小型ジェットエンジン搭載 UAV における スタータジェネレータの制御手法

河村 和輝*	伊東 淳一(長岡技術科学大学)
小式澤 広之	阿部 和幸 (YSEC 株式会社)
大沼 喜也 (長	岡パワーエレクトロニクス株式会社)

Control Strategy for Starter Generator in UAV with Micro Jet Engine Kazuki Kawamura*, Jun-ichi Itoh (Nagaoka University of Technology) Hiroyuki Koshikizawa, Kazuyuki Abe (YSEC Co., Ltd) Yoshiya Ohnuma (Nagaoka Power Electronics Co., Ltd)

This paper proposes control strategy of a starter generator connected to a jet engine for an unmanned aerial vehicle system (UAV). Thrust is generated by both the jet engine and propellers which are powered by the jet engine through the starter generator. Since energy density of the jet engine in the developed system is higher than battery energy density in the conventional system, a flight range can be extended. Meanwhile, the proposed control strategy achieves among the starting, the powering and the cooling operations with the starter generator. Moreover, the starter generator directly connects to the jet engine and rotates at high speed for miniaturization. Through experiment of the 3-kW prototype, the one-cycle operation is achieved. The prototype system achieves the maximum conversion efficiency of 90.5% at 70000 r/min.

キーワード: ジェットエンジン, スタータジェネレータ, 無人航空機(UAV) (Jet Engine, Starter Generator, Unmanned Aerial Vehicle)

1. はじめに

近年, 地震や風水災害などの自然災害時に救助活動及び 復興支援の一手法として無人航空機(UAV: Unmanned Aerial Vehicle)の研究が盛んに行われている(1-4)。その中でも、マル チコプタタイプの UAV は無人運転のため危険地帯への侵入 が容易かつ専用の着陸スペースが不要といった特徴を有す る。しかしながら、マルチコプタタイプの UAV の動力源は バッテリーが一般的⁽²⁾であり, バッテリーのエネルギー密度 は低いため航続距離や物資重量に制約がある(5)。そこで,著 者らは災害時の支援用途を目的とした小型ジェットエンジ ン搭載 UAV を提案している⁽⁰⁾。提案システムではジェット エンジンを用いて発電を行い、各プロペラを駆動し、ジェ ットエンジンとプロペラの両方より揚力を得る構成となっ ている。ジェットエンジンはバッテリーに比べエネルギー 密度が高いため、バッテリーによる駆動と比較して、航続 距離の延長が期待できる。また,発電機構を有するため,

被災地への物資運搬後は非常用電源として利用できる。

一般的にジェットエンジンの始動及び冷却には外部動力 装置(APU: Auxiliary Power Unit)を用いる⁽⁷⁻⁸⁾。そのため、エ ンジン発電機などで構成される APU を別に設ける必要があ りコストの増加やシステムの大型化となる。また、ジェッ トエンジンに連結される発電機は減速機を使用して接続す るのが一般的であるが,減速機は大型化,損失増加の一因 となる。そこで、提案システムではジェットエンジンとス タータジェネレータを直結し、小型・軽量・効率化を図る。

本論文では小型ジェットエンジン搭載 UAV 向けに高速ス タータジェネレータの制御手法を提案する。同期周波数指 令制限,及び出力電力リミッタを用いてモード遷移時の持 続運転を可能とし、スタータジェネレータによる始動,発 電及び冷却動作を達成する。また、発電動作において 70000 r/min, 2.98 kW 出力時に変換効率 90.5%, 発電機電流 ひずみ率16.5%と良好な結果を確認したので報告する。



(b) Overview of one-cycle operation Fig. 2. Mode transition diagram of proposed UAV system.

