

科学研究費助成事業 研究成果報告書

平成 28 年 6 月 2 日現在

機関番号：12601

研究種目：挑戦的萌芽研究

研究期間：2014～2015

課題番号：26630440

研究課題名(和文) 垂直エルロンの空力特性解明

研究課題名(英文) Investigation on Aerodynamic Performance of Vertical Aileron

研究代表者

今村 太郎 (Imamura, Taro)

東京大学・工学(系)研究科(研究院)・准教授

研究者番号：30371115

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 3,000,000円

研究成果の概要(和文)：本研究は、新しい空力デバイスである航空機の主翼平面に対して垂直に取り付けられた操舵面(以下、垂直エルロン)の空力特性を明らかにする事を目的として、風洞試験を実施した。その結果、垂直エルロンの平面形だけでなく、取り付け位置に対して大きな感度を有することが明らかになった。特に、空力性能は当初想定していなかった主翼コード長方向位置に対する感度が大きいことが新たに分かった。この成果に基づき、垂直エルロンの舵角を操作することで、突風中においても模型全体に働く揚力を一定に保つことが可能であることを示した。以上より、垂直エルロンは突風に起因した空力変動を制御する新しい空力デバイスとして利用可能である。

研究成果の概要(英文)：Wind tunnel experiment has been performed to investigate the aerodynamic characteristics of a novel aerodynamic device called "vertical aileron" which is a control surface attached vertically over the main wing of an aircraft. Not only the parameters to define the planform of the vertical aileron, but also the location where the vertical aileron attached to the main wing are the important design parameters. Especially, the aerodynamic performance seems to be sensitive to the chordwise location relative to the main wing. Based on this results, we have applied the vertical aileron to control the lift during the presence of gust in horizontal direction, and have shown that lift can be maintained constant. Therefore, vertical aileron is a good candidate to be used as a new aerodynamic device to control the aerodynamic variation due to gust.

研究分野：航空流体力学

キーワード：風洞試験 流体力学 航空機設計 空力デバイス

1. 研究開始当初の背景

最近の民間旅客機事故原因の約半数を占める乱気流等に伴う事故を減らすため、揺れない旅客機の開発が求められている。飛行中の揺れの原因としては、気象条件(乱気流等)、低速域及び遷音速域で発生する流れの剥離に起因するバフエット、流れ場と構造の連成によるフラッターがあるが、これまでに実施されてきた多くの研究を通じて、流体力学に基づく原理は解明されている。一方、航空機の揺れを抑える方法についての研究は、これまでほとんど実施されてきていない。実用化された例としては、ロッキード L-1011 で利用された、Direct Lift Control(DLC)がある。主翼上面に取り付けられているスポイラを利用して揚力を制御し、機体の迎角を変化させることなく、正確に着陸進入角を保持することを可能とした。他にはエルロンやフラップの位置を微小に変化させ、揚力をコントロールする方法があるが、揺れない航空機の実現には至っていない。従来の航空機に見られる操舵面(エルロンやスポイラ)の改良だけではなく、新しい発想に基づき、主翼の揚力・抗力特性を変化させる空力デバイスの研究・開発が求められている。

2. 研究の目的

本研究は、新しい空力デバイスである航空機の主翼平面に対して垂直に取り付けられた操舵面(以下、垂直エルロン、図1参照)の空力特性を明らかにする事を目的とする。これまで主翼に取り付けられる操舵面(エルロンやスポイラ)は主翼のスパン方向にヒンジラインを持つ。一方、実際の機体にはフラップ・トラック・フェアリングやエンジンを保持するためのパイロンが取り付けられており、これらの後縁部分に鉛直方向にヒンジラインを有する新しい操舵面を取り付けることが可能である。本研究では垂直エルロンの空力特性を明らかにするとともに、その形状依存性を調べる。また乱気流に強い新しい操舵方法の提案を行う。

3. 研究の方法

本研究では、低速流れにおける垂直エルロンの空力特性を明らかにする事を目的とし、風洞実験を実施した。具体的には、主翼に垂直エルロンを取り付け、機体全体にかかる力・モーメントを計測した。

第一段階では、垂直エルロンの形状を特徴づける設計変数に対する空力特性を解明した。三次元プリンタを用いることで迅速な模型制作を行い、効率的に風洞試験を進めた。また、模型に働く微小な空気力を高精度で計測するための計測手法の改良にも取り組んだ。

