

令和 4 年 5 月 27 日現在

機関番号：12601

研究種目：研究活動スタート支援

研究期間：2020～2021

課題番号：20K22386

研究課題名(和文) 能動的構造制御を前提とした小型低価格ソーラープレーンの研究と飛行実証実験

研究課題名(英文) Research and Flight Verification of a Small and Low-Cost Solar Plane Based on Active Aeroelastic Control

研究代表者

森田 直人 (Morita, Naoto)

東京大学・大学院工学系研究科(工学部)・助教

研究者番号：10884661

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 2,200,000円

研究成果の概要(和文)：昼夜を問わず飛行可能な無人航空機である高高度滞空型擬衛星は、人工衛星の機能の一部を補完・代替することが期待されるが、現在の技術レベルにおいては翼幅が大きくならざるを得ず、さらなる小型化と低価格化が望まれる。HAPSの小型化には飛行時のバッテリー消費量を低減するため、軽量かつ細長い翼を備えた無人航空機を成立させる必要があるが、これには技術的なイノベーションが望まれる。本研究では、飛行中の翼の構造変位を予測・計測し、能動的にこれを制御する「能動空力弾性制御」に着目し、その実現に必要な技術を抽出することにある。このために数値シミュレーションを作成し、また実際に翼幅4mの技術実証機を製作・飛行させた。

研究成果の学術的意義や社会的意義

能動空力弾性制御の技術実証機を実際に製作し、飛行させた報告は日本国内には存在せず、日本初の成果である。また複数カナードを持つ無人航空機の飛行例は世界的に見ても類がなく、この点では世界初の成果でもある。柔軟航空機の数値モデルを作成しただけでなく、実飛行環境でデータを取得できるようになったのは本研究の大きな成果であり、今後多くの学術的研究のテストベッドとなり、能動空力弾性制御の実社会実装に向けた大きな礎石となることのできた意義は非常に大きい。

研究成果の概要(英文)：A high-altitude pseudo-satellite (HAPS), an unmanned aerial vehicle that can fly day and night, is expected to complement and replace part of the functions of satellites. However, its wingspan has to be large at the current level of technology, and further downsizing and cost reduction are desired. To reduce the size of HAPS, it is necessary to establish unmanned aerial vehicles with lightweight and extra-long wings to minimize battery consumption during flight, but this requires technological innovations. This research focuses on 'active aeroelastic control', which predicts and measures the structural displacement of the wing during flight and actively controls it. For this purpose, numerical simulations have been developed, and a technology demonstration aircraft with a wingspan of 4 m has been built and flown.

研究分野：航空機設計

キーワード：空力弾性 計測制御 無人航空機 フライトシミュレーション HILS 数値計算

1. 研究開始当初の背景

昼夜を問わず飛行可能な無人航空機である高高度滞空型擬衛星（High Altitude Pseudo Satellite : HAPS）は、現代社会における人工衛星の機能の一部を補完・代替することが期待されている。特に電波中継基地局やリモートセンシングプラットフォームとしての HAPS の機能は、その低コストと地表面への距離から、解像度・網羅性ともに人工衛星に勝ることが期待できる。こうした特徴から HAPS は総務省「Beyond 5G 推進戦略 -6G へのロードマップ-」にて情報通信ネットワークを3次元に拡張する存在として記述されている。

近年のソーラーパネル技術、バッテリー技術、モーター製造技術等の進歩により、HAPS の中でもソーラーパネルとバッテリーを用いた固定翼型の HAPS の開発が近年盛んにおこなわれている。しかしながら、現在の技術レベルにおいては、緯度や季節の制限無しに固定翼型の HAPS を運用することは難しく、制限を取り除くためには、非現実的なサイズの機体を開発する必要がある。現在開発されている機体を見ても、翼幅が約 80m に達するものもあり、HAPS の低コスト性や運用の柔軟性をより発揮するためには、小型化が必須である。