2. 提案 UAV システム

図1に検討するUAVのシステムの概要を示す。ジェット エンジンと発電機は直接連結されており,発電機によって 得られた電力を用いて,6機のプロペラを駆動する構成とな っている。また,ジェットエンジン起動時は発電機をスタ ータモータとして駆動する。一方,飛行用途であるため, 航続距離の観点から搭載する発電機の軽量化が求められ る。そこで,発電機を高速化することで小型化,軽量化す る。

図2に提案システムの動作フローを示す。図2(a)に示すように上位コントローラからのモード切り替え信号,または回転数,排気ノズル温度に応じて5つの動作モードを切り替える。下記に動作モードについて説明する。

〈2·1〉 オールゲートオフモード(Mode A)





Fig. 3. Power converter.

本モードは静止状態であり、電力変換器は動作しない。

〈2·2〉 スタンバイモード(Mode B)

本モードは待機状態であり, DC/DC コンバータを駆動し, 直中間電圧をバッテリー電圧から 300 V に昇圧する。

〈2·3〉 スタートアップモード(Mode C)

本モードでは、スタータジェネレータを AC/DC コンバー タにより駆動し、ジェットエンジンの着火の補助及び 50000 r/min までの加速のアシストを行う。なお、上位コン トローラからの速度指令を用いてスタータジェネレータ側 が速度制御を行う。

〈2·4〉 ランモード(Mode D)

本モードでは、回転数が 50000~70000 r/min の範囲で発電 動作を行い、バッテリーへの充電動作を行う。なお、ジェ ットエンジン側が速度制御を行い、スタータジェネレータ 側が電力制御を行う。

$\langle 2\cdot 5 \rangle$ ストップモード(Mode E)

本モードでは、エンジン出力を停止し、スタータジェネ レータによって減速及びジェットエンジンの冷却を行う。 ジェットエンジンの排気ノズル温度が50℃以下まで冷却さ れたとき動作を停止し、オールゲートオフモードへ移行す る。

3. スタータジェネレータ制御手法

図3に電力変換器の構成図を示す。図3(a)に示すように、 本変換器は3相インバータ及び4レグインターリーブ昇圧 チョッパで構成される。今回使用するバッテリーの電圧は 約50Vと低圧のためインターリーブ昇圧チョッパにより昇 圧してインバータを駆動する。

図 4 にインターリーブ昇圧チョッパの制御ブロック図を 示す。本回路では直中間電圧 V_{dc}の電圧制御を行う。また, レグごとに電流制御を行うことで,還流や電流アンバラン スを抑制している。なお、2 つのレグでは変調時に位相シフ トキャリアを用いることで,スイッチングタイミングを半 周期シフトする。それにより,等価的にスイッチング周波 数は2倍となり,電流リプルを1/2 へ低減可能となる。なお, スイッチング周波数は 60 kHz である。

図5に3相インバータの制御ブロック図を示す。ランモ ードでは電力制御,その他のモードでは V/f 制御を行う。 ランモード移行時に電力制御に切り替えた場合、エンジン 出力が充分でない場合,エンジンが失速し,低速域ではジ ェットエンジンの自立運転が困難となる。それを防ぐため にランモード時の同期周波数指令が 49000 r/min を下回るこ とのないようにリミッタを設ける。一方、ストップモード 移行時はエンジン出力が急に停止すると、発電機トルクが 急変する。そこで、過電流を防ぐため V/f 制御をベースとし た出力電力リミッタを適用する(9)。リミットの制限値を超え た場合, P 制御が動作して同期周波数指令を補整する。これ により、加減速時にジェットエンジンに発電機が過剰トル クを要求しない運転が可能となる。また、定格回転数付近 では過変調領域となるため二相変調に切り替える。なお, 本システムは高速回転であるため、キャリア周波数と基本 波周波数が接近し、低次高調波やビート成分が重畳する可 能性がある。そこで、ランモードでは9パルスの同期 PWM を使用する(6)。

