

3C03 低レイノルズ数領域における動的乱流格子を用いた NACA0012 翼型の風洞実験

○溝口 誠 (防衛大), 井藤 創 (防衛大)

Wind Tunnel Testing on a NACA0012 Airfoil using Active Turbulence Grid at a Low Reynolds Number
M. Mizoguchi and H. Itoh (National Defense Academy)

Key Words: Turbulence, Aerodynamic Characteristics, Low Reynolds Number Flows

Abstract

The influence of turbulence intensity on a NACA0012 airfoil is investigated at a Reynolds number of 36000. An active turbulence grid is used to generate turbulence in low-Reynolds-number flows. Turbulence intensity affects lift and pitching moment coefficients significantly, while the change in drag coefficient is relatively small. The nonlinearity in the pitching moment curve still exists when the turbulence intensity increases up to approximately 5%. An analysis in the pitching moment also shows that the chordwise flow-field around the airfoil dominates the aerodynamic characteristics at low angles of attack because the difference between 2D and 3D wings shows a quantitatively similar trend in the pitching moment coefficient as a function of the turbulence intensity.

1 序論

小型の無人航空機は都市部近郊や建造物近くを飛行する。建造物によって生じた気流のじょう乱は、じょう乱源から離れた郊外まで残存することが指摘されている¹⁾。小型無人航空機が遭遇する飛行環境のじょう乱は、主流方向および主流と垂直な方向の流速変動などに分類され²⁾、それぞれが無人機用翼の空力特性に及ぼす影響の理解が欠かさない。

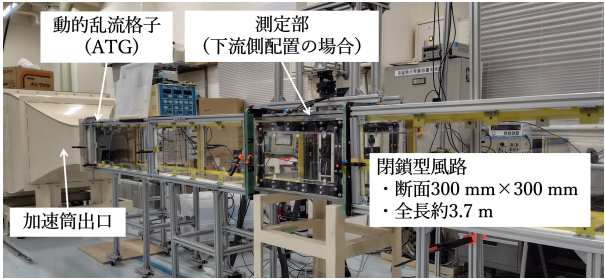
本研究では主流方向の連続的な流速擾乱として気流の乱れに注目する。乱れが低レイノルズ数領域における翼の空力特性に及ぼす影響に関する研究例として、Tsuchiya ら³⁾ や Kay ら⁴⁾ の報告が挙げられる。彼らは揚力係数と乱れ強さの関係を示し、例えば乱れによって最大揚力係数や揚力曲線の非線形性が変化することを報告した。低レイノルズ数領域では翼のピッチングモーメント曲線にも強い非線形性が現れる場合がある⁵⁾ が、乱れ強さとピッチングモーメント係数の関係には不明な点が多い。そこで本研究では加瀬ら^{6,7)} が吸込式風洞と乱流格子を用い、乱れ強さ 0.2% から 3.7% の範囲における有限アスペクト比の NACA0012 翼空力特性を調べ、測定されたピッチングモーメント係数をもとに翼周り流れ場の考察を与えた。また、翼端の影響を排除した二次元翼について、藤田⁸⁾ が NACA0012 翼型の空力特性と乱れ強さの関係を示した。藤田の実験では動的乱流格子 (Active Turbulence Grid, ATG) が用いられ、最大 12.6% までの乱れ強さの範囲で研究が行われた。しかし、当時

の実験装置の都合上、翼模型支持部の一部が翼下面側表面よりわずかに突き出た状態であった。そのため、支持部の影響が測定結果に含まれる可能性が排除できなかった。また、藤田の研究は乱れ強さが大きな領域に注目して行われたため、数% 程度の乱れ強さにおける実験結果が不足していた。ただし後に述べるように、藤田が用いた ATG の駆動方法では乱れ強さをある程度小さく抑えた実験の実施は困難であった。