第二段階では、第一段階で得られた知識を元に、垂直エルロンの舵角を操作することで、水平方向の突風による急激な揚力変化の緩和に利用する可能性を実証した。

研究を遂行するための体制を図1に示す。

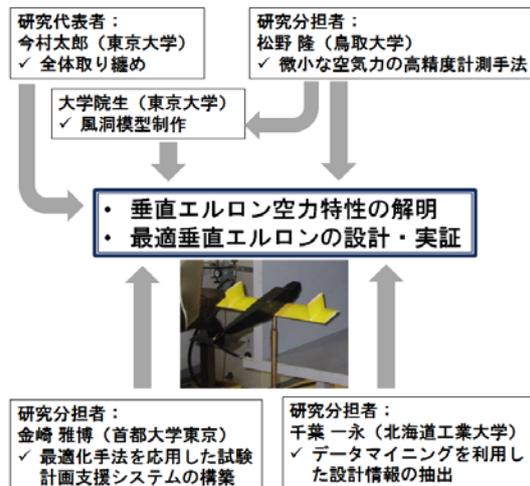


図1 研究体制

実験には東京大学大学院工学系研究科航空宇宙工学専攻が所有する低速吹き出し式風洞を使用した(図2参照)。本風洞の試験断面は600mm×600mmである。一様流速は10m/sとした。主翼コード長(80mm)を代表長さとしたレイノルズ数は約 0.5×10^5 である。

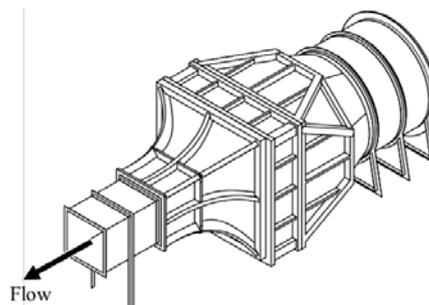


図2 吹き出し式低速風洞

本実験で使用した実験模型を図3に示す。実験模型の主翼は矩形翼であり、そのスパン長は404mm、コード長は80mm、翼型はNACA2410である。胴体は全長370mm、幅44mm、高さ55mmである。

主翼および垂直エルロンは3Dプリンタで制作したブロックにより構成されている(図4参照)。ブロックを組み替えることで垂直エ

エルロンの形状，主翼コード長方向位置 x および主翼スパン方向位置 L の変更を行った。



(a) 垂直エルロンなし形態



(b) 垂直エルロンを装着した形態

図3 実験用航空機の模型



図4 主翼および垂直エルロンを構成するブロック

4. 研究成果

4. 1. 主翼上垂直エルロンの空力特性の解明

4. 1. 1. 実験の目的

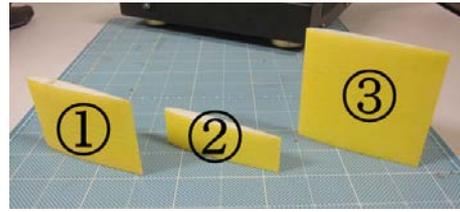
垂直エルロン平面形と空力性能の関係性を明らかにすることを目的として風洞実験を実施した。実験を通して，空力特性に変化に寄与する設計変数を調査し，設計変数の変化によってもたらされる空力特性の変化を明らかにした。

4. 1. 2. 実験の流れ

二回に分けて風洞実験を実施した。

最初の実験では，翼面積やアスペクト比，テーパー比を変更した5種類の主翼上垂直エルロンを風洞模型に装着し，風洞試験を行った（図5参照）。

上記実験結果より，主翼上垂直エルロンの主翼コード長方向位置 x が空力特性に及ぼす影響が大きいことが示唆された。そこで，この点について調べることを目的とした実験を実施した。 $x=-15,0$ （これが基準）， $20,40\text{mm}$ の4通りの位置に主翼上垂直エルロンを設置し，風洞試験を行い，それぞれの形態の空力特性を比較した（図6参照）。



①：基準となる垂直エルロン，②：翼面積が小さい垂直エルロン，③：翼面積が大きい垂直エルロン



④：アスペクト比が大きい垂直エルロン，⑤：テーパー付き垂直エルロン

図5 実験に用いた垂直エルロンの形状



(a) $x=-15\text{mm}$

(b) $x=0\text{mm}$



(c) $x=20\text{mm}$

(d) $x=40\text{mm}$

図6 主翼コード長方向位置 $x=-15, 0, 20, 40\text{mm}$ の比較 ($y=192\text{mm}$, $\delta=0\text{deg}$ の場合)

4. 1. 3. 実験結果

主翼上垂直エルロンの空力特性を評価する指標のひとつとして，オズワルドの効率係数 e を使用した。効率係数とは誘導抵抗の大きさを表す指標であり，その値が1に近いほど誘導抵抗が少ない。空力デバイスの設計では設計揚力における揚抗比などを評価指標として用いることが一般的であるが，本研究では設計揚力を設定していないことと垂直エルロンの設置に伴う有害抵抗の増加と誘導抵抗の変化を分けて考察したいことを理由に e を評価指標とした。

