

令和 5 年 5 月 8 日現在

機関番号：11301

研究種目：研究活動スタート支援

研究期間：2020～2022

課題番号：20K22379

研究課題名（和文）航空機失速における翼-胴体境界層干渉効果の解明とモデリング

研究課題名（英文）Analysis and modeling of the wing-body boundary layer interaction in aircraft stall phenomenon

研究代表者

玉置 義治 (Tamaki, Yoshiharu)

東北大学・工学研究科・助教

研究者番号：10881203

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）：本研究では、航空機の失速予測において重要となる翼胴結合部における乱流境界層の干渉現象の解明を目指し、側壁付きの乱流境界層の高忠実乱流シミュレーション(LES)を実施した。このLESデータを用いた運動量輸送の解析により、側壁および主壁の境界層の干渉によって生じる二次渦が、隅部での境界層剥離を抑制することが定量的に示された。また同じデータを用いて、レイノルズ応力と速度勾配の関係を解析することで、二次渦の再現に重要となる乱流非等方性を精度良く再現可能な乱流モデルを構築した。さらに、この乱流モデルを用いて数値計算を実施し、従来の乱流モデルと比べた際の隅部における二次渦と剥離の予測精度改善を実証した。

研究成果の学術的意義や社会的意義

航空機の失速現象の予測は安全設計上重要であるが、従来の乱流モデルを用いた数値計算では十分な予測が困難であった。本研究は、失速現象に対して大きな役割を持つ翼胴結合部における境界層の剥離に焦点を当て、高忠実乱流シミュレーションにより現象の理解と乱流モデルの改良を目指した。この高忠実乱流シミュレーションにより、翼胴結合部の流れ場で重要となる流体现象を特定することができた。また、本研究で提案された乱流モデルは既存の流体ソルバに容易に実装可能であり、失速現象の予測精度向上に貢献するものであると考えられる。

研究成果の概要（英文）：Boundary layer interference at the wing-body junction is crucial for predicting the aircraft stall phenomena. Therefore, this study tackled the large-eddy simulation (LES) of a turbulent boundary layer with a side wall to clarify the effects of the interference between the boundary layers. The LES results quantitatively show that the secondary vortex caused by the boundary layer interference delays the flow separation at the corner. Also, an improved turbulence model was constructed based on the knowledge from the analysis of the constitutive relation between the Reynolds stress and velocity gradient using the LES results. The improved turbulence model better predicts the secondary vortex and the flow separation at the corner compared to the existing model.

研究分野：流体力学

キーワード：航空機 乱流 剥離 高レイノルズ数

## 様式 C-19、F-19-1、Z-19 (共通)

### 1. 研究開始当初の背景

航空機の失速特性を左右する流体现象として、翼および胴体の境界層同士の干渉による境界層剥離がある。この剥離は失速時のピッチングモーメントの変化を引き起こすため、航空機の安全設計上重要である。よって航空機の設計段階においては、数値シミュレーションによってこの境界層干渉を正確に予測することが望まれている。特に、境界層干渉領域において乱流の非等方性によって生じる二次渦(流れ方向に軸線を持つ渦)は、境界層剥離に大きな影響を持つ現象であり、その再現が重要である。

しかし、従来の渦粘性近似に基づくレイノルズ平均 Navier-Stokes 方程式 (RANS)ベースの乱流モデルは、この境界層干渉流れ場を正確に予測できないことが知られている。渦粘性近似に基づく乱流モデルでは乱流の等方性を仮定するため、乱流の非等方性に起因する二次渦を再現することが原理的に不可能である。この問題の解決のためには非等方性の効果を組み込んだ乱流モデルの構築が重要であるが、特に航空機のような高レイノルズ数流れでは、実験計測および数値計算の困難さから、その検証や改良のためのデータベースが不足しているのが現状である。

### 2. 研究の目的

本研究では、航空機の翼胴結合部を模した境界層干渉流れ場について、Large-eddy simulation (LES)による数値シミュレーションを通じて、二次渦が境界層剥離に及ぼす効果の理解と乱流モデリングの改良を目指す。LES では支配的な乱流渦をモデル化せず格子で直接解像するため、境界層干渉のような複雑な流体现象についても高忠実に再現が可能である。また、数値シミュレーションでは実験等では取得困難な流れ場全場にわたる乱流統計データが取得可能であるため、定量的な物理解やモデリングが可能である。本研究ではこのデータを用いた解析により、翼胴結合部における二次渦が流れ場に及ぼす影響について調査するとともに、流れ場の歪みとレイノルズ応力の関係式を解析することにより、翼胴結合部における剥離現象をより正確に再現できる RANS 乱流モデルの構築を目指す。

