

探査用飛行体の空中安定性の高度化に関する研究 Study of improvement of flight stability on radio controlled aerial vehicles

北川一敬[†], 富田 茂^{††}
Kazutaka KITAGAWA[†], Shigeru TOMITA^{††}

Abstract Radio controlled aerial vehicles have carried out unmanned missions the natural disaster and direct sowing on dry field. R&D(Research and Development) on flight stability have focused on flight performance on radio controlled small aerial vehicle. This study attains an objective of produce and develop the radio controlled small aerial vehicle

1. 緒言

小型無人飛行体(以下 UAV, Unmanned Aerial Vehicle, MAV, Micro Aerial Vehicle)の研究は、日欧米を始め昆虫や鳥の飛翔をモデルとして、飛行を実現しようとしているが、まだ研究開発の段階である。また、UAV 及び MAV は太陽光発電の利用で近い将来、飛行機の電動化も期待されている。本研究は本研究所研究テーマである「21 世紀型航空機の基礎研究」の一環として、電動の探査用小型無人飛行体の開発を目的とする。本研究では災害時の被災者及び被災状況探査、火星探査、環境調査、太陽電池パネルの損傷の監視などで、重要視されている小型無人飛行体の開発と実証実験を産学連携で行う。UAV 及び MAV に要求される開発課題は、①災害時に機動性を良くするため、携帯が容易で且つ組立が容易な機構設計、②環境に優しい新素材による機体設計、③電池消耗の低減をするための太陽光発電システムなどを採用し、動力以外の電力供給する技術開発が必要である。

小型無人飛行体の実現が望まれる背景として、以下の事が挙げられる。

- 1) 地震、台風や洪水などの自然災害により発生した災現場の被害状況の確認及び被災者の探査
- 2) 火山噴火、大気汚染や放射能汚染などの区域の探査及び観測

- 3) 国境警備や海岸線などの探査や偵察
- 4) 動物や植物などの生態系の調査
- 5) 荒廃林などの荒廃状況の調査
- 6) 太陽光パネルなどの設備の日常点検の効率化

これまでに、複雑な地形を移動する地上走行型ロボットが開発され、活躍してきたが、障害物や地面の状態の影響を受け、思うような走行が出来ず、今もなお開発が進められている。そこで、このような環境下において、より効率良く活動を行なうためには、地形の影響を受けず、より広範囲に観測活動が行える飛行型ロボットが有効な手段である。以上のようなことから、小型無人飛行体に要求される飛行特性として、以下の事が挙げられる。

- 1) 小型軽量、静音、航続時間
- 2) 低速から高速までの広範囲の速度域での空力特性
- 3) 突風や強風などからの外乱からの安定性
- 4) 空中での停止 (ホバリング性能)
- 5) 急降下、急旋回及び急停止などの飛行性能

上記の飛行特性を満たす無人飛行体の開発・実用化を最終目標とした研究開発を進めている。

本研究グループでは、当初機上カメラによる無人機操縦の簡便化を目指して、無人飛行システム (SARA : Search and Rescue Aircraft) の開発を行ってきた⁴⁾⁶⁾。

[†] 愛知工業大学 工学部 機械学科 (豊田市)

^{††} キャリオ技研株式会社 (名古屋市)

従来、ラジコン飛行機の操縦は有視界飛行のため、天候や被災地域での現場での操縦が難しい事も考えられる。そ

ここで、飛行体にカメラと GPS (全方位位置システム) を導入する事で遠隔操作を行い、特定した探索場所で空中停止 (ホバリング) することが可能となり、災害時に活躍する事が期待されている。本研究では、部品調達が容易で且つ、操作性と安価な市販品の無人電動ヘリコプタを採用することで、災害時の探査業務を可能とするシステムの構築を目指している。

本稿では、飛行体の周りの流れの可視化、流体力学的数値計算により飛行性能を調べた。

2. 無人飛行体の概要

Fig.1 は今回使用した小型ラジコンヘリコプターNine Eagles 社製の HUGHES SX を示す。Table.1 はその諸元を示す。この機体はシングルローター式の比較的小型なラジコンヘリコプターである。



