる場合の非定常 Navier–Stokes 方程式は次式である。

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \mathbf{Q}_c dV + \iint_S \{(\mathbf{F}(\mathbf{Q}_c, \mathbf{n}) - \mathbf{Q}_c W_n) - \mathbf{F}_v\} dS = 0, \quad (1)$$

式(1)の \mathbf{Q}_c は保存変数である。 V, S はそれぞれ検査体積と検査体積の境界である。またベクトル \mathbf{n} は検査体積に対し外向きの単位ベクトルである。 \mathbf{F}, \mathbf{F}_v はそれぞれ非粘性流束と粘性流束である。 W_n は格子の速度ベクトルと単位法線ベクトル \mathbf{n} の内積である。式(1)には、検査体積の移動に伴う流束 $\mathbf{Q}_c W_n$ が含まれている。本研究では文献⁶を参考に、非粘性流束と格子の移動に伴う流束を次式で計算する。

$$\mathbf{F}(\mathbf{Q}_c, \mathbf{n}) - \mathbf{Q}_c W_n = \mathcal{T}_c^{-1} \mathbf{F}(\mathcal{T}_c \mathbf{Q}_c, \mathbf{n}), \quad (2)$$

$$\mathcal{T}_c = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -W_x & 1 & 0 & 0 & 0 \\ -W_y & 0 & 1 & 0 & 0 \\ -W_z & 0 & 0 & 1 & 0 \\ \frac{|\mathbf{W}|^2}{2} & -W_x & -W_y & -W_z & 1 \end{bmatrix}. \quad (3)$$

式(2), (3)では、格子に対する気流の相対速度から計算される保存変数である $\mathcal{T}_c \mathbf{Q}_c$ を計算した後、逆行列 \mathcal{T}_c^{-1} と流束の積を計算することで、保存変数 \mathbf{Q}_c に対する流束を評価している。

本研究では、式(1)-(3)をセル中心有限体積法で離散化する。非粘性流束と粘性流束はそれぞれ SLAU⁷ と中心差分で評価する。翼端マッハ数が遷音速の場合は、Hishida のリミタ⁸を利用する。時間積分には MFGS 陰解法⁷ と Dual Time Stepping による二次精度後退差分を利用する。乱流モデルは、Spalart–Allmaras (SA) モデル⁹をベースにした DDES-p⁴ である。さらに、壁面での摩擦応力は壁関数を用いて評価する。

2. 4. 壁関数の実装

本研究では、壁面境界条件は非滑り・断熱壁である。直交格子を用いて物体周りの乱流を計算するために、壁関数を用いて壁面摩擦速度 u_τ と壁面摩擦応力 $\tau_{wall} = \rho_{wall} u_\tau^2$ を予測する。Newton–Raphson 法を用い、以下の式を用い反復計算で摩擦速度を決定する。

$$u_{\tau}^{m+1} = u_{\tau}^m - \frac{g(u_{\tau}^m)}{g'(u_{\tau}^m)}, \quad (4)$$

$$g(u_{\tau}) = u_{\tau} f_{wall}(y^+) - (u_{t,1} - W_t), g'(u_{\tau}) = f_{wall}(y^+) + u_{\tau} \left\{ \frac{\partial f_{wall}}{\partial u_{\tau}}(y^+) \right\}, \quad (5)$$

$$\frac{\partial f_{wall}}{\partial u_{\tau}} = \frac{\partial y^+}{\partial u_{\tau}} \frac{\partial f_{wall}}{\partial y^+} = \frac{y^+}{u_{\tau}} \frac{\partial f_{wall}}{\partial y^+}, \quad (6)$$

式(5)の $u_{t,1}$ は、壁面隣接セルのセル中心値における、壁面に対し接線方向の速度である。 f_{wall} は SA 壁関数⁹である。また $y^+ = y_1 u_{\tau} / \nu_1$ は無次元壁面距離である。 W_t は壁面の速度ベクトルのうち、壁面の接線方向の成分であり、式(5)で利用される。さらに、Crocco–Busemann の関係式¹⁰から壁面での温度を計算する。

