マルチロータ機の性能向上に関する一検討

砂田 茂^{*1} 田辺 安忠^{*2} 米澤 宏一^{*3} 得竹 浩^{*4}
 梅崎 修一^{*5} 山口 皓平^{*1} 菅原 瑛明^{*2}

A Study on Improvement of Performance of a Multiple Rotor Drone

Shigeru Sunada^{*1}, Yasutada Tanabe^{*2}, Koichi Yonezawa^{*3}, Hiroshi Tokutake^{*4},
 Shuichi Umezaki^{*5}, Kohei Yamaguchi^{*1} and Hideaki Sugawara^{*2}

The following three points have been investigated for improving the flight performance of a multiple rotor drone. The first one is 'collective pitch control', which enables rotors to change the thrust much quicker than the rotor speed control method. Furthermore, a negative thrust can be generated by the rotors with a negative collective pitch. The negative thrust can cause a large control moment for controlling the attitude. Then, the drone has high maneuverability thanks to the quick thrust change due to the collective pitch control. The second one is 'decreases of the moments of inertia', which can enhance the maneuverability of the drone. The variation of moments of inertia has also possibility to decrease a motion of the drone due to a disturbance moment when a feedback control is adopted. The third one is 'a rotor with small aspect ratio rotor blades', which generates a larger thrust caused by the larger chord length and the larger thrust coefficient.

Key Words: Drone, Collective Pitch, Moment of Inertia, Low Aspect Ratio Blade

1. はじめに

Fig. 1 は、名古屋大学博物館に展示されている、エンジンによるクアドロータ機である。機体中央に位置するエンジンで4ロータが回転し、コレクティブピッチは各ロータに付いたサーボモータで変化する。コレクティブピッチ変化だけではヨーのコントロールモーメントが不足するので、ロータ下のペンの角度をサーボモータで調節し、ヨーイングモーメントを発生させる。この機体は1988年、名古屋大学（鈴木正之名誉教授、丹羽昌平講師（当時）、杉浦一郎名誉教授）と日立造船（株）との共同研究によって開発されたもので、名古屋大学博物館に展示されている（Nagoya University Museum Ta00063）。この機体を含め従来の航空機では、翼の迎角や形状（舵面を指す）を変化させ、主に揚力を変化させ飛行を制御している。揚力と迎角との関係に線形性があること、迎角を変化させるために大きな仕事を要さないこと、迎角の変化が短時間で可能であることがその背景にある。

現在のマルチロータ機のほとんどは、コレクティブピッチ変

Fig. 1 Multicopter developed by Nagoya University and Hitachi Zosen Corporation (1988)

化でなく、各ロータに付いたモータの回転数変化によって飛行をコントロールする。回転数変化方式は、ピッチ角の変化方式に比べ、部品点数が少なく構造がシンプルで安価であるというメリットを持つ。また、下記のようにピッチ角方式では機体運動の制御のためのヨーイングモーメントが十分でなく、ヨーイング運動コントロールのため回転数変化も併用する必要がある。回転数方式は、ピッチ角変化方式との併用を必要としない点もメリットである。一方、これまでのヘリコプターにおけるピッチ角変化方式の優れた特徴を鑑み、我々のグループでは内閣府 ImPACT タフ・ロボ・ティクスチャレンジの一研究として、ヨーイングモーメント発生のための回転数変化に加え、コレクティブピッチ変化方式も用いるドローンの研究「ミニサーベイヤーの機動性・安全性向上、飛行時間延長に関する研究」に取り組んだ[1][2]。特に、橋梁点検等、壁や物体の近くで飛行し、高周波数の風擾乱を受ける際にドローンを活用できるよう、①コレク

