実験室規模航空推進機用外周電磁駆動ファンの定トルク制御の実証実験

日大生産工(院) ○阿部 翔一 日大生産工 野村 浩司 日大生産工 菅沼 祐介 宇宙航空研究開発機構 岡井 敬一 宇宙航空研究開発機構 田頭 剛

1. 緒言

国際民間航空機関(ICAO)は2010年から2030 年までの20年間で有償旅客キロ(RPK)は年率 4.9%の成長を続けるという予測を発表した¹⁾. 航空機産業の成長に伴い,航空機の環境適合性, 経済性および信頼性の向上は重要な課題であ る²⁾.これらの要求を達成する方法の一つが航 空機の電動化である.最新のMore Electric Aircraft(MEA)であるボーイング787では従来の 航空機と比べてシステムの大幅な電動化が行 われている²⁾.また,推進系の電動化について もエアバス社が電動航空機のロードマップを 発表するなど³⁾,各研究機関・企業において盛 んに研究が行われている.

しかしながら,電動航空機は各要素の高効 率・大出力と軽量化の両立という技術課題があ り,実現のためには航空機に搭載可能な出力重 量比をもつバッテリと電動機を包括した新た な推進系の概念を構築する必要がある.

宇宙航空研究開発機構(JAXA)では電源に燃料電池と熱機関を用い,電動機による推進を行うガスタービン/燃料電池ハイブリッド電動 推進を考案し⁴⁾,関連する要素について研究を 行っている.本研究では,その要素のうち,航 空推進機用の電動機とファンを組み合わせた 外周電磁駆動ファン(以下,電動ファン)⁹に着 目した.

本報では過去の研究 のから実現の可能性が 見出された一つの出力制御方法として,回転速 度の変化によらず発生するトルクを一定に保 つ定トルク制御に必要となる制御コードおよ び回路を考案し,その実証実験を行った結果に ついて報告する.

2. 外周電磁駆動ファンについて

電動ファンは,既存の電動機の大きな重量を 占める永久磁石や鉄心を用いないコアレスコ イルの使用を想定している.コアレスコイルを



用いることによる磁東密度の減少に伴う駆動 力の減少が問題となるが、コイルにパルス的な 大電流を複数回印加することで駆動に必要な トルクを確保することができる.また、駆動回 路にLC直列共振回路を使用することで駆動時 の見かけ上のインピーダンスを最小とし、大電 流を効率的に扱うことが可能となる.また、コ ンデンサを接続することにより、駆動力に変換 されなかった磁気エネルギを回生することも 可能である.さらに、外周駆動とすることで小 さな駆動力であっても大きなトルクを得るこ

とが可能である.

上記の概念を実現するために考案された駆動原理(図1)について説明する.電動ファンは カウリング側に取り付けられる1次側の駆動コ イルとファン側に取り付けられる2次側の移動 コイルによって構成される.また,駆動コイル は,移動コイルとの相対位置に応じて役割を変 え,電流発生コイルと磁界発生コイルの役割を 果たす.以下,具体的な駆動原理について説明 する.磁界発生コイルと電流発生コイルに図中 にオレンジ色の矢印で示された向きに磁界を 生じるように電流を流す.電流発生コイルによ り発生した磁界によって移動コイルには誘導 起電力が生じ,図中の電流の矢印(黄色)の向き に誘導電流が流れる.磁界発生コイルの磁界と 誘導電流により,移動コイルには緑色の矢印

Demonstration Experiment of Constant Torque Control of Lab-Scale Electromagnetic Peripherally-Driven Fan for Airplane Propulsion

Shoichi ABE, Hiroshi NOMURA, Yusuke SUGANUMA, Keiichi OKAI and Takeshi TAGASHIRA

で示されたローレンツ力が生じる.このローレ ンツ力が駆動力となりトルクを発生する.以上 が基本的な駆動原理である.

3. 実験装置

実験装置の概略を図2に示す.実験装置の構成は移動コイルを模擬した導体円板,駆動回路, 電源回路および制御回路に大別される.導体円板の直径は250 mm,板厚は2 mmである.中心部から外周部に向かってボルト締結用の円孔, 角度検知用の円孔および移動コイルに相当する長円孔を設けた.回転部の慣性モーメントは 0.00586 kgm²である.また,図3は駆動力を発生しうる移動コイルと駆動コイルの相対角度と その際に駆動コイルに発生させる磁界の向き を示している.駆動力を発生しうる相対角度は 図中の6ケースが考えられ,ケースに応じて適切に駆動コイルの電流の向きを制御する必要 がある.