### 3. 研究の方法

過去の研究(参考文献[1]等)で実績のある高次精度圧縮性流体ソルバを用い、図 1 のような拡大・縮小部を持つ境界層干渉流れ場の LES を実施する。この流れ場では、図中y方向およびz方向それぞれの壁上に乱流境界層が発達し、互いに干渉する。これらは、航空機の翼および胴体の境界層間の干渉を模している。また、流れ場断面の拡大・縮小によって生じる圧力勾配により、再拡大部の隅部において境界層剥離が生じる。なお、本計算における壁先端から拡大部までの長さ $L$ および一様流速度 $u_\infty$ を基準としたレイノルズ数は、実際の航空機になるべく近い値として、 $1.0 \times 10^6$ とした。

また、乱流のモデリングとして、近年航空分野で広く使われている Quadratic constitutive relation (QCR) (参考文献[2])について調査する。QCR では乱流レイノルズ応力と速度勾配テンソルの間の関係式を2次式で定義することで、乱流の非等方性を表現する。QCR と既存の乱流モデルと組み合わせることで側壁干渉のような流れ場のような流れ場の予測精度向上が期待される。ただし、既存の QCR は剥離等のない単純な正方形管内流れの流れ場を元に構築されているため、剥離流れ場に対する妥当性は不明であった。そこで、本計算で得られた LES 解析データを用い、QCR の検証および改良を実施する。

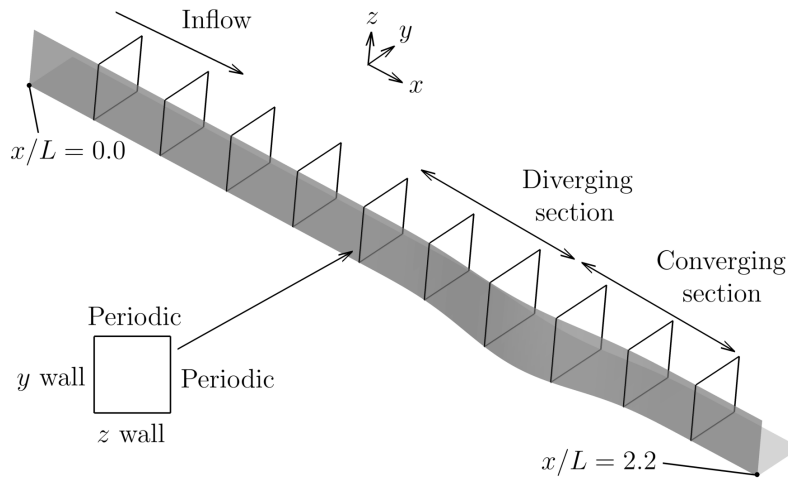
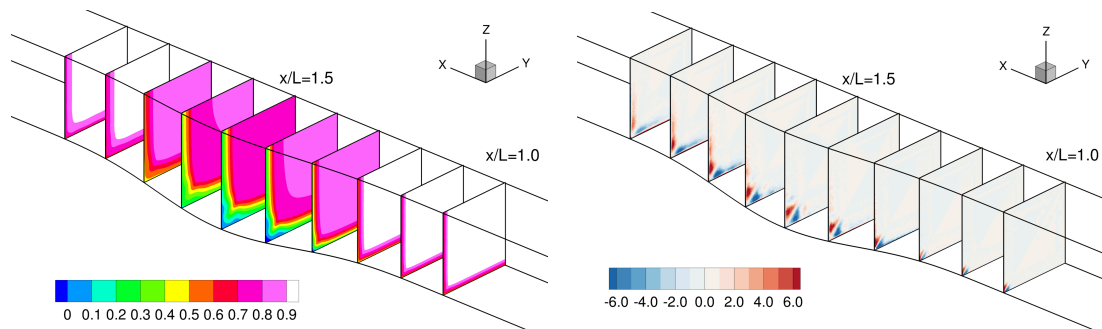


図 1 LES 解析領域の設定

#### 4. 研究成果

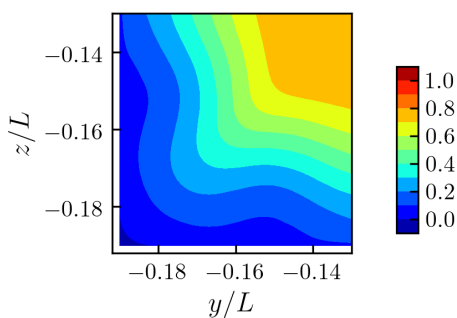
##### (1) LES 解析結果

図 2 (a)および(b)に LES 解析で得られた統計平均流れ場における主流方向速度および渦度の分布を示す。主流方向速度分布では、流れ場の最拡大部( $x/L = 1.5$ )の隅において、境界層剥離 ( $u/u_\infty < 0$ の領域)が見られる。また、主流方向渦度分布では、対となる渦構造が観察される。これは、正方形管内流れ等で見られる二次渦と同様のものであり、流れ場の拡大とともにその強さ・大きさが増強することが今回の解析によって確かめられた。また、図 2 (c)および(d)に  $x/L = 1.5$ の隅部における主流方向速度および流速ベクトル分布の拡大図を示す。この領域箇所では、速度の等高線が隅部に向かって突出した構造を持っている。これは、図 2 (d)に示したような二次渦によって隅部へ運動量が輸送されていることを示しており、二次渦が隅部での境界層剥離を抑制していることを示唆している。

