

卒業論文要旨

ティルト翼 VTOL 機の CFD による機体特性解析

システム工学群

機械・航空システム制御研究室 1210054 川見 稜

1. 緒言

旅客機に代表される固定翼機は高速かつ長時間の飛行に適した機体であるが、8人乗りの自家用ジェットであっても必要となる滑走路長は900mを超える。一方、ヘリコプターに代表される回転翼機は滑走路なしに垂直離着陸を行い、低高度を航行できるが、高速航行や長距離輸送には向かない機体である。そこで近年、固定翼機と回転翼機の利点を併せ持つ垂直離着陸機(Vertical Take Off and Landing :VTOL 機)の需要が高まっており、災害現場等の狭隘地や原発事故の被災地等の観測に役立てることが期待される他、将来的には空飛ぶクルマの運用にも繋がる可能性がある。

4発ティルト翼機(Quad rotor Tilt Wing :QTW)はVTOL機に分類される無人航空機であり、翼のピッチ角を0°から90°まで傾ける(ティルトさせる)ことで固定翼機と回転翼機の要素を併せ持つ。離陸時には翼を地面に対して垂直に保ちながら離陸しホバリングを行った後、翼を徐々に水平へと近づけていく遷移飛行を行う。最終的に水平飛行へ移行し、固定翼機と同様に機体の前進によって揚力を得て前進飛行する。着陸時には、翼を水平飛行から徐々に90°に近づける遷移飛行を行った後、空中でホバリングを行い地面と垂直に着陸する。

QTWは利点が多い反面、遷移状態において不安定になりやすいという欠点がある。オスプレイの事故の発生要因もこちらに起因している事例が見受けられる。

本研究では、不安定な高迎角時における翼周りの遷移状態を空力的に把握するため、翼1枚のみに着目し、CFD(Computational Fluid Dynamic:数値流体力学)解析を活用することで複雑な空力特性を可視化することを目的とした。

2. CFD解析概要

2.1. 解析条件

本研究ではCFD解析ツールとしてSolid Works 2019内のFlow simulationを使用する。また本研究室が所持しているQTW機の前翼の一部を翼型モデルとして使用する。この翼型は非対称翼型であるEppler193を基にしている。解析に用いるモデルの概略図および寸法を、図1および表1に示す。

また本実験では、ピッチ角を遷移させる代わりに迎角を変化させることで迎角をピッチ角とみなすこととする。迎角は0°から90°まで計20パターン用意し、それぞれの迎角に合わせて主流速度を設定した。各迎角に対応する主流速度の一覧を表2に示す。また、表3に計算領域および環境条件を示す。

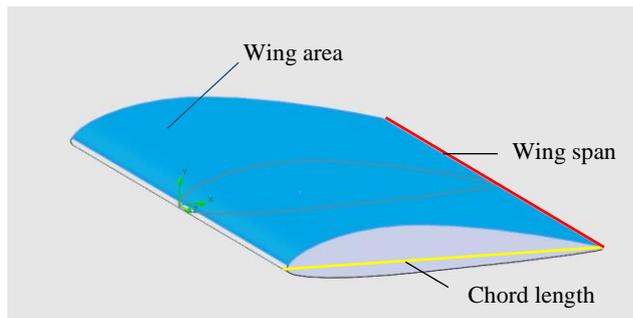


Fig.1 Airfoil used for CFD analysis

Table 1 The measure of airfoil

Chord span (m)	Wing span (m)	Wing area (m ²)
0.2033	0.2945	5.988E-2

Table 2 Relationship between angle of attack and mainstream velocity when performing simulation

Angle of attack (deg.)	Speed (m/s)	Angle of attack (deg.)	Speed (m/s)
0	20	16	11.2
5	15	18	11
8	14	20	10.5
9	13	30	9
10	12	40	8
11	11.9	50	7
12	11.8	60	6
13	11.7	70	4
14	11.6	80	2
15	11.5	90	0.8

Table 3 Calculating area and environmental conditions for CFD analysis

Calculating area			Condition of environment			
x (m)	y (m)	z (m)	Test fluid	The type of flow	Pressure (Pa)	Temperature (K)
min.	min.	min.	air	Laminar flow and Turbulent flow	101,325	293.2
-3	-3	-0.14725				
max	max	max				
3	3	0.14725				

2.2. CFD 解析結果

Flow Simulation を使用して CFD 解析を行い、翼にかかる相対圧力と x, y 方向のせん断応力 3 つのデータから揚力 L と抗力 D を求めた後、そのデータから揚力係数 C_L と抗力係数 C_D を求めた。図 2 に迎角と揚力および揚力係数の関係を、図 3 に迎角と抗力係数の関係を示す。

3. 風洞試験概要

3.1. 試験条件

風洞試験を行うにあたり、3mm のバルサ材 8 枚と発泡スチロールとフィルムを使用し実寸大の翼型を作成した。この翼型を直径 10mm 長さ 550mm のポールに通し、3D プリンタで作成した治具を用いて 6 軸力学計と固定したモデルを、本学が所有する風洞に設置し試験を行った。CFD 解析を行った際と同様に迎角によって主流速度を変化させた。実験日の最大で出せる風速が 16m/s であったため、迎角 0 度の際の主流速度を 16m/s に設定した。風速は手持ちの風速計を用いて測定した。また 0 度から 20 度までは 5 度ずつ、20 度から 80 度までは 10 度ずつ迎角を手動で調整した。試験を行った部屋は室温を 20 度に設定したため、動粘性係数 $\nu=1.512E-5$ に固定して考えた。いずれの迎角においても 1 秒間に 100 個のデータを連続して 10 秒間計測し、計 1000 個のデータを取得することとした。

