

テーパー翼風洞試験の FaSTAR による予測

システム工学群

航空エンジン超音速流研究室 1190074 佐々木 蓮

1. はじめに

風洞を用いた翼の実験にはスパン方向に形状の変化がない二次元翼とスパン方向に形状変化がある三次元翼がある。本学の風洞も航空分野における計測及び実験に利用されてきたがそれらは全て二次元翼の実験であり、3次元翼を用いた実験は未だ行われていない。

ここで、図1に本学の風洞の外観を示す。この風洞はエッフェル式風洞であり、計測部は開放型となっている。吹き出し口の大きさは1m×1mで測定部が約2mである。吹き出し口を風洞壁で囲うことにより密閉型として使用することも可能である。最大風速は28m/sである。

この風洞を用いて三次元翼の実験を行う方法を考えるが、中でも翼のスケール決めというのは重要である。なぜなら、翼のコード方向スケールは、実験のレイノルズ数を決め、スパン方向スケールはどれだけ三次元性があるのかを決めるからである。このことは計測可能なスケールでないと正しい結果が得られないことにつながる。そこで、実験に先立ち計算により翼のスケールを決めようと考えた。また、本学風洞では三次元翼の検証は行われていないことから、まずは翼のスケール決めの前段階として、本学の風洞と似た風洞で三次元翼の空力特性を幅広いレイノルズ数下で計測した文献⁽¹⁾を参考に、文献内で計測されたレイノルズ数 $Re = 1.1 \times 10^5$ と、それより低いレイノルズ数の $Re = 5.5 \times 10^4$ の2つの計測を4°、9°、15°、20°の4つの迎角ごとに計算により再現し同等の結果が得られるのかを確認した。

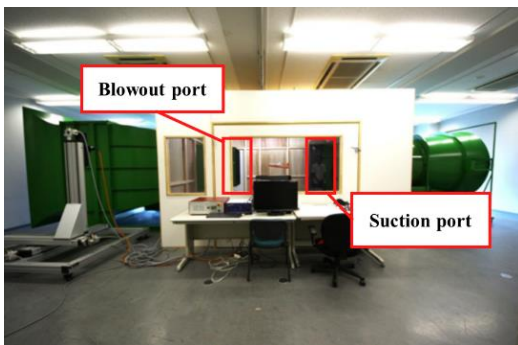


Fig. 1 Wind tunnel

2. 計算手法

2.1 計算条件

本計算は定常計算であり、数値計算にはセル中心有限体積法を用いた FaSTAR を利用する。支配方程式は三次元 Navier-Stokes 方程式と理想気体の状態方程式である。乱流モデルには乱流強度をパラメータとして設定できる Menter-SST モデル⁽²⁾を採用した。分子粘性係数の算出には Sutherland の式を用いた。Navier-Stokes 方程式の移流項の差分法には Roe スキーム⁽³⁾を、時間積分法には LU-SGS 法⁽⁴⁾、粘性流束の計算には Green-Gauss 法⁽⁵⁾と重み付き最小二乗法⁽⁶⁾を使うハイブリッド手法である GLSQ 法⁽⁶⁾を用いた。また、空間精度の高次精度化のために MUSCL 法を使用し、制限関数には Barth-Jepersen リミタ⁽⁷⁾を使用しているが、計算が発

散したものは計算が安定するまで、Venkatakrishnan リミタ⁽⁸⁾を使用している。

2.2 翼モデル

翼モデルの概形及び翼型を図2に示す。翼モデルの仕様は次のとおりである。翼幅300mm、翼根翼弦長112.5mm、翼端翼弦長37.5mm、平均空力翼弦長81.25mm、後退角30°、テーパー比0.33、表面積0.0225m²。翼型は比較的低いレイノルズ数下で高い空力性能を発揮するSD7032を採用している。

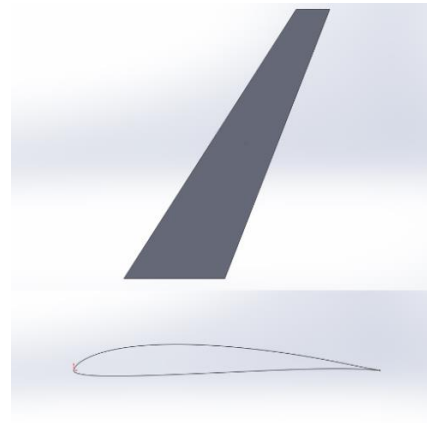


Fig. 2 Wing geometry and airfoil profile

2.3 計算格子及び境界条件

格子生成ソフトには pointwise を使用した。例として、迎角が9°の時の計算格子を図3に示す。計算領域は風洞の試験部に設定されており、吹き出し口(Inlet面)の大きさが0.6m×0.6mであり奥行に2mとなっている。翼はBack wall面の中心に設置されている。

