

平成 30 年 6 月 13 日現在

機関番号：82645

研究種目：基盤研究(C) (一般)

研究期間：2014～2017

課題番号：26420809

研究課題名(和文) 航空推進電動ファンの駆動モータ形態を考慮した流体・構造評価と不安定性抑制制御

研究課題名(英文) Structural and fluidic investigation and instability suppression mechanism in the configuration of tip-driven electric fan for aircraft

研究代表者

岡井 敬一 (OKAI, KEIICHI)

国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構・航空技術部門・主任研究開発員

研究者番号：00358516

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 3,900,000円

研究成果の概要(和文)：環境適合性を飛躍的に向上させることが期待される航空電動推進向けに考案された外周駆動モータ形態において、推進ファンの空気力学的・構造力学的制約要件を数値解析によって調べた。空気力学的観点では、翼端漏れ流れがない流れ場のため、ベースライン形状に比べ性能低下がみられることがわかった。構造力学的には、翼端部に結合されるシェル厚みが及ぼす影響が明らかとなった。外周部を着力点に持つ電磁デバイスには、不安定挙動抑制の効果を期待することも可能である。単翼を模擬した形状加振下において電磁デバイスで制振することで、外周駆動電磁デバイスの不安定性抑制効果を示した。

研究成果の概要(英文)：Tip-driven electric fans have been investigated as a propulsion fan configuration for aircraft. The fan differs in the structural load configuration in the fan blade compared with the conventional fans. A structural and fluidic investigation for two baseline cases was investigated. Results show that the shroud with finite fillet radius gives lower performance, both in terms of pressure ratio and efficiency. For structural standpoint, there is an optimum shell thickness for each fan design baselines.

An instability suppression mechanism with tip-located electromagnetic device is proposed. The study presents description of analytical and experimental investigations using a simplified single blade model with a tip-located electromagnetic force mechanism. Force mechanisms of three types are proposed and compared. Results show that the force input on the occasion of simulated-blade instability, phase shift, and suppression of the instability can be attained using the proposed mechanism.

研究分野：総合工学・航空宇宙工学

キーワード：電動推進 外周駆動電動ファン 構造解析 流体解析 翼変形 不安定性抑制

1. 研究開始当初の背景

航空機電動推進実現の鍵を握るのは主要電動要素の高出力密度化であり、軽量大口径モータとして外周駆動モータが考案された。このモータは主として回転駆動力の高出力密度を目的としたものであり、外周駆動モータを搭載した推進ファンの流体力学的・構造的観点からの設計要件は異なることが想定されるものの明らかではなかった。また、電動モータは航空エンジンの推進力アシスト動力として期待されているものの、外周駆動形態特有の利用価値についてはこれまで提示されてこなかった。

2. 研究の目的

本研究は、次々世代航空機の環境適合性を飛躍的に向上させるための推進システム形態として期待される航空電動推進実現の鍵を握る航空推進用電動ファンについて、ファン外周部が回転動力を与える外周駆動モータ形態の空気力学・構造強度の観点における設計制約の指針を与えるべく数値解析手法を用いた挙動解析を行うとともに、複合材等軽量材料薄翼構造を適用した際に課題となる空力弾性的な不安定性抑制に資する制御機構をモータの電磁駆動力を活用して実現する手法の提案と実験実証を行うものである。

3. 研究の方法

本研究を(1)空気力学・構造強度評価、(2)不安定性抑制機構の実証に分け、それぞれ方法をまとめる。

(1) 空気力学・構造強度評価の方法

外周駆動時のファン部空気力学的特性評価には、定常の圧縮性 RANS 解析を実施した。非粘性項は3次精度の MUSCL 法で高精度化した SHUS スキームを、粘性項は空間2次精度の有限堆積的評価を行い、TCPGS 陰解法による。乱流モデルは Spalart-Allmaras1 方程式型モデルを用いた。格子は H 型格子とした。原形のファン形状として、JAXA で設計された 12 cm 級の小型試験ターボファン用ファン形状と JAXA クリーンエンジンにおいて設計評価されたファン両方に対して解析を行っている。原形形状は軸力による駆動を模擬するものであり、翼端部のクリアランスを与えている。外周駆動形態では翼端部のクリアランスを設けず、シュラウドがついていることを想定し、結合部フィレット径を変化させた計算を行った。