効率係数 e の計算は次のように行った。得られたデータのうち， $-6\text{deg} \leq \text{AoA} \leq 8\text{deg}$ の範囲の揚力係数 C_l に対する抗力係数 C_d の値を近似する放物線（式(1)）を最小二乗法により求める。求められた値 K を式(2)に代入し，効率係数 e を求める (AR : 主翼アスペクト比)。

$$C_D = C_{D0} + K \cdot (C_L - C_{L0})^2 \quad (1)$$

$$e = (K\pi AR)^{-1} \quad (2)$$

図7(a)に基準となる垂直エルロン(図5中①参照)が取り付けられた場合における、オズワルドの効率係数 e のスパン方向位置 L と舵角 δ に対する感度を調べた結果を示す。この図より、垂直エルロンが翼端側にある時には、ウイングレットと同様の効果により、効率係数が大きくなることが観察できる。一方、翼根側に取り付けられた場合には、効率係数が0.3程度まで悪化する可能性があることが示された。図7(b)は、アスペクト比が大きい垂直エルロン(図5中④参照)を装着した形態の結果である。図7(a)と比較すると、ほとんどの L と δ の組み合わせにおいて e の値が改善している。一方、翼面積を変化させた場合(図5中②や③参照)は、 e の値に大きな改善が観察できなかった。

アスペクト比が大きい垂直エルロンは基準となる垂直エルロンと比較すると、垂直エルロン前縁と主翼前縁の主翼コード長方向位置が一致しない。そこで、主翼コード長方向取り付け位置の依存性を調べる実験を実施した。

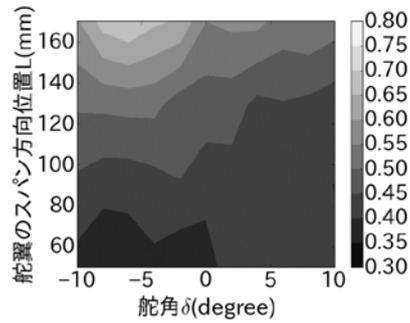
図8は垂直エルロンなし形態の効率係数 e (0.55)との差分(Δe)を表示したものである。図中、正の値の領域は、垂直エルロンなしの形態より e が改善する領域である。図8(a)と(b)はそれぞれ図6(b)と(c)の形態に対応した実験結果である。両者を比較すると、図7で観察されたように、特に垂直エルロンが翼根側に設置された時(図中下半分の領域)、垂直エルロン前縁と主翼前縁の主翼コード長方向位置が一致する場合($x=0$ mm)と比べ、一致しない場合($x=20$ mm)の方がオズワルドの効率係数を高くなることが明らかになった。これは、他の位置($x=-15$ mmや 40 mm)の時にも同様であることが明らかになった。

4. 1. 4. まとめ

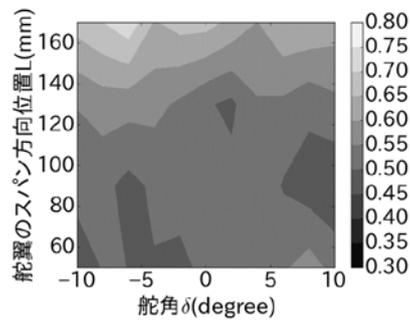
主翼上垂直エルロンの翼面積やアスペクト比、テーパー比の変化が空力特性に与える影響を調べることを目的に風洞試験を行った。その結果、垂直エルロンの平面形の変化に伴い、オズワルドの効率係数 e が変化することが確認された。特に、アスペクト比が大きい垂直エルロンを装着した形態ではほとんどの L と δ の組み合わせにおいて e の値が改善された。これは翼根長もしくは主翼コード長方向取り付け位置の変化によるものではないかと示唆された。

そこで、主翼上垂直エルロンの主翼コード長方向位置が空力特性に及ぼす影響を調査することを目的に $x=-15, 0, 20, 40$ mmの4通りの位置に主翼上垂直エルロンを設置し、風洞試験を行った。その結果、特に垂直エルロンが翼根側に設置された時、垂直エルロン

前縁と主翼前縁の主翼コード長方向位置が一致する場合($x=0$ mm)と比べ、一致しない場合($x=-15, 20, 40$ mm)の方が e が高くなることが明らかになった。