原稿受付 2020年3月16日

^{*1}名古屋大学

^{*2}宇宙航空研究開発機構

^{*3}電力中央研究所

^{*4}金沢大学

^{*5}大阪府立大学

^{*1}Nagoya University

^{*2}Japan Aerospace Exploration Agency

^{*3}Central Research Institute of Electric Power Industry

^{*4}Kanazawa University

^{*5}Osaka Prefecture University

■ 本論文は提案性（システム設計・構築分野）で評価されました。

ティブピッチ変化の導入 [3]~[6], ②原動機の集約化 (慣性モーメントの変化), ③低アスペクト比ブレードの採用, について定量的データを示した. 将来のマルチロータ機の高性能化のために, これら要素技術が利用されることをねらっている. ②の慣性モーメントの変化を数値的に把握する際, 実際の機体での数値の変化が必要であり, 開発した二つのマルチロータ機, 1号機 (Multiple Rotor drone ImPACT1: MR. ImP-1) [1], 2号機 (MR. ImP-2) [2] を例にする. また, これらの機体には①, ③も取り込まれている.

2. 開発機体

2.1 1号機 —コレクティブピッチ制御の導入

Fig. 2 に1号機を示す. また, **Fig. 3** に本機体で用いられたピッチ変更モジュールを示す. このモジュールは元来, JAXA コンパウンドヘリ実験機用 [7] に開発されたもので, それを本機体に転用した. モジュールはロータを回転させる DC ブラシレスモータとピッチを変更するサーボモータとからなる. ロータの詳細については後述するが, ブレードはスパン方向にねじりがなく, 対称翼型 (NACA0009) を持つとし, ホバリングではピッチ角の変更によって上下両方向に同等の推力が発生可能にした. この機能により, 沈下速度の小さな不安定な飛行領域を短時間で回避可能である. また, 負の推力の発生は, 大きな姿勢コントロールモーメント発生につながる.

コレクティブピッチ変化およびスパン方向にねじりのないブレードの採用は, ロータが自動回転 (風車) モード, 駆動回転 (プロペラ) モードの両方でロータが用いられるオートローテーション [8] に適している. 後述の 3.2 節で述べるが, 本機体の1ロータの推力発生をインパルスな信号入力によって 5.5 [N] から 9.6 [N] に変更した場合, 信号入力から推力定常値飽和までの時間遅れで見ると, ピッチ変化方式は回転数変化方式に対し, 6

倍以上高い応答速度を達成している.

我々のグループが1号機を発表したのは2016年4月の第2回国際ドローン展であったが, ほぼ同時期に国内でもピッチ角方式ドローンを発表した企業もあった [9]. なお, 我々の開発機体において, ヨーの運動を制御するためには, コレクティブピッチ変化でなく回転数変化を主に利用している. 翼は低迎角において抗力係数に対する迎角の感度が小さく, 低迎角では迎角を変化させても大きなヨーイングコントロールモーメントを発生できないためである. ヨーイングコントロールモーメント発生のために, 上方から見て時計回りのロータと反時計回りのロータで回転数差をつけている.

本機体ではコレクティブピッチ, 回転数の両方を変化させることで, 最大推力や最大コントロールモーメントを大きくすることが可能である. また各発生推力で適当なコレクティブピッチと回転数の組み合わせを選択し, 効率を高めることも可能である. この様に開発機体は, コレクティブピッチ変化と回転数変化の混合方式である.

2.2 2号機の開発 —モータの集約化 (慣性モーメントの変化)

我々のグループは, 1号機の改良をさらに進めた. **Fig. 4** に2号機 [2] を示す. 1号機からの変更点は以下のとおりである.

- (1) ロータと機体中央部を連結するアームの下方にロータが位置するようにした.
- (2) 1号機では6個であったモータを, 上から見て時計回りに回転する3ロータ用のモータと, 反時計回りに回転する3ロータ用のモータの二つに集約し, 機体重心付近に配置した. モータとロータ回転軸はベルトで連結され, モータの駆動力が各ロータに伝達される.

(1) について: 通常の飛行ではロータは鉛直上向きの推力を発生し, 誘導速度は鉛直下向きである. この変更によって, 誘導速度のためにアームに働く鉛直下向きの抵抗を減らすことができる. (2) について: モータの集約化は, 同じ方向に回転する3ロータの回転数を同一にできるピッチ変化方式を採用したため実現可能になったものである. なお, 各ロータ用のサーボモータはアームの上に固定した. この結果, **Table 1** が示すように, 機体の重量は 300 [g] 程減少したが, この減少はモータの総重量の減少分 (約 270 [g]) にほぼ一致する. また, 機体のすべての軸回りの慣性モーメントは1号機での値の約半分にすることができた.

