

## 科学研究費助成事業 研究成果報告書

平成 27 年 6 月 4 日現在

機関番号：12612

研究種目：挑戦的萌芽研究

研究期間：2012～2014

課題番号：24656518

研究課題名(和文) 亜音速乱流境界層摩擦抵抗低減

研究課題名(英文) Skin-friction reduction for the subsonic turbulent boundary layers

研究代表者

前川 博 (Maekawa, Hiroshi)

電気通信大学・情報理工学(系)研究科・教授

研究者番号：90145459

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 3,100,000円

研究成果の概要(和文)：超音速乱流境界層における摩擦係数式を基に、温度勾配をもつ低亜音速乱流境界層における摩擦抵抗係数は、Richardson数が十分小さい時は速度分布が指数則でよく近似できることから、平板乱流境界層で用いられているブラジウス則  $C_f = 0.025 (Re_x)^{-m}$  からの偏差である温度比  $(T_e/T_w)^{-(1-n+1/m)(2m+1)/(1+m)}$  が抵抗低減の大きさを表す予測式と、温度分布と速度分布より摩擦係数を求めて得られた実験結果(温度範囲  $0.89 < T_e/T_w < 0.95, n=0.67$ ) とよく一致し、速度分布クラウザー線図法で得られた摩擦係数は最大8.65%(平板の場合)低減したことを示した。

研究成果の概要(英文)：The velocity and temperature profiles for the various supersonic turbulent boundary layers look very much the same, even though Mach numbers and heat-parameters differ considerably. The velocity profiles in the turbulent boundary layer follow a 1/7th power-law distribution quite well. In this study, based on this fact, the skin friction law of subsonic turbulent boundary layer on an isothermal wall is assumed to be described approximately as a power-law dependence given by Blasius law of  $C_f = 0.025 (Re_x)^{-m}$ , which is modified by the temperature ratio of  $(T_e/T_w)^{-(1-n+1/m)(2m+1)/(1+m)}$ , where  $m=1/4$  and  $n=0.67$ . This skin friction law predicts the substantial drag reduction by  $(T_e/T_w)^{0.7}$ . The experiment shows that the velocity profiles are followed by the 1/7th power-law distribution. The drag reduction prediction is coincident with the drag decrease up to 8.65% at  $T_e/T_w=0.89$  calculated by the measured velocity distribution using the log-law profile fitting.

研究分野：航空宇宙工学

キーワード：乱流 摩擦抵抗低減 乱流境界層 亜音速

### 1. 研究開始当初の背景

これまで、超音速輸送機において層流乱流遷移の自然遷移、層流制御やその二つの組み合わせ技術(ハイブリッド層流制御)は成果があった。非常に大きなレイノルズ数となる航空機では乱流壁面摩擦の低減法が重要になる。リブレットは摩擦抵抗低減に有効であることが知られているが、これまで民間輸送機で広く実用化してこなかった。また、プラズマアクチュエータを用いた摩擦低減法も試みられるようになったが、実用的に高レイノルズ数乱流において存在する微細渦構造に働きかける微小電極を持つアクチュエータはなく、また製法や性能評価の確立が望まれている状況である。一方、バルクな誘起速度を与えて乱流摩擦抵抗が低減される場合があることが報告されているが、実用的段階に向けた検討を始める前の基礎的段階である。

### 2. 研究の目的

超音速流れにおいては、壁面近傍の熱力学状態量の分布は壁面熱力学的条件によって異なることが知られている。超音速乱流境界層における摩擦係数はマッハ数の増加とともに同じレイノルズ数の非圧縮性乱流境界と比較して小さくなることが知られている。超音速乱流境界層においても壁面近傍に温度勾配と密度勾配を持つことによる粘性係数の壁面近傍での変化と壁面近傍の乱流境界層内に発生するストリークやヘアピン渦などの乱流構造の変化を研究することは摩擦抵抗低減効果の発見とともに、温度勾配を持つ乱流境界層の理解が深まることが期待できる。研究の目的は、高解像度シミュレーションによって壁面と流体との熱輸送の乱流境界層の発達に及ぼす影響を調べ、摩擦抵抗低減に効果があるメカニズムを研究することである。そして、風洞実験によって壁面温度と主流温度比をパラメータにした乱流境界層の速度分布の変化を調べ、粘性係数の変化や密度勾配が与える摩擦係数への影響を研究する。

