

令和元年6月14日現在

機関番号：82645

研究種目：基盤研究(C) (一般)

研究期間：2016～2018

課題番号：16K06900

研究課題名(和文)ペナルティレスを目指した自動境界層制御技術の研究

研究課題名(英文)Research of automatic boundary layer control aimed lesser penalty

研究代表者

石川 直子(徳川直子)(Ishikawa (Tokugawa), Naoko)

国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構・航空技術部門・研究領域主幹

研究者番号：60358661

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)：本研究では、航空機にかかる摩擦抵抗の低減を狙いとして、境界層の吸込みおよび吹出しを組み合わせた制御をペナルティなしで自動に行うシステムの構築を目的とし、実験および数値解析を実施した。

2次元翼の前縁および後縁近傍上面の内部に設けた多孔表面を有するチャンバーを配管で直結した。その結果、前縁で吸込まれた流れが後縁近傍の上面から吹出し、20-40%摩擦抵抗が低減された。すなわち、動力負荷のないペナルティレス自動制御システム構築を達成した。ただし、外部動力を用いた吹出しでは圧力抵抗が増加することがわかった。重量負荷を凌駕する抵抗低減を獲得するための課題が抽出された。

研究成果の学術的意義や社会的意義

航空機の機体表面の流れに対して吸込みと吹出しを組み合わせた制御を行うことにより摩擦抵抗低減が削減され、航空機の燃費が改善される可能性が示されたことが社会的に非常に有意である。

また、このような技術はこれまで圧力勾配のない平板上に適用されることが多く、圧力勾配のある翼面上に適用した結果は大変貴重である。また数値的な解析だけでなく、実験的なデータも勢力的に取得したことは学術的な意義が非常に高い。

研究成果の概要(英文)：Experimental and computational researchs were conducted aimed to construction of a automatic boundary layer control system with lesser penalty, which leads the frictional drag reduction of airplanes.

Chambers, which are installed inside of the 2-D wing at the leading edge and aft-upper regions with perforated surface, are connected directly. In results, the boundary layer sucked from the leading edge region blew from the aft-upper region. Frictional drag of 20-40% was reduced, and the construction of a automatic boundary layer control system was achieved. However, the pressure drag was increased for uniform blowing without suction. Technical challenges in order to obtain much gain of drag reduction, which exceed beyond weight penalty, were clarified.

研究分野：流体工学

キーワード：摩擦抵抗 境界層制御

様式 C - 19、F - 19 - 1、Z - 19、CK - 19 (共通)

1. 研究開始当初の背景

グローバル化の進展に伴い、航空輸送に対する需要は今後増加の一途をたどることが予想されている[1]。この増加は、CO₂ や騒音などの環境負荷の増大を加速させることは自明である。また、新規に開発される航空機の機体性能に関する規制も次々に強化されている[1]ことから、エアラインや民間航空機のメーカーにとって、航空機の環境負荷低減は緊急かつ必要不可欠な研究課題である。

航空機の摩擦抵抗を低減する技術としては、それを生成する機体表面上の境界層が、摩擦抵抗の小さい層流から摩擦抵抗の大きい乱流へ遷移するのを遅らせる層流化技術と、乱流になってしまった境界層の摩擦抵抗を低減する乱流摩擦抵抗低減技術がある。層流化技術[2, 3]の一つである、能動的あるいは受動的なデバイスを用いた制御により遷移を遅らせる層流制御技術は幅広く研究されている。代表的な技術は、境界層の壁面近傍で増大する乱流エネルギーを壁面内に吸い込む、吸込み制御である[4]。吸込み制御の効果は風洞実験に留まらず、亜音速機および超音速機を用いた飛行実験による検証が行われ、制御効果は確認されている。一方、後者の乱流摩擦抵抗を低減する技術としては、吸込みとは逆に平均流速分布を壁面から遠ざける吹出し制御[5]、壁近傍の組織構造の運動抑制を利用したリブレット[6]などが知られている。いずれの境界層制御技術についてもその効果は適応環境条件や、制御効果が及ぶ範囲に限られる場合が多い。さらに、実機に搭載した場合には、実験室レベルでは研究の対象外となっていた制御を実現させるために必要な動力源、あるいは付加的な構造の存在が、動力負荷および重量負荷などのペナルティとして無視できなかつた。これらのペナルティは、往々にして制御による利潤を上回ることから、境界層制御技術は実機搭載が阻まれてきた。境界層制御技術が実機に搭載されるのは、離着陸距離の短縮などペナルティを凌駕する何らかのベネフィットが期待される場合と言える。