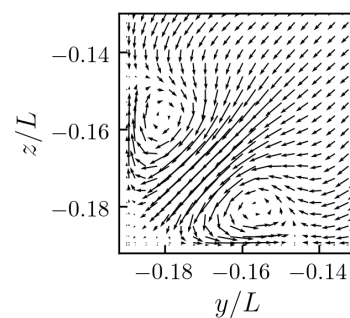


(a) 主流方向速度  $u/u_\infty$  の分布

(b) 主流方向渦度  $\omega_x L / u_\infty$  の分布



(c)  $x/L = 1.5$ 断面における  
主流方向速度  $u/u_\infty$  の分布



(d)  $x/L = 1.5$ 断面における  
流速ベクトルの分布

図 2 LES 解析結果の概要

## (2) QCR による乱流モデリング

LES 計算結果を用い、QCR の係数の妥当性を調査した。その結果、従来用いられてきた QCR (参考文献[2])は、特に剥離を含む流れ場において乱流非等方性の表現が十分でないことが示された。よって、新たな項を導入するとともにパラメータを最適化することにより、LES で得られた乱流レイノルズ応力と速度勾配テンソルの間の関係を全場に渡って良く再現できる新たな QCR を構築した。

既存の Spalart-Allmaras 乱流モデルと本研究で構築した QCR を組み合わせて、上記の LES と同じ流れ場に対する RANS 解析を実施した。図 3 に得られた計算結果における主流方向速度分布を示す。剥離領域(図中青色の領域)のサイズを比べると、本研究で構築した QCR を用いた結果(図 3(a))は LES の計算結果(図 2(a))をよく再現するのに対し、従来の QCR を用いた結果(図 3(b))は剥離を過大に予測している。このことから、本研究で構築した QCR は、従来の QCR と比べて剥離を含む側壁干渉流れ場をより正確に予測することが示された。

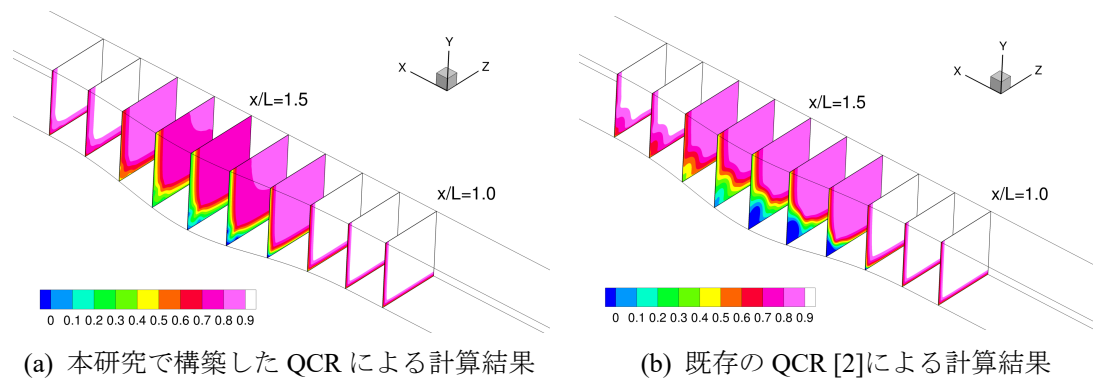


図 3 RANS 解析による主流方向速度分布の予測

## 参考文献

- [1] Y. Tamaki & S. Kawai, "Wall-resolved large-eddy simulation of near-stall airfoil flow at  $Re_c = 10^7$ ," AIAA Journal, 61.2, 2023, pp. 698-711.
- [2] P. R. Spalart, "Strategies for turbulence modelling and simulations." International Journal of Heat and Fluid Flow 21.3, 2000, pp. 252-263.

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕 計0件

〔学会発表〕 計3件（うち招待講演 0件 / うち国際学会 1件）

1. 発表者名 玉置義治、河合宗司
2. 発表標題 航空機翼胴結合部を模した高レイノルズ数側壁干渉剥離流れ場のLES解析
3. 学会等名 第35回数値流体力学シンポジウム
4. 発表年 2021年

1. 発表者名 玉置義治、河合宗司
2. 発表標題 高レイノルズ数側壁干渉流れ場における二次渦の効果とモデリング
3. 学会等名 第36回数値流体力学シンポジウム
4. 発表年 2022年

1. 発表者名 Yoshiharu Tamaki, Soshi Kawai
2. 発表標題 Anisotropic RANS modeling in side-wall interference flowfield using LES database
3. 学会等名 The 14th International ERCOFTAC symposium on Engineering, Turbulence, Modelling and Measurements (国際学会)
4. 発表年 2023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
---------	---------