翼端側に円筒状シェルが結合し、定常でモータ平均駆動力が印加された場合と、時間インパルス的に駆動力を印加する場合の加振サイクルについて構造解析による評価を実施した。動翼単翼形状をベースラインとして、翼端側に円筒状シェルが結合した場合の構

造解析を行った。

(2) 不安定性抑制機構実証の方法

ファン動翼の外周部に電磁駆動部があることを想定して、その不安定挙動の抑制に資する方法を検証するため、基本単位である外板付単翼を模擬した形状を想定し、強制加振した状態から電磁力による制振を行う試験および解析を行った。

ここでは検討した制振方法の内最も消費動力に対して制振効果の大きい方法について示す。図1には、加振機に装着された試験翼の写真を示す。図1に見られるように、チップ位置(写真右)に金属板を配置し、非接触の電磁力が加わるようにしてある。力の加え方は、C型の鉄芯回りに配したコイルに回路を通じて電磁力を与えるものを選んだ。

実験において加振力(強制加振)を模擬するために、加振機(i230; IMV Technologies)を用いた。この加振機は、入力指令により正弦波、ランダム波、ステップ波形を、時間履歴として単独・組み合わせで与えることが出来る。図2には、試験のセットアップ写真を示す。

試験翼を図3に示す。C型鉄芯で囲まれたコイルを挟む形で配置するために、銅板は十分に長い長さを持っている。図4には、コイルの配置と加振機の間隔を写真で示す。120 mm × 20 mm × 2 mm の銅板の両端部に、それぞれC型鉄芯とコイルが配置されている。1 mm 径のワイヤが100巻き、それぞれ配されており、コイル間のギャップは1.5 mmである。実験では、印加電流 50 A、電圧 10 V とした。

市販の電磁場解析ソフト (JMAG Designer ver. 16.0; JSOL Corp.)を用いた3次元非定常電磁場解析を行った。材料設定として、駆動部・回転部コイルは銅を用いた。FEM コイル設定を適用し、回路解析を行っている。印加条件は定電流で与えた。翼上の着力部移動(振動)条件は時系列点列として正弦波を与えている。図5に電磁場解析で用いた形状を示す。

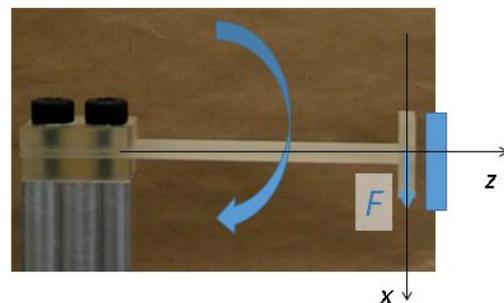


Figure 1 Setup of T-shape simulated blade on an exciting device.

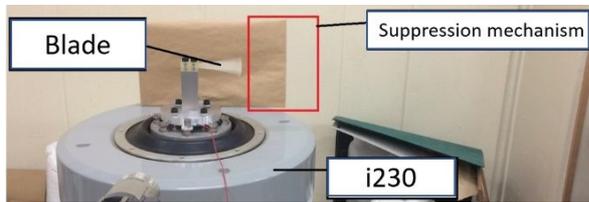


Figure 2 Experimental setup.

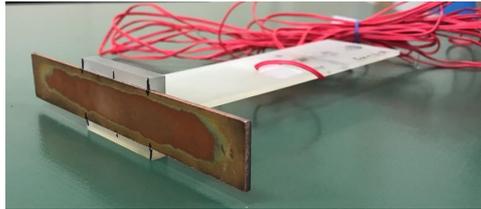


Figure 3 Test blade copper plate on the tip.

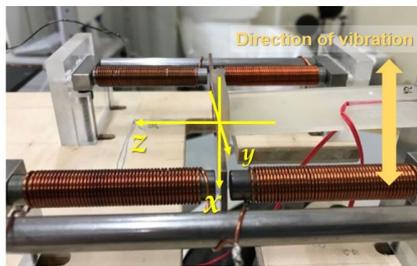


Figure 4 Experimental setup.