近年、Boeing 社の B787-9 の垂直および水平尾翼の前縁に吸込み制御が実装された。制御方法および制御効果は明らかにされていないが、製造技術の向上によって小孔径を横流れ不安定が誘起されないほど最小化出来たことが搭載の鍵となったことが推察される。

そして、B787-9 では余剰流として廃棄している吸込まれた気体を、翼後縁側に形成される乱流境界層部分に吹き出すことができれば、エネルギーの廃棄を無くすだけでなく、動力負荷なしに摩擦抵抗低減のベネフィットを獲得することが可能となる。吸込みと吹出しの組み合わせ制御[7, 8]は、数値シミュレーションによって最も高い摩擦抵抗の低減効果が期待されることがわかっており、その機構も FIK 恒等式[9]を用いた解析によって明らかにされている。しかし、その推算是数値解析に留まり、実験的検証は行われていなかった。さらに、これまで境界層制御の実機搭載を阻んできたペナルティについては全く考慮されていなかった。

2. 研究の目的

本研究では、航空機にかかる摩擦抵抗の低減を狙いとして、境界層の吸込みおよび吹出しを組み合わせた制御を、動力負荷および重量負荷などのペナルティなしで自動に行うシステムの構築を目的とする。

特に、動力負荷を大幅に軽減させるため、空気力学を最大限に利用した自動制御システムを構築し、重量負荷を凌駕する抵抗低減を達成する自動化制御システムの構築を目指す。

3. 研究の方法

風洞実験

実験は JAXA 航空技術部門の 650 mm × 550 mm 小型低乱風洞で実施し、熱線流速計を用いて境界層の速度分布計測を行った。熱線流速計はトラバース装置によって制御されており、主流方向 (x 方向) 及び鉛直方向 (z 方向) に移動することができる。主流速度はピトー管、テストセクション内温度は熱電対により計測した。

本研究の受動吹出し制御のために試作した Clark-Y 翼模型を Fig. 1, Fig. 2 に示す。コード長 $c = 400$ mm、スパン長は $2b = 548$ mm である。模型の前縁に吸込み領域、上面の後縁側に吹出し領域が設置されており、これら二つの領域間の圧力差によって受動的な吹出しが実現される機構となっている。吸込み領域と吹出し領域の翼面には、ピッチ 1.0 mm の 60 度千鳥格子状に直

径 0.5 mm の孔が穿孔されたパンチングメタルを用いた。また、乱流摩擦抵抗低減制御が必要なときのみ吹出しを行うスイッチング機構[10]として、吸込み口と吹出し口を繋ぐチューブ間に、吹出しの on/off を切り替えるための電磁バルブを設置した。

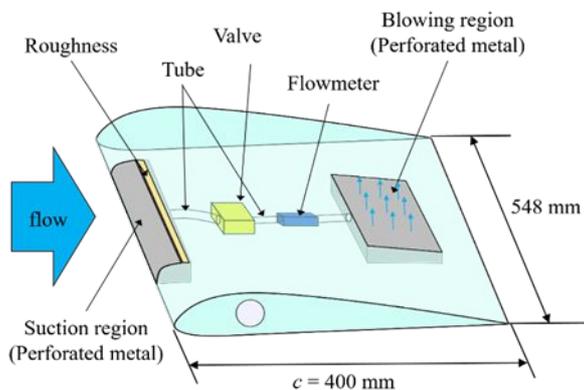


Fig. 1: Schematic of passive blowing.