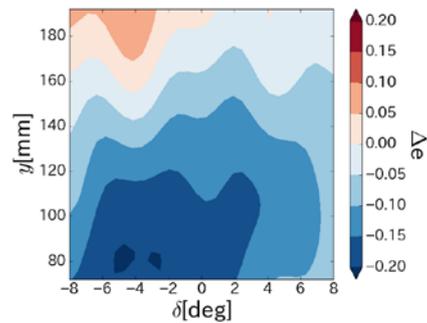


(a) 基準となる垂直エルロン

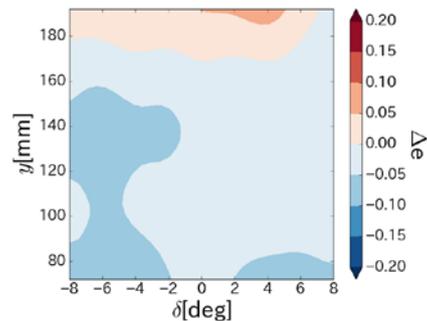


(b) アスペクト比が大きい垂直エルロン

図7 e の2次元マップ



(a) $x=0$ mm



(b) $x=20$ mm

図8 Δe の2次元マップ

4. 2. 突風下における主翼上垂直エルロンを用いた空力制御

4. 2. 1. 実験の目的

新しい空力デバイスである主翼上面に垂直に設置された垂直エルロンの舵角を操作することで舵面として利用し、水平方向の突風による急激な揚力変化の緩和に使用可能であることを示すことが目的である。そのために主翼上面に垂直に設置された舵面の基本空力特性を把握するための実験や突風を発生させる風洞実験系の構築を実施した。

4. 2. 2. 実験装置の改良

風洞実験実施に当たり、次の二点の改良を実施した。

一点目は、両翼に取り付けられた垂直エルロンの舵角を制御用 PC から制御できるようにした点である。図 9 は胴体内部の機構の様子を示したものであるが、模型全体の迎角変更機構や六力電子天秤だけでなく、舵角変更用サーボモーターを内蔵する機構とした。尚、舵角は左右独立に制御することが可能である。

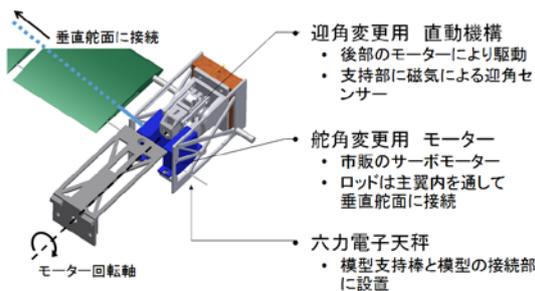


図 9 模型内部の構成

二点目の改良は、風洞に簡易な突風発生機構を取り付けた点である。本実験では、風洞の計測部より上流にあたる整流部の壁面に設けられた縦 300mm×横 400mm の扉を開閉し、空気流量を調節する方法を採用した（図 10 参照）。開閉を電動化した目的として、人為を介さず同一の開閉動作を繰り返す点、開閉のタイミングを他の機器と同調して PC から制御できる点、扉が完全に開いた、又は閉じた状態の中間の状態に保持することで細かい風速制御が可能となる点が挙げられる。

4. 2. 3. 実験結果

実験では、前節で説明した突風発生機構を用いて発生させた水平方向の突風中に模型を設置し、垂直エルロンの操舵によって、機体に働く空気力の制御ができるかを実証することに挑戦した。

風洞模型の姿勢は迎角 4° で固定し、実験は風速 10 m/s、垂直エルロン舵角の初期値は -10° とした。

図 11(a) は垂直エルロンの操舵を実施しな

い時の、風速と模型全体に働く揚力の時間履歴を表す。突風発生装置の扉を閉じた状態から開いた状態することにより、約 6% 風速が減少した。機体の迎角は固定されていることから、動圧の減少分により揚力は約 8% 減少している。

図 11(b) は垂直エルロンを操舵した時の結果である。突風発生装置により生じている水平方向の風速変化は図 11(a) と同様であるが、垂直エルロンの舵角を適切に操舵することにより、揚力が一定に保たれている。つまり、水平方向の風速が変化したにも関わらず、機体は迎角を保ったまま、鉛直方向の釣り合いを保つことが可能であることが示された。

4. 2. 4. まとめ

空力特性の明らかになってきた主翼上垂直エルロンを、水平方向の突風による揚力変化を緩和する機構として使用する可能性を探るために風洞試験を実施した。模型の垂直エルロン舵角を PC から制御できるように改良するとともに、風洞を改良して突風発生機構を制作した。

突風中においた模型の垂直エルロン舵角を操舵することにより、突風中においても模型全体に働く揚力を一定に保つことが可能であることを示した。以上より、垂直エルロンを用いて、突風に起因した空力変動を制御することが可能であることを示した。

