

## 科学研究費助成事業 研究成果報告書

平成 29 年 6 月 14 日現在

機関番号：82645

研究種目：若手研究(B)

研究期間：2015～2016

課題番号：15K17979

研究課題名(和文) 遷音速流れの境界層PIV計測による3次元境界層と縦渦の干渉効果の解明

研究課題名(英文) Investigation of interaction effect between a three-dimensional boundary layer and a streamwise vortex in a transonic flow using particle image velocimetry specialized for boundary layer measurement

研究代表者

小池 俊輔 (Koike, Shunsuke)

国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構・航空技術部門・研究開発員

研究者番号：40547064

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)：現在の旅客機は、音速よりやや低い遷音速条件で飛行する。この条件では、乱気流や衝突回避のため、翼上面に強い圧力の波、衝撃波が発生し振動し、航空機の安全が脅かされる。本研究では、この対策として有効な小さな翼片、ボルテックスジェネレータ(VG)を対象とした。数値計算で予測された後退角の有無のVG効果への影響を実証するために、風洞実験を行った。粒子画像流速計測法を使用し、VGの渦と衝撃波周辺の速度分布を詳細に計測した。その結果、翼に後退角がない場合、VGの効果を抑制する大きな低速領域が、縦渦の上昇流側に存在することが明らかとなった。数値計算の結果を部分的にはあるが、実証することに成功した。

研究成果の概要(英文)：Modern aircrafts fly at the speed of transonic which is a little lower than sonic speed. On this condition, a strong compression wave, a shock wave, sometimes appears and vibrates on the wing because of the turbulence and the change of the flight condition caused by collision avoidance and so on. Since the shock wave vibration is harmful for the aircraft safety, we investigated small vanes, vortex generators (VG), that have ability to suppress the shock wave vibration. Wind tunnel experiments were conducted to validate the numerical simulation which showed the influence of the wing sweep angle on the VG's effect. The velocity distributions around a shock wave and a vortex were measured using a particle image velocimetry. The results clearly showed the large low speed region on the up-wash side of the vortex when the wing had no sweep angle. It partially validates the result of the numerical simulation.

研究分野：流体力学

キーワード：ボルテックスジェネレータ 衝撃波 遷音速流れ 境界層 はく離 縦渦 バフケット

### 1. 研究開始当初の背景

遷音速流中の翼上面では、マッハ数および迎角が増加すると衝撃波剥離が生じ、ある特定の条件では遷音速パフェットと呼ばれる衝撃波が振動する現象が生じる。航空機を含めた高速流体機械では、剥離は不要な抵抗を生み、かつ振動は安全な運用を害するためなんらかの手法で抑制する必要がある。境界層中に導入される縦渦は衝撃波剥離の抑制に有効であり、航空機の翼上面ではボルテックスジェネレータ (以下、VG) と呼ばれる翼片で縦渦を導入する対策がとられる。

VG による遷音速境界層の改善研究は従来から行われているものの、遷音速境界層近傍の縦渦と横流れを含む 3 次元境界層流れとの干渉については、その実用的な重要性にもかかわらずほとんど調べられていない。

このような背景を受け、申請者らは、境界層中の 3 次元流れに導入された縦渦の剥離を抑制する効果を調べるために、遷音速流中の後退角のない (横流れのない) 2 次元翼および後退角をもつ 3 次元翼を対象とした系統的な実験および数値流体解析 (CFD) による研究を実施した。その結果、以下のことが明らかになった。

- 境界層に横流れがない場合に比べて境界層に横流れがある場合は、縦渦が衝撃波剥離を抑制する効果は著しく広範囲 (4 倍以上) に及ぶ。(数値解析にて予測, 風洞実験にて検証)

- 後退角の有無の差異の原因の一つは、横流れがない場合に形成される縦渦側方の局所的な総圧損失領域 (低速度領域) である。(数値解析のみ実施)