2. 研究の目的

HAPS の小型化を実現するためには、飛行時のバッテリー消費量を低減する必要がある。このためには軽量かつ細長い翼を備えた無人航空機を成立させ、機体の発生させる抗力を削減しなければならない。申請者はこの学術的な問いに対し、柔軟な構造の変形を制御によって安定・変化させ、強度の小さい構造でも翼として成立させる能動空力弾性制御技術に注目した。本研究での目的は、飛行中の翼の構造変位を予測・計測し、この能動空力弾性制御に必要な技術を抽出することにある。そのために数値シミュレーションを作成し、さらには実際に技術実証機を飛行させて実機データを取得する必要がある。

3. 研究の方法

本研究では、実機データドリブンの数値計算の実現を目指した。そのためにはまず、能動空力弾性制御を実装した技術実証機を開発する必要がある。能動空力弾性制御を前提とした機体は日本国内での飛行例の報告が存在せず、世界的に見ても限られた研究機関のみが飛行に成功している。本研究はゼロベースのスタートであり、実証機を安定に運用するためには、十分なノウハウの積み立てが必須であった。研究成果にて後述するが、製作した実証機は 2021 年 8 月に初飛行および定常飛行に成功した。初飛行の成功後、種々のセンサを追加し、取得できるデータを増やしてきた。得られたデータをもとに数値計算モデルを修正し、数値データと実験データを比較しながら実験機の改良を行ってきた。

4. 研究成果

・HAPS の小型化を実現する具体的な飛行方法およびそのために必要な機体技術

高高度滞空型ソーラープレーンのサイジングを行う電力収支シミュレーションプログラムを開発した。このプログラムは航空機の質点モデルを用いてつり合い飛行時の電力消費を概算するとともに、各時刻におけるソーラー発電量をモデル化し、48 時間の電力収支を見積もるものである。このプログラムを用いていくつかのパラメータを振って検討を行った結果、夜間の飛行高度を 10km 程度まで降下させることができれば、HAPS システムの劇的な小型化が実現することが分かった。高度 10km 程度まで降下するためには、対流圏上層の強い風外乱に耐える機体を使用しなければならない。本研究における能動空力弾性制御は、「軽く性能の良い」翼を実現することが当初の目的であったが、HAPS の小型化を実現するためにはこれに加えて「対流圏上層の強い風外乱に耐えることができる」翼を実現するためのキー技術となりうる事が確認された。そこで今後の研究においては、アビオニクスにて機体の柔軟性を予測する内部モデルもち、能動空力弾性制御を用いて突風荷重を軽減する制御を主眼に進めていく予定である。

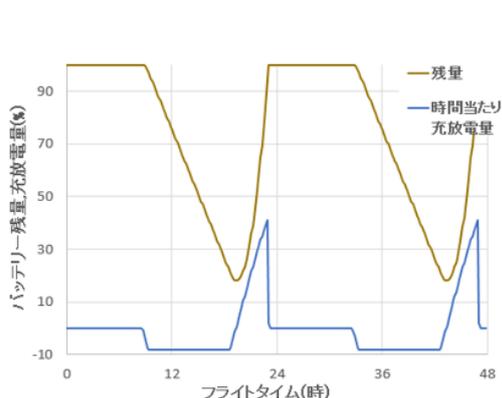


図 1.電力収支シミュレーションの計算例

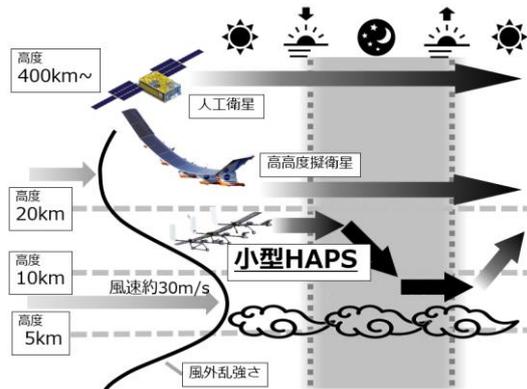


図 2. 小型 HAPS の飛行方法と風外乱強さ

・能動空力弾性実験機の設計ノウハウ

本研究で製作した能動空力弾性制御の技術実証機は日本初の試みであり、また、複数カナードを持つ無人航空機の実飛行は世界的に見ても例のないものである。そういった機体を飛行させるにあたって必要な事前解析や、構造様式、脚配置のノウハウを積み立てることができた。特に柔軟モデルを用いた事前の空力弾性解析は重要であり、実際に飛行できるかを大きく左右することが分かった。

