

令和元年6月24日現在

機関番号：17102

研究種目：基盤研究(C) (一般)

研究期間：2016～2018

課題番号：16K06887

研究課題名(和文) Porosity分布可変翼の動的空力特性の解明と突風荷重軽減に向けた応用

研究課題名(英文) A research on dynamic aerodynamic characteristics of passive ventilation porous wing for gust load alleviation

研究代表者

谷 泰寛 (Tani, Yasuhiro)

九州大学・工学研究院・准教授

研究者番号：80380575

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 3,700,000円

研究成果の概要(和文)：航空機の突風荷重軽減を目的として、翼内部を流体が通過可能なPorosity分布可変機構を開発した。完全にパッシブな機構と、単純なアクチュエータにより開口部の開閉機構のみを制御するセミアクティブな機構を構築した。機構を組み込んだ模型による風洞試験により、突風荷重を有効に軽減可能であることを明らかにした。また、動的風洞試験を行うことにより、本機構による突風時の機体の動的空力特性を明らかにした。

研究成果の学術的意義や社会的意義

本研究は、通常の翼構造とは異なり、翼の内部を流体が通過するPorosity機構を有する翼という従来に無い発想に基づいたものであり、本機構の有効性を実証したことにより、航空機の空力設計技術に新しいアプローチを提供するものである。また、従来の複雑な突風荷重軽減装置に比して簡単な機構で実現可能であり、小型機への応用も容易となり、その結果、高い安全性を有した航空機の普及に貢献するものである。

研究成果の概要(英文)：To reduce the aircraft gust load, ventilation mechanisms were developed, with internal flow through the wing. One is passive ventilation mechanism, and another is a semi-active mechanism with simple actuator system to open and close the vanes on the wing surfaces. Wind tunnel measurements showed that this mechanism is effective to reduce the gust load in fixed model. Also the dynamic measurement with cable-mount model support showed the reduction of dynamic response.

研究分野：航空機空気力学

キーワード：航空機 主翼 突風荷重軽減 Porosity

科学研究費助成事業 研究成果報告書

1. 研究開始当初の背景

航空輸送分野において、経済性や環境適合性などが重視されるが、最も優先すべき課題は安全性の向上である。統計によると、小型機の事故原因の約 30%は突風等の気象現象に、また、民間旅客機事故の約 50%が突風等の乱気流に起因するため、突風や横風への対策は航空機の事故低減に大きく貢献する。突風に対しては GLA(Gust load alleviation)として研究されており、その 1 手法として機体に搭載したセンサで検出した突風荷重に対して必要な操舵を飛行制御に組み込むアクティブな手法が研究開発されており、大型機を中心として実用機への適用も一部で進められている。また、突風の検出方法として、機体前方の大気計測をする手法についての研究も進められている。しかし、これらの手法では、エレベータやエルロンなどの通常舵面を使用するため、応答性と突風荷重軽減能力に限界があるとともに、複雑な制御系やアクチュエータやセンサ等の搭載のため、大型機への搭載は可能なものの、小型機への普及は困難である。これに対し、アクチュエータを用いずに突風により翼端取付角が変化する等のパッシブな手法も新たな試みとして研究が進められており、小型機への適用性の面で注目されているものの、効果が限定的であるなど、その有効性には課題が残っている。

2. 研究の目的

本研究では、アクティブな手法の課題である複雑な機構の搭載による高コスト化と、従来のパッシブな手法の課題である突風荷重軽減効果の有効性について、新たなパッシブ手法を提案することにより、解決を試みるものである。従来の操舵面を使用せず、主翼まわりの流れ場に直接影響を及ぼす手法として、突風により生じた翼まわりの圧力変化を利用して、翼内部に気流を通過させるために、翼表面を多孔板とした Porous 翼を提案し、その Porosity 分布を変えることで、最も有効な突風荷重軽減効果を目指すものである。

基本メカニズムとして、翼上面と下面の多孔壁を通して翼内部を気流が通過することにより、翼上下面の圧力をパッシブにコントロールするものである。これにより突風遭遇時の過大な圧力差を低減し、荷重の軽減を図るものである。本研究では、本機構を用いた翼に関する流体現象を明らかにし、突風時の動的空力特性を解明することにより、小型機への適用も考慮した、突風による機体の応答を極限まで減少させる突風荷重軽減装置を実現することを目的とする。