Fig. 1 Nine Eagles HUGHES SX

	Specification
LxHxW [mm]	229x88x54
Blade Length [mm]	190
Wing area [mm ²]	1.6×10^5
Reynolds number [-]	1.8×10^4
Rotational speed [rpm]	1860
Flight time [min]	5-7
Weight [g]	33
Pat load [g]	7
Battery [A/mAh]	3.7/150

3. 小型ヘリコプタ周りの気流の可視化

可視化実験には、スモークワイヤー法を用い、回転翼 (ロータ) が回転運動をするときの挙動をハイスピードカメラで撮影を行った。Fig.2 は、本研究室で可視化実験に使用した吹出式エッフェル型低速風洞を示す。壁面は、可視化することができるようにアクリル板で製作されている。風洞内形状は、正方形断面 150×150 [mm]、助走区間を含め全長は 2100 [mm] である。Fig.3 はラジコンヘリコプタのロータ部分をハイスピードカメラで撮影した位

置を示す。それぞれ、3 点をスモークワイヤーに当て撮影を行った。N-position (Rotor Root) は、ロータ根本より 17 [mm] の位置、C-position (Center position) は、ロータ根本より 42.5 [mm] の位置、WT-position (Wing Tip position) は、翼先端より 6 [mm] の位置である。

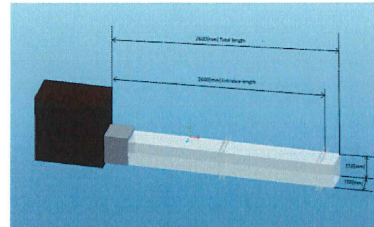


Fig.2 Schematic description of low speed wind tunnel

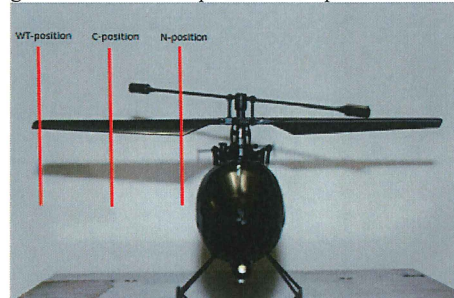


Fig.3 Visualization on section of rotor

Table.2 は、ハイスピードカメラの撮影条件を示す。ハイスピードカメラを使用して、小型ヘリコプタのロータ運動の撮影と流脈線の可視化を行った。

	Specification
Frame Rate [fps]	10^4
Shutter Speed [s]	10^{-4}
Resolution [pixel]	768×768
Lenz	50mmMacro
F-number	1860

4. 流体解析

HUGHES SX のロータの回転運動における流れの三次元数値解析を目的としている。スモークワイヤー法では可視化・計測ができない、ロータ周りの流れ全体の様子を知ることができる。解析には、ANSYS FLUENT を使用し、ロータと簡略化した胴体を剛体モデルとしてモデル化した。

4.1 数値解析法

基礎方程式には 3 次元非定常非圧縮性ナビエ・ストークス方程式 (NS 方程式) を用いた。数値解析には、有限体積法で離散化した NS 方程式を用いている。Table.1 は本解析の計算条件を示す。解析における離散化には、時間展開に

Euler の反復時間進行法による 1 次精度陰解法, 圧力-速度連成手法には SIMPLEC 法, 圧力項と拡散項は中心差分, 対流項は 2 次精度風上差分を適用した。

Table.1 Numerical condition and scheme

Parameter		Solver
Basic Equation		Three Dimensional Incompressible Navier-Stokes equation
Space Discretization		Finite Volume Method
Time Discretization		First-Order Implicit Method
Pressure-Velocity Coupling		SIMPLEC
Convection Term	Pressure	Second-order Central Difference
	Momentum	Second-order Central Difference
Diffusion Term		Second-order Upwind Difference
Time Step[s]		10^{-6}

4.2 計算モデル

Fig.4(a)は計算に用いたロータ形状, Fig.4(b)は胴体形状を示す。ロータ形状は HUGHES SX のロータの近似モデルであり, 胴体形状は HUGHES SX の胴体を元に簡略化したモデルである。