一方、壁面摩擦係数 $C_f$ は粘性係数が温度のべき乗則(n)を使い、一様温度場の乱流境界層における壁面摩擦係数 $C_{f_i}$ との関係は以下の予測式で簡潔に表される。

$$C_f = C_{f_i} (\theta_i / \theta_c)^{-m} (T_e/T_w)^{1 - (n+1)m}$$

ここで、 $\theta$ は境界層の運動量厚さであり、添え字 $i$ と $c$ は一様温度場と温度勾配を持つ乱流境界層の運動量厚さをそれぞれ表す。また、 $T_e/T_w$ は主流の温度と壁面温度比を表す。さらに、平板摩擦係数を表すブラジウス則を使うと $m=1/4$ であり、粘性係数が近似される温度べき乗則 $n=0.67$ とする。超音速乱流境界層においてもこの予測式がどの程度定量的

に予測可能か実験結果を使って検証する。一方、超音速乱流境界層の摩擦側は非圧縮性乱流境界層において用いられた(Von Karman 1934 Journal of the Aeronautical Science)摩擦側を超音速境界層に半経験的に拡張したVan Driest I, II, IIIと呼ばれる形式で表される。この形式の特徴は壁面温度と主流温度の比 $T_e/T_w$ と主流マッハ数 $M_e$ がそれぞれ含まれており、非常に小さなマッハ数の低超音速流れもあらわされているので( $M_e^2$ に比例)、実質的に温度勾配の影響だけが残る形式になる。例えば、低マッハ数の乱流境界層においては温度比 $T_e/T_w < 1$ であれば境界層Sublayerの速度は非圧縮性境界層のそれより遅くなり、Sublayerは厚くなることを予測している。これは温度比( $T_e/T_w < 1$ )の低下によってファクター $(T_e/T_w - 1)^{1/2}$ だけ摩擦抵抗が低減することを示唆している。

### 3. 研究の方法

圧縮性流体の基礎方程式を基にした高解像度シミュレーションによって壁面からの熱輸送を模擬して、乱流境界層の壁面摩擦抵抗低減への効果を調査する。一方、風洞実験によって、発達した平板乱流境界層の壁面に発熱フィルムを取り付け壁面から空気への一定の熱輸送量を与え、乱流境界層の発達に及ぼす影響を計測する。前縁から5%位置にトリッピングワイヤを設置して強制的に乱流遷移させて発達する乱流境界層にし、その下流で前縁から30%位置からヒーターによって加熱した。風洞実験では小型ピトー管による速度分布と熱電対による境界層内温度分布、熱線流速計による乱れ強さ分布、さらに、冷線プローブによってStream-Ware温度モジュールを介して温度変動を計測する。前縁から45%から70%までの6点で計測を行った。なお、乱れ強さが計測位置6点で相似形分布(平板乱流境界層の特徴を示す)を示すことを確認した。一方、圧力勾配を持つ乱流境界層においても同様に風洞で実験を行った。

### 4. 研究成果

渦Dynamicsへの温度勾配の影響  
DNSによって、ストリークと渦構造の全体像と境界層内渦強度(速度勾配テンソルの第二不変量で定義)を、主流温度と壁面温度の比 $T_e/T_w = 0.55$ の高速流(浮力の影響を無視できる)において低速ストリーク・ヘアピン渦構造を観察して、類似な構造であることが確認された。速度分布はVanDriest変換をして対数則によく一致することが確認された。さらに、 $Re_\theta = 2000$ では、 $T_e/T_w = 0.55$ の影響は境界層内渦強度が統計平均80%と小さくなるが、レイノルズ数の影響の方が大きく、渦Dynamicsへの温度勾配の影響は大きくないと結論した。したがって、風洞実験する温度比 $T_e/T_w = 0.9$ では渦力学への影響は非常

に小さい。

速度分布の特徴

図1に示すように乱流境界層は指数則で近似できる。平板乱流境界層においても、また、翼周りの圧力勾配がある乱流境界層においても温度場の影響を受ける境界層内速度分布は1/7則のPower-Lawでよく近似できることが分かった。一方、図2に示すように、それらの乱流境界層における摩擦係数を計算するために用いたクラウザー線図法では、対数則を表している領域が存在していることが確認できた。したがって、速度分布が1/7則のPower-Lawでよく近似できる境界層の摩擦則の冪は1/5であり、研究目的の平板摩擦係数を長さスケールxで与えるべき乗則がよい近似として用いる根拠を与えている。