3. 研究の方法

(1) パッシブな機構の考案と風洞試験：パッシブに気流を生じさせる機構を考案する。図 1 に示すように、翼の上下面に設置した多孔表面と翼の上下面を繋ぐ内部ダクトから構成され、内部ダクトには翼の上下面の圧力差が大の時に開くような開閉機構を設置する。2次元翼突風風洞試験により、多孔表面の孔径、分布、設置位置をパラメータとし、効果的な多孔表面分布を決定する。

(2) セミアクティブな機構の考案と風洞試験：翼内部の気流発生についてはパッシブに行い、翼内部ダクト内に設置した開閉機構をアクティブに開閉させる方式として、セミアクティブな機構を考案する。本方式は、突風のない定常飛行時の翼上下面の圧力差によりダクト内の開閉機構が開いてしまうことを避けることを目的としている。また、翼表面のラフネスを低減させるために、開閉機構を翼表面付近に設置して、開孔部の表面の凹凸を減少させ、翼表面のラフネスを低減することを目的としている。

(3) 3次元モデルによる突風荷重計測と動的風洞試験：機構を組み込んだ3次元航空機モデルを用いて、九州大学低騒音風洞において、突風荷重計測を実施する。計測にあたっては、内装型6分力天秤を使用し、風洞内に設置した突風発生装置により、突風気流を発生させる。また、動的風洞試験においては、モデルをワイヤーで支持し、内部に搭載した加速度センサにより突風を検出するとともに、突風による機体動揺の変化を計測する。

(4) 流体現象の解明：風洞試験による流れの可視化及び数値解析により、本機構が翼まわりの流れに対してどのように気流に影響を与えているかを調べ、突風荷重軽減効果との関連性について検討する。



図 1 多孔表面を用いた Passive Ventilation 突風荷重軽減機構コンセプト

4. 研究成果

(1) Passive ventilation 機構の構築

航空機の突風時の荷重軽減を目的として、突風時に生じる翼上下面の急激な圧力差を低減するために、まず第1段階として、下からの突風時に翼下面から上面へ気流を通過させるベンチレーション機構を開発した。翼表面の気流の擾乱を抑えるために、微細な孔を有する多孔表面を外板として用い、孔径と孔間隔、配置領域をパラメータとすることで、その効果を確認するものとした。翼内部には突風時のみに開くベーンを設置し、突風のない定常飛行時には内部通過気流が発生しないようにした。また、完全にパッシブな機構では、突風遭遇から内部気流通過による突風荷重軽減効果が得られるまでのタイムラグや弱い突風時に開孔が十分でないことが予想されるため、多孔表面の開閉をアクチュエータによって行い、翼内部気流通過は翼上下面の圧力差によりパッシブに行う、セミアクティブ機構の開発を行った。

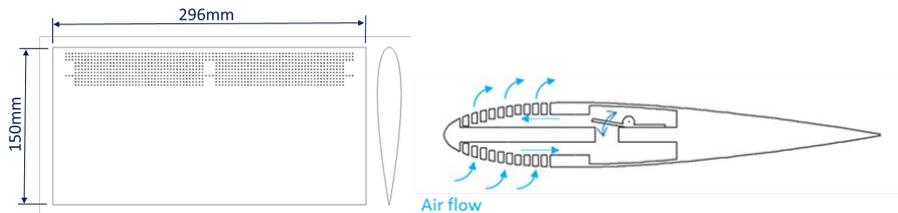


図2 Passive ventilation 機構を組み込んだ翼模型の構築

(2) パッシブ機構による突風荷重軽減効果

機構を搭載した2次元翼模型を製作し、九州大学小型風洞で様々な突風条件において突風風洞試験を行った。図3に、迎角 $0 \sim 8 \text{ deg}$ における揚力係数 C_L の時間変化を示す。これによると、機構のないベースラインの翼と比較して、機構ありでは突風時の揚力変化が抑制されていることがわかる。また、迎角を変更したときの結果を、図4にまとめる。横軸を定常時の C_L として、縦軸に突風による揚力の増加 ΔC_L を示してある。これより、幅広い迎角範囲において、本機構による突風荷重軽減が確認でき、考案どおりの効果が得られることが確認できた。