図3に対応した境界条件を表1に示す。Front wallの粘性は翼の空力特性に与える影響は限りなくゼロに近いと考えられ、計算コスト削減のために境界条件を滑り壁にし、境界層格子を設置していない。

主流条件を表2に示す。ここで $Re = 1.1 \times 10^5$ の時の主流速度は20.620m/sであり本学の風洞でも安定して出力可能である。

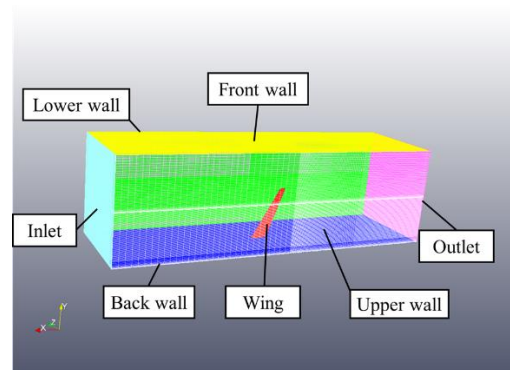


Fig. 3 Numerical grid

Table 1 Boundary condition

Boundary surface	Boundary condition
Back wall	No slip wall
Front wall	Slip wall
Lower wall	No slip wall
Upper wall	No slip wall
Inlet	Uniform flow
Outlet	Uniform flow
Wing	No slip wall

Table 2 Flow condition

Reynolds number[-]	1.1×10^5	5.5×10^4
Mach number[-]	0.0606	0.0303
Velocity[m/s]	20.620	10.310
Pressure[Pa]	101325	
Temperature[K]	288.15	

3. 結果及び考察

本計算で得られた C_D 値 C_L 値は図4のように計算回数ごとに値が振れており、それらを平均した値を使用している。

縦軸に揚力係数 C_L を横軸に迎角 α をとった $C_L - \alpha$ 線図を図5に、縦軸に抗力係数 C_D 横軸に α をとった $C_D - \alpha$ 線図を図6に示す。計測結果(Measurement)は文献⁽¹⁾の計測データである。

C_L の分布に関して、すべての迎角においてレイノルズ数の高いケースの方が揚力係数も高くなり、傾向としては一致しているといえる。また、データ点数は少ないが揚力傾斜に関しても揚力係数のピークを迎えるまでは実験値と似た傾向を見せた。しかし、値としては 20° 以外の迎角で $Re = 5.5 \times 10^4$ では実験値と良い一致を見せ、 $Re = 1.1 \times 10^5$ において実験値より若干低い値が得られた。 20° に関しては両レイノルズ数とも実験値より高い値を示した。しかし、実験値では揚力係数のピークは 15° 近くであり、 20° では失速状態にあると予測される。格子品質も原因の一つである可能性はあるが、この迎角に関しては今回使用した乱流モデル Menter-SST では図7のような大きく剥離した流れをとらえきれず、揚力係数を過大評価してしまった可能性も考えられる。

C_D の分布に関しては、 $Re = 1.1 \times 10^5$ の実験結果と失速前では概ね一致しているが、失速後の 20° に関しては差が生じている。また、両レイノルズ数とも C_D 値は同迎角下ではほぼ一致しレイノルズ数による傾向の違いは見られなかった。

C_D 値 C_L 値の実験値との差に関して、翼面付近の圧力分布が正しく捉えられていなかった可能性を考え、 $\alpha = 9^\circ$ の時の境界層格子をより細かくした格子で再度計算をしたがそれぞれの値に大きな変化は見られなかった。ただし、格子を変更した前と後、両格子ともに格子が滑らかでない部分が存在したためそれらを修復できれば値が実験値に近づく可能性がある。

