

卒業論文要旨

複数翼と翼面境界層剥離に関する研究

航空・ガスタービン研究室

花崎正明

1. 緒言

近年、小型無人航空機の利用で低レイノルズ数に注目が集まっている。低レイノルズ数では翼面境界層が層流から乱流へ変化するため流れが不安定となりやすい。

本研究室では翼を複数重ねて配置した翼を複数翼と呼称し、翼同士の流れの干渉による遷移や剥離の制御の可能性に期待し、複数翼で性能の良い配置の設計を目指している。

そのためには多数の翼配置について複数翼の空力特性を求める必要がある。短時間で流れ場を求める手段としてポテンシャル流解析に基づく剥離点予測が有望であるが、本研究ではその解析プログラムの確立をめざし、遷移点計算及び実験による剥離点の確認を目的とする。

2. 実験装置および方法

(1) ポテンシャル流解析及び境界層計算

Visual Basic で理想流体のポテンシャル流解析及び境界層計算による遷移点を求める。

図 1 に遷移点計算の流れを示す。運動量厚さ基準のレイノルズ数に着目し、よどみ点から後縁までの各座標点のレイノルズ数を $ReD2$ 、圧力勾配及び不安定点と遷移点の関係式をもとに遷移点のレイノルズ数 $ReD2tr$ を計算し、 $ReD2$ が $ReD2tr$ を超えた座標点を遷移点として決定する。

(2) 風洞試験

風洞試験により圧力分布、剥離点を確認する。

図 2 に製作した試験翼の一部を示す。試験翼は翼型 NACA64A210、翼幅 800 mm、翼弦長 330 mm、リブにアクリル樹脂、軸にステンレスパイプ、前縁・後縁材及びストリングにプラスチック材料を使用した。また、圧力孔を斜めに設置し前縁側の圧力孔の影響を後方で受けないようにする。

3. 実験結果および考察

図 3 に解析結果から求めた遷移点を示す。横軸 x は翼弦長比である。各点の位置の信頼性について、実験により確認する必要がある。

図 4 に実験で測定した圧力分布を示す。マーカー付き線は実験による計測値、マーカーのない線は解析結果である。実験地と解析結果の違いは、翼のスキんに熱収縮フィルムを用いたことでややへこみ、きれいな翼型にならなかったことが原因と考えられる。現時点では実験による剥離点の確認はできていない。試験翼製作方法を見直し、剥離点の確認を目指す。

文献

(1) 伊藤章洋,『複数翼の設計』, 修士論文, 2015

(2) 生井武文・井上雅弘,『粘性流体の力学』, 理工学社, 1973, pp123-134

(3) 河崎俊夫・石田洋治,『低マッハ数における翼型の翼型抗力の計算』, 航空宇宙技術研究所報告 198 号, 1970, pp3

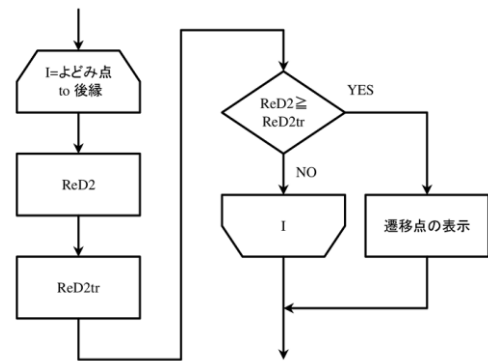


図 1 遷移点計算流れ図



図 2 圧力孔周辺試験翼構造

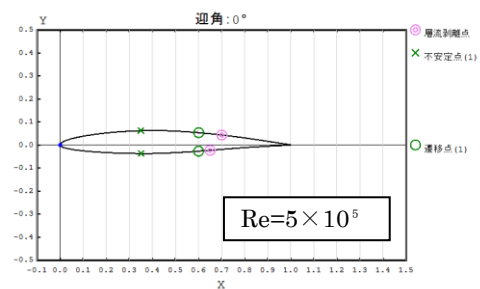


図 3 遷移点位置

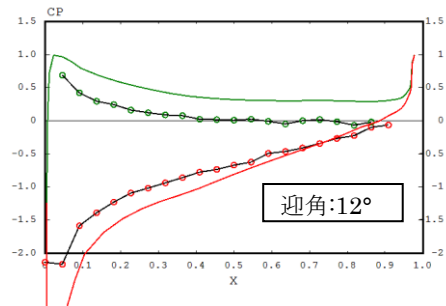


図 4 実験による圧力分布とポテンシャル流解析の比較