上記のように、前者は、風洞実験により証明されていたが、後者については、数値計算による予測の域にとどまっておらず、実証には至っていなかった。

### 2. 研究の目的

本研究においては、平均速度場と時系列速度場 (非定常性) の両方の視点から後退角の有無による VG 効果の差異を明らかにすることを目的とし、具体的には以下の 3 点を対象とした。

- 縦渦近傍の総圧損失領域 (低速領域) の有無の調査 (図 1 参照)
- 低速度領域成長の支配因子の特定
- 横流れの有無による非定常量の差異の調査 (スペクトルと時空間相関の調査)

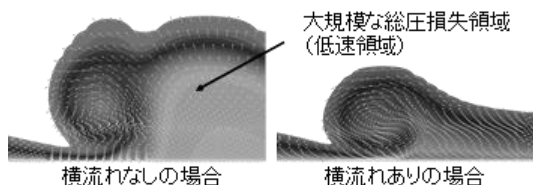


図 1 横流れの有無による速度低下の差異 (数値計算による予測)

### 3. 研究の方法

(1) 実験には、実飛行試験環境に近い条件を模擬することが可能であることから、JAXA 0.8m × 0.45m 高レイノルズ数遷音速風洞 (図 2) を使用した。

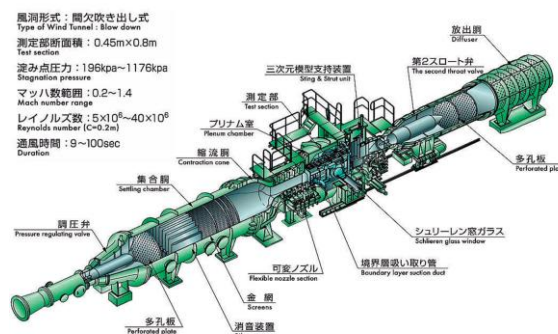


図 2 JAXA 0.8m × 0.45m 高レイノルズ数遷音速風洞.

(2) 試験対象には、現在、国際的な標準模型として各国で使用されている NASA の標準模型 (NASA Common Research Model (CRM)) の主翼断面形状に基づく、後退角のない両端支持の 2 次元翼模型 (図 3) および後退角をもつ片持ち支持の翼模型 (図 4) を使用した。

(3) 試験時の気流条件は、マッハ数 0.74 とし、レイノルズ数は  $5 \times 10^6$  とした。模型上面に高さ 2.4mm の VG を、隣り合う VG 間隔が VG の高さの 10 倍の間隔となるように設置した。VG 下流の渦を含みかつ衝撃波との干渉領域を含む断面の流速分布を測定対象とした。

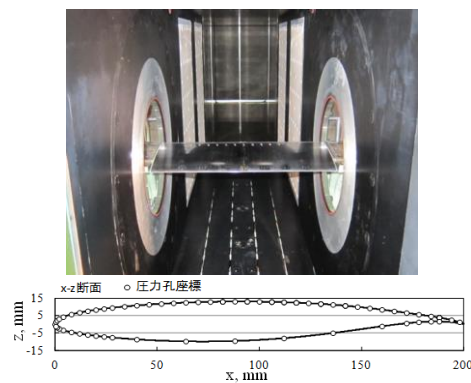


図 3 後退角のない両端支持の 2 次元翼模型 (上段: 写真, 下段: 翼型と計測用の圧力孔配置)



図 4 後退角のある翼模型

(4) 上記目的 1 および目的 2 を達成するために、既保有装置を改良したステレオ PIV 計測系（粒子画像流速計測法、気流中に粒子を散布し、レーザシート光を照射、粒子からの散乱光をカメラで撮影、その画像を解析することで流速分布を取得する手法。速度 3 成分を取得するために、2 台のカメラを使用する。）を製作した。この装置を、JAXA 0.8m×0.45m 高レイノルズ数遷音速風洞に新規に導入した。