小さな慣性モーメントは同一のコントロールモーメントによって生じる角加速度が大きいことを意味しており, マヌーバ性能の向上につながる. またフィードバック制御も考慮すると以下

Fig. 2 MR. ImP-1 [1]

Fig. 3 Module for controlling collective pitch [7]

Fig. 4 MR. ImP-2 [2]

のように、慣性モーメントを小さくすることが擾乱モーメント遭遇時の姿勢角変化を抑えることにつながる可能性もある。簡単のため、ホバリング時の x - z 面内の運動を考えるが、対称性から y - z 面内の運動もほぼ同一の議論が可能である。 y 軸回りの運動方程式は、

$$\begin{aligned} I_y \ddot{\theta}(t) &= (M_q \dot{\theta}(t) + M_u u(t)) + M(t) + D(t) \\ &\approx M_q \dot{\theta}(t) + M(t) + D(t) \end{aligned} \quad (1)$$

で与えられる。ここで、 I_y : 慣性モーメント、 θ : ピッチ角、 M : フィードバック入力モーメント、 D : 擾乱モーメント、 M_q , M_u は有次元安定微係数である。 u , q はそれぞれ x 方向の速度、 y 軸回りの角速度で、有次元安定微係数 M_q , M_u は通常のテキストで定義される有次元安定微係数[10]に慣性モーメント I_y をかけた値である。

この式をラプラス変換し、一次遅れを含むピッチ角に対する PD 制御を考えるものとするとし、次式で $M(s)$ を与える。

$$M(s) = \frac{1}{Ts+1} (-K_D s \theta(s) - K_P \theta(s)) \quad (2)$$

ここで、 K_D , K_P はそれぞれ、 $\dot{\theta}(s)$, $\theta(s)$ に対するフィードバックゲインである。このとき、ピッチ角 $\theta(s)$ と擾乱モーメント $D(s)$ の間の伝達関数は

$$G(s) = \frac{Ts+1}{s(sI_y - M_q)(Ts+1) + K_D s + K_P} \quad (3)$$

で与えられる。なお、

$$|G(j\omega)| = \sqrt{1 + (T\omega)^2} / \sqrt{F} \quad (4)$$

$$\begin{aligned} F &= \omega^4 \{1 + (\omega T)^2\} I_y^2 - 2\omega^2 (K_P + K_D \omega^2 T) I_y \\ &\quad + \omega^4 M_q^2 T^2 + \omega^2 (M_q^2 + K_D^2 - 2K_D M_q + 2K_P M_q T) \\ &\quad + K_P^2 \end{aligned} \quad (5)$$

Table 1 Comparisons of mass and moments of inertia between MR. ImP-1 and MR. ImP-2

	MR. ImP-1	MR. ImP-2
Mass excluding batteries (kg)	3.5	3.2
Total mass of motors (kg)	1.00	0.73
Moment inertia around x axis (kgm ²)*	0.20	0.095
Moment inertia around y axis (kgm ²)*	0.20	0.089
Moment inertia around z axis (kgm ²)*	0.37	0.16

*Calculated values based on CAD data, where batteries are excluded.

で、式 (5) より、 K_P , K_D , T が与えられた際、 $I_y \leq (K_P + K_D T \omega^2) / \omega^2 \{1 + (T\omega)^2\}$ のときは、慣性モーメントを小さくした際、 $|G(j\omega)|$ を小さくすることが可能である。本検討は、擾乱モーメントによる姿勢擾乱が、慣性モーメントの増減により抑制可能であることを示したものである。マヌーバ性能、擾乱で引き起こされる運動の両面を考慮し最適化するために、慣性モーメントの変更は有効である。