Fig. 2: Clark-Y airfoil model.

実験条件は迎角 α を 0° と 6° とし、コード長 c に基づくレイノルズ数 Re_c を 0.65×10^6 と 1.55×10^6 とした。それぞれの試験条件で、スパン方向中央断面の吹出し制御領域において制御時と非制御時の境界層速度分布計測を行った。

数値解析

壁面近傍の挙動を正確に捉えるべく、JAXA によって開発された圧縮性 RANS コード (UPACS)[11]を用いた。また、乱流モデルには Spalart-Allmaras モデルを用いた。支配方程式は RANS 方程式、質量保存式、エネルギー保存式、理想気体の状態方程式、内部エネルギーの式、エンタルピーの式、および、渦粘性に対応する外部変数の輸送方程式である。

支配方程式中の慣性項の数値流束には Roe 法を MUSCL 法で 2 次精度化したものを用いた。粘性項の離散化には 2 次精度中心差分を用い、時間積分法には 1 次のオイラー陰解法を用いた。時間刻み幅にはクーラン数が 100 となる局所時間刻み幅を用いて定常計算を行った。また、収束性と精度を向上させるため Weiss & Smith の前処理法[12]を用いた。

計算条件として、 $Re_c = 0.47 \times 10^6$ あるいは $Re_c = 1.5 \times 10^6$ 、マッハ数を $Ma = 0.0716$ あるいは 0.1780 、迎角を 0° とした。Figure 3 に計算領域と境界条件を示す。境界条件として翼面上(wall)では非制御時には滑りなし条件、制御時には制御領域に対しては吹出し、吸込み速度を与え、制御領域外では滑りなし条件とした。また、流出条件(outlet)では 0 次外挿、遠方条件(far-field)では一定速度、圧力、および温度を与えた。計算領域は、翼弦水平方向に対し翼前縁側に $10c$ 、後流側に $9c$ 、後流垂直方向に $20c$ 設けた。計算格子には境界面に水平あるいは垂直に配置される C 型境界適合格子を用いた。計算格子点は、翼上下の領域で翼面接線方向に上下各々 61 点、翼面法線方向に 75 点を、後流の領域では上下各々の領域に対し主流方向に 50 点、垂直方向に 75 点配置してある。

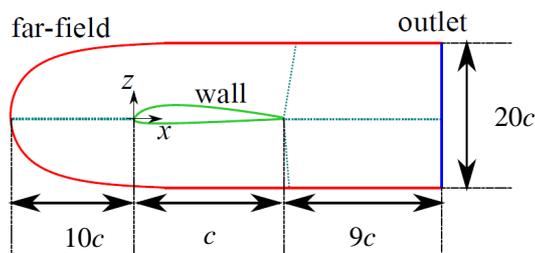


Fig. 3. Computational region and boundary conditions.

4. 研究成果

風洞実験

主流方向平均速度分布が制御によって境界層速度分布が翼面から遠ざかる方向にシフトして

おり、翼面での速度こう配が減少していることが示唆された。先行研究[5, 13]においても、このような変化がみられる場合に壁面近傍での速度こう配が減少し、摩擦抵抗が低減されることが確認されていることから、受動的な吹出し制御による摩擦抵抗低減効果が定性的に確認された。境界層平均速度分布の結果に基づき、摩擦抵抗低減効果を定量的に評価した。本研究では、圧力こう配に加え、壁面粗さを加味した定量評価に取り組んだ。なお、ここでの壁面粗さは、制御領域において吹出しのために使用しているパンチングメタルによるものである。乱流境界層の主流方向平均速度分布は壁面粗さの影響を受けることで、壁指標において対数則領域における傾きは滑面の速度分布に等しいまま、無次元化した速度 u^+ が減少する方向にシフトすることが知られている[14]。