初年度の試験においては、気流に垂直な断面を測定対象として、その断面を複数断面計測することで、渦の 3 次元構造を明らかにすることを試みた。(図 5 上段) しかしながら、風洞設備（具体的には試験部を囲う圧力容器)の空間の制約のため、十分な解像度で解析に耐えうる粒子の散乱光画像を取得する光学系を設置することができなかった。

そこで、当初案を大幅に変更し、気流に平行な断面を複数断面計測できるよう、ステレオ PIV 装置の配置およびトラバース機構を大幅に改修した(図 5 下段, 図 6)。その結果、翼幅方向は 1mm, それ以外の方向については約 0.5mm の解像度で渦による速度分布を分解可能な速度計測系を高レイノルズ数遷音速風洞にて確立した。

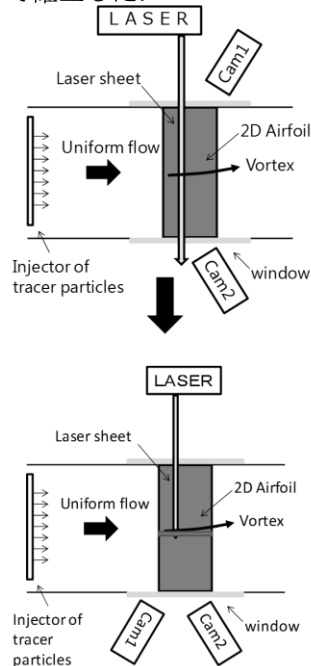


図 5 ステレオ PIV 計測系の変遷  
(上段：初年度，下段：改修後)



図 6 PIV カメラ系 (改修後)

(5) 目的 3 の達成のためには、非定常速度分布を取得する必要がある。本研究では、後退角をもつ翼模型に対して、時系列 PIV 計測系 (kHz オーダの時間分解能を有する速度場計測法, 図 7) を用いて、その翼上面の非定常速度分布を取得することを試みた。

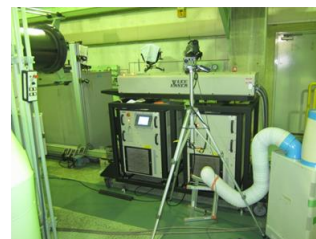
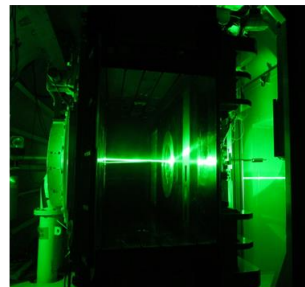
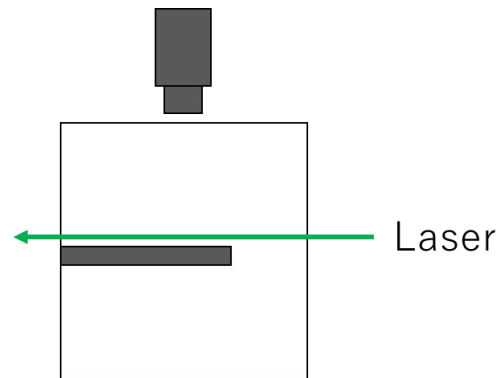


図 7 時系列 PIV 計測系

(上段：カメラとレーザの位置関係，中段：レーザ照射時の写真，下段：時系列 PIV 用レーザの写真)

#### 4. 研究成果

(1) 高レイノルズ数遷音速風洞でのステレオ PIV 計測による 3 次元速度場の取得

3.(4)のように、ステレオ PIV 計測系を改修することにより、図 8 に示すように、PIV 解析に適した粒子散乱光画像の取得に成功した。また、本画像を解析することにより、渦の速度成分を含む面内 3 速度成分を図 9 のように取得した。図中のベクトルの色は、一様流方向の速度成分を表している。x = 0 mm 付近から衝撃波により急激に速度が低下していることを明瞭にとらえている。図 9 のような一様流と平行な速度分布を 1mm 間隔で 22 断面計測し、3 次元速度データを構築した。高レイノルズ数領域において、このように微小な縦渦を 3 次元速度データとして取得した