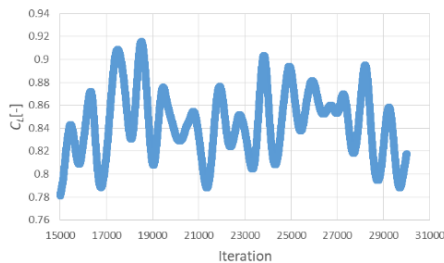


Fig. 4 C_L transition at $\alpha = 9$ on $Re = 1.1 \times 10^5$

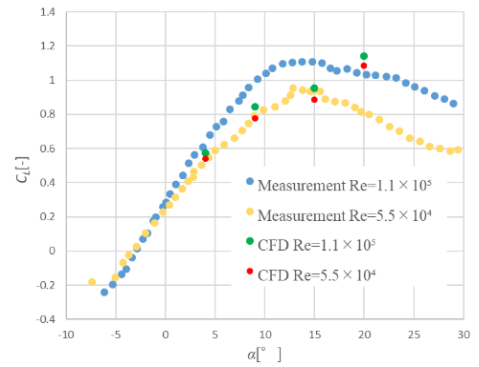


Fig. 5 $C_L - \alpha$

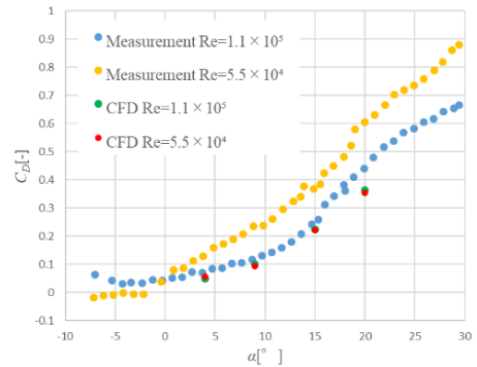


Fig. 6 $C_D - \alpha$

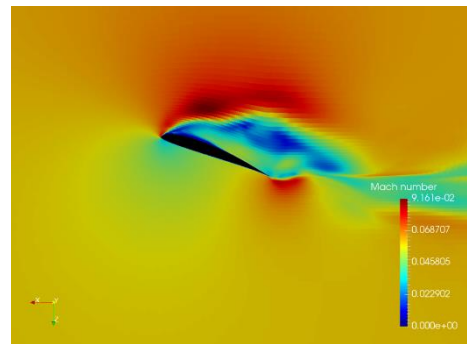


Fig. 7 Large flow separation on $\alpha = 20^\circ$

4. まとめ

C_L に関してはどちらのレイノルズ数でも計測結果と同じ傾向を見ることができた。しかし、 C_D に関してはレイノルズ数による違いが見られなかった。本計算では、格子の品質を改善する余地が存在するため、格子生成方法を再検討する必要がある。高迎角での計算に関して、大きく剥離した流れを正確に捉えるためにRANSのMenter-SSTからLESモデルのようなより精度の高い手法への変更を検討しなくてはならない。それぞれの値が振れていたことについては今回のケースは非定常性が強いケースであった可能性が高い。このことから、非定常計算を行い流れ場の時間ごとの変化を細かく検証する必要がある。

謝辞

本計算結果は宇宙航空研究開発機構が所有する高速流体解析ソフトウェア「FaSTAR」を利用することにより得られたものである。

参考文献

- (1) Wei Z., New T.H., and Cui Y.D., “Aerodynamic performance and surface flow structures of leading-edge tubercled tapered swept-back wings”, AIAA J., 56 (1): 423–431.
- (2) F.R. Menter., “Improved Two-Equation k-omega Turbulence Models for Aerodynamic Flows,” NASA TM 103975, 1992.
- (3) P.L. Roe., “Approximate Riemann Solvers, Parameter Vectors, and Difference Schemes,” Journal of Computational Physics, Vol. 43, p.357-372, 1981.
- (4) O.S. Menshov., Y. Nakamura., “Implementation of the LU-SGS Method for an Arbitrary Finite Volume Discretization,” 第 9 回数値流体シンポジウム, 1995.
- (5) D.J. Mavriplis., “Revisiting the Least-Squares Procedure for Gradient Reconstruction on Unstructured,” AIAA paper 2003-3986, 2003.
- (6) E. Shima., K. Kitamura., T. Haga., “Green-Gauss/Weighted-Least-Squares Hybrid Gradient Reconstruction for Arbitrary Polyhedra Unstructured Grids,” AIAA Journal, 51(11), pp. 2740-2747, 2013.
- (7) T.J. Barth., D. Jespersen, “The Design and Application of Upwind Schemes on Unstructured Meshes,” AIAA paper 89-0366, 1989.
- (8) V. Venkatakrishnan., “Convergence to Steady State Solutions of the Euler Equations on Unstructured Grids with Limiters,” Journal of Computational Physics, 118, pp. 120-130, 1995.