4. 安定化評価

図6にジェットエンジンの推力特性を示す。図6に示す ように回転数70000 r/minにおいて推力6.93 kg・fを得てい る。なお、大気圧力や大気温度,空気密度が変わらない場 合、ジェットエンジンの推力は発電量などによらず回転数 のみに依存する。また、ジェットエンジンの推力は回転数 の3乗に比例するため、以降の解析では実測値で得られた 推力を回転数の3乗で近似し使用する。推力Fとジェット エンジン角速度のの関係を(1)式に示す。

$$F = k_F \omega^3 \tag{1}$$

ここで、kFは実測値より得られた係数である。

図 7 に電力制御システムのブロック線図を示す。本制御 システムでは出力電力指令 Pout*と出力電力測定値 Poutの差 によって発電機同期角周波数 wg を操作する。また、ジェッ トエンジン側の速度制御は電力制御より十分遅いと仮定す る。ジェットエンジンの損失を無視した場合ジェットエン ジンの仕事率 Piet は(2)式で表される。

$$P_{iet} = P_{th} + P_{out} \tag{2}$$

ここで, *P*th はジェットエンジンの推力分の仕事率である。 推力分の仕事率は相当軸馬力としてプロペラを駆動する軸 出力に加わる。この相当軸馬力は機体の飛行速度及び推力 により求まる。しかし,図6で示す試験のように機体が静 止している場合,相当軸馬力は計算上求まらない。そこで, 推力と静止時における相当軸馬力*P*^{th_s}の関係は(3)式で表さ れる。

$$P_{th_{-}s} = \frac{F^2}{226Wg} \times 736 \tag{3}$$

ここで W は単位時間当たりの空気流量,g は重力加速度で ある。なお、ワット換算のため 736 を乗じている。また、 推力と単位時間当たりの空気流量は比例の関係であるため F/W を定数とみなせる。特に、重力加速度を地上時に限定 した場合に静止相当軸馬力 Pth s は(4)式で求められる⁽¹⁰⁾。



Fig. 4. Control block diagram of DC/DC interleaved converter.



Fig. 5. Control block diagram of 3-phase inverter.

$$P_{th_s} = \frac{F}{1.14} \times 736 \tag{4}$$

(4)式の変換係数は離陸試験などの地上における試験を想定 したものであり、本試験においても適用可能である。(4) 式に(1)式を代入し、係数を kth とおくと、静止相当軸馬力と ジェットエンジン角速度の関係は(5)式で求められる。

$$P_{th_{s}} = \frac{736k_{F}}{1.14}\omega^{3} = k_{th}\omega^{3}$$
(5)

また,初期角速度ωの定常近傍で一次近似するために(6)式 として扱う。

$$P_{th_s} = 3k_{th}\omega_0^2 \omega \tag{6}$$

以上を用いて本制御システムの入出力伝達関数を求めると (7)式となる。

$$G(s) = \frac{-\frac{9K_{p}k_{y}^{2}k_{th}\omega_{0}^{2}}{T_{i}r_{2}J}}{s^{2} - \frac{9K_{p}k_{y}^{2}k_{th}\omega_{0}^{2}s}{r_{2}J} - \frac{9K_{p}k_{y}^{2}k_{th}\omega_{0}^{2}}{T_{i}r_{2}J}$$
(7)

ここで、 K_p は P 制御ゲイン、 T_i は I 制御ゲイン、 k_{tf} は v/f 制 御における電圧係数、Jはジェットエンジンと発電機のイナ ーシャの合計、 r_2 は発電機二次側巻線抵抗である。また、制 動係数ζ、応答角周波数 ω_n を設定し制御ゲインを決定する場 合、 K_p 、 T_i は(8)式、(9)式で決定される。

$$K_{p} = -\frac{2\xi\omega_{n}r_{2}J}{9k_{vf}^{2}k_{th}\omega_{0}^{\prime 2}}$$

$$T_{i} = \frac{2\xi}{2}$$
(8)

 ω_{n}

ここでω、は初期角速度の設定値である。本制御系ではジェ ットエンジンのプラントに初期速度の項が存在し、速度検 出系を持たないため、角速度が初期角速度の設定値のみで 所望の応答を得られる。