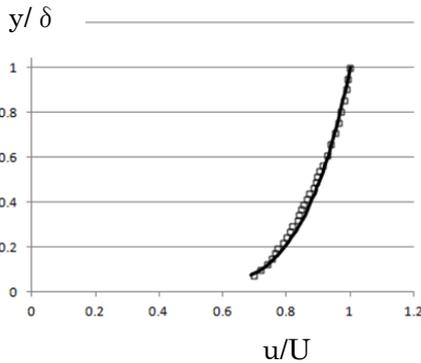


図1. 平板乱流境界層速度分布 (実験○)  
実線: 1/7 指数則

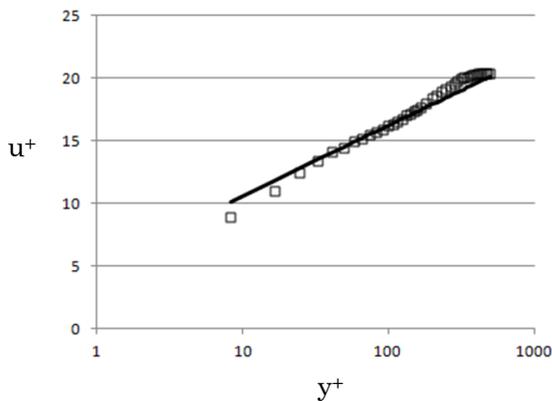


図2. 平板乱流境界層速度分布 (実験□)  
実線: 対数則

ただし、ここでは、同一の  $Re_x$  で代表長さとして運動量厚さ  $\theta$  を用いると、冪は  $m=1/4$  としたブラジウス則  $C_f = K (Re_\theta)^{-1/4}$  が適用できる。予測式における運動量厚さ比を代表長さ比として用いる。

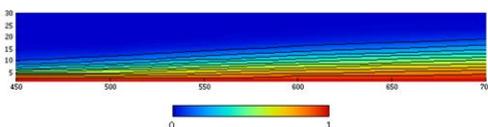


図3. 境界層内温度分布  $(T-T_w)/(T_e-T_w)$

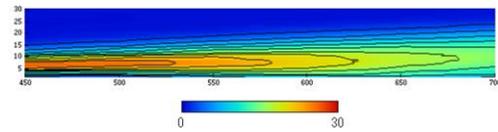


図4. 温度変動分布  $(T_{rms}/T_e \times 100)$

次に、境界層内温度分布と温度変動分布を計測した結果を図3,4に示す。温度境界層厚さの1/3で変動ピークを与えている(十分下流を除く)。また、温度分布はWaltz (1969)の式で近似できる。主流温度と壁面温度比

$$(T_e/T_w)^{(1-(n+1)m)(2m+1)/(1+m)}$$

に比例することが予測式から得られる。実験では、 $0.89 < T_e/T_w < 0.95$  の範囲であったので、代入すると  $(m=0.25, n=2/3)$ ,

$$0.916 < (T_e/T_w)^{0.7} < 0.965$$

となった。この結果を速度分布からクラウザー線図法で得られた摩擦係数をプロットすると以下の図5のような結果になる。実験結果は8.65% ( $x/L=50\%$ )から2% ( $x/L=70\%$ )の摩擦抵抗が低減したことを示している。

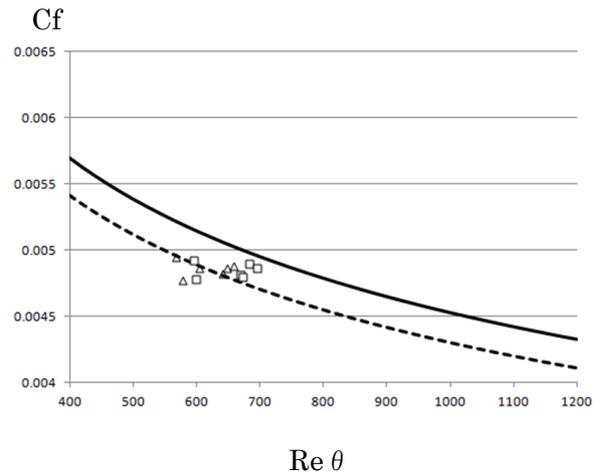


図5. 平板乱流境界層摩擦係数(実験△, □),  
実線:ブラジウス則  $C_f = 0.025 (Re_\theta)^{-1/4}$ ,  
破線:  $0.95 \times C_f = 0.02375 (Re_\theta)^{-1/4}$ , 5%  
低減摩擦係数。

研究成果の結論

超音速乱流境界層における摩擦係数予測式を基に、温度勾配をもつ低亜音速乱流境界層における摩擦抵抗係数は、速度分布が指数則でよく近似できることから、平板乱流境界層で用いられているブラジウス則  $C_f = 0.025 (Re_\theta)^{-1/4}$  からの偏差が予測式であったとした。温度比  $(T_e/T_w)^{(1-(n+1)m)(2m+1)/(1+m)}$  が抵抗低減の大きさであると予測した式と、温度分布と速度分布より摩擦係数を求めて計算した実験結果(実験した温度範囲では)とよく一致した。なお、実験で得られたバルク Richardson 数(境界層運動量厚さと主流