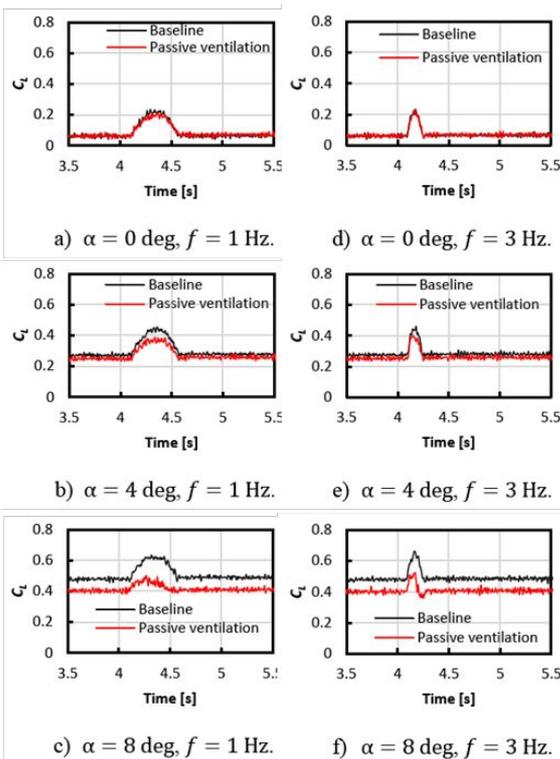


図3 Passive ventilation 機構突風風洞試験結果

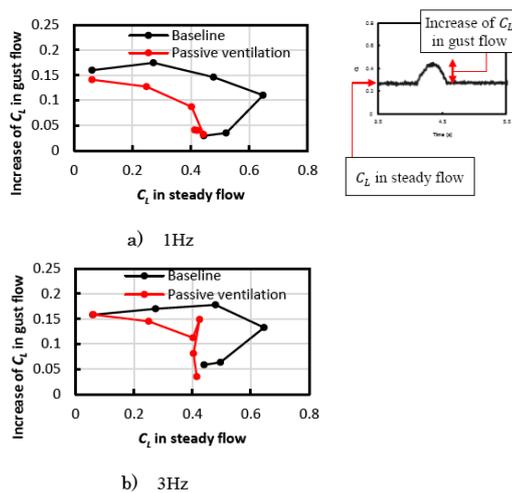


図4 突風軽減効果まとめ

(3) セミアクティブ機構による突風荷重軽減効果

パッシブ機構の風洞実験結果により、定常時においても大迎角時に翼上下面の圧力差が大きい場合に、開閉機構が開き、揚力の低下、最大揚力係数の低下という課題があることが明らか

となった。そこで、突風を受けたときのみベンチレーション機構が有効となるように、突風遭遇時の揚力の変化を検出し、通過気流が生じるように開孔する機構を考案し、図5に示すような翼模型として構築した。突風時の揚力が設定した閾値を超えたときに、ソレノイドアクチュエータにより開孔し、突風通過後は開孔機構を閉じるものとした。

2次元翼模型にセミアクティブ機構を搭載して突風風洞試験を行った結果の一例として、図6に、風速 25 m/s、迎角 6 deg、突風周波数 1 Hz、突風角度 3 deg の時の揚力変化の時歴データを示す。これより、セミアクティブ方式においても、突風荷重が軽減可能である結果が得られた。また、突風遭遇前の揚力レベルに変化がないことから、定常時の C_L 特性は機構無しの場合と比較してほぼ影響がないことが明らかとなった。

また、本機構を3次元翼に展開し、翼前縁付近に機構を組み込んだ翼胴形状模型を製作し、その有効性について、突風発生装置を導入した九州大学低騒音風洞において突風風洞試験を行い、3次元翼においても突風荷重が軽減可能であることを確認した。