大型エンジンドローン[11]やモータ駆動の小型ドローンでもコレクティブピッチ制御を採用し、駆動源（モータ、エンジン）の集約化を行った機体がある。これらの機体での駆動源の集約化のねらいは、主に重量の低減であると考えられ、慣性モーメントの低減による飛行性能の向上をねらいとした本稿のねらいとは異なっている可能性がある。

3. ロータ

3.1 定常特性

1号機、2号機において、ロータは低アスペクト比ブレードを使用している。ロータの効率だけを考えると低アスペクト比ブレードは有利ではない。しかしながら、要求スラスト、ロータ半径の制限がある場合、ワイドコードにし回転数、すなわち翼端マッハ数を下げたほうが低騒音化の点からは望ましい。また、1号機、2号機では以下の理由で、ロータに低アスペクト比ブレードを使用している。ロータの平面形、諸元を **Fig. 5**, **Table 2** に示す。

Fig. 6 にロータ回転数が 4,000 [rpm] のときの推力係数-コレクティブピッチの関係を示す。推力係数 C_T は

$$C_T = T / \rho (\pi R^2) (R\Omega)^2 \quad (6)$$

で与えられる[13]。ここで、 T , ρ , Ω は推力、空気密度、ロータ回転角速度である。JAXA の開発した rFlow3D による CFD による結果、翼素理論/環状運動量理論 (BET/AMT) による

Fig. 5 Planform of rotor blade. The values of x are non-dimensionalized by the rotor radius. The unit of the other values is m [12]

Table 2 Properties of a rotor blade [12]

Airfoil	NACA0009
Radius, R	0.191 m
Root cut off, R_0	0.0478 m
Root chord	0.066 m
Tip chord	0.040 m
Twist angle	0 degree
Aspect ratio, $(R - R_0)^2 / S$	2.2
S : Blade area	

計算結果, および測定結果を示す. 翼素理論/環状運動量理論における計算では, NACA0009 の $Re = 2.0 \times 10^5$ の翼型データを XFOIL で求め使用した [14]. ここで $Re = \rho U c / \mu$ はレイノルズ数で, U , c , μ はそれぞれ速度, コード長, 粘性係数である. また, 測定は Fig. 7 に示す装置を用いて行った. なお, 測定に使用したロードセルは, 協和電業 LSM-B-50NSA1-P である. ロータの吹き下ろしによる支持アームに働く空気力を抑えるため, 鉛直下向きに推力を発生するようにし, そのときのコレクティブピッチを正の値と定義した.

Fig. 8 にロータの定常特性 (推力係数-トルク係数) の実験結果と CFD 結果との比較を示す. トルク係数 C_Q は次式で与えられる.

$$C_Q = Q / \rho (\pi R^2) R (\Omega)^2 \quad (7)$$

ここで Q は, 回転軸回りのトルクである. 本測定においてロードセルは, 日章電機製 LMC-6524-5 を用いた. 実験と CFD での推力係数-トルク係数の関係の一致は良好である. Fig. 8 にお

Fig. 6 Steady characteristics of a rotor (Thrust coefficient-Collective pitch) [12]

Fig. 7 Experimental apparatuses for measuring steady and unsteady thrust [12]

Fig. 8 Steady characteristics of a rotor (Thrust coefficient-Torque coefficient). The values in the parentheses are collective pitch angles [12]

ける推力係数-トルク係数の関係における CFD と実験結果の良好な一致から, Fig. 6 における両者の差は, 実験におけるコレクティブピッチの測定誤差, すなわちブレード付け根のピッチ方向のガタやブレードのねじり等によって真のコレクティブピッチが設定コレクティブピッチの値より小さいことによると推測できる.

Fig. 6 での翼素理論/環状運動量理論は, 二次元翼の特性をベースにした高アスペクト比ブレードで高精度の手法である. コレクティブピッチ増加に伴う C_T の減少が約 15 [deg] 以上でのコレクティブピッチで見られる. 実験, CFD の結果で見られる大きなコレクティブピッチまでの C_T の増加は低アスペクト比ブレードゆえの現象である. 大きなコレクティブピッチまでの推力係数の増加は低アスペクト比ブレードを有する回転翼の特徴 [15] として知られるものであり, この特性はコレクティブピッチ方式の機体において有利なものである.