速度を基準とした)  $R_i = -0.77 \times 10^{-5}$  ( $x/L=0.45$ )であり、浮力効果は極めて小さい。

#### 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 12 件)

- (1) H.MAEKAWA & D.WATANABE: Rapid Growth of Unsteady Finite Perturbations in a Supersonic Boundary Layer. Proceedings of Ninth International Symposium on Turbulence and Shear Flow Phenomena (TSFP-9), The University of Melbourne in Australia. (2015), 1-6. 査読有
- (2) D.WATANABE & H.MAEKAWA: Transitional structures and sound emission in a supersonic round jet forced by a pair of helical modes, Proceedings of Ninth International Symposium on Turbulence and Shear Flow Phenomena (TSFP-9), The University of Melbourne in Australia. (2015), 1-6. 査読有
- (3) D.WATANABE & H.MAEKAWA: NONLINEAR DEVELOPMENT OF A PAIR OF HELICAL MODES IN A SUPERSONIC ROUND JET, Proceedings of Jets, wakes and Separated Flows, KTH in Sweden (2015), CDROM. 査読有
- (4) 若松裕紀, 渡邊裕章, 井上洋平, 前川博, 壁面近傍のスキームが壁面近傍渦運動から発生する空力音の数値計算に与える影響, 日本機械学会論文集, Vol. 81, No. 823, (2015), 1-20. DOI: 10.1299/transjsme.14-00544. 査読有
- (5) D.WATANABE & H.MAEKAWA: The effect of upstream disturbance on the angle of sound emission in a supersonic round jet, Journal of Fluid Science and Technology, Vol.9, No.3, (2014) 1-12. 査読有
- (6) Zhiheng ZUO & H.Maekawa : Computational Study of the Interaction between a Shock and a Near-Wall Vortex Using a WCNS, Fluid Dynamics Research, Vol.46,(2014),1-20. 査読有
- (7) W.Zhao, A.Ming, M,Shimojo, Y.Inoue & H.Maekawa : Fluid-Structure Interaction Analysis of a Soft Robotic Fish Using Piezoelectric Fiber Composite, Journal of Robotics and Mechatronics, Vol.26,No,5,(2014) 638-648. 査読有
- (8) Zhiheng ZUO & H.Maekawa : Computational Aeroacoustics of the Near-Wall Vortex-Shock Interactions Using WCNS, Proceedings of 52th International Workshop on Investigation and Control to Turbulence, Tokyo, pp.3, (2013). 査読有
- (9) D.Watanabe, H.Maekawa : The Effect of Upstream Disturbance on The Angle of Sound Emission in a Supersonic Round Jet,

Proceedings of 4th ICJWSF2013,Nagoya (2013), CDROM, 査読有

- (10) Z. Zuo, H. Maekawa, Application of a High-Resolution Compact Finite Difference Method to Computational Aeroacoustics of Compressible Flows, Proceedings of ASME-JSM-KSME Joint Fluids Engineering Conference, 2011 - 15009, (2012), 1-8, 査読有
- (11) Z. Zuo, H. Maekawa, Computational Aeroacoustics by the Near Wall Vortex-Shock Interaction Using WCNS, Proceedings of the the 8th International Conference on Flow Dynamics, 2011 - 1269, (2012), 1-2, 査読有
- (12) Y. Tokura, H. Maekawa, Direct Numerical Simulation of Impinging Shock Wave/Transition Boundary Layer Interaction with Separation Flow, Journal of Fluid Science and Technology, (2012), Vol.6,No.5, 765-777. 査読有

[学会発表] (計 18 件)

