

近似流体環境下でのヘリコプターの挙動

北大 ○大江 亮介, 北大 鈴木 育男, 北大 山本 雅人, 北大 古川 正志

要 旨

流体中での物体の運動を高速に計算可能な近似流体環境を提案する. その有効性を示すため, 近似流体環境中でヘリコプターを飛行させ, 妥当な飛行動作を表現可能であることを示す. また, 計算速度を決定する要素である平面の分割数を変化させ, 適切な計算量の選択について論じる. さらに, 多くの計算を必要とする進化計算への適用例として, 粒子群最適化を用いたヘリコプターの行動獲得実験を行う.

1. 結 言

近年, ゲームやアニメーションにおいて, 物理シミュレーション技術を用いたリアルな表現が求められている. 物理法則のうち, 剛体や軟性体の運動に関しては, Open Dynamics Engine(ODE), Havok, PhysXなどの物理エンジンと呼ばれるソフトウェアを用いることによって簡易に表現することが可能である.

一方, 流体に関しては, 有限要素法や粒子法などの解析手法があり, 多くの研究が行われている⁽¹⁾. しかし, これらの解析手法では, 観察対象となる空間が広がるほど計算量が飛躍的に増大する.

ゲームやアニメーションでは, キャラクターが広い空間の至る所を動き回るような状況が存在する. このような場合, 従来の流体解析手法では高速な計算が困難である.

本研究では, 流体中での物体の運動を高速に計算することを目的として, 抗力を基にした近似流体環境を提案する. 近似流体環境の有効性を検証するため, 簡易な構造のヘリコプターを飛行させ, 飛行動作の妥当性と計算速度を示す. また, ヘリコプターが目標高度を維持するように制御器の最適化を行う. この際, 近似流体環境を低精度かつ高速に設定し, 少ない計算量でも目標とする飛行動作が獲得できることを示す.

2. 近似流体環境

2.1 物理エンジンの利用

近似流体環境では, 運動する物体の速度に応じた抗力によって, 流体から受ける力を近似する. そのため, 流体の影響を考慮しない物体の運動部分については, 物理エンジンを用いて処理を行う. 本研究では, 物理エンジンとしてPhysX⁽²⁾を利用した. PhysXのタイムステップは1/60.0[s], 計算精度は1/240.0[s], 重力加速度 g は9.8[m/s²]とした.

2.2 一様流中の平板が受ける抗力

一様流に対して垂直に置かれた平板は, 流れの方向に, 式(1)で表される抗力を受ける.

(1)

ここで, ρ は流体の密度, A は平板の面積, u は流速である. また, C_d は抗力係数であり, 物体の形状や寸法によって異なる値となる.

2.3 任意の直方体への抗力計算の拡張

直方体の6つの表面は全て長方形平面で構成されている. よって, これらの長方形平面を等面積に分割し, 各分割平面に対して, 式(2)の抗力計算を適用する.

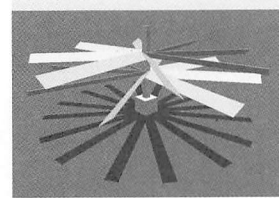


Fig. 1 Model of a simple helicopter

$$F = \frac{1}{2} \rho A_p C_d v^2 \quad (2)$$

ここで, A_p は分割平面の面積である. また, v は分割平面と垂直な速度ベクトルであり, 式(3)を用いて計算する.

$$v = \{v_p - u\} \cdot n \quad (3)$$

ここで, u は一様流の速度ベクトル, n は分割平面の単位法線ベクトルである.

3. ヘリコプターの飛行実験

3.1 ヘリコプターのモデル

実験で用いるヘリコプターのモデルを図1に示す. 上下の軸と重りの間は回転ジョイントでつながれており, 上下逆向きに, 迎え角35.0°で羽が配置されている. 全ての部品は, バルサ材と同じ100.0[kg/m³]の密度を持つが, 変形や破損はしない. ヘリコプターは, 上下の軸を逆方向に, それぞれトルク τ [N·m]で回転させる. これは, 同軸反転型のツインローター式ヘリコプターの駆動方式と等価である.

3.2 近似流体環境の設定

空気の密度 ρ は, $\rho = 1.28$ [kg/m³]を用い, 一様流に相当する風の影響はないとした. また, 抗力係数 C_d は, 全ての部品に対して共通とし, $C_d = 1.5$ を用いた.

3.3 一定トルクでの飛行動作

ヘリコプターの飛行動作を観察するため, 一定のトルクを与えてヘリコプターを上昇させ, その後トルクを与えずに下降させた.

実験の結果, トルクを与えている間, ヘリコプターは一定速度で上昇した. また, トルクを与えずに下降させたとき, ヘリコプターの羽は上昇時とは逆方向に回転し, 一定速度で緩やかに下降した.

3.4 平面分割数による挙動の変化

近似流体環境において, 平面の分割数は, 計算量と精度を決定する重要な要素である. そこで, 各面の縦横の分割数を変化させて3.3節と同様の実験を行い, その結果を比較した.