3.2 ステップ入力信号に対する推力出力

回転数, コレクティブピッチ変化時の推力の過渡変化を比較検討するために, モータにステップ状の信号を入力し回転数を変化させた場合, サーボモータにステップ状の信号を入力しコレクティブピッチを変化させた場合での推力変化を比較した.

Table 3 に推力を増加させる場合 (Case 1), 減少させる場

Table 3 Test cases for comparisons between collective pitch control and rotational speed control

Case 1		
	Collective pitch	Rotational speed
Thrust (N)	5.5 → 9.6	
Collective pitch (deg)	10 → 14.3	10
Rotational speed (rpm)	4000	4000 → 5500
Duration for [collective pitch or rotational speed] change (s)	0.049	0.42
Power estimated from propeller torque (W)	79 → 141	79 → 205
Case 2		
	Collective pitch	Rotational speed
Thrust (N)	9.6 → 5.5	
Collective pitch (deg)	14.3 → 10	10
Rotational speed (rpm)	4000	5500 → 4000
Duration for [collective pitch or rotational speed] change (s)	0.053	0.45
Power estimated from propeller torque (W)	141 → 79	205 → 79

Fig. 9 Comparisons of time-variations of thrust between rotational speed control and collective pitch control. RS and CPA means the results of 'rotational speed control' and 'collective pitch control', respectively [12]

合 (Case 2) について、回転数変化方式、コレクティブピッチ変化方式での各種の値を示す。回転数の時間変化はタコメータ (FT3406, 日置電機) で測定した。一方、コレクティブピッチ変化については、Fig. 7にあるリンク機構の運動を高速度カメラで撮影し求めた。また、変化前後のコレクティブピッチは非回転時にピッチゲージで測定した。なお、短い時間での推力変化を求める実験となるため、推力変化に対するロードセルの影響を事前に評価した。ロードセル (共和電業 LSM-B-50NSA1-P) を二次遅れ系と仮定し、焼き切り試験の結果から実験のシステムを同定した。その結果、減衰率は $\zeta = 0.195$ 、固有角振動数は $\omega_n = 890$ [rad/s] で、ロードセルの固有角振動数は本測定において十分高い値であることを確認した。測定値は 30 [Hz], 60 [Hz] (≈ 180 [rad/s], 360 [rad/s]) のローパスフィルタで処理したが、どちらのローパスフィルタを用いた場合でも、推力が定常値に達するまでの時間に大きな差はみられなかった。Fig. 9に、ローパスフィルタ 30 [Hz] のときの Case 1, Case 2の結果を示す。Fig. 9および Table 3が示すとおり、コレクティブピッチ変化方式は、回転数変化方式と比較して、6倍以上高速な推力変化を達成した。モータ集約化による慣性モーメントの半減と合わせて、姿勢角において 12倍以上の角加速度的発生が可能となる。

失速角を超える大きな迎角において、短い時間で運動速度や迎角が変動した場合、準定常の揚力を超える大きな非線形非定常揚力が翼に働くことが知られている (ワグナ効果) [16]。しかし、Fig. 9に示す実験結果では、この現象が見られない。これは、本実験のコレクティブピッチが Fig. 6に示す推力-コレク

Table 4 Advantages due to collective pitch mechanism and a low aspect ratio rotor

Collective pitch method	①High maneuverability. (i)Control forces and moments varying quickly. (ii) Large control moments due to possible negative thrust. Possible large descending velocity due to large negative thrust. (iii)Small moments of inertia due to motors close to the center of gravity of the multirotor. ②A possibility of small disturbed motion due to the small moments of inertia stated in (iii). ③A possibility of autorotation.
A low aspect ratio blade	①A monotonous relation between a collective pitch and a thrust coefficient under a wide region of a collective pitch angles. A high thrust coefficient at a high collective pitch angle. ② Small noise due to a low tip Mach number.