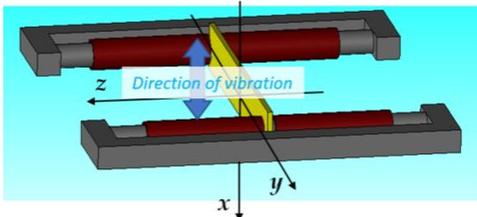


Figure 5 Geometry for numerical analysis.

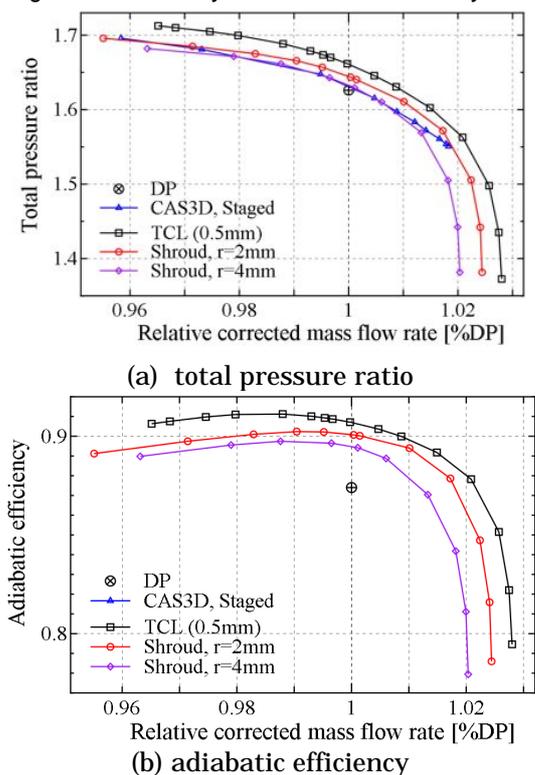


Figure 6 Fan characteristics map.

4. 研究成果

研究成果について (1) 空気力学・構造強度評価、(2) 不安定性抑制機構の実証に分け、それぞれまとめる。

(1) 空気力学・構造強度評価

ベースライン形状として、小型ターボファン用直径 12 cm のファン形状、JAXA クリーンエンジンにおいて設計評価されたファン (直径 50 cm) の解析がなされたが、本報告ではクリーンエンジンファンをベースラインとした結果をまとめる。

ベースラインでは、翼端部分に 0.5mm の翼端隙間 (TCL) を与え、外周駆動形態 (シュラウドで囲まれた形態) ではフィレット半径が 2mm と 4mm の 2 ケースを計算した。図 6 に、ファン流れにおける修正流量に対する全圧と断熱効率を示す。図から、外周駆動化により圧力比も断熱効率も低下していることがわかる。

図 7 には、動翼の径方向断熱効率分布が示されている。ベースラインと外周駆動形態の相違は、翼端近傍で顕著である。図 6 で見られた外周駆動形態にした場合の断熱効率の低下は、この翼端近傍の流れ場の変化に起因するものと考えられる。

図 8 には、ベースラインと外周駆動形態 2 ケースの計 3 ケースにおける、相対マッハ数分布を示す。外周駆動形態では、下流に衝撃波が生じることが見て取れる。ベースラインケースでは、翼端近傍の流れ場は斜め衝撃波と翼端隙間流れの干渉により特徴づけられ、この干渉に起因する低速領域が隣接翼の圧力面側に出来る。一方で、翼端隙間のない外周駆動形態では、流れ場に翼端漏れ流れがなく、代わりに、負圧面側に垂直衝撃波によって生じる剥離域と関連して大きな低速域が出来ている。図 6 にみられる外周駆動化による空気力学的性能低下は、こうした翼端近傍の流れ場の変化によるものと考えられる。

外周駆動化の影響に関する構造解析を行った。

ハブ側を固定して、駆動平均力を外周シェル部に印加した場合の応力・変位の最大値について、シェル厚みを変数として評価した。ここで、フィレット径は 0.7mm で固定している。図 9 に、シェル厚みが 5mm の場合の、シェルを含む全体の変形形状とブレード部分の変形形状を例として示す。

シェル厚みを変化させた場合の、半径方向最大変形量を図 10 に、最大主応力を図 11 に示す。

図 9 からは、主応力および変形量は主にシェルとチップの結合部で大きな値を示すことがわかる。図 10 から、1mm 以上の厚みではシェル厚みが増大するに従い、外周部への遠心力が増大し、したがってブレード部の変位が大きくなるが見て取れる。一方で、シェル厚みが増すと曲げ剛性も増大するため、シェル中に現れる変位の最大量は減少してい