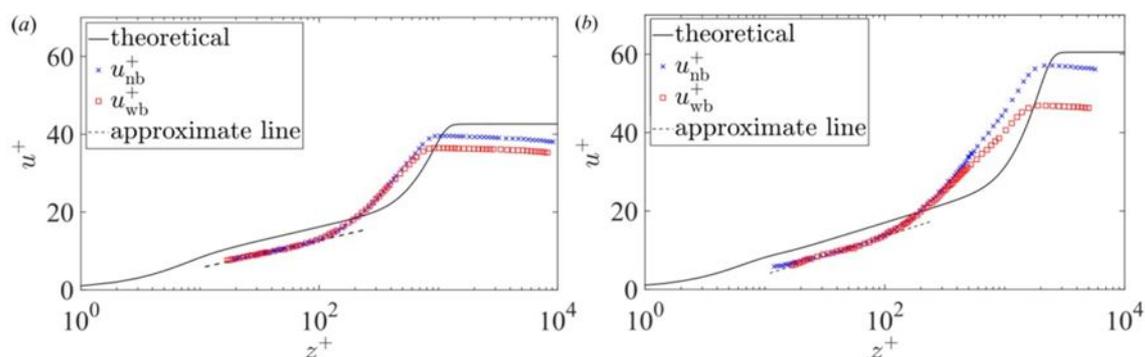


Fig. 4. Non-dimensional mean velocity profiles at $x/c = 0.70$, $Re_c = 1.55 \times 10^6$: (a) $\alpha = 0^\circ$; (b) $\alpha = 6^\circ$.

そこで壁指標で表した速度分布の対数則領域において、Nickels [15]の圧力こう配を考慮した平均速度分布の傾きと、実験結果の平均速度分布の傾きを比較する。このとき、理論式の傾き

に対し、実験結果の傾きを最も良く一致させる摩擦速度を求める。なお、吹出し制御により境界層速度分布が一般的な壁法則に従わなくなることから、Vigdorovich [16]による修正 Stevenson 則を用いて制御時の速度分布に補正を施している。Figure 4 に、以上の過程から求めた摩擦速度によって無次元化した境界層速度分布を示す。この定量評価により求めた非制御時の摩擦速度と、制御時の摩擦速度を用いて定義される局所摩擦抵抗低減率 R の分布を Fig. 5 に示す。この定量評価の結果、制御領域における局所摩擦抵抗低減率は、4%–23%と見積もられた。境界層の吸込みおよび吹出しを組み合わせる制御を、動力負荷なしで自動に行うシステムの構築を達成した。

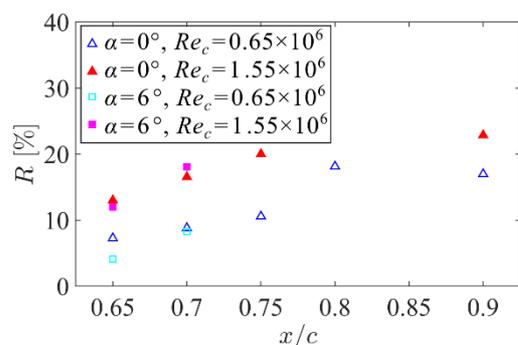


Fig. 5. Local friction drag reduction rate R .

境界層の吸込みおよび吹出しを組み合わせる制御を、動力負荷なしで自動に行うシステムの構築を達成した。

数値解析

Figure 6 に翼上面の様々な領域で主流速度の0.14%のUB制御またはUS制御をした時の、翼上面での摩擦係数 c_f の分布を示す。摩擦係数 c_f は、局所の壁面せん断応力である。ここで、Fig. 6 より各々の制御領域においてUB制御で摩擦係数が20%程度低減し、US制御で摩擦係数が30%程度増加していることが分かる。また、制御領域下流でもUB制御では摩擦係数が低減し、US制御では摩擦係数が増加していることが分かる。これらの傾向は先行研究[5, 17, 18]においても確認されている。翼面上の様々な領域で一定のUB制御またはUS制御をした時の揚抗比 L/D を比較すると、下面のUB制御または上面のUS制御で揚抗比が向上し、上面のUB制御または下面のUS制御で揚抗比が悪化していることが分かった。