ティブピッチの関係 (実験もしくはCFD) において、コレクティブピッチの増加とともに推力係数が増加する範囲に収まっているためである。コレクティブピッチ変化方式では、コレクティブピッチが大きくなる可能性がある。低アスペクト比ブレードを用いることで、コレクティブピッチ増加に伴い推力係数が増加する範囲にコレクティブピッチが入り、大きな非線形非定常揚力が働かないことにつながる。このことは、マルチロータ機の振動やブレードの破損を抑制する効果が期待できる点から望ましい。

上記、コレクティブピッチ方式、低アスペクト比ブレードによるマルチロータ機の高性能化を Table 4にまとめる。

4. ま と め

応答の速いコレクティブピッチ変化方式の採用、またそれによって可能になる負の推力発生、これらによって短時間で大きな推力、コントロールモーメントの発生が可能になる。コレクティブピッチ変化方式の採用でオートローテーションの可能性が生まれる。オートローテーションを考えると、ロータが自動回転 (風車) モード、駆動回転 (プロペラ) モードの両方でロータが用いられるため、スパン方向にねじりのないブレードは適している。また、モータの2個への集約化、中央配置による慣性モーメント低下は、コントロールモーメント発生時の角加速度を大きくするのでマヌーバ性能の向上につながる。モータを2個にしたのは、上方から見て時計・反時計方向に回転するロータを別々のモータで回転し回転数差をつけられるようにし、大きなヨーイングモーメントを発生可能にするためである。一方、フィードバック制御も考慮に含めた場合、慣性モーメントを小さくすることが、擾乱モーメントによる姿勢擾乱を抑える効果を持つ可能性もある。

推力や姿勢制御モーメントの最大値は、ロータが失速する際の最大推力に依存する。ロータ半径が限定されているとき、角速度の増大よりもブレードのアスペクト比の減少が、大きな最大推力のために、あわせて低騒音化のために有効である。ここでアスペクト比の減少は、コードの増大だけでなく、低アスペ

クト比ゆえの高コレクティブピッチでの高推力係数を意味する。

謝 辞 本研究は、革新的研究開発プログラム ImPACT の支援を受け、実施したものである。

参 考 文 献

- [1] S. Sunada, Y. Tanabe, K. Yonezawa and H. Tokutake: "Improvement of flight performance of Minisurveyor by using pitch control and decreasing the number of rotors," Proc. of the 2016 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, p.3, 2016.
- [2] Y. Tanabe, K. Yonezawa, H. Tokutake, S. Suzuki, K. Yamaguchi and S. Sunada: 'A Study on Enhancing the Agility and Safety and on Increasing the Flight Duration of a Multiple Rotor Drone,' Disaster Robotics (Edited by S. Tadokoro). pp.111–122, Springer Verlag, 2019.
- [3] M. Cutler, N.K. Ure, B. Michini and J.P. How: "Comparison of fixed and variation pitch actuators for Agile quadrotors," AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, pp.1–17, 2011.
- [4] M. Cutler and J.P. How: "Actuator constrained trajectory generation and control for variable-pitch quadrotors," AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, pp.1–15, 2012.
- [5] M. Cutler: Design and control of an autonomous variable-pitch quadrotor helicopter, Master's thesis, Massachusetts Institute of Technology, Department of Aeronautics and astronautics, 2012.
- [6] <http://drone-next.jp/special/e-report/tkk/> (accessed July 29, 2020)
- [7] Y. Tanabe, T. Aoyama, N. Kobiki, M. Sugiura, R. Miyashita, S. Sunada, K. Kawachi and M. Nagao: A Conceptual Study of High Speed Rotorcraft, European Rotorcraft Forum, Southampton, UK, Paper #081, 2014.
- [8] 柴田 汰汰, 山口 皓平, 砂田 茂, 得竹 浩, 長谷 悠陽, 田辺 安忠, 米澤 宏一: "クアッドロータ機の垂直オートローテーションの可能性検討", 第 51 回流体力学講演会/第 37 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, p.9, 2019.
- [9] 平井 雅尊, 田 徹治, 加藤 直也: "非 GNSS 環境で高精度自動飛行する UAV", 日本機械学会誌, vol.121, no.1200, pp.24–25, 2018.
- [10] 加藤 寛一郎, 大屋 昭男, 柄沢 研二: 航空機力学入門, 東京大学出版会, 1982.
- [11] 中村 幹男, 大橋 俊夫, 市川 純章, 喜多一, 岩瀬 将美: "エンジンドロンの開発", 日本ロボット学会誌, vol.34, no.2, pp.127–130, 2016.
- [12] 梅崎 修一, 砂田 茂, 山口 皓平, 菅原 瑛明, 田辺 安忠, 米澤 宏一, 得竹 浩: "コレクティブピッチ変化型マルチロータードローンにおける低アスペクト比ロータの空力特性について", 第 51 回流体力学講演会/第 37 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム予稿集, p.7, 2019.
- [13] J. Seddon and S. Newman: Basic Helicopter Aerodynamics, Second Edition, AIAA Education Series, AIAA, Inc. Reston, VA, 2001.
- [14] <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=n0009sm-il> (accessed November 7, 2019).
- [15] H. Schlichting: Boundary-Layer theory. pp.692–695, McGraw-Hill, 1979.
- [16] A.R. Jones and Babinsky: "Unsteady lift generation on rotating wings at low Reynolds numbers. Journal of aircraft", vol.47, no.3, pp.1013–1021, 2010.