図3は、壁関数の予測に利用される点の比較である。直交格子と壁関数を組み合わせた解析の先行研究では、Image Point (IP) が導入されている(図3a)^{4,9}。IPは壁面から垂直な方向に d_{IP} 離れた位置に配置される。また d_{IP} はユーザー指定のパラメータである。IPを導入することで摩擦速度の予測に利用される点の壁からの距離を一定にすることができるが、計算結果が d_{IP} に依存する場合がある。計算結果の d_{IP} への依存性を無くすため、本研究ではIPを導入せず、そのかわり壁面隣接セルのセル中心の値を利用する(図3b)。先行研究のRF法と壁関数を組み合わせた静止する物体周りの解析では、壁面隣接セルを用いて壁面摩擦を予想した場合でも乱流境界が再現されることが報告されている¹。

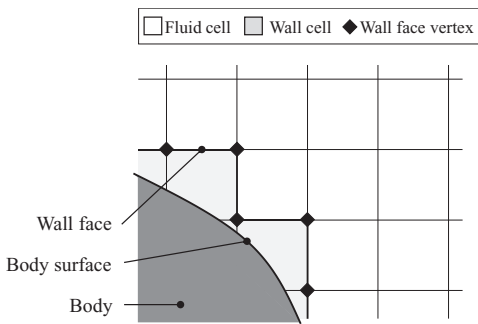


図1：物体の周りに生成される直交格子の例

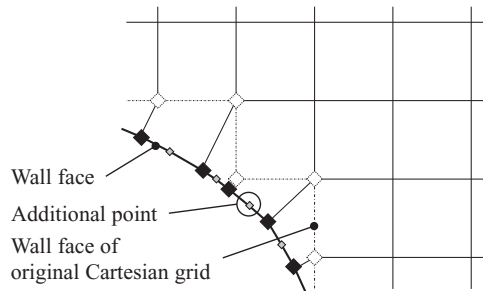


図2：RF法で生成される格子の例

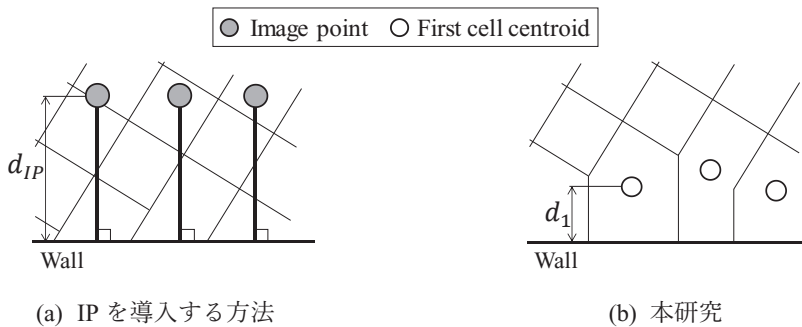


図3：壁関数による摩擦速度の予測に利用される点の比較

3. 検証計算

3. 1. 問題設定

本研究では、二枚のブレードから構成される Caradonna-Tung 回転翼⁵周りの流れを計算する。ブレードの形状は矩形翼で、翼型は NACA0012 である。またブレードに捩りとテーパは無い。コレクティブピッチ角と角速度を変更した実験がなされており、本研究ではコレクティブピッチ角が 8 [deg]、翼端でのマッハ数 M_{tip} が 0.439 と 0.890 の条件を計算する。翼弦長 $C = 7.5$ [in.] と音速基準のレイノルズ数は 4.44×10^6 である。

3. 2. 計算格子の設定

図 4 に計算格子の設定を示す。ブレードに対する気流の速度は、翼根から翼端に向けて増加する。そのため、翼端側で、気流の相対速度から計算されるレイノルズ数が増加する。そこでブレード中央での格子幅を基準に、翼端側では格子を細分化し、翼根側ではより大きな格子幅とする。翼端側の格子幅は、翼弦長の 1/500 である。また非定常空力を精度良く予測するためには、回転翼後流の非定常な流れを精度良く計算することが重要である。そこで、後流を局所的に等間隔に細分化する。格子のセル数は 76,141,294 である。

3. 3. 計算の手順

本研究では、非定常空力を予測する。このため回転翼後流の流れを精度良く予測することが重要である。一方計算の後処理の観点から、異なる翼端マッハ数の計算でも同じ計算ステップ数で解析することが望ましい。そこで、無次元時間刻み幅を、 $M_{tip} = 0.439$ では 0.179、 $M_{tip} = 0.890$ では 0.0882 とする。翼端マッハ数と音速から計算されるクーラン数は、後流でおおよそ 1 である。さらに、どちらの翼端マッハ数の設定でも 3,600 計算ステップで回転翼が 1 回転する。翼端マッハ数が 0.890 の場合は翼端で衝撃波が発生する。そこで、非粘性流束評価にリミタを利用する。