・能動空力弾性実験機の製作ノウハウ

本研究では実際に技術実証機をゼロベースかつすべてインハウスで開発したため、製作にかかわる様々なノウハウを蓄積することができた。これにより、機体を外注した場合に比べて圧倒的に安価に、かつ研究上の要請に応えることのできる機体を設計・製作することができた。またこの製作には航空宇宙工学科の学生が参加しており、教育的な観点からも成果を残すことができた。



図 3. 技術実証機の 3DCAD 図面



図 4. FRP 積層部品を利用した胴体構造の製作

・能動空力弾性実験機の運用ノウハウ

本技術実証機は翼幅 4m のサイズがあり、無人航空機の中では比較的大型の部類に入る。大型の無人航空機を運用するにあたっては、機体が墜落した際の損失が大きく、また安全上のリスクも大きいことから、飛行場選定および事前の試験を十分に行うことが重要となる。また用いる電子回路の信頼性向上技術や、インシデントが発生した際のバックアップ手段などのノウハウを得ることができた。このようなノウハウは研究業績として評価されにくいですが、先進的な研究を安全に遂行するためには大変重要である。

・構造・運動連成解析のプログラムと実機による計測データ

偏微分方程式の離散化手法を応用して、柔軟航空機の詳細な構造・運動連成解析プログラムを開発した。本プログラムは MATLAB/Simlink で作成され、複数尾翼を持つ柔軟航空機の時間応答を数値的に積分することができる。本プログラムを用いて、主翼の後方に複数の尾翼を持つ複数尾翼形態と、主翼の前に複数のカナードを持つ複数カナード形態のロール角応答を比較した。その結果、複数カナード形態は複数尾翼形態に比べてロール角応答が早いだけでなく、主翼のねじり剛性に起因する舵の逆効きが起こらないことが確認された。この複数カナード形態は主翼の揚力分布を調整するうえでも有利であり、能動空力弾性制御に向けた形態であるといえる。



図 5. 能動空力弾性制御の技術実証機

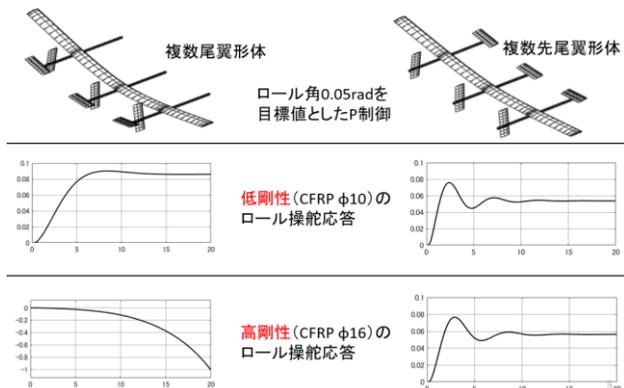


図 6. 複数尾翼形態と複数カナード比較

またこれらの数値計算を検証するために、技術実証機には MEMS による加速度・角速度・地磁気・気圧高度センサと GPS レシーバが搭載されており、各種飛行データをリアルタイムに地上局に送信するとともに、SD カードに記録した。これらのセンサデータを誤差状態カルマンフィルタというアルゴリズムを用いて統合し、最尤位置・姿勢推定を行った。またこれらのセンサ類は 3 つの胴体すべてに搭載されており、相対姿勢角を求めることができた。得られた相対姿勢角データと飛行画像を比較し、これらのシステムは構造変位を推定するのに十分な精度であることを確認した。今後ひずみゲージを用いて相対姿勢を直接計測することを予定しており、これらの情報を用いてより高精度な姿勢変位・構造変位を推定するアルゴリズムを研究していく予定である。

