

K3-47

Ishii 翼型の空力特性と流れ場

Aerodynamic Characteristics and Flow Field of Ishii Airfoil at Low Reynolds Numbers

○神田翔¹, 互井梨絵¹, 大竹智久², 本橋龍郎²

*Shou Kanda¹, Rie Tagai¹, Tomohisa Ohtake², Tatsuo Motohashi²

Ishii airfoil is one of the choices for the wing of Mars exploration airplane because of well-aerodynamic characteristics at low Reynolds numbers. We measured aerodynamic characteristics and flow field visualization of 2-dimensional and 3-dimensional wing at Reynolds number, 40,000 and 50,000. These measurements results show a decline in performance of 3-dimensional wing due to occurrence of induced drag by wingtip vortex. Also we confirmed that existing area of separation bubble on the 3-dimensional wing is narrower than the 2-dimensional one because of the wingtip vortex.

1. 緒言

火星大気中で高度2~3 kmを時速約200 kmで飛行し、地表の写真観測と残留磁場を観測するミッションが JAXAを中心に進められている。概念設計検討の結果、機体の大きさの制限やCO₂を主成分とする火星大気の密度が地球の1/100となるため、火星探査飛行機の飛行領域は低レイノルズ(Re)数領域となり¹⁾、対象Re数は46,000程度である。そこで低Re数領域で空力性能が良いとされるIshii翼を使用し、その基本的な空力特性を調査するため各大学で測定が行われている。しかし大学ごとに測定環境などが異なり、単純に空力データの比較が難しく²⁾ はっきりしたデータが取れていない。

本研究では信頼性のあるデータの取得のため、Ishii翼型の基本的な空力性能と流れ場の調査を、2次元翼を使用し行う。実際の航空機を設計する上で必要なデータの取得のため3次元翼での測定と流れ場の可視化を行い、その結果から得られた2次元翼と3次元翼の相違点とその原因について報告する。

2. 実験装置および方法

2-1 空気力の測定

実験は、図1で示すような回流型低速風洞の固定壁測定部に供試体を設置した。風洞装置の吹き出し口寸法は0.3×0.3 mである。測定Re数は、 $Re = 10,000 \sim 60,000$ の範囲を10,000間隔とした。空力特性の測定は3分力検出器を使用し、迎角は $\alpha = -20 \sim 20 \text{ deg.}$ まで0.2 deg.刻みで変化させた。

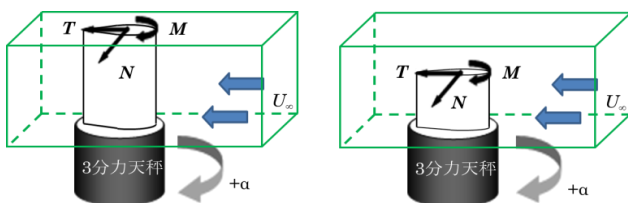


図1 2Dwing および 3Dwing での力の測定時の装置図

2-2 翼模型

使用したIshii翼の形状を図2に示す。キャンバー8%、コード100 mmとし、スパン300 mmの2次元翼(以下2Dwing)とスパン150 mmのアスペクト比3の矩形翼である3次元翼(以下3Dwing)の2種類を使用した。図3に2Dwingと3Dwingの平面図を示す。



図2 Ishii 翼型の形状

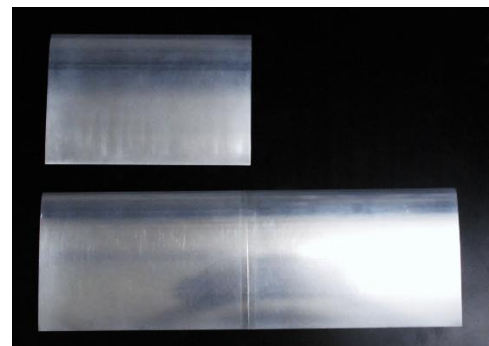


図3 Ishii 翼の平面(上:3Dwing 下:2Dwing)

3. 実験結果および考察

3-1 Ishii 翼の空力特性

図3に $Re = 40,000, 50,000$ での2Dwingと3Dwingのポーラーカーブの比較結果を示す。2DwingではRe数が小さいほど最大揚力係数も小さくなるが、3Dwingでは揚力係数はRe数による依存性が低いが抗力係数ではRe数に依存すると考えられる。これは翼端渦による誘導抗力の発生が原因と考えられる。3Dwingでは失速付近においても2Dwingに比べ、急激な抗力の変化は見られない。これらの2次元翼と3次元翼のポーラーカーブの違いは剥離泡が発生するとされる付近の流れ場の違いによるものと考えられる。