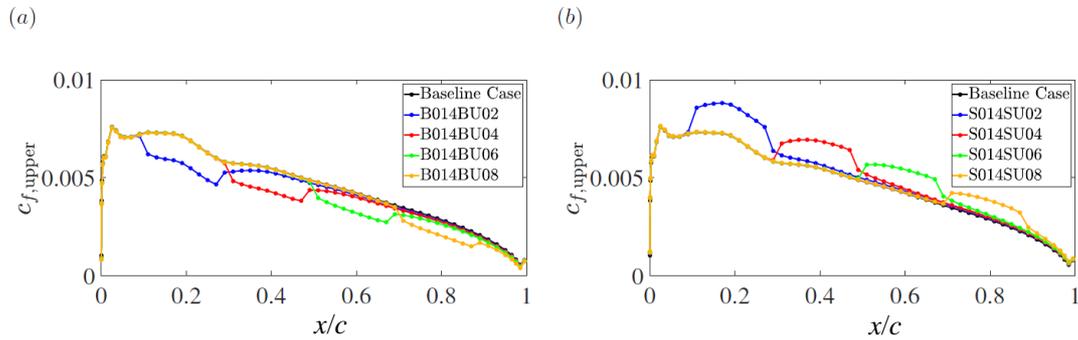


Fig. 6: Distribution of the friction coefficient c_f on the upper surface: (a) UB control cases; (b) US control cases.

UB・US の併用制御について，Fig. 7 に全ケースの揚力係数 C_L および抗力係数 C_D を示す．ここで $C_{L,0}$ と $C_{D,0}$ はそれぞれ非制御時の揚力係数および抗力係数を示す．揚抗比 L/D は下面における UB 制御と上面における US 制御の併用制御で最も向上する傾向が見られた．特に，制御強度が主流速度の 0.26% で， $0.7 < x/c < 0.88$ の下面での UB 制御と $0.7 < x/c < 0.88$ の上面での US 制御の併用制御で揚抗比が最も向上した．すなわち実験と等しいセットアップでは，重量ペナルティを凌駕する抵抗低減効果は得られない可能性が示唆された．

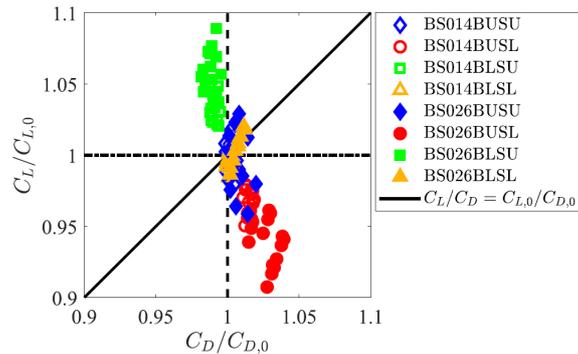


Fig.7. Lift coefficient and drag coefficient in all cases.

[1] ICAO ENVIRONMENT REPORT 2010, http://www.icao.int/environmental-protection/Documents/EnvironmentReport-2010/ICAO_EnvReport10-Ch2_en.pdf

[2] H. Ishikawa et al.: Proc. 29th Congress of ICAS, 2014-1.1.3 (2014) [CD-ROM].

[3] W. S. Saric, H.L. Reed and E.D. White: *Annu. Rev. Fluid Mech.* **33**, 413-440 (2003).

[4] R. D. Joslin: *Annu. Rev. Fluid Mech.* **30**, 1-29, (1998).

[5] Y. Kametani and K. Fukagata: *J. Fluid Mech.* **681**, 154-172 (2011).

[6] M. J. Walsh: *AIAA J.* **21**, 485-486 (1983).

[7] D. Noguchi et al.: *J. Fluid Sci. Technol.* **11**, JFST0004 (2016)

[8] P. Q. Liu et al.: *J. Aircraft* **47**, 229-239 (2010).