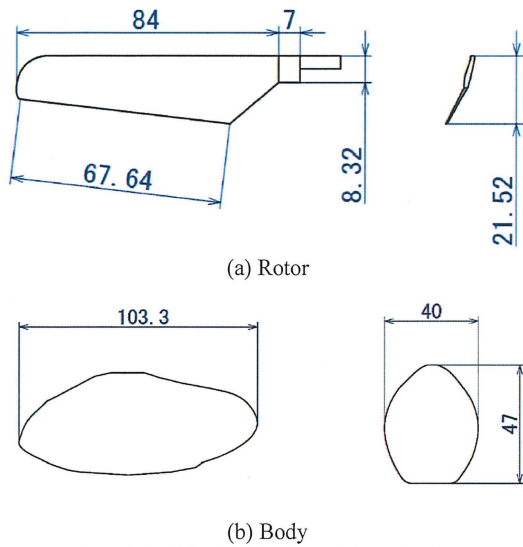
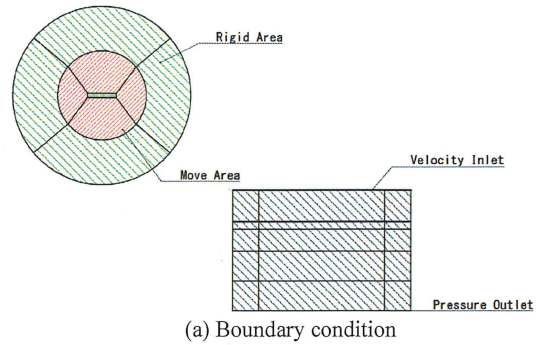


Fig.4.1 CAD drawings of HUGHES SX

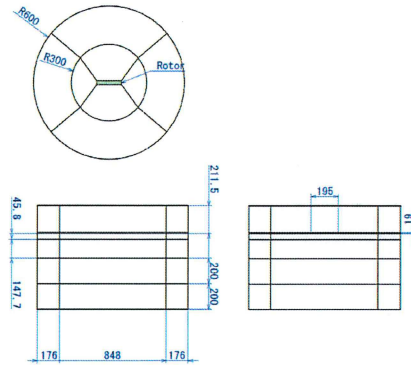
4.3 計算領域と計算格子

Fig.5(a)は境界条件を, Fig.5(b)は計算領域を示す。境界条件を本研究では, 移動格子法を用いており, 格子の品質変化を避けるためロータと連動して回転する内部領域 (Move Area) と入り口および出口境界位置を固定するために外側領域 (Rigid Area) の二領域を用いた。壁面の滑りは無しとした。入り口境界は流入速度, 出口境界では圧力を定義した。

計算領域は, 解析対象のロータの長さ 84[mm]に対して約 7 倍の半径 600[mm]の円。ロータ中心位置である原点 (0,0,0) から上に 211.5[mm], 下におよそ 600[mm]の円柱を計算領域とした。

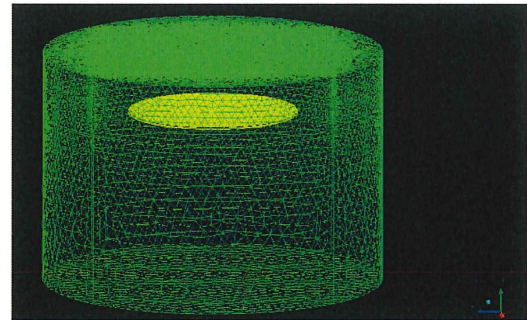


(a) Boundary condition

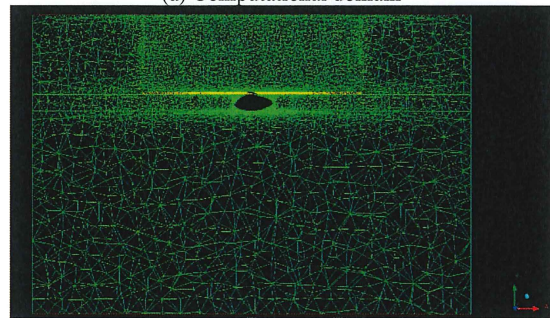


(b) Size of the computational domain

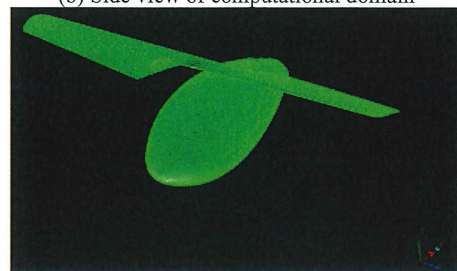
Fig.5 Schematic description of computational domain



