

2018年度 永守財団 研究助成 研究報告書

所属機関名	東京大学 大学院新領域創成科学研究科 先端エネルギー工学専攻
職位または役職	助教
氏名	寺尾 悠

1. 研究題目

液体窒素冷却方式による電動航空旅客機搭載用超電導モータと周辺システムに関する研究

2. 研究目的

本研究の目的は、将来の実用化が期待されている電気推進式航空旅客機に搭載する超電導モータに関して、液体窒素冷却(65-77 K)で運用する場合の超電導モータの電磁設計及びシステムについて検討を行うことである。

近年、ビジネスのグローバル化や LCC の普及に起因して、航空機の運行量は世界的に増加傾向にある。とある資料によれば、世界中の空港において 2 秒に 1 回航空機が離陸しているといわれている。しかし、このような中で航空機のターボファンエンジンから排出される CO₂をはじめとした温室効果ガスの低減が求められてきており、その解決策として航空機の推進機構の電動化が注目されてきている。一般的に 100 人乗り以上の電動推進式航空旅客機へ搭載するモータの出力密度として 16~20 kW/kg の達成が求められており、そのために電流密度の高い超電導材料を使用した超電導モータの実現が期待されている。また本航空旅客機へ使用する燃料が軽量であることや、燃料電池の使用が検討されている等の点から液体水素冷却(20 K)によるシステムが世界各国で研究されている。

しかしながら、液体水素を使用する場合には航空法の改正や未だ実績の少ない冷媒循環システムの構築など克服すべき課題も多い。一方、液体窒素を用いた超電導モータ及び冷却システムは既に船舶推進システム等で実現されている。また、回転子のみを超電導化する構造は、全超電導型よりも簡単な構造となりうる。よって、液体窒素冷却によるシステムを液体水素冷却方式のオプションとして航空機用に検討・議論することは有用であると考えられる。

以上から、本研究では液体窒素冷却(65-77 K)を前提とした超電導モータの電磁設計を有限要素法解析で行い、さらに液体窒素温度における冷却システムの構成・特徴について液体水素冷却システムとの違いを整理し将来的な電気推進式航空旅客機の構成システムについて議論することである。

3. 研究内容及び成果

図1に本研究で扱う界磁超電導モータ（界磁コイル：YBCO 線材、電機子コイル：銅線）を示す。本モータは回転子の界磁コイルのみが超電導化されているため、真空断熱冷却容器自体が回転子としての機能を持っている。また本モータは図2に示す推進システムに搭載される。すなわちタービンエンジンに接続された発電機によってつくられた電力が交直変換されて機内へ送電される。そしてファン部分に接続された複数の界磁超電導モータをインバータ駆動して推力を得る。本研究では150人程度の航空機を前提とし、離陸時の必要最大出力を45 MWと想定する。

本構造に関して表1における仕様を基に、解析式をベースとして「遺伝的アルゴリズムによる最適設計」を行う。モータの定格出力は複数搭載の観点から45 MWを15、9、5基搭載する組み合わせを考えて3-、5-、9 MWとする。回転数は5000及び7000 rpmを考え、図3に示すようにファンブレードの最大周速との関係からモータ直径をそれぞれの回転数について決定する。線間電圧は1.41 kVとし、電気装荷は水冷の銅線電機子コイルを用いるため120 kA/mと設定した。更に液体窒素による冷却を考えているので、冷却温度は65 Kとした。

図4及び5に2種類の回転数で界磁超電導モータを最適設計した場合の出力密度（横軸：極数、縦軸：出力密度）を示す。回転数を7000 rpmかつ10、12極で設計した9 MWの場合において出力密度16 kW/kg以上を達成した。

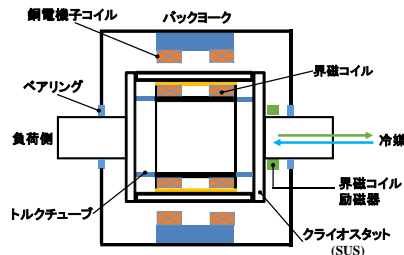


図1. 界磁超電導モータの概念図

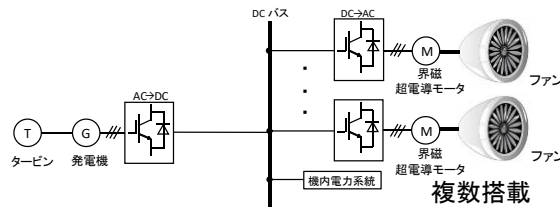


図2. 界磁超電導モータを搭載する推進システム

表1. 界磁超電導モータの仕様

定格出力	3-, 5-, 9-MW
モータ回転数	5000, 7000 rpm
ファンブレード最大周速	< 500 m/s
モータ直径	5000 rpm 機: < 954 mm 7000 rpm 機: < 682 mm
線間電圧	1.41 kV
電気装荷	120 kA/m
磁気装荷	0.4 T < B < 3.0 T
界磁コイル部分における最大経験磁束密度	< 2.5 T
モータ冷却温度	65 K