図 5 は推力係数 (C_T) と Figure of Merit (FM) の履歴である。計算は以下の手順で行う。はじめに内部反復を 2 回とし、回転翼を 10 回転させる (図 5a (1))。この計算の目的は、計算の初期段階に生じる擾乱をブレード下流に移流させることである。次に、内部反復を 10 回に変更し、回転翼を 12 回転させる (図 5a (2), (3))。10 回の内部反復により、密度の内部残差は一桁減少する。時間平均された空力係数と表面圧力係数分布は、最終の 4 回転を平均して計算する (図 5a (3))。

3. 4. 計算資源

本研究には東京大学情報基盤センターが運営する Oakbridge-CX スーパーコンピュータシステムを用いる。計算格子の分割には METIS ライブラリを用いる。Message Passing Interface (MPI) により、896 並列で計算する。計算に要する時間 (wall clock time) は、翼端マッハ数が 0.439 の場合は 88 時間、翼端マッハ数が 0.890 の場合は 96 時間である。翼端マッハ数が 0.890 の場合は非粘性流束評価にリミタを利用するため、計算時間が増加する。

3. 5. 計算結果

図 5 は推力係数と Figure of Merit の履歴である。履歴には振動が観察されるが、最終 4 回転は準定常状態である。表 1 は C_T と FM の時間平均値である。翼端マッハ数が増加することで、 C_T は

増加し、 FM は減少する。 C_T が増加する傾向は実験でも観察されている。またブレード端で生じる衝撃波が原因で、 FM は減少していると考えられる。図 6,7 はブレードの 50%, 80%, 96% 位置での、表面圧力分布の時間平均値である。どちらの翼端マッハ数の結果も、実験値を定性的・定量的に再現できている。図 8 は Q 値の等値面である。ブレード端から下流に向けて、らせん状の渦が生じている。以上より、本研究の計算は実験を良好に再現できている。

4. 結論

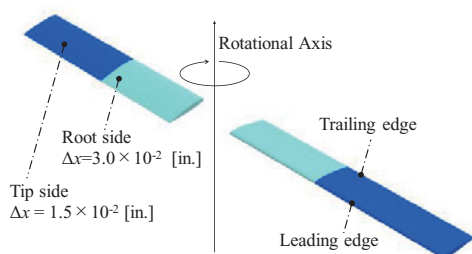
本研究の目的は、回転翼の非定常乱流解析に向けた、自動格子生成が可能な新しい手法を開発することであった。計算格子の生成には、物体形状を近似的に再現した格子を自動で生成できる RF 法を用いた。RF 法を移動格子法と組み合わせることで、回転翼の回転といった物体の移動を再現した。また壁面近傍の乱流境界層を計算するため、壁関数を用いて壁面摩擦応力を予測した。検証計算として、Caradonna and Tung により実験がなされた回転翼周りの流れを解析した。計算には東京大学情報基盤センターが運営する Oakbridge-CX スーパーコンピュータシステムを用いた。1 ケース当たりの計算時間 (wall clock time) はおおよそ 90~100 時間であった。推力係数の翼端マッハ数への依存性は、Caradonna and Tung の実験と定性的に一致した。また表面圧力係数分布は、実験と定量的に一致した。

謝 辞

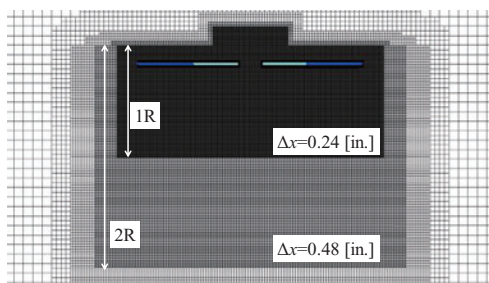
本研究は東京大学 今村太郎 准教授の指導の下行われた。また本研究は東京大学情報基盤センター「若手・女性利用者推薦」2021 年度インターン課題として行われた。計算結果の可視化には、Intelligent Light University Partner Program (UPP) の提供を受け、FieldView を用いた。ここに感謝の意を表す。