図 8 に初期速度 ∞ が変化した場合の根配置図を示す。本 システムでは回転数が 0.7~1.0p.u.の速度領域で発電動作を 行う。そのため、初期角速度の設定値 ω'を 0.7p.u.とする。 また、そのときの減衰係数 ζを 0.7、応答角周波数 ω は行き 過ぎ時間がジェットエンジンの制御周期 0.5 秒の 1/10 の 0.05 秒となるように設定する。初期角速度の設定値 ω'は図 8 に 示すように回転数 0p.u.のときは安定限界、0p.u.より大きい 場合は実軸が負半平面に存在するため安定である。

図9に出力電力指令が0.3p.uから0.5p.u.に変化した際の ステップ応答を示す。条件は図8のときと同様である。図9 より低速域である0.4p.u,0.1p.u.においては応答時間が遅く なり大きなオーバーシュートが発生していることがわか る。しかし,発電動作範囲0.7p.u,1.0p.u.においては設計応 答時間以上,または同等の応答が得られている。これは図8 の根配置からも確認できる。根配置上においては代表根の 実軸が負に大きいほど制御応答は早くなる。発電動作範囲





Fig. 9. Step response of power when output power reference is changed from 0.3p.u. to 0.5p.u..

0.7~1.0p.u.の根が 0.7p.u.時の根より左に存在することから, 設計応答時間以上,または同等の応答が得られる。

5. 試験結果

図10に使用するジェットエンジン及び発電機の試作機, 表1に発電機のパラメータを示す。なお,発電機には誘導 電動機を使用している。図10に示すように減速機がなく, 発電機とジェットエンジンが直接連結されている。発電機 はジェットエンジンの回転数で駆動するため高速回転となる。

図 11 に回転数 50000 r/min, 60000 r/min, 70000 r/min にお けるランモード時の動作波形を示す。バッテリーへの出力 電力は 18 W, 1.1 kW, 2.98 kW である。各回転数において 直中間電圧を 300 V に制御できていることがわかる。また, バッテリー電流が脈動していないことから,安定した発電 動作ができていることが分かる。

図 12 に図 11 における発電機電流の高調波解析結果について示す。交点位相を推定した同期 PWM⁶⁰を用いているため,周波数比が 9 と小さい場合においても偶数次の低次高調波を抑制できている。

図 13 に回転数 50000 r/min, 60000 r/min, 70000 r/min にお ける発電機電流 THD(Total Harmonic Distortion)特性を示す。 回転数 70000 r/min, 出力 2.98 kW 時に THD が 16.5%と最小 となることを確認した。これは出力の増加に伴って発電機 電流のスイッチングリプルに対して,基本波成分が相対的 に大きくなるためである。

図 14 に回転数 50000 r/min, 60000 r/min, 70000 r/min にお ける効率特性を示す。図 14 に示すように出力電力の増加に ともなって効率が向上していることがわかる。回転数 70000 r/min, 出力 2.98 kW 時に最高効率 90.5%を達成した。

図 15 に外気温 26℃ の時のジェットエンジン排気ノズル 温度特性を示す。ジェットエンジンの特性として回転数が 大きくなるにつれ同じ排気ノズル温度に対して,大きな出 力電力が得られることができる。本システムでは,排気ノ ズル温度が 850 ℃ を超えないよう試験を行う必要がある。 そのため,図 15 に示すような出力電力指令を与える。

図 16 に 1 サイクル動作波形を示す。ランモード時におい て 50000 r/min で 90 秒間,70000 r/min で 60 秒間の運転を行 っている。図 16 に示すように,発電動作及びジェットエン ジンの始動,冷却動作を達成した。また,同期周波数指令 制限によりスタートアップモードからランモード移行時に 減速することなく移行できていることが確認できる。その 際,出力電力が徐々に0に近づいていることから,ジェッ トエンジンの出力が十分大きくなるまでの間,スタータジ ェネレータ側で補助していることがわかる。さらに,出力 電力リミッタによりランモードからストップモード移行時 に過負荷とならないよう減速できていることが確認でき る。なお,ストップモード移行時に出力電力が一時的に



Fig. 10. Prototype of jet engine with starter generator.