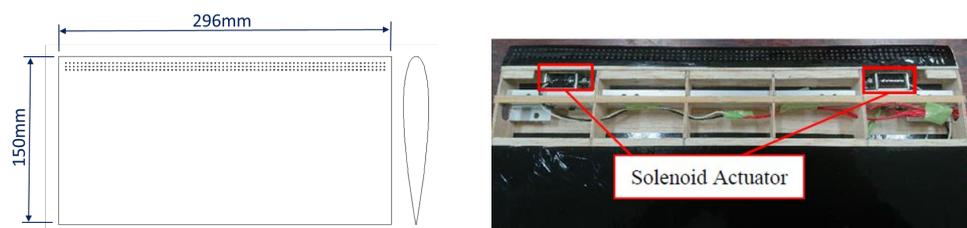


図5 Semi-active 機構を組み込んだ翼模型と作動機構概要

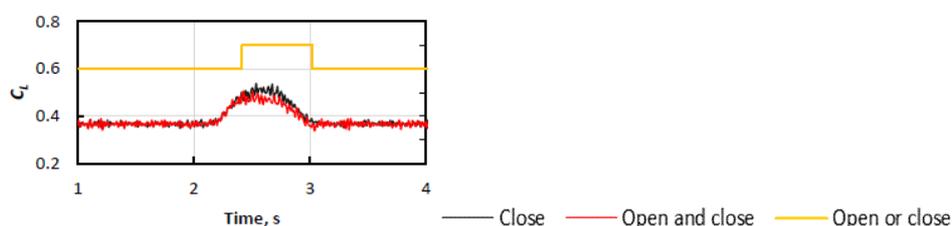


図6 Semi-active 機構による突風軽減風洞試験結果の一例

(4) 動的特性に及ぼす効果の検証

前項までの風洞試験では模型は風洞の支持装置に固定している。しかし、実際の航空機の飛行状態では、機体は突風荷重によって動揺し、迎角、高度、速度、ピッチ角速度などが変化する。そこで、このような動的特性を模擬するために、ケーブルマウント支持方式による動的風洞試験を実施した。図7に試験実施状況を示す。本試験に用いた模型は、上記3次元翼胴模型の内装天秤の代わりに3軸加速度センサを搭載し、機体の縦安定性を確保するために、水平尾翼を追加し、重心位置の調整を行った。模型の周囲に立てた支柱から4本のスプリングを入れたワイヤーにより模型を懸吊し、上下およびピッチ回転方向に運動できるようにした。計測は、突風によるZ軸加速度を中心に評価し、ベンチレーション機構の有無による機体動揺の変化を評価した。突風によるZ軸方向の加速度の閾値として0.015 Gに設定し、この加速度を超えた瞬間に開閉機構を開とし、0 Gとなった瞬間に開閉機構を閉とした。このようにして実験を行った結果の一例として、図8に、風速 7 m/s、迎角 8 deg、突風周波数 1 Hz におけるZ軸加速度の時歴データを示す。この結果からわかるように、本計測ではスプリングの張力により、突風を受けて機体が上昇した後、単振動的な機体運動となる。そのため、機体の動揺に従って複数回の開閉機構の作動がみられる。本機構によりあらゆる条件で突風動揺の軽減が見られたわけではないが、比較的低い周波数の突風に対しては、機体動揺を抑制することが明らかとなった。本風洞試験では、小型の模型を使用しており質量および慣性モーメントが小さく、突風に対する機体応答が速いため、開閉機構の動作とそれによる翼まわりの流れの確立が間に合っていないものと考えられる。しかし、多孔表面の開閉機構のみで動的な突風応答を改善できることが明らかとなった。

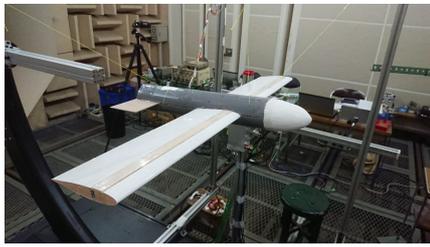


図7 3次元翼胴模型動的風洞試験実施状況

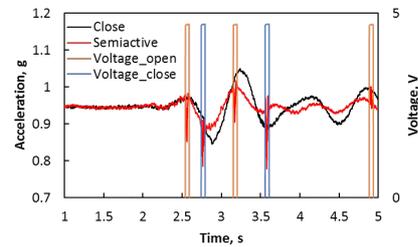


図8 動的風洞試験結果の一例

以上の結果により、本研究において考案された passive Ventilation を用いた突風荷重軽減機構は、複雑な電子機器等を搭載することなく、突風荷重を軽減することが可能であることが明らかとなった。また、翼表面と内部ダクトの配置を考慮すると、開孔部面積は最小であるべきであり、同時にこれは開孔部表面のラフネスによる翼表面の気流への影響を最小にすることも有効であり、翼前縁部付近の上下面圧力差が大きな領域に配置することが有効であることが明らかとなった。また、ソレノイドアクチュエータを用いた開孔部の開閉機構の考案により、定常飛行時の揚力低下を抑制しつつ、突風時に荷重を軽減することが可能であること、また、動的試験により、機体の動揺が抑えることが可能であることが明らかとなった。