(a) Computational domain



(b) Side view of computational domain



(c) Computational grid on Helicopter

Fig.6 Schematic design of computational grid

本解析では, 流入境界層, ロータならびに胴体周り, 流出境界層など計算領域を分割することで格子の調整を行った. Fig.6(a)と Fig.6(b)は計算領域の全体を示す. これらはすべて非構造格子である. 内側領域(Move Area)を 584914 セル, 外側領域(Rigid Area)を 2806249 セルの合計 3391163 セルとした. Fig.6(c)はロータと胴体の計算格子を示す. ロータと胴体はモデル形状が非常に複雑であり, 数多くの Edge や Face から構成されている. そのため, ロータのように Edge ごとにメッシュを貼っていても格子の数が膨大となってしまう. 中心位置から半分をひとつの体積とみなすことで格子点数の調整を行った.

ホバリング時のロータ周りにおける数値解析を行うため, ロータの周波数 f [Hz]はモデルとなった HUGHES SX のロータ回転速度 1860[rpm]に合わせ, 一定の 31[Hz]とする. 角速度 ω_y [rad/s]は式(1)で与えた.

$$\omega_y = 2\pi f \quad (1)$$

5. 結果及び考察

5.1 可視化結果

Fig.7(a)から Fig.7(e)は, スモークワイヤー法を用いた回転翼周りにおける可視化結果を示す. T^* は周期を表し, ロータ 1 回転時を 1 周期とする. このときの, ロータの周波数は, 31[Hz]であった. 周期 $T^*=0.00$ から周期 $T^*=0.13$ において, ブレードがスモークの領域に入ってくると, 流線はブレードによって乱される. スモークが翼面上で右方向に揺らいでいる. これは, 回転翼上面の速度が速くなっているからである. 周期 $T^*=0.13$ から周期 $T^*=0.24$ において, ブレードがスモーク領域を通過した時, 後流に渦が発生しているのが確認できる. 周期 $T^*=0.42$ において, スタビライザの後流流れによって乱れが発生した. その後, 乱れは大きくなり, ブレードによって切られた渦にも影響を与えている. ブレードによって発生した渦は巻きこまれるようにして, 打ち消されている. 大きさは, 0.18 周期間で 2.5 倍程度になっている. 影響を与えているこの乱れは, スタビライザがロータと一緒に回転していく中で, 流れ場に対し影響を与えて発生させた乱れの後流流れであると考えられる. ブレードによって切られたスモークの後流流れを示す. 周期 $T^*=0.50$ において, 乱れやブレードによって切られ発生した渦などが後流に流れているのが顕著にわかる. 後流に流されると, 乱れや渦が重なり, 打ち消しあうように流れている. これは, 回転翼機で乱れるダウンウォッシュであると考えられる.

5.2 流体解析結果

Fig.8(a)と Fig.8(c)は, 動き出し直後 $T^*=0.03$ と $T^*=2.00$ (2 周期経過時)の胴体周りの速度流線を示す. 胴体周りの速度流線図はロータが機体と平行になった時に翼端位置となり, ロータの回転円周上でロータの動きに合わせて翼端渦が発生している. 発生した翼端渦は上側からの流速により下方向に流れていく. ロータ回転面に流れこむ流速はロータの翼中心に吸い込まれるような流線図となることが確認できる. 翼の上下の位置では流線の速度は, 6~12[m/s]程度である. 胴体周辺では胴体下にて上側からの流速により剥離渦の発生が確認できる.