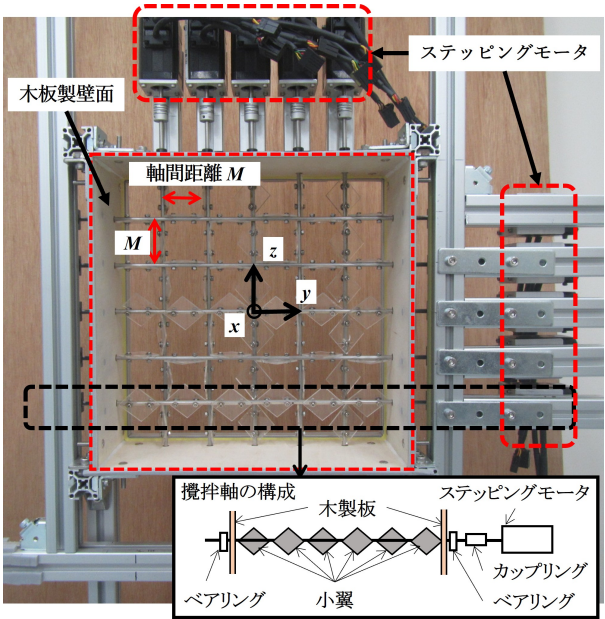
そこで本研究ではまず、ATG の駆動方法を変更して実現可能な乱れ強さ範囲の拡張を試みた。そのうえで模型および模型支持方法を変更し支持部に関する先行研究の問題点を改善したうえで、NACA0012 二次元翼の空力特性と乱れ強さの関係を調べた。

2 実験方法および実験条件

実験は防衛大学校に設置されている低速風洞で行った。風洞測定部の概要を第 1 図に示す。風洞本体の空気吸込口から加速筒出口までの長さは約 5.2 m であり、加速筒出口に ATG が設置されている。ATG は取り外し可能である。ATG の下流側には閉鎖型風路があり、その長さは約 3.7 m である。閉鎖型風路の断面は一辺長さ 300 mm の正方形である。本研究で用いた ATG を第 2 図に示す。この ATG は縦横それぞれ 5 本ずつの攪拌翼から成り、攪拌翼は回転軸と、回転軸に取り付けた複数の小さな正方形矩形翼から構成されている。攪拌翼の軸間隔 (メッシュ幅 M) は縦横いずれも 50 mm である。本研究では縦と横の格子の中



第 1 図: 風洞測定部



第 2 図: 動的乱流格子 (ATG)

点を気流方向原点とし、ATG から下流方向の位置 x を M で無次元化して表す。それぞれの攪拌翼はカップリングを介してステッピングモーターと接続され、ベアリングによって支えられている。第 2 図に示すようにベアリングの内側は木製の板で囲まれており、気流が通過する風路は木板内部の一辺 300 mm 正方形断面である。

本研究室ではこれまで、ATG の攪拌翼を回転させて乱流を生成してきた。この駆動方法を本研究では回転モードと呼称する。回転モードの場合、回転速度や回転方向、一定回転速度の持続時間は攪拌翼毎にランダム化されている。各攪拌翼の回転速度や選択された回転速度の持続時間は、事前に指定した平均値と変動幅をもとに乱数を用いて軸毎にランダムに選択される（詳細は文献⁹⁾を参照）。また、生成される乱れの強さは攪拌翼回転速度の平均値に反比例する。ただし、文献¹⁰⁾でも指摘したように、乱れを弱くするためには攪拌翼を高速回転させる必要があり、実現できる乱

第 1 表: 測定部における気流乱れ強さ

Case	乱れ強さ, %	ATG の状態	測定部位置
1	0.3	none	下流側
2	1.6	static	下流側
3	2.3	振動 (20 °)	下流側
4	3.6	振動 (20 °)	上流側
5	4.9	回転 (16 rps)	下流側

(回転モードの括弧内は平均回転速度を、振動モードの括弧内は平均振幅を表す)

れ強さの下限は攪拌翼駆動用モーターの性能に制限される。

そこで本研究では、攪拌翼を事前に指定した振幅と角速度で往復ピッチング運動させて乱れを生成する駆動方法（振動モードと呼称）も新たに採用した。振動モードでは回転モードと比べると小さな乱れ強さの気流生成が期待できる。Donovan らが行った研究¹¹⁾では、攪拌翼のピッチング運動によって乱れが生成されている。ただし、Donovan らの文献¹¹⁾からは攪拌翼の詳細な駆動手順が不明であった。そこで攪拌翼の振幅と角速度をパラメータとした予備研究¹²⁾を行って実現可能な乱れ強さを調べたうえで、振動モードで生成した気流を本研究の風洞実験に利用した。本研究では振動モードの平均角速度は 480 deg/s に固定し、平均振幅を調整パラメータとして乱れ強さを変更した結果を示す。なお、各攪拌翼の角速度と振幅は、それぞれ指定した平均値を中心とし、その半分の範囲内で一往復ごとにランダムに選択されるように制御した。