[9] K. Fukagata et al.: *Phys. Fluids* **14**, L73-L76 (2002).

[10] 国立開発研究法人宇宙航空研究開発機構，学校法人慶應義塾，特願 2018-029486 (2018).

[11] 山本一臣，他，第 14 回数値流体力学シンポジウム，D02-1, (2000).

[12] J. M. Weiss and W. A. Smith, *AIAA J.* **33**, 2050-2057 (1995).

[13] Y. Kondo and K. Fukagata, Proc. 11th Euro. Fluid Mech. Conf. (2016).

[14] F. M. White, *Fluid Mechanics, Seventh Edition in SI Units*, McGraw-Hill, 377-379 (2011).

[15] T. B. Nickels, *J. Fluid Mech.* **521**, 217-239 (2004).

[16] I. Vigdorovich, *Phys. Fluids* **28**, 085102 (2016).

[17] K. Eto, Y. Kondo, K. Fukagata and N. Tokugawa, AIAA Paper 2018-3374 (2018). [18] Y. Kondo, M.Eng. Thesis, Keio University (2018).

5 . 主な発表論文等

〔雑誌論文〕(計 4 件)

Y. Kametani, A. Kotake, K. Fukagata and N. Tokugawa, “Drag reduction capability of uniform blowing in supersonic wall-bounded turbulent flows,” *Phys. Rev. Fluids.* **2**, 123904 (2017).

K. Eto, Y. Kondo, K. Fukagata and N. Tokugawa, “Assessment of friction drag reduction on a

Clark-Y airfoil by uniform blowing,” *AIAA J.* (2019). doi:10.2514/1.J057998

江藤薫子,近藤佑亮,深淵康二,徳川直子, “一様吹出し制御による翼面摩擦抵抗低減効果の実験的定量評価”,日本機械学会流体工学部門ニューズレター「流れ」, 2019年3月号, Art. 3 (2019).

廣川詩歩,江藤薫子,近藤佑亮,深淵康二,徳川直子, “受動吹出し制御による翼面摩擦抵抗低減の風洞実験”,日本機械学会流体工学部門ニューズレター「流れ」, 2019年3月号, Art. 4 (2019).

〔学会発表〕(計14件)

K. Eto, Y. Kondo, K. Fukagata and N. Tokugawa, “Friction drag reduction on a Clark-Y airfoil using uniform blowing,” *AIAA Aviation 2018* (2018).

江藤薫子,近藤佑亮,深淵康二,徳川直子, “一様吹出しによる翼面摩擦抵抗低減効果及び吹出し面性状に対する実験的検討”, 日本流体力学会年会 2018 (2018).

K. Eto, Y. Kondo, K. Fukagata and N. Tokugawa, “Experimental study of friction drag reduction on an airfoil using uniform blowing”, 12th European Fluid Mechanics Conference (2018)

江藤薫子,近藤佑亮,深淵康二,徳川直子, “一様吹出し制御による翼面摩擦抵抗低減効果の実験的定量評価”, 日本機械学会第96期流体工学部門講演会, (2018).

廣川詩歩,江藤薫子,近藤佑亮,深淵康二,徳川直子, “受動吹出し制御による翼面摩擦抵抗低減の風洞実験”, 日本機械学会第96期流体工学部門講演会 (2018).

〔図書〕(計0件)

〔産業財産権〕

出願状況(計1件)

名称: 気流制御装置、航空機及び気流制御方法

発明者: 徳川直子, 深淵康二, 近藤佑亮, 江藤薫子, 廣川詩歩

権利者: 国立開発研究法人宇宙航空研究開発機構, 学校法人慶應義塾

種類: 特願

番号: 2018-29486

出願年: 2018年

国内外の別: 国内

取得状況(計0件)

6. 研究組織

(1)研究分担者

研究分担者氏名: 深淵康二

ローマ字氏名: Koji Fukagata

所属研究機関名: 慶應義塾大学

部局名: 理工学部 機械工学科

職名: 教授

研究者番号(8桁): 80361517

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。