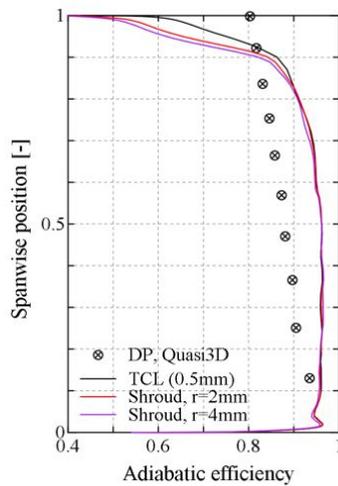


Figure 7 Fan efficiency along spanwise position.

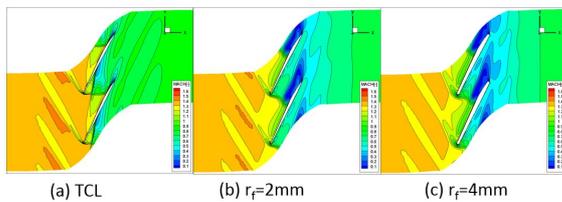


Figure 8 Inter-blade relative Mach number distributions on the 99.6% span height for different blade tip configurations.

る。図 11 から、最大主応力は、全体での最大主応力が厚さを 1mm から増大させると減少しさらに厚みが増すと緩やかに増大することが見て取れる。以上のシェル厚みの変化による変形量と主応力の傾向を踏まえ、回転コイルを埋設することを前提にしたシェル厚みとして、解析の範囲では 5mm が適当であると考えられる。

実大モータで解析されたのと同様に、全体周期の 1 割以下の時間で変動力を加える加振形態を踏まえた解析を行った。加振周波数は、16300[rpm] の回転速度で 2 2 枚の動翼であることから、6kHz のサイクル周期として与えている。駆動力が 1.6MW となるように与え、荷重を 10 サイクル分与えた結果を評価した。周方向・前後方向・半径方向を個別に評価したところ、変位量が最大となるのは半径方向変位であり、最大量は許容範囲であった。これらを周波数分析すると、入力に対応して 6kHz 付近にピークが発生した。図 12 には、固有振動モードの例を示すが、10 次のモードが半径方向への伸縮の大きいモードになっており、上記周波数にほぼ一致している。

以上のように、モータの高比出力化を主眼として考案された外周駆動モータは、推進ファンの流れ場と回転動翼に加わる応力分布が従来の推進ファンとは異なることがわかり、その性能制約の程度が示された。これらの情報を基に、外周駆動モータの形態に適合した推進ファン設計がなされる必要がある。

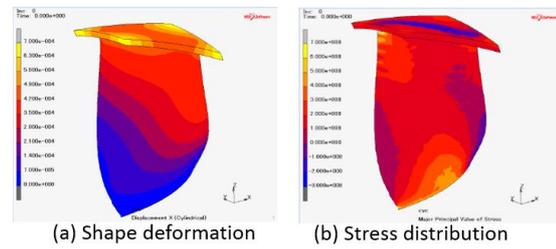


Figure 9 Blade structural analysis result (5 mm shell thickness, periodic boundary condition).

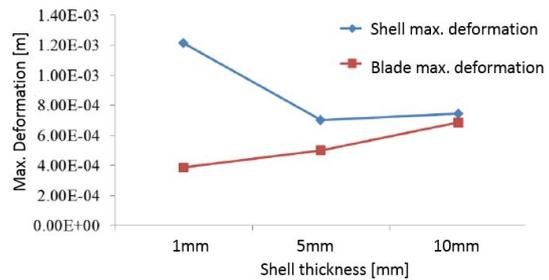


Figure 10 Effect of shell thickness on max. deformation in radial direction.

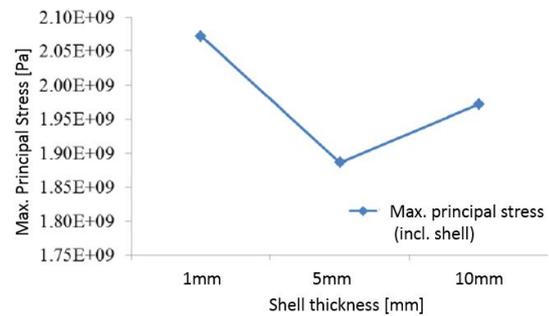


Figure 11 Effect of shell thickness on max. principal stress.