例は著者らの調べる範囲では国際的にもなく、現象理解に加え、シミュレーション技術の検証のための貴重なデータベースを構築できた価値は高い。

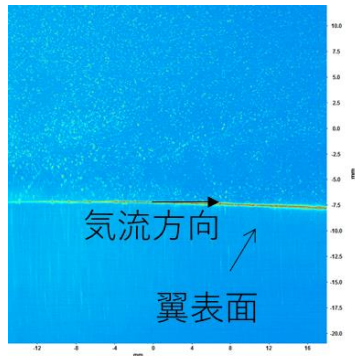


図8 粒子散乱光画像の一例  
(翼表面よりも上側の小さな発光している点が粒子からの散乱光)

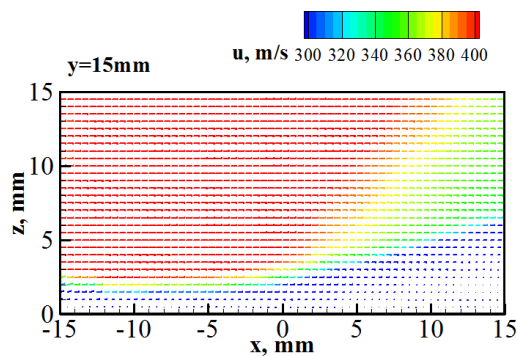


図9 粒子散乱光画像から得られた速度分布  
(矢印は気流の向きを色はx方向の速度成分の大きさを示す。)

(2) 数値解析により予測された縦渦の上流側に現れる大規模な低速度領域の実証

取得した3次元速度ベクトルから衝撃波近傍のVGが作る渦を含む断面を抜き出すことで、目的1の数値解析の妥当性の検証と大規模な低速度領域の実証を達成した。

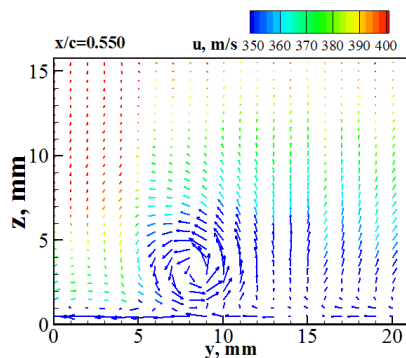


図10 縦渦を含む断面の速度データ  
(図中の色は一様流気流方向の速度成分を表す)

図10は、VGの作る縦渦を含む断面速度分布を抜き出したものである。上昇流側に青色の低速の領域が存在することを示しており、数値計算により予測されていた大規模な低速度領域の存在を証明することに成功した。今後のより詳細な解析により、目的2の達成が期待できる。

(3) 時系列 PIV システムの高レイノルズ数風洞への導入

目的3の達成のために、後退角付き翼模型を設置した条件で、JAXA 0.8m×0.45m 高レイノルズ数遷音速風洞における時系列 PIV システムによる kHz オーダの時系列速度分布計測を試みた。PIV システムのうち、撮像系、光学系の構築は成功裏に終え、ひと揃いの粒子散乱光画像を取得した。粒子供給量の不足から、計測対象とした広域の速度分布に対しては、十分な分解能のベクトルを取得するには至らなかったものの、測定領域を限定することで、将来的に時系列速度分布を国内の高レイノルズ数風洞で取得できる可能性を示すことができた。

#### 5. 主な発表論文等

- [雑誌論文] (計0件)
- [学会発表] (計0件)
- [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 なし

#### 6. 研究組織

##### (1)研究代表者

小池 俊輔 (KOIKE, Shunsuke)  
国立研究開発法人・宇宙航空研究開発機構  
航空技術部門 研究開発員  
研究者番号：40547064

##### (2)研究分担者 なし

##### (3)連携研究者 なし

##### (4)研究協力者

楠瀬 一洋 (KUSUNOSE, Kazuhiro)  
佐藤 衛 (SATO, Mamoru)  
加藤 裕之 (KATO, Hiroyuki)  
伊藤 靖 (ITO, Yasushi)