表 1：空力係数の時間平均値

翼端マッハ数	推力係数	Figure of Merit
0.439	0.00516	0.543
0.890	0.00577	0.457

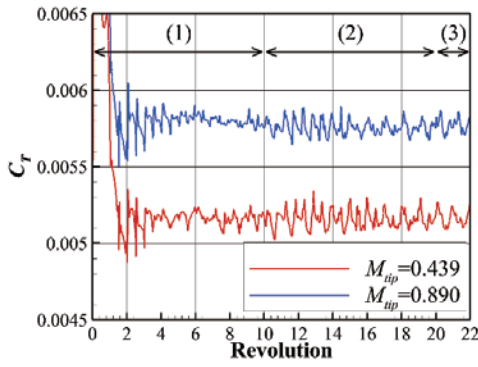


(a) 物体壁面の格子の設定

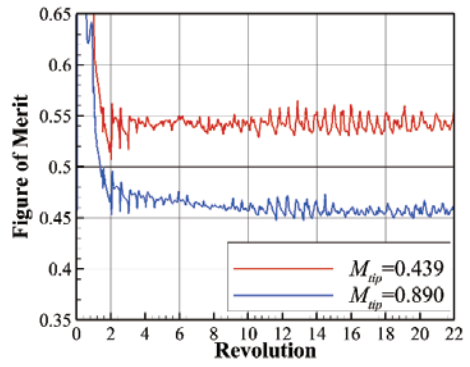


(b) 空間の格子の設定

図 4：格子の設定

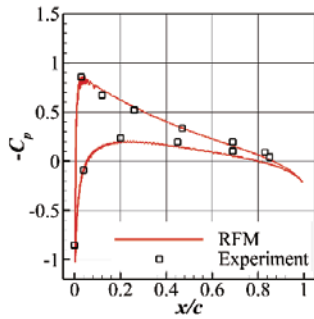


(a) 推力係数

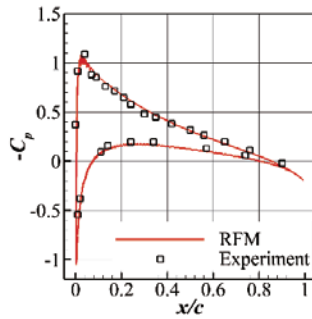


(b) Figure of Merit

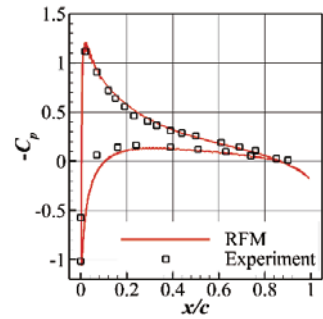
図 5 : 空力係数の履歴



(a) $r/R = 0.50$

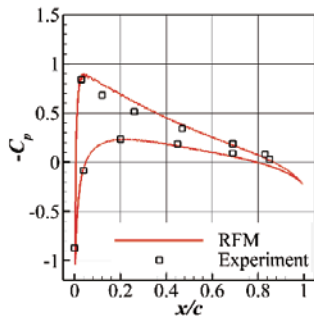


(b) $r/R = 0.80$

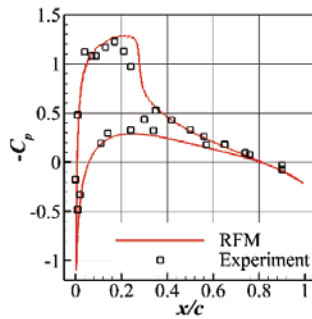


(c) $r/R = 0.96$

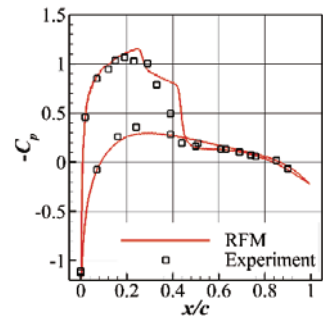
図 6 : 表面圧力係数分布 ($M_{tip} = 0.439$)