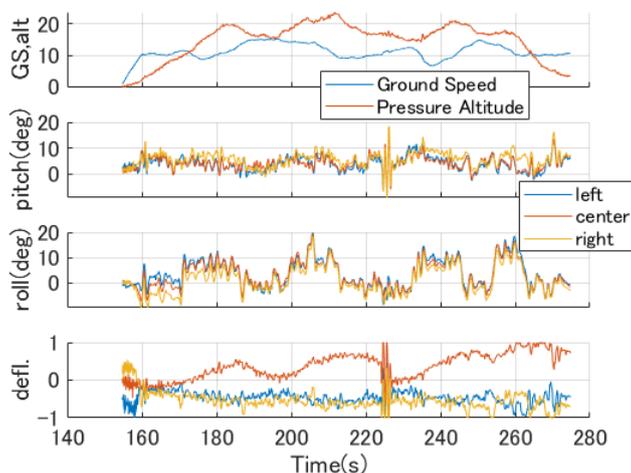


図 7. 飛行試験で得られた飛行高度・飛行速度・操舵量の時間履歴

・簡易的な構造・運動連成解析(簡易柔軟モデル)プログラム

前述した構造・運動連成解析プログラムで使用したアルゴリズムは、高精度な構造・運動解析を行うことができるが、同時に取り扱わなければならない変数が膨大であり、実証実験機の制御に利用したり、飛行軌道最適化に利用したりすることには使いにくい一面があった。そこでより単純なモデル化を用いて実証実験機の運動を模擬できるモデルが必要と考えた。この簡易柔軟モデルは 3 機の部分航空機がバネとダンパを用いて結合されたものとし、その重心運動と相対運動の運動方程式によってあらわされている。このモデルの特徴としては、一般的な航空機運動方程式の変数に 6 変数を加えることで実現できる軽量を挙げることができる。今後実飛行データと本モデルのデータ同化を行い、種々のパラメータを推定するアルゴリズムの研究を行う予定である。また本モデルは軽量であるので、飛行制御に用いているマイクロコンピュータに実装することができる。今後実装したモデルを用いてオンフライトのパラメータ推定を行うだけでなく、モデルを利用した予測制御の実飛行実証を行っていく予定である。