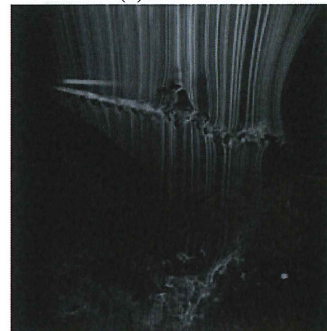
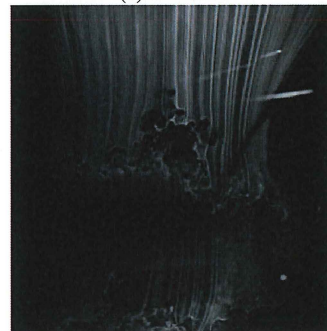
(a) $T^*=0.00$ (b) $T^*=0.13$ (c) $T^*=0.24$ (d) $T^*=0.42$ (e) $T^*=0.50$

Fig.7 Smoke wire visualization around the rotating wing in HUGHES SX

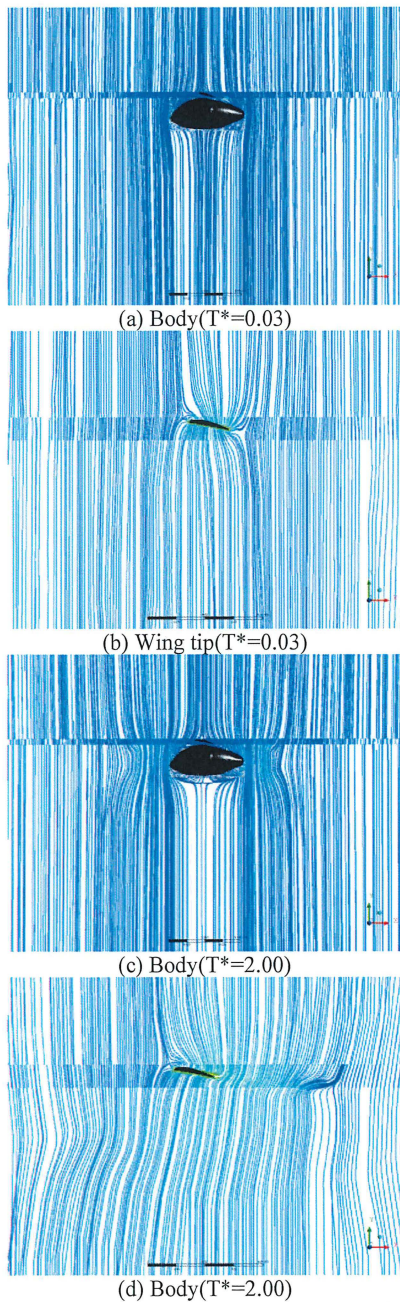


Fig.8 Stream line of HUGHES SX

Fig.8(b)と Fig.8(d)は、動き出し直後 $T^*=0.03$ と $T^*=2.00$ (2周期経過時)の翼端の速度流線を示す。ロータは時計回り、回転周波数 $f=31[\text{Hz}]$ で運動を行い、流体は Velocity Inlet が設定してある上から下へ流れている。 $T^*=0.03$ の動きから翼の左側で時計周りの渦が現れ、翼の前縁部とともに移動していることが確認できる。翼の後縁部では動き出し直後に反時計回りの渦らしきものが確認できるがすぐに翼から離れ、渦は見えなくなっている。動き出し直後に見られた渦は出発渦と呼ばれるものであると考えられる。翼が解析面から見えなくなった時に残された出発渦は上側から流れる流速に潰され下方向に流されていることが確認できる。与えられた流速 $1.42[\text{m/s}]$ と比べ翼の進路後方では流速は $6[\text{m/s}]$ 程度まで上昇していることが確認できる。翼近辺がもっとも流速が早く $16[\text{m/s}]$ 程度となっている。前縁

の渦中心では $6[\text{m/s}]$ 程度と翼後方での流速と同程度の流速である。

Fig.9(a)と Fig.9(b)は $T^*=1.00$ と $T^*=2.00$, Fig.9(c)と Fig.9(d)は $T^*=8.00$ と $T^*=9.00$ における解析結果を速度コンターを示す。Fig.9 より、時間の進行とともに、流体は回転翼面で加速され吹き下ろす形で下側に流れていく。これは時間経過とともに広範囲に及んでいく事がわかる。