(a) $r/R = 0.50$

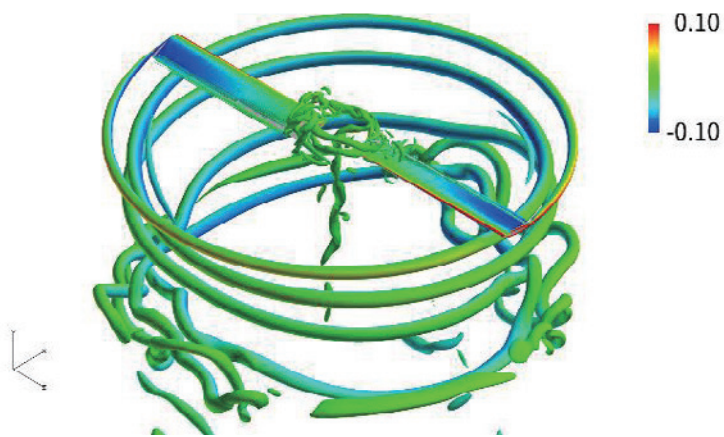


(b) $r/R = 0.80$

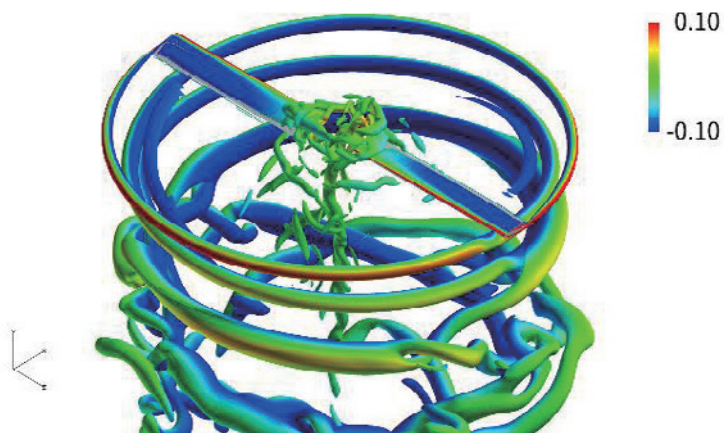


(c) $r/R = 0.96$

図 7 : 表面圧力係数分布 ($M_{tip} = 0.439$)



(a) $M_{tip} = 0.439$



(b) $M_{tip} = 0.890$

図 8 : Q 値の等値面 (軸方向速度で色付け)

参 考 文 献

1. Sugaya, K., and Imamura, T., "Aerodynamic Analysis of Common Research Model at Low Speed Conditions Using Recursive Fitting Method and Wall Function," AIAA Scitech 2022 Forum, AIAA Paper 2022-0448, January 2022.
<https://doi.org/10.2514/6.2022-0448>
2. Sugaya, K., and Imamura, T., "A Recursive Fitting Approach for Automatic Grid Generation Around Aircraft Configuration," Journal of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 68, No. 3, 2020, pp. 115–122 (in Japanese).
<https://doi.org/10.2322/jjsass.68.115>
3. Yu, M. and Wang, L., "A high-order flux reconstruction/correction procedure via reconstruction formulation for unsteady incompressible flow on unstructured moving grids," Computers & Fluids, Vol. 139, 2016, pp. 161–173.
<https://doi.org/10.1016/j.compfluid.2016.05.028>
4. Imamura, T., and Tamaki, Y., "Unsteady Flow Simulation Around Two-Wheel Main Landing Gear Based on Compressible Navier-Stokes Solver with Immersed Boundary Method," AIAA AVIATION 2020 FORUM, AIAA Paper 2020-2579, June 2020.
<https://doi.org/10.2514/6.2020-2579>
5. Caradonna, F. X. and Tung, C., "Experimental and analytical studies of a model helicopter rotor in hover," Conference Paper NASA-TM-81232, NASA, September 1981.
<https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=19820004169>
6. Nishikawa, H., "Roe Flux in Deforming Mesh," Web-published note.
<http://doi.org/10.13140/RG.2.2.20266.57288>
7. Shima, E. and Kitamura, K., "Parameter-Free Simple Low-Dissipation AUSM-Family Scheme for All Speeds," AIAA Journal, Vol. 49, No. 8, 2011, pp. 1693–1709.
<http://doi.org/10.2514/1.J050905>
8. Hishida, M., Hashimoto, A., Murakami, K., and Aoyama, T., "A new slope limiter for fast unstructured CFD solver FaSTAR," JAXA Special Publication: Proceedings of 42nd Fluid Dynamics Conference / Aerospace Numerical Simulation Symposium 2010, JAXA, February 2011, pp. 85–90, JAXA-SP-10-012 (in Japanese).
<http://id.nii.ac.jp/1696/00004716/>
9. Berger, M. and Aftosmis, M. J., "Progress Towards a Cartesian Cut-Cell Method for Viscous Compressible Flow," 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Aerospace Sciences Meetings, 2011, AIAA Paper 2012-1303, January 2013.
<https://doi.org/10.2514/6.2012-1301>
10. White, F. M., Viscous Fluid Flow, McGraw - Hill, New York, 1974, pp. 578-581, 627-629.