- (1) 渡辺大輔, 前川博 : 圧縮性境界層における強い二次元波の受容性, 第 28 回数値流体力学シンポジウム, CR-DOM, (2014 年 12 月 9 日), タワーホール船堀 (東京)
- (2) 鈴木雅大, 井上洋平, 前川博, 高見創 : 境界層内キャビティ流と連動する平板周りの流の研究, 環境工学総合シンポジウム, CD-ROM (2014 年 11 月 18 日), つくば国際会議場, つくば市
- (3) 佐藤翔平, 左志峰, 井上洋平, 前川博 : 高解像度 WCNS の衝撃波を流れの基礎研究への応用, 日本機械学会流体工学部門講演会, CD-ROM (2014 年 10 月 25 日), 富山大学, 富山市
- (4) 鈴木雅大, 井上洋平, 前川博, 高見創 : 境界層内キャビティ下流平板周りの流の研究, 日本流体力学会年会 CR-DOM, (2014 年 9 月 16 日), 東北大学, 仙台市
- (5) 渡辺大輔, 前川博 : 超音速 To-Hat 型円形ジェットの不安定モードの性質, 日本流体力学会年会 CR-DOM, (2014 年 9 月 16 日) 東北大学, 仙台市
- (6) 井上洋平, 平田匠, 鈴木雅大, 前川博 : 鈍体後流部の渦流れと噴流の相互作用, 日本機械学会年次大会 CRDOM, (2014 年 9 月 8 日), 東京電機大学, 東京
- (7) 井上洋平, 前川博, キャビティ近傍における乱流構造連成解析, 第 54 回「乱流遷移の解明と制御」研究会, (2014 年 3 月 15 日), 室蘭工業大学, 室蘭市
- (8) 井上洋平, 藤田翔, 前川博 : 壁面近傍における可動平板翼と渦流れとの相互作用, 第 27 回数値流体力学シンポジウム, CRDOM, (2013 年 12 月 18 日) 名古屋大学, 名古屋

屋市

(9). 渡辺大輔, 前川博: 超音速境界層における主流乱れの遷移構造に及ぼす影響, 第 27 回数値流体力学シンポジウム, CRDOM, (2013 年 12 月 18 日), 名古屋大学, 名古屋市

(10). 佐藤翔平, Zhiheng ZUO, 井上洋平, 前川博: 重み付非線形コンパクトスキームと SLAU2 による高解像度計算, 第 27 回数値流体力学シンポジウム, CRDOM, (2013 年-12 月 18 日), 名古屋大学, 名古屋市

(11). 芦澤一眞, 前川博, 井上洋平, 高見創, 粗さがある乱流境界層からの放射音, 第 53 回「乱流遷移の解明と制御」研究会, (2013 年 9 月 25 日), J A X A 調布, 東京

(12). 芦澤一眞, 前川博, 井上洋平, 高見創, 乱流境界層からの放射音に及ぼす粗さの影響, 日本流体力学会年会 CRDOM, (2013 年 9 月 13 日), 東京農工大学, 小金井市

(13). 渡辺大輔, 前川博: 超音速境界層の遷移における流入攪乱スペクトルの影響, 日本流体力学会年会 CRDOM, (2013 年 9 月 13 日), 東京農工大学, 小金井市

(14). 渡辺大輔, 前川博: 超音速円形ジェット音響場における流入攪乱の影響, 日本機械学会年次大会 CRDOM, (2013 年 9 月 9 日), 岡山大学, 岡山市

(15). Zhiheng ZUO & H. Maekawa: 重み付き非線形コンパクトスキームを用いた衝撃波と壁近傍渦の干渉の数値シミュレーション第 26 回数値流体力学シンポジウム, CDROM, (2012 年 12 月 18 日), 国立オリンピック記念青少年総合センター, 東京

(16). 渡辺大輔, 前川博: 超音速境界層の遷移における流入攪乱スケールの影響, 第 26 回数値流体力学シンポジウム, CRDOM, (2012 年 12 月 18 日), 国立オリンピック記念青少年総合センター, 東京

(17). 若松裕紀, 前川博, 渡辺大輔, 尾形陽一, 双極渦の壁面衝突における衝突角度と音響場の関係, 第 26 回 CFD シンポ, CDROM (2012 年 12 月 18 日), 国立オリンピック記念青少年総合センター, 東京

(18). 尾形陽一, 小笠原 烈, 前川博, 魚体を模した薄翼の変形運動と加速推進の数値的考察, 日本計算工学会 第 17 回計算工学講演会, 2012 年 5 月 30 日, 京都教育文化センター, 京都

〔図書〕 (計 0 件)

〔産業財産権〕

○出願状況 (計 0 件)

名称:

発明者:

権利者:

種類:

番号:

出願年月日:

国内外の別:

○取得状況 (計 1 件)

名称: 乱流摩擦抵抗低減装置及び方法

発明者: 前川 博

権利者: 同上

種類: 特許権

番号: 特許代 5582502 号

出願年月日: 平成 22 年 8 月 30 日

取得年月日: 平成 26 年 7 月 25 日

国内外の別: 国内

〔その他〕

ホームページ等

6. 研究組織

(1) 研究代表者

前川 博 (MAEKAWA HIROSHI)

電気通信大学 大学院情報理工学研究

科・教授

研究者番号: 90145459