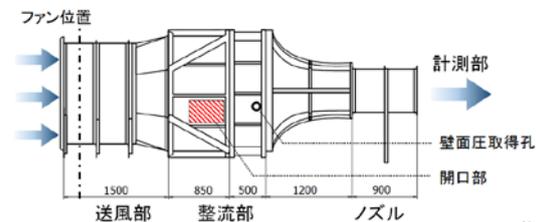
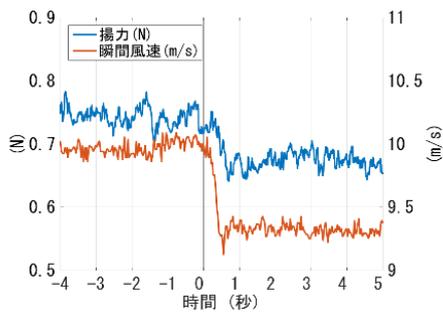
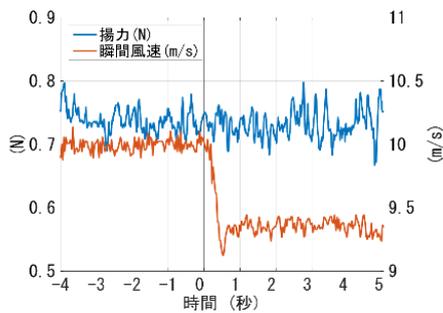


図 10 風洞壁面の回転扉（回転途中の様子）



(a) 舵面操作なし



(b) 舵面操作あり

図 11 舵面操作の有無による，風速と揚力の時間履歴

5. 主な発表論文等

(研究代表者，研究分担者及び連携研究者には下線)

〔雑誌論文〕 (計 0 件)

〔学会発表〕 (計 8 件)

- ① 大森太加，砂田保人，今村太郎，主翼上垂直方向に取り付けられた矩形舵面の空力特性に関する実験的研究，第 52 回飛行機シンポジウム，2014 年 10 月
- ② 土屋陽祐，金崎雅博，並列評価計算が可能な環境下における Expected Improvement に基づく多数追加サンプルの獲得法と航空機翼端設計への応用，進化計算シンポジウム 2014，2014 年 12 月
- ③ Taiga Omori, Yasuto Sunada, Taro Imamura, Experimental and Numerical Research on Aerodynamic Characteristics of Rectangular Fin Mounted Vertically over the Wing, SCITECH2015, 2015 年 1 月
- ④ 高梨聡，大森太加，砂田保人，今村太郎，金崎雅博，千葉一永，松野隆，主翼上垂直舵面の平面形と空力特性の関係性に関する実験的研究，第 47 回流体力学講演会/第 33 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2015 年 7 月
- ⑤ Kazuhisa Chiba, Taiga Omori, Yasuto Sunada, Taro Imamura, Cognition of Parameters' Role on Vertical Control

Device for Aerodynamic Characteristics of Aircraft Using Data Mining, The 6th International Conference on Computational Methods, July, 2015

- ⑥ 今村太郎，大森太加，高梨聡，砂田保人，金崎雅博，千葉一永，松野隆，新しい空力デバイスとしての主翼上垂直エルロンの可能性について，第 53 回飛行機シンポジウム，2015 年 11 月
- ⑦ 大森太加，高梨聡，砂田保人，今村太郎，金崎雅博，千葉一永，松野隆，航空機の突風応答緩和に向けた主翼上垂直舵面の利用に関する実験的研究，第 53 回飛行機シンポジウム，2015 年 11 月
- ⑧ 高梨聡，大森太加，砂田保人，今村太郎，金崎雅博，千葉一永，松野隆，主翼上垂直エルロンの主翼コード長方向位置が空力特性に与える影響について，第 47 期日本航空宇宙学会年会講演会，2016 年 4 月

〔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

<http://park.itc.u-tokyo.ac.jp/rinoielab/research/index.html>

6. 研究組織

(1) 研究代表者

今村太郎 (IMAMURA, Taro)

東京大学大学院工学系研究科・准教授

研究者番号：30371115

(2) 研究分担者

金崎雅博 (KANAZAKI, Masahiro)

首都大学東京大学院・システムデザイン研究科・准教授

研究者番号：10392838

千葉一永 (CHIBA, Kazuhisa)

電気通信大学大学院情報理工学研究科・准教授

研究者番号：50450705

松野隆 (MATSUNO, Takashi)

鳥取大学工学研究科・講師

研究者番号：90432608

(3) 連携研究者

なし