卒業論文要旨

テーパ翼の三次元計測環境構築に向けた CFD 解析

システム工学群

航空エンジン超音速流研究室 1180178 梁 裕卓

1. 序論

現在、世界的に民間航空機を利用が年々増加している.それにより航空会社は運行コストが良く安全性の高い航空機を求めている.近年,主翼と尾翼を翼端で結合した結合翼の研究がされていることがネットニュースで散見されているが、このような形状は軽量かつ安全性に優れていると考えられる.一方、本研究室では以前より翼間干渉流れによって安定した飛行が可能にできる複数翼の研究を継続しており、結合翼においても結合付近で流れの干渉が起きると考えられるため、その経験に基づきこのような結合翼を用いた航空機が空力的に有望であるか実現可能性の研究を行うことにした.

そのためには、結合翼に使用されるテーパ翼の計測とそれ に伴う三次元計測による評価が必要であることから、本学風 洞におけるテーパ翼の三次元計測環境を構築する必要があ る.

本研究は本学風洞におけるテーパ翼の三次元計測環境を 構築するために CFD 解析を用いて本学風洞で計測できる翼 のスケールを,迎角を変化させた時の翼の圧力係数から評価 することを目的とする.

2. 解析

2.1 OpenFOAM

解析ソフトは OpenFOAM⁽¹⁾を用いた. OpenFOAM は,有限体 積法を中心とする偏微分方程式ソルバー開発用のクラスラ イブラリと、それによって作られたいくつかのソルバーおよ びツール群である⁽²⁾.本研究では ver.3.0.1 を用いた.

2.2 解析モデル

本研究に用いるモデルを図1に示す.本研究は半裁モデル で風洞実験を行うことを想定している. 翼は NACA0012 翼型 を採用する.テーパ比0.5,アスペクト比は約6とし,翼弦 長は翼根で $L_1=0.14[m]$,翼端で $L_2=0.07[m]$,半翼幅 B/2=0.3[m]である.また,本研究では迎角の変化による空力 特性の違いを考察するため,迎角 $\alpha=0^\circ$,10°,15°の3パ ターンのモデルを準備する.

2.3 解析領域

解析領域を図2に示す. 風洞の測定部に相当する解析領域 を CASE1,比較のために解析領域を2倍に拡大したものを CASE2とする2通り準備する. それぞれ,流れ方向×高さ方 向×奥行き方向に CASE1は2[m]×1[m]×1[m]とし, CASE2は 4[m]×2[m]×2[m]とする.

2.4 解析格子

格子生成には OpenFOAM の標準ユーティリティーに含まれ る「blockMesh」と「snappyHexMesh」を用いた.

「blockMesh」を用いて、ベースメッシュを生成する.CASE1

は格子幅を 0.05[m], CASE2 においては解析領域の拡大によ る計算コストの増大を最小限に抑えるため,格子幅を 0.1[m] とする.「snappyHexMesh」を用いて,細分化レベルを CASE1 はレベル 7, CASE2 はレベル 8 に設定し最小格子幅をいずれ も 0.00039[m]とする.

2.5 境界条件

流入・流出境界条件に主流速度 15[m/s]の一様流を与え,主流は乱流とし,乱流強度を 2%として,k,ε,ωを設定する. モデルには滑りなし境界を与え,流入出面とモデル以外の面は滑り面とする.



Fig.1 Half model of taper wing



Fig.2 Analysis domain

2.6 解析条件

本研究では、支配方程式として連続の式、ナビエ・ストークス方程式を用い、解析手法は定常・非圧縮性流体解析の圧力-速度連成手法である SIMPLE 法、乱流モデルは壁近傍では $k-\omega$ モデル、その外側では $k-\varepsilon$ モデルを用いる $k-\omega$ SST モデルを適用し、計算の制御としてステップ数を10000 ステップに設定するが、計算時間の短縮のため、圧力の残差が1e-6に到達すると計算を終了するように設定する.

また、勾配の離散化スキームに線形補間,発散の離散化ス キームに関しては k,ωには二次精度 TVD である Minmod 制限 関数,Uには二次精度風上差分を採用する.

3. 結果及び考察

圧力係数を以下の式で求める.

$$C_p = \frac{p - p_{\infty}}{\rho U^2 / 2}$$

 C_p : 圧力係数, p: 翼面圧力, p_{∞} : 大気圧,

 ρ : 密度, U : 流速

α=0°, 10°, 15°の圧力係数の翼根からスパン長 35%の 位置におけるコード方向の分布を図 3 に, 翼前縁からコード 長 25%の位置におけるスパン方向の分布を図 4 に示す.図 3 および図 4 より CASE1 と CASE2 の Cp 値はほぼ一致している.

しかし、本学風洞は測定部が開放型である.遠藤⁽³⁾による 本学風洞の測定部吹出口から 0.9mの計測結果を図 5 に示す. (a)速度分布,(b)乱れ度分布である.(a)より主流の境界付 近で速度せん断が確認でき,(b)より主流にも乱れ度が大き いところが存在していることが分かる.今回の解析では流 入・流出ならび翼以外の境界面をすべり条件としている.今 後、速度せん断による乱れた流れが Cp 値の一致に影響を及 ぼす可能性があると考えられるため、今後はこの影響を考慮 した解析を行う必要がある.

4. 結論

本学風洞におけるテーパ翼の三次元計測環境構築に向け て計測可能なテーパ翼のスケールを検証するため、二つの解 析領域において解析を行い、そこから求めた Cp 値の分布を 比較し三次元で一致することを確認できたため、このスケー ルは計測可能であると考えている.しかし、今回のすべり壁 の境界条件では実際の風洞を完全に再現できていない.今後 の課題として速度せん断層による流れの乱れが Cp 値の一致 に影響を与えるかを検証する必要がある.また、本研究で採 用したスケールでは一致が確認できたが、スケール変更を 行い計測可能な最大スケールを求めていくほか、テーパや後 退角の違いにより計測可能なスケールに違いがあるのかを 確認することも必要である.

文献

- (1) OpenFOAM : https://www.openfoam.com/
- (2) PENGUINITIS『OpenFOAM 情報』 http://www.geocities.jp/penguinitis2002/study /OpenFOAM/OpenFOAM-info.html
- (3) 遠藤大喜,『開放型風洞の測定部乱れ度低減に向け た吸込口の改善』,学士論文,2018







Fig.3 Cp distribution in chord direction









Fig.4 Cp distribution in span direction



Fig.5(b) Turbulence intensity distribution (*x*=0.9)