駆動回路を図4に示す. 駆動回路はHブリッジ型単相インバータに共振コンデンサと充電 用のスイッチング素子を追加した構成とした. スイッチング素子にはIGBTを使用し, IGBTの ドライバ回路には絶縁電源方式を用いた. 駆動 回路は5つのIGBTをスイッチングすることで 充電,放電,回生,および再充電までの待機を 1サイクルとする駆動サイクルを繰り返し実 行する. 共振コンデンサの静電容量は1.84 µF, 駆動コイルのインダクタンスは56.2 µHである. なお,実測された共振周波数は18 kHzである.

電源回路は商用電源を電力供給源とし,供給 元側からスライダック,ダイオードブリッジお よび平滑コンデンサによって構成される.平滑 コンデンサには6000 μFのアルミ電解コンデン サを用い,2つを並列に接続して静電容量を 12000 μFとして使用した.

制御回路は相対角度の検知を行うフォトイ ンタラプタおよびマイクロコントローラ (Arduino)によって構成される. Arduinoはフォ トインタラプタの信号を受けて,駆動コイルと 移動コイルの相対角度のケースに応じて適切 な制御信号を生成する.フォトインタラプタは 誤作動を防止するため,紫外線タイプを採用し た.また,駆動に必要なトルクを確保するため には1回の駆動タイミングあたりに複数回の駆 動サイクルを行う必要がある.このため,すべ ての駆動サイクルを行う必要がある.このため,すべ ての駆動サイクルを行う必要がある.そこで, フォトインタラプタのトリガ信号から駆動サ イクルの発信終了までの駆動期間中の移動コ イルの移動量を駆動角度と定義した.



Fig.2 Experimental apparatus.



Fig.3 Six cases of relative angle of rotational and stationery coils.



Fig.4 Drive circuit.

4. 実験方法

過去の研究からわかった定トルク制御を実 現するための必要条件は、回転速度によらず駆 動角度と入力電力を一定に保つことである⁶. そのため、設定した駆動角度および入力電力に 対応した駆動サイクル時間と駆動サイクル数 を回転速度に応じて時々刻々算出する必要が ある.

駆動サイクル数nは、電源電圧と回生後のコ ンデンサの電圧から算出される1サイクルあた りの消費エネルギから、次式で求められる.

$$n = \frac{P_{\rm in}}{C_{\rm c}} \cdot \frac{60}{N} \tag{1}$$

ここで、 P_{in} は入力電力、Nは回転速度(単位を rpmとした場合)であり、 C_c は駆動サイクル数

を1とした場合の導体円板一回転で消費するエ ネルギである. 駆動回路の数をx, 導体円板一 回転あたりの駆動タイミング数を n_t , 静電容量 をC, 電源電圧をV, 回生後の共振コンデンサの 電圧を V_r とすると, C_c は次式で表される.

$$C_{c} = \frac{xn_{t}C(V^{2}-V_{r}^{2})}{2}$$
⁽²⁾

続いて駆動サイクル時間の算出について説 明する.図5は実験により得られる典型的な駆 動波形であり,図中に駆動サイクルの各過程を 記載した.駆動サイクルのうち,充電,放電お よび回生の時間は回路素子の特性により決定 される.実験装置においてはそれぞれ120 us, 14 µsおよび14 µsである. また, 充電と放電の 間には短絡を防止するデッドタイム(全ての IGBTがオフの時間) が3µs設けられている.よ って, それぞれを合計した151 µsは定数であり, 1駆動サイクルの最小時間である.よって,駆 動サイクル時間を変更するには,回生終了から 充電開始までの時間である待機時間を変数と する必要がある.ここで、待機時間toffは駆動角 度を θ_d ,待機時間以外の時間を t_{const} (= 151 µs) とすると、次式によって表される.

$$t_{\rm off} = \frac{\sigma_{\rm d}}{6nN} - t_{\rm const} \tag{3}$$

Λ

トルクの計測方法について説明する.実験先 立ち,回転部の摩擦トルクの計測を行った.剛 体回転の運動方程式を用いて行った計測によ り,100から200 rpmにおいて下記の式によって 算出される摩擦トルク*T*loss [Nm]を,実験結果の トルク値に足すことで機械的損失を補正する こととした.

$T_{\text{loss}} = 4.65 \times 10^{-6} [\text{Nm} \cdot \text{min}] \times N \text{ [rpm]} + 1.09 \times 10^{-4} [\text{Nm}]$ (4)

実験方法について説明する.以下のいずれの 実験においても駆動角度は7°とした.まず定ト ルク制御の実証実験について説明する.定トル ク制御を行うため,非接触式回転計(小野測器 製HT-5500)を用いてアナログ出力をArduinoに 入力し,プログラム中で計算を行うことで駆動 サイクル数,駆動サイクル時間の順にそれぞれ の値を決定し,各ケースにおける制御信号を出 力させた.この制御が実現されているかを,性 能曲線を作成することで検証した.なお,電源 電圧は130 V(AC),入力電力は200 Wとした.