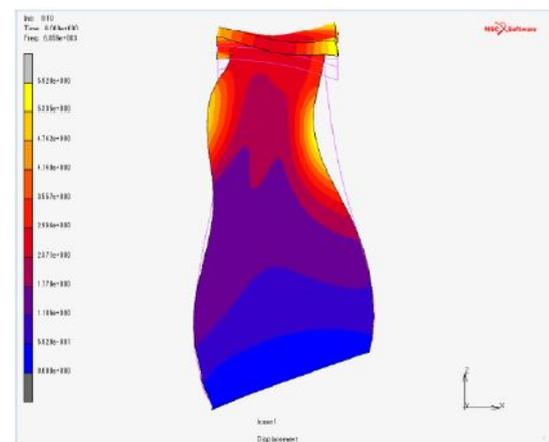


Figure 12 Normal mode (10th mode; 6859Hz).

(2) 不安定性抑制機構の実証

外周部に着力点があることを利用して動翼不安定性を抑制する機構を考案した。単翼モデルを強制加振し、加振周波数をパラメタとして実験し本機構で期待される制振の効果を検証した。図 13 には、実験で得られたこの条件での歪履歴を示す。加振機で加振し、13 秒経過時に電磁力を印加すると制振の効果が表れていることが見て取れる。試験を行った周波数範囲で電磁力を印加すると制振効果が見られた(図 14)。

この制振効果を理解するために、対応する電磁場解析を実施した。図 15 には、ローレンツ力密度と磁束密度の分布を示す。様々な変位・移動速度に対する影響を調べるため、周波数と振幅を変化させて同様に解析を行い、これら条件での x 方向力が速度(と変位方向)により定まることが分かった。図から得られる力と変位量との関係を用いて、ばねマスモデルによる簡易シミュレーションを行った。この計算結果より得られる力は、歪や力の方向成分を考慮しない簡易的なものなので、 $\alpha=1$ で与えられる定数を乗じて比較している。図 16 に、制振効果を変位量(x_m)の時間履歴を示す。この図から、解析によって実験結果をよく再現していることがわかる。図 17 には、制振なしの場合とありの場合の加振翼の変位最大値(振幅)の周波数依存性を示す。 $\alpha=1$ ではやや効果を大きくみつめることになり、 $\alpha=0.5$ で実験の歪で見た効果に相当することがわかる。実験と解析の傾向はよく一致していることがわかる。

実際に回転する動翼で被る相対速度の効果を検討する。相対速度として 25~200m/s を選び、制振力の表現の速度項にこの速度成分を加味することとする。図 18 には時間履歴としての制振効果の相対速度依存性を示す。同図を見ると、振幅の基準位置が相対速度に応じてシフトするが、影響は限定的である。これは、制振力を加える間中通電(力の印加)をした極端なケースだが、これでもシフト量は大きくはならない。さらに制御の観点で最適化を図る余地はあると考えられる。

以上のように、外周部に電磁力着力点を配することを利用して、回転動翼の不安定性の抑制機構を提案し、周波数をパラメタとして検討出来る加振機を用いた単翼加振 制振試験を行った。動翼は今後薄翼化が進むため、翼表面などに制振デバイスを配置することは容易ではない。本提案の形式であれば、前節で示したような構造的な設計制約の範囲の中で外周部の電磁デバイスによる不安定性抑制の効果を期待できることが明らかとなった。

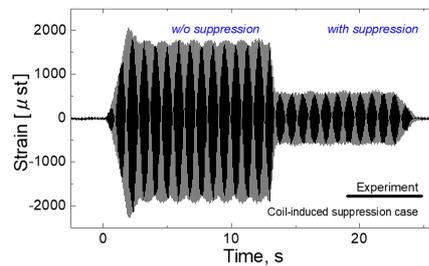


Figure 13 History of the strain with and without electromagnetic force (experimental).

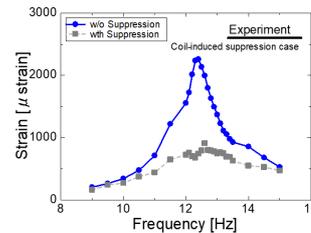


Figure 14 Relation between the strain and frequency with and without electromagnetic force (experimental).