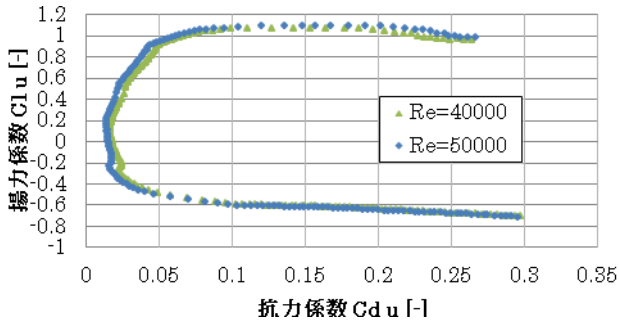


図 4 2Dwing での各 Re 数におけるポーラーカーブ

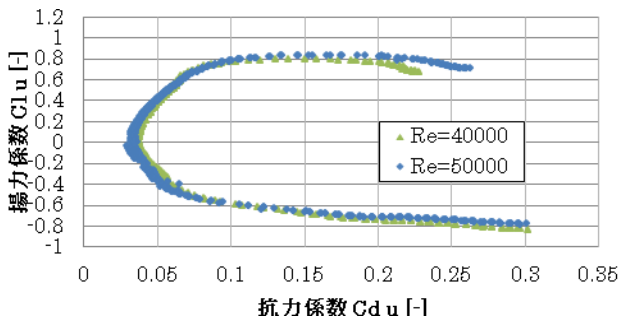


図 5 3Dwing での各 Re 数におけるポーラーカーブ

3-2 流れ場の可視化結果

$Re = 40,000$ において、剥離泡ができ始める³⁾ 5 deg と失速前の 8 deg の 2 種類の迎角で 2Dwing と 3Dwing のオイルフローの可視化結果を図 6・図 7 に示した。一様流の方向を矢印で、剥離線と再付着線を破線で示した。また図 7 では翼端渦の影響で、2Dwing では見られなかった翼端のオイルフローの様子の違い現れた部分を実線で囲み示した。

図 6 より、剥離位置は迎角 5 deg と 8 deg で変化はないが、再付着位置は 8 deg の方が前縁側に移動する。よって剥離泡の領域は 5 deg の方が広いことがわかる。この後も迎角を上げていくと剥離泡の大きさや位置が変化していき、最終的には剥離泡が崩壊し、乱流境界層へ遷移して 10 deg 付近で失速すると考えられる⁴⁾。また図 6 と図 7 を比較すると、剥離位置には差がないが、3Dwing では翼端渦の影響を受けることで流れ方向に垂直になるはずの再付着線が、翼端に向けて前縁方向に移動し、その結果剥離泡の領域が翼端に向けて少なくなっていることがわかる。翼端渦の影響は 8 deg の方が大きく出ている。すなわち、3Dwing では翼端渦により誘導抗力が発生し、剥離泡の領域が減少することで揚力の低下を招くと考えられる。したがって、図 4・5 で見られた 2Dwing と 3Dwing の流れ場の違いは、翼端渦の影響による剥離泡の領域の違いが挙げられると考えられる。

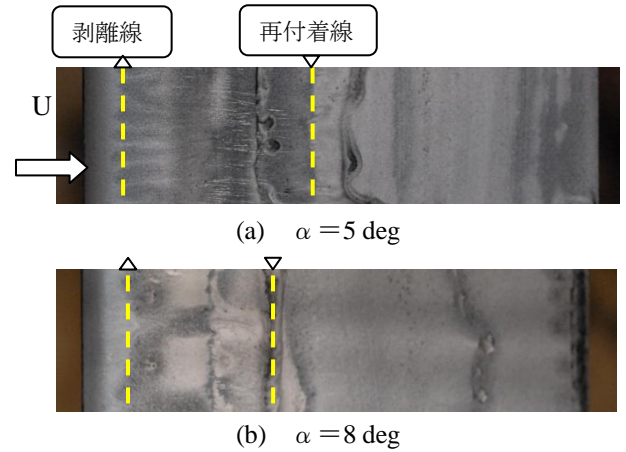


図 6 2Dwing の可視化結果($Re = 40,000$)

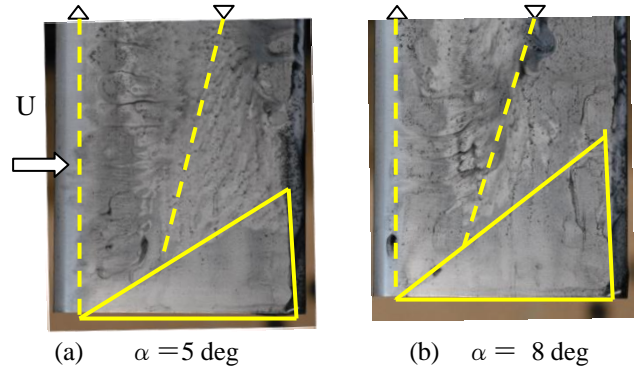


図 7 3Dwing の可視化結果($Re = 40,000$)

4. 結論

本研究では 2 次元翼と 3 次元翼の空力特性と流れ場を調査するために力の測定と可視化を行い、以下のような知見が得られた。

- 3 次元翼型では 2 次元翼型よりも剥離泡の形成領域が狭くなることで空力特性に影響する
- 2 次元翼型・3 次元翼型ともに Re 数によるポーラーカーブの依存性は低い

今後 2Dwing および 3Dwing での剥離泡の発生領域の違いを明確にするため、スモークワイヤーを使った可視化なども行っていきたいと考えている。

参考文献

- 1) 大山聖: MELOS1 にむけた火星飛行機概念検討, 第 54 科学技術連合講演会(2010), 3F01.
- 2) 小池勝ほか: “低レイノルズ数での翼の風洞試験における 2 次元翼と 3 次元翼の比較”, 第 44 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム(2012), JSASS-2012-2022
- 3) 野々村拓ほか: “LES による石井翼($Re=23,000$)の空力特性評価”, 第 43 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム(2011), pp.43-48.
- 4) 大竹智久ほか: 低 Re 数における NACA0012 翼の空力特性～低迎角時での C_l の非線形性について～, 日本航空宇宙学会第 38 期年会講演会講演集(2007), pp.171-174