翼模型を設置する測定部における気流の乱れ強さは、日本カノマックス製定温型熱線流速計 MODEL1011 と直径 5 μ m のタングステン製 I 型プローブ MODEL 0251R-T5 を用いて評価した。測定結果を第 1 表に示す。本研究では ATG を取り外した状態 (none と表記) および攪拌翼を回転させず、小翼を全て気流と平行にして静的乱流格子を模擬した状態 (static と表記) についても実験を行った。また、第 1 表に示すように、本報告では回転モードの平均回転速度は 16 rps とし、振動モードの平均振幅は 20° とした。第 1 図に示したように、閉鎖型風路には空気力測定用天秤と翼模型を設置する測定部がある。この測定部の位置は変更可能であり、本研究では ATG から翼模型位置までの距離が $x/M = 28$ (上流側) および $x/M = 48$ (下流側) の二カ所で実験を行った (第 1 表)。気流の乱れは乱流生成部から離れると減衰するため、下流側では乱れ強さが小さくなる。

測定部には気流方向長さ 600 mm の翼端板を設置し、翼模型を翼端板間に配置することで二次元翼実験とした。翼模型翼端と翼端板の間には、翼端板上境界層の排除厚さ程度の隙間を設けた。実験模型には NACA0012 翼型の矩形翼を用いた。翼模型は 3D プリンタで造形したのち、サンドペーパーを用いて表面を研磨した。翼模型の翼弦長は 60 mm、アスペクト比は 2.85 である。実験は翼弦長を代表長とするレイノルズ数が 3.6×10^4 の条件で行った。

翼模型に働く空気力は日章電機製三分力天秤を用いて測定した。天秤の定格容量は翼弦に対する垂直力と接線力が 10 N、これら二つの軸に垂直な軸周りのモーメントが 1 Nm である。天秤の出力はひずみ増幅器（日章電機製 DSA-100B）を用いてカットオフ周波数 300 Hz のローパスフィルターを適用した後、サンプリング周波数 1 kHz で 5 秒間測定した。天秤出力は Keyence 製 AD 変換器 NR-500 と NR-HA08 で記録した。測定結果から迎え角ごとに時間平均した揚力係数 c_l 、抗力係数 c_d 、前縁から 1/4 翼弦長位置周りのピッチングモーメント係数 c_m を評価した。実験は同じ条件について 4 回行い、その平均値を結果の考察に用いた。なお、模型の迎え角は三分力天秤を取り付けた回転ステージ（中央精機製 RS-627）とステッピングモーター（Keyence 製 QS-M42）、PLC（Keyence 製 KV-N14AT）を用いて、 0.5° 間隔で調整した。

3 実験結果と考察

3.1 弱い乱れにおける空力特性

第 3 図に乱れ強さ 0.3% における揚力係数 c_l 、抗力係数 c_d および 25% 翼弦長位置周りのピッチングモーメント係数 c_m を示す。迎え角 0° 付近では c_l と c_m の傾斜はそれぞれ負と正であり、傾斜の符号は迎え角 $\pm 1^\circ$ 付近で反転している。また、迎え角 $\pm 4^\circ$ 付近でも傾斜の変化が観察できる。このように c_l 曲線と c_m 曲線には迎え角に対する非線形性が観察され、その変化は複雑である。 c_d 曲線は $\pm 3^\circ$ でわずかに下に凸であるが、迎え角 3° から 8° 付近までは迎え角に対して直線的な増加を示した。迎え角 8° を超えると、 c_m の急減と c_d の急増が観察される。同じ迎え角で c_l は最大値を示すが、その後の減少は c_m と比べて緩やかである。大竹らや加瀬ら^