また、これらの成果は世界的に権威のある AIAA および ICAS の国際学会、日本航空宇宙学会の学術講演会等で発表し、高く評価された。国内では、本研究のようなパッシブな突風荷重軽減に関する研究はほとんど行われておらず、また、海外の研究では翼内部の気流を利用するという試みは行われておらず、また、セミアクティブとすることで、定常時の翼性能低下を抑制することができるため、実用レベルに近いものであると考えられる。今後は、より実機飛行に近い条件で実証し、飛行条件に適した開孔部設定やアクチュエータ動作パラメータの設定を行うことで、実用化に向けた検討をすすめることが可能である。

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕(計3件)

Shuhei Seki, Yasuhiro Tani, Shigeru Aso, An Experimental Study on Passive Ventilation Wing with Porous Surfaces for Gust Load Alleviation, Proceedings of AIAA SciTech 2019, 査読無, AIAA 2019-1105, 2019,

<https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2019-1105>

Yasuhiro Tani, Shuhei Seki, Shigeru Aso, Passive Ventilation Flow Control for Aircraft Gust Load Alleviation, Proceedings of 31st Congress of International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS2018), 査読無, ICAS2018-7.1.3, 2018, オンライン,

https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2018/data/preview/ICAS2018_0736.htm

Yasuhiro Tani, Shuhei Seki, Shigeru Aso, An Experimental Study on Gust Load Alleviation using Passive Ventilation Wing Concept, Proceedings of AIAA SciTech2018, 査読無, AIAA 2018-1794, 2018, <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2018-1794>

〔学会発表〕(計9件)

谷 泰寛, Passive Ventilation による航空機の突風荷重軽減に関する研究、平成 30 年度航空宇宙空力シンポジウム、2019

Shuhei Seki, An Experimental Study on Passive Ventilation Wing with Porous Surfaces for Gust Load Alleviation, AIAA SciTech 2019, 2019

Yasuhiro Tani, Passive Ventilation Flow Control for Aircraft Gust Load Alleviation, ICAS2018, 2018

関 修平, Passive ventilation を用いた突風荷重軽減に関する実験的研究、日本航空宇宙学会第 49 期年会講演会、2018

Yasuhiro Tani, An Experimental Study on Gust Load Alleviation using Passive Ventilation Wing Concept, AIAA SciTech2018, 2018

谷 泰寛, ガストによる影響の低減を目指した新しい翼形状に関する研究、第 55 回飛行機シンポジウム、2017

関 修平, 多孔壁表面による Ventilation を用いた受動的突風荷重軽減、第 55 回飛行機シンポジウム、2017

谷 泰寛, Passive Ventilation 翼による航空機の突風荷重軽減の試み、日本航空宇宙学会第 48 期年会講演会、2017

谷 泰寛, Passive Ventilation 機構を用いた航空機の突風荷重軽減、日本航空宇宙学会第

48 期年会講演会、第 54 回飛行機シンポジウム、2016

〔図書〕(計 0 件)

〔産業財産権〕

出願状況 (計 0 件)

取得状況 (計 0 件)

〔その他〕

ホームページ等

http://stl-www.aero.kyushu-u.ac.jp/research/GLA_porosity.htm

6. 研究組織

(1) 研究分担者

研究分担者氏名：麻生 茂

ローマ字氏名：(ASO, Shigeru)

所属研究機関名：九州大学

部局名：大学院工学研究院

職名：教授

研究者番号 (8 桁)：40150495

(2) 研究協力者

研究協力者氏名：森下和彦

ローマ字氏名：(MORISHITA, Kazuhiko)

研究協力者氏名：関 修平

ローマ字氏名：(SEKI, Shuhei)

科研費による研究は、研究者の自覚と責任において実施するものです。そのため、研究の実施や研究成果の公表等については、国の要請等に基づくものではなく、その研究成果に関する見解や責任は、研究者個人に帰属されます。