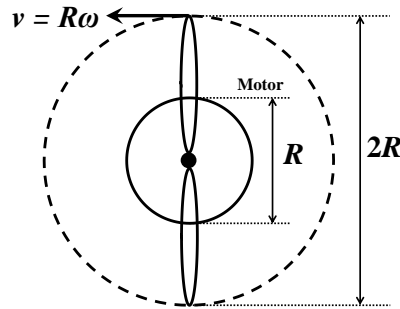


図3. ファンブレード直径とモータ直径の幾何学的関係

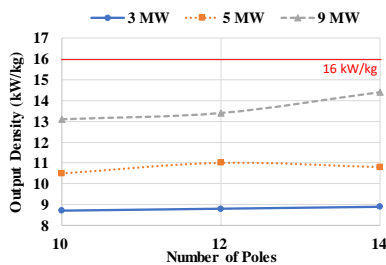


図4. 5000 rpm 設計の場合の出力密度

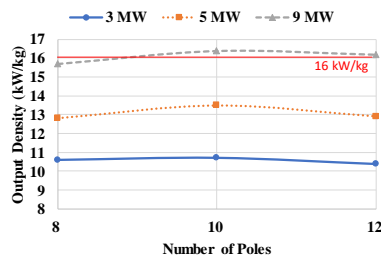


図5. 7000 rpm 設計の場合の出力密度

4. 今後の研究の見通し

電動推進航空旅客機に用いる、液体窒素冷却による界磁超電導モータの電磁設計を行った。本結果により、界磁超電導モータ構造も設計条件によっては 100 人乗り程度の電動航空旅客機に必要なモータ出力密度 (16~20 kW/kg) を達成出来る可能性を示した。構造の簡易さ ⇔ 整備性という面から考えても、界磁超電導構造を電動航空旅客機の推進システムへ採用する選択肢はありと考えられる。

電動推進系の冷却システムに関しては、液体水素温度 (20 K) による冷却システムが、液体水素タンクを積んで冷媒を巡航時に超電導回転機へ供給し冷却するシステムがメインで議論されているが、液体窒素温度 (65-77 K) のシステムに関しては、ここ数年 NASA がパルス管冷凍機によるモータ冷却法を提案し、昨年には産総研が液体窒素による送電システム (ただしモータ部分は議論に含まず)を提案している。すなわち液体窒素温度 (65 -77 K) が液体水素 (20 K) と比較して高温であり、冷却コストが相対的に安くなる点を考えれば、冷却システムの選択肢は液体水素を用いたシステムよりも冷媒/冷凍機等による冷却法選択の幅が広いとも考えられる。

電動航空旅客機の推進システムに関する研究を行なっていく上で、2017 年、2018 年の 2 年間は電動推進システムの推進側に用いる超電導モータに関して議論を行なってきた。しかし今回までの場合は電力供給側 (図 2 のタービン~インバータ) を理想の電流源とみなした状態で設計を行っていた。しかし電動航空旅客機全体のシステムの成立を考える上では、発電機の設計を含めた「モータへの電力供給側」を考えることが非常に重要である。よって研究助成 2019 においては、電力供給源となる全超電導発電機の電磁設計を中心とした電力の供給側に関する研究を行っていく

5. 助成研究による主な発表論文、著書名

【受賞】

1. 一般財団法人 エヌエフ基金 第 8 回(2019 年度) 研究開発奨励賞
「電動推進式航空旅客機へ搭載する全超電導モータの設計と交流損失の測定」

昨年度の「研究助成 2017 (2017 年 10 月~2018 年 11 月)」にて行なった研究内容を一部含んだ内容によるもの。

【学術論文誌】

2. **Y. Terao**, Y. Ishida, H. Ohsaki and H. Oyori, “Electromagnetic Characteristic Comparison of Superconducting Synchronous Motor Characteristics for Electric Aircraft Propulsion Systems,” SAE International Journal of Advances and Current Practices in Mobility, 掲載決定

【学会発表】

3. **寺尾悠**, 石田裕亮, 大崎博之, “タイトル未定,” 電気学会全国大会, 2020 年 3 月 (発表予定)
4. **Y. Terao**, Y. Ishida and H. Ohsaki, “High-output Density Partial Superconducting Motors for Aviation Systems,” 10th ACASC / 2nd Asian ICMC / CSSJ Joint Conference, Okinawa, Jan. 2020 (発表予定)
5. **Y. Terao**, Y. Ishida, H. Ohsaki and H. Oyori, “Electromagnetic Characteristic Comparison of Superconducting Synchronous Motor Characteristics for Electric Aircraft Propulsion Systems,” AEROTECH Europe 2019, 2019-01-1912, Bordeaux, Sep. 2019