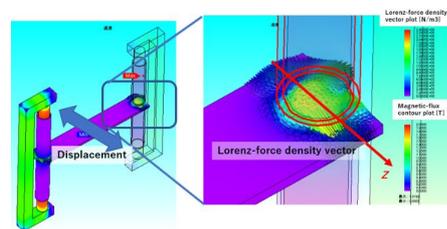


Figure 15 Numerical simulation output: the vectors show the Lorenz-force density vector distribution.

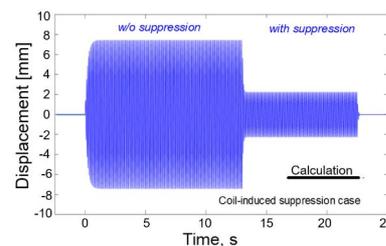


Figure 16 History of displacement (x_m) with and without electromagnetic force (calculated).

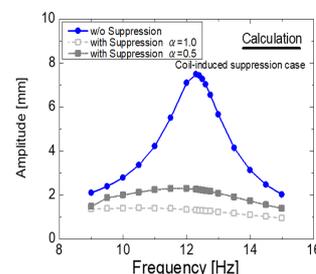


Figure 17 Relation between the amplitude of the displacement and frequency both with and without electromagnetic force (calculated).

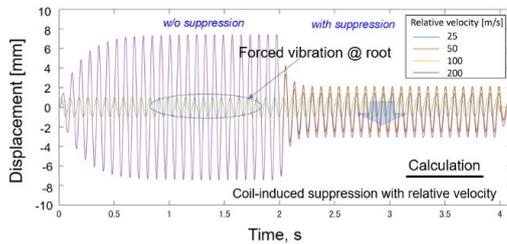


Figure 18 Effect of relative velocity on suppression (Calculated).

5 . 主な発表論文等

[学会発表](計 9件)

岡井敬一、立石敦、佐久間康典、姫野武洋、横関智弘、田頭剛、北條正弘、正木大作、Experimental and Analytical Study on Suppression of Blade vibration using Tip-Located Electromagnetic Device, AJCPP2016-0014、Asian Joint Conference on Propulsion and Power 2018, 廈門、2018年3月。

岡井敬一、立石敦、佐久間康典、姫野武洋、横関智弘、田頭剛、西沢啓、外周駆動ファン形態での不安定性抑制について、1C11、第57回航空原動機・宇宙推進講演会、沖縄、2017年3月。

岡井敬一、立石敦、佐久間康典、姫野武洋、渡辺紀徳、横関智弘、野村浩司、田頭剛、西沢啓、AJCPP2016-064、Potential of SOFC-Hybrid Propulsion for Electric Aircraft, Asian Joint Conference on Propulsion and Power 2016, 高松、2016年3月。

岡井敬一、篠原武史、立石敦、佐久間康典、姫野武洋、渡辺紀徳、横関智弘、田頭剛、航空機推進用外周駆動ファンの技術課題、1B09、第55回航空原動機・宇宙推進講演会、富山、2015年3月。

岡井敬一、篠原武史、姫野武洋、渡辺紀徳、正木大作、田頭剛、柳良二、Preliminary design investigation of electromagnetic motors for turbofan-drive assist, AIAA2015-0626, AIAA SciTech 2015, Kissimmee, FL, USA, 12015年1月。

6 . 研究組織

(1) 研究代表者

岡井敬一 (OKAI KEIICHI)
宇宙航空研究開発機構・航空技術部門・主任研究開発員
研究者番号：00358516

(2) 研究分担者

渡辺紀徳 (WATANABE TOSHINORI)
東京大学・大学院工学系研究科・教授

研究者番号：10201211

(3) 連携研究者

横関智弘 (YOKOZEKI TOMOHIRO)
東京大学・大学院工学系研究科・准教授
研究者番号：50399549

(4) 連携研究者

姫野武洋 (HIMENO TAKEHIRO)
東京大学・大学院工学系研究科・准教授
研究者番号：60376506

(5) 連携研究者

田頭剛 (TAGASHIRA TAKESHI)
宇宙航空研究開発機構・航空技術部門・主任研究開発員
研究者番号：00344250