図2に, 時刻10.0[s]におけるヘリコプターの高度と, シ

シミュレーションに要した計算時間を示す。

図より、縦横の分割数が増えるに従い、高度は一定値に収束する。一方、計算時間は縦横の分割数の二乗、即ち抗力計算を行う平面数に比例している。実験結果から、本実験で用いたヘリコプターの飛行動作をリアルタイムで、かつ高精度に表現するには、縦横の分割数は20程度が妥当であるとわかる。

4. ヘリコプターの飛行制御実験

4.1 実験の概要

3章で用いたものと同じヘリコプターの出力トルク τ を制御し、目標高度を維持する飛行行動を獲得させる。トルク τ の制御には人工ニューラルネットワーク(Artificial Neural Network, ANN)を用い、粒子群最適化(Particle Swarm Optimization, PSO)⁽³⁾を用いてANNを最適化する。

4.2 制御器の設定

ANNの入力は高度と鉛直上向き速度の2入力とし、トルクを出力させる。ANNの中間層のニューロン数は4個とする。また、中間層と出力層で用いるシグモイド関数 $f(u)$, $g(u)$ として、式(4)、式(5)を用いる。

$$f(u) = \frac{2\alpha_f}{1 + e^{-\beta_f u}} - \alpha_f \quad (4)$$

$$g(u) = \frac{2\alpha_g}{1 + e^{-\beta_g u}} - \alpha_g \quad (5)$$

4.2 最適化手法の設定

解ベクトル \mathbf{x} はANNの重み、閾値と、式(4)及び式(5)における α_f , β_f , α_g , β_g とした。PSOの個体数は20個、探索回数は1000回、重み係数 c_1 と c_2 はともに2.0とし、慣性項 w は0.9から0.4に線形に減少させた。また、速度ベクトル \mathbf{v} の各要素を[-2, 2]に制限した。 \mathbf{x} と \mathbf{v} の各要素の初期値は[-1, 1]の乱数とした。

4.3 実験の基本設定

目標高度は20.0[m]とし、1回の探索における試行時間は1800ステップ、実時間では30.0[s]とする。各ヘリコプターの評価値 V は最大化を目的とし、式(6)で計算される各ステップの評価値 V_i の総和を用いる。

$$V_i = \begin{cases} \frac{1}{(1 + |20 - h|)^2} & : h \geq 2 \\ 0 & : \text{otherwise} \end{cases} \quad (6)$$

ここで、 h はヘリコプターの高度であり、2.0[m]未満のステップでは評価値を加算しないこととしている。また、ANNの出力をそのまま用いず、100倍した後、[-100, 100]に制限して用いた。

各面の縦横の分割数は3とした。この設定は、高速に計算が可能であるが、精度は低い設定である。

4.4 最適化後の飛行動作

最適化の結果、目標高度20.0[m]を維持するような飛行が獲得できた。また、トルクは、自動制御などで見られるように、振動しながら収束していた。

4.5 上昇・下降気流に対する頑強性

探索が終了した後の制御器の頑強性を調べるために、鉛直上向き方向に10.0[m/s]の上昇気流、及び鉛直下向き方向

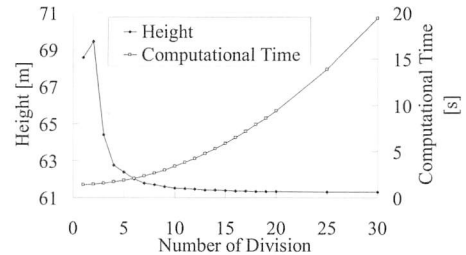


Fig. 2 Height and computational time

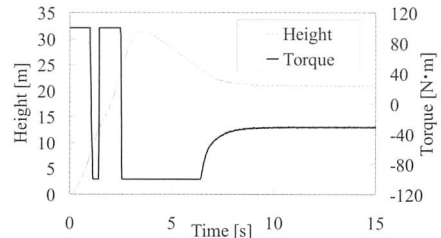


Fig. 3 Height and torque in an updraft

に5.0[m/s]の下降気流を一様流として用いたときの、ヘリコプターの飛行動作を観察した。

図3に、10.0[m/s]の上昇気流を用いたときの、ヘリコプターの高度と出力トルクの推移を示す。出力トルクは最大値と最小値を交互に繰り返す、緩やかに負の値に収束している。収束状態で羽は逆回転しており、機体が浮き上がるほどの上昇気流に対して、積極的に下降動作を生じることによって、目標高度を維持しようとしていることがわかる。

5.0[m/s]の下降気流を用いたときは、収束状態の出力トルクが大きな値となっており、下降気流による影響を打ち消すような大きな上昇力を発生させることで、目標高度を維持しようとしていた。

5. 結 言

本研究では、流体中の物体の運動を高速に計算可能な近似流体環境を提案した。また、近似流体環境の有効性を示すため、以下のことを行った。

1. 簡易的なヘリコプターの動作が表現可能であることを示した。また、平面分割数による計算時間・精度の変化について論じた。
2. ANNとPSOを用いて、平面分割数が少ない環境でも、目標高度を維持するような飛行が獲得可能であることを示した。また、一様流を外乱として用い、最適化された制御器が頑強であることを示した。

今後は、近似流体環境で考慮されていない要素による誤差の影響や、一様流が存在する複雑な環境下での最適化実験などを予定している。

参 考 文 献

- (1) 越塚誠一：粒子法による流れの数値解析，ながれ21，(2002) 230-239
- (2) PhysX. http://www.nvidia.com/object/nvidia_physx.html.
- (3) J.Kennedy, R.Eberhart：Particle Swarm Optimization, IEEE International Conference on Neural Networks, (1995) 1942-1948