Table 1. Specification of starter generator.		
Parameter	Value	
Poles	2	
Rated rotary field speed	70000 r/min	
Rated speed	68271 r/min	
Rated voltage	200 V	
Rated current	15.3 A	
Rated power	4 kW	
Rated torque	0.6 N•m	





-2 kW 程度までアンダーシュートする箇所がある。これは, エンジンポンプ停止時にジェットエンジンの出力が急変す るためである。ここで,排気ノズル温度 800℃ を目的とし て出力電力指令を与えたにも関わらず,2 kW 出力時の排気 ノズル温度が約 700℃ であることが確認できる。これは図 15 の試験時と外気温が異なるためである。そのため,排気 ノズル温度によって出力電力指令を調整する必要があるが 今後の課題とする。

6. まとめ

本論文では災害時の支援用途を目的とした小型ジェット エンジン搭載 UAV 及び,搭載する発電機の制御法を提案し た。出力電力リミッタ及び同期周波数指令制限によりモー ド遷移時においても所望の動作を得ることができた。また, 発電動作において 70000 r/min, 2.98 kW 出力時に変換効率 90.5%,発電機電流 THD16.5%を達成した。今後は排気ノズ ル温度制御の検討及び試験を行う。

なお、本研究の成果は、国立研究開発法人新エネルギー・ 産業技術総合開発機構(NEDO)の中堅・中小企業への橋渡し 研究開発促進事業の結果得られたものであり、関係各位に 感謝の意を表します。

文 献

- A. C. Satici, H. Poonawala, M. W. Sppong: "Robust Optical Control of Quadrotor UAVs", IEEE Access, vol. 1, pp. 79-93 (2013)
- (2) N. Gageik, P. Benz, S. Montenegro: "Obstacle Detection and Collision Avoidance for a UAV With Complementary Low-Cost Sensors", IEEE Access, vol. 3, pp. 599-609 (2015)
- (3) J. Shiau, D. Ma, P. Yang, G. Wang, J. Gong: "Design of a Solar Power







Fig. 16. Experimental results of 1-cycle operation.

Management System for an Experimental UAV", IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, vol. 45, No. 4, pp. 1350-1360 (2009)

- (4) J. Shiau, D. Ma, P. Yang, G. Wang, J. Gong: "Predictor-Based Control of a Class of Time-Delay Systems and Its Application to Quadrotors", IEEE Transactions on Industrial Electronics, vol. 64, No. 4, pp. 459-469 (2016)
- (5) M. Whittingham: "History, Evolution, and Future Status of Energy Storage", Proceedings of the IEEE, vol. 100, pp. 1518-1534 (2012)
- (6) 河村和輝,伊東淳一,小式澤広之,阿部和幸,大沼喜也:「小型ジェ ットエンジン搭載無人航空機に適用する PWM コンバータ制御手法の開発」,産業応用部門大会,Vol. 1, No. 113, pp. 507-510 (2017)
- (7) B. Sarlioglu, D. Morris: "More Electric Aircraft: Review, Challenges, and Opportunities for Commercial Transport Aircraft", IEEE Transactions on Transportation Electrification, vol. 1, No. 1, pp. 54-64 (2015)
- (8) S. Chuangpishit, A. Tabesh, Z. Shahrbabak M. Saeedifard: "Topology Design for Collector Systems of Offshore Wind Farms With Pure DC Power Systems", IEEE Transactions on Industrial Electronics, vol. 61, No. 1, pp. 320-328 (2014)
- (9) 山嵜高裕,大沢博,伊東淳一,糸魚川信夫:「電動機の可変速制御装置」,特開 2003-189687 (2003)
- (10) E. Torenbeek: "Synthesis of Subsonic Airplane Design", Kluwer Academic Publishers, pp. 97-140 (2014)