3.2. 測定結果

取得したデータの中から揚力および抗力を抜き出し、揚力係数、抗力係数を求める。その結果を、2.2 の CFD 解析で得た L および C_L とともに図 2 に、 C_D に関するデータのプロットを図 3 に示す。

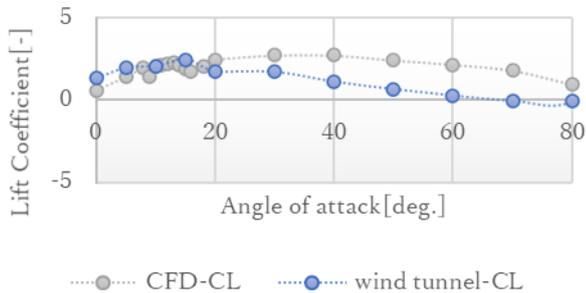


Fig.2 The plots of lift coefficient vs alpha

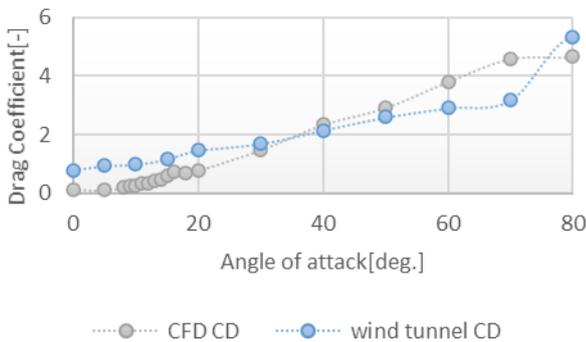


Fig.3 The plots of drag coefficient vs alpha

4. 考察

まず揚力 L および揚力係数 C_L について考察する。L と C_L 双方において値に差はあるもののほとんどの迎角において似た傾向をとることが確認できた。ただ迎角 90 度における風洞試験で取得した C_L のみ、明らかに異なる増加傾向を示

している。こちらについて考察する。 C_L は

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho U^2 S}$$

によって算出されるのだが、本研究において空気密度 ρ [kgf·s²/m⁴] と代表面積 S は固定値であるため C_L は主流速度 U の影響を大きく受ける。仮に風洞試験で得られた迎角 80 度における C_L を求める計算式において、迎角 70 度と同じ風速 4m/s を代入すると $C_L=0.582615748$ となり、図 3 において迎角 80 度の際のみ C_L が増加することはなくなる。ただこの値は一時的に代入したものであるため、正しい値であるとは断言できない。よって主流速度を固定し再度 CFD 解析および風洞試験を行う必要があると考える。

続いて C_D について考察する。こちらは C_L とは異なり傾向に大きな差はないが、迎角 20 度以下の状況において得られた抗力が多いことがわかる。こちらについて考察する。図 4 に示すように今回の試験では、翼型モデルの他に治具を多く使用している。なるべく試験結果に影響を与えないよう 3D プリンタで作成可能な最大寸法の治具を設計したが、それだけでは打ち消しきれない影響を与える要素が治具によって生じてしまったと考察する。また全体を通して手動で迎角を変化させているために、迎角が正確ではないという課題が残る。実機を用いた試験においては翼内部に実装されているモータによって迎角の調整が可能となるため実用段階に移行する際の課題にはならないと考えているが、再度風洞実験を行う際には何らかの方法を考える必要がある。

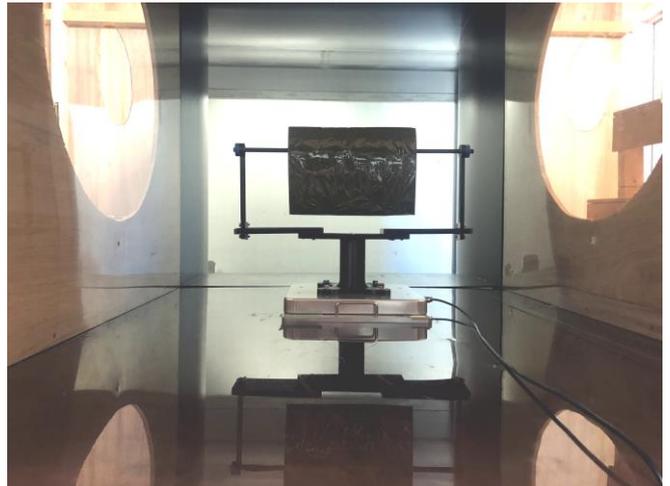


Fig.4 State of the model placed in the wind tunnel

5. 結言

本稿では CFD 解析と風洞実験を行い、様々な迎角および風速による揚力および揚力係数、抗力係数の移り変わりを記録した。一部の結果においては傾向を確認できそうな物もあったが、データが少なくその有効性を証明できないため、レイノルズ数や治具による影響等を考慮し、再度試験を行う必要があると考える。

参考文献

- (1) 三田侑弥, “4 発ティルトウィング機の試作”, 高知工科大学附属情報図書館, 2018 年学位論文
- (2) 佐藤昌之・村岡浩治, “Quad Tilt Wing 無人航空機の飛行制御”, 日本航空宇宙学会論文集, 第 61 巻第 4 号(2013 年 8 月)
- (3) 泉聡志他, “デジタルエンジニアリング演習 流体 CAE 演習(1)”, https://www.fml.t.u-tokyo.ac.jp/lecture/handout/DE/susumu/2018_groupb_fluid1.pdf