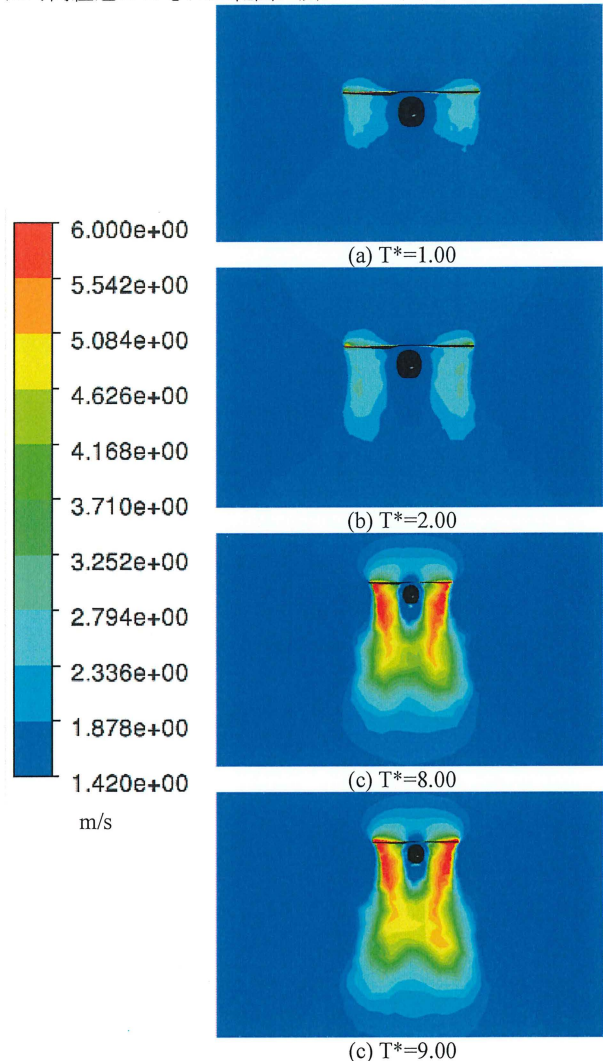


Fig.9 Velocity contour of HUGHES SX

6. 結論

小型無人飛行体(以下 UAV, Unmanned Aerial Vehicle, MAV, Micro Aerial Vehicle)の研究は、日欧米を始め昆虫や鳥の飛行をモデルとして、飛行を実現しようとしているが、まだ研究開発の段階である。また、UAV及びMAVは太陽光発電の利用で近い将来、ソーラープレーンへの期待が持てる。本研究は本研究所研究テーマである「21世紀型航空機の基礎研究」の一環として、電動の探査用小型無人飛行体の開発とその飛行時における空中安定性の高度化を目的とする。本研究では飛行体の周りの流れの可視化と流体力学的数値計算を行い、飛行体周りの流れ場の状態を調べ、以下の結果を得た。

可視化結果より、回転翼が回転運動をするとき、翼の前縁部分では、前縁剥離渦が生成され、生成された渦は、後

縁方向に流れ, その後, 渦は, 複数の渦が混合した結果, 大きな渦が形成されることが確認できた. また, 渦は, 翼上面から翼下面方向に発生し, その動きは 3 次元性を持っていることがわかった. 後流部分では, ダウンウォッシュとなって, これによって機体に揚力を与えている.

流体解析結果より, $T^*=1.0, 2.0, 8.0, 9.0$ における速度コンターから, 流体は回転翼面で加速され吹き下ろす形で下側に流れていく. これは時間経過とともに広範囲に及んでいく事がわかる. しかし流体の速度は低速であり, 回転翼の影響を受けている範囲も狭いものとなった. $T^*=9.0$ まで計算を行った場合の速度コンター図は吹き下ろしが成長していることがわかる. 回転翼の運動に, モデルとなった小型電動ヘリコプタのような加速過程を設定する場合を考えるとさらに計算回数を増やし長時間の運動から定常流れをシミュレートする必要がある.

参考文献

- 1) 富田茂, 北川一敬, 「災害探査用途を目指した無人電動ヘリコプタの飛行システムの研究開発」, 日本航空宇宙学会第 42 期年会講演会講演集, pp.275-279, 2010
- 2) 富田茂, 北川一敬, 「回転翼型探査用無人機の飛行システムの研究開発」, 日本航空宇宙学会第 49 回飛行機シンポジウム講演集, pp.38-41, 2011
- 3) 富田茂, 北川一敬, 「電動式ラジコンヘリによる災害状況の可視化」, 第 40 回可視化情報シンポジウム講演集, pp.75-78, 2012