また,式(1)において,入力電力を変数として 扱えば,このファンの出力制御が可能になると 考えられる.そこで出力制御の実証実験として, 入力電力を150から400 Wまで50 Wずつ変化さ せてトルクと出力を計測し,評価を行った.な お,電源電圧は130V(AC)とした.



Fig.5 Waveforms of the drive circuit.

電源電圧がトルクおよび出力に及ぼす影響 についても検証を行った.(1)および(3)で入力 電力と駆動角度を決定し,電源電圧に応じたC。 を用いれば,電源電圧は性能に無関係となるは ずであり,実証されれば実機設計時の設計自由 度を拡大することが期待される.実験において は電源電圧(AC)を100から130 Vまで10 Vずつ 変化させ,トルクと出力を測定して評価を行っ た.なお,入力電力は200 Wとした.

5. 実験結果·考察

図6に定トルク制御の実証実験によって得ら れた性能曲線を示す.トルクは回転速度によら ずほぼ一定値であり,出力は回転速度の増大に 伴い,ほぼ直線的に増大する傾向が見られた. この実験によって,考案した関数を用いた制御 系によって定トルク制御を実現することが可 能であることが示された.

図7に出力制御の実証実験の結果を示す.なお、図中にはそれぞれの条件において実測された駆動回路の電源電圧(DC)を記載した.入力電力の増大に伴い、ほぼ直線的に出力が増大したのち、増大の割合が鈍化する傾向が見てとれる.この増大の鈍化は電源回路の容量不足による電圧降下が起こったためと考えられる.

図8に、入力電力を一定にした条件で電源電 圧がトルクおよび出力に及ぼす影響を調べた 実験の結果を示す.電源電圧に依らずトルクと 出力はほぼ一定の値を示すことがわかる.すな わち、定トルク制御を用いた場合、電源電圧が

変化してもそれに対して適切な駆動サイクル 数を再設定すれば, 回転速度を変化させること なく電源電圧が変化する前と同じ出力とトル クを発生することが可能であることを示した 結果であるといえる. ただし, 電源電圧が低下 した場合,出力とトルクを維持できる最大回転 速度は減少する.以上より、本電動ファンに定 トルク制御を用いることは、実機システム全体 を設計する際に様々な利点をもたらすと考え られる. 例えば電源電圧の増大に頼らずに所定 の出力を得ることが可能であることから、コロ ナ放電等の対策が容易になる.また、将来にお いて半導体素子がIGBTとは異なる特性を持っ て進化した場合でも、その特性に合わせて電源 電圧を設定し,駆動回路を設計することが可能 になると考えられる.

6. 結言

外周電磁駆動ファンのラボスケールモデル を用いて定トルク制御の実証実験を行った. 以下に得られた知見を示す.

- (1) 定トルク制御に必要となる制御コードお よび回路からなる制御系を考案し,定ト ルク制御が成立することを実証した.
- (2) 定トルク制御を用いることにより、トル クを一定に保ちながら出力を制御するこ とが可能であることを実証した.
- (3)入力電力を一定にした条件で電源電圧を 変化させた場合でも、定トルク制御を用 いれば、電源電圧に依らずトルクと出力 はほぼ一定の値に保つことができること を実証した。

参考文献

- International Civil Aviation Organization, 2016 Environmental Report, 2016, p.16.
- 2) 桂田健,航空システムの電動化-エアラインからの視点,第41回日本ガスタービン学会定期講演会(那覇)講演論文集, 2013, pp.1-3.
- 3) Airbus, Electric aircraft roadmap, http://company.airbus.com/responsibility/airbu s-e-fan-the-future-of-electric-aircraft/eaircraft-roadmap.html, 2017/9/26 アクセス.
- 田口秀之,岡井敬一,JAXA における未来 型航空エンジンシステムの研究,日本ガス タービン学会誌 Vol.40 No.3, 2012, pp.104-105.
- 5) 岡井敬一,野村浩司,田頭剛,柳良二,航 空機推進用外周駆動ファンに関する実験







Fig.8 Effect of supply voltage(AC) on torque and power.

および解析,日本航空宇宙学会論文集 Vol.56 No.650, 2008, pp.131-142.

 阿部翔一,野村浩司,菅沼祐介,岡井敬一, 田頭剛,実験室規模航空推進機用外周電磁 駆動ファンのトルク・出力計測,1C18-JSASS-2017-0053,第57回航空原動機・宇 宙推進機講演会,沖縄県市町村自治会館, pp.4-6.