砂田 茂 (Shigeru Sunada)

1992 年東京大学大学院博士課程修了。博士 (工学)。科学技術振興機構グループリーダー、産業技術総合研究所主任研究員、大阪府立大学大学院准教授、同教授、2017 年より名古屋大学大学院工学研究科航空宇宙工学専攻教授、現在に至る。航空工学に興味を持ち、羽ばたき翼、回転翼、固定翼での飛行に関する研究を行っている。日本航空宇宙学会、AIAA 会員。
(日本ロボット学会正会員)

田辺 安忠 (Yasutada Tanabe)

1989 年九州大学大学院博士課程修了。博士 (工学)。川田工業株式会社勤務を経て、2006 年から宇宙航空研究開発機構。航空技術部門航空システム研究ユニット研究領域主幹。回転翼航空機の空力弾性騒音連成解析、アクティブ制御による回転翼騒音低減技術、高速コンパウンドヘリコプターの研究開発を行っている。VFS 会員、日本航空宇宙学会会員。

米澤 宏一 (Koichi Yonezawa)

2006 年博士 (工学) 大阪大学。大阪大学大学院基礎工学研究科助教を経て 2017 年より (一財) 電力中央研究所。地球工学研究所流体科学領域主任研究員。流体機械内部の流動解析、eVTOL を用いた電力インフラ点検システムの研究開発に従事。日本機械学会、日本航空宇宙学会、ターボ機械協会会員。

得竹 浩 (Hiroshi Tokutake)

2003 年博士 (工学) 名古屋大学。大阪府立大学工学部助教、金沢大学理工研究域准教授、2018 年同教授、現在に至る。飛行制御の研究に従事。日本航空宇宙学会、計測自動制御学会、自動車技術会、AIAA 会員。

梅崎 修一 (Syuichi Umezaki)

2018 年大阪府立大学大学院航空宇宙海洋系専攻修士課程修了。現在 ABB 株式会社で産業用高圧モータの設計販売に従事している。

山口 皓平 (Kohei Yamaguchi)

2017 年京都大学大学院工学研究科電気工学専攻修士課程修了。博士 (工学)。2015 年日本学術振興会特別研究員。2017 年名古屋大学大学院工学研究科航空宇宙工学専攻特任助教、2018 年同助教、現在に至る。宇宙機の軌道最適化、航空機の飛行制御関連の研究に従事。日本航空宇宙学会、日本機械学会会員。

菅原 瑛明 (Hideaki Sugawara)

2007 年名城大学理工学部卒業。株式会社菱友システムズに入社。現在東京農工大学博士後期課程、宇宙航空研究開発機構で回転翼航空機の空力解析支援業務に従事。回転翼 CFD ツールの開発を行っている。日本航空宇宙学会会員。