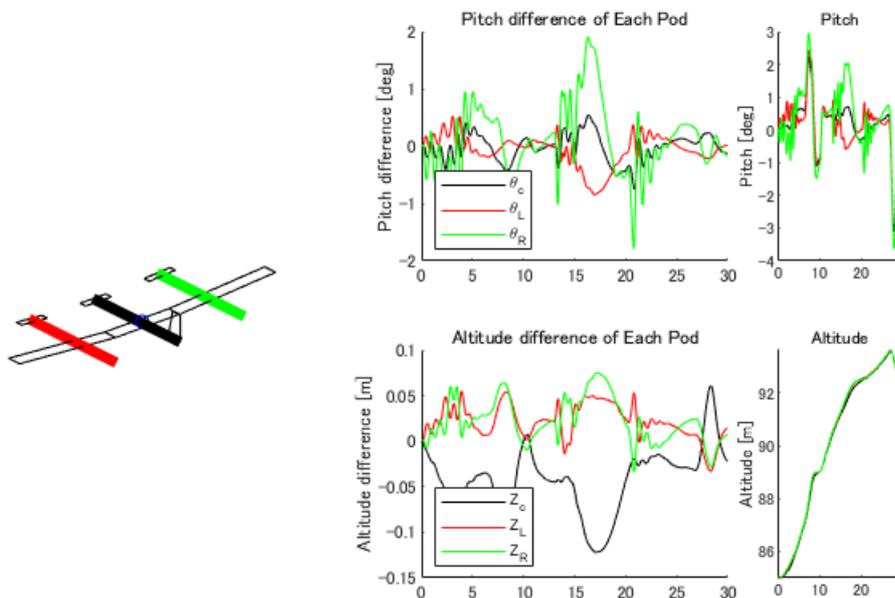


図 8. 簡易柔軟モデルのシミュレーション結果

・上記簡易柔軟モデルを用いたフライトシミュレーションへの統合

上記簡易モデルをインハウスで開発したフライトシミュレーションソフトウェアに統合し、リアルタイムで機体の構造・運動の履歴をシミュレーションできるようになった。これにより、機体設計の妥当性や操縦感覚を確認できるだけでなく、アビオニクスに実装するアルゴリズムの健全性を飛行試験前に確認することができるようになった。今後リアルタイムのフライトシミュレーションと実機の操縦状況をカルマンフィルタによって統合し、より高精度な状態推定やパラメータ推定を行うデジタルツインシステムを開発し、さらに機体開発を推進する予定である。

・シミュレーションと実機アビオニクスを接続した Hardware In the Loop システム

上記のシミュレーションに機体を接続し、センサデータを模擬した信号をシミュレーションPCから機体に送信し、機体の方で姿勢推定および制御をシミュレーションPCに送信することで仮想的に実飛行環境を模擬する Hardware In the Loop シミュレーションを構築した。これにより飛行試験前に機体の健全性をチェックできるだけでなく、新規に実装するセンサや部品の動作を、機体を墜落のリスクにさらすことなく確認することができるようになった。



図 9.シミュレーション上の機体モデル

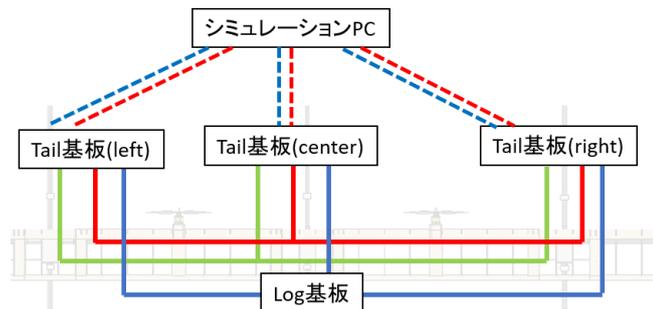


図 10. HIL シミュレーションの接続系統図

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕 計0件

〔学会発表〕 計4件（うち招待講演 0件 / うち国際学会 2件）

1. 発表者名 Naoto Morita, Takeshi Tsuchiya, Shinichi Nakasuka
2. 発表標題 DEVELOPMENT OF MULTI-CANARD UAV FOR ACTIVE AEROELASTIC CONTROL TOWARD PSEUDO-SMALL SATELLITES
3. 学会等名 33RD CONGRESS OF THE INTERNATIONAL COUNCIL OF THE AERONAUTICAL SCIENCES (国際学会)
4. 発表年 2022年

1. 発表者名 Naoto Morita, Takeshi Tsuchiya, Shinichi Nakasuka
2. 発表標題 Flight Test and Simulation of Active Aeroelastic Control Technology Demonstrator for Realization of Small Pseudo-Satellite
3. 学会等名 33rd International Symposium on Space Technology and Science (国際学会)
4. 発表年 2022年

1. 発表者名 森田直人, 中須賀真一, 土屋武司(東京大学)
2. 発表標題 高高度擬衛星実現に向けた柔軟航空機の構造・運動連成解析と飛行実証
3. 学会等名 第65回宇宙科学技術連合講演会
4. 発表年 2021年

1. 発表者名 森田直人
2. 発表標題 小型柔軟な滞空型ソーラープレーンの研究開発構想と運用・システム検討
3. 学会等名 第64回宇宙科学技術連合講演会
4. 発表年 2020年～2021年

〔図書〕 計0件

〔産業財産権〕

〔その他〕

-

6. 研究組織

	氏名 (ローマ字氏名) (研究者番号)	所属研究機関・部局・職 (機関番号)	備考
--	---------------------------	-----------------------	----

7. 科研費を使用して開催した国際研究集会

〔国際研究集会〕 計0件

8. 本研究に関連して実施した国際共同研究の実施状況

共同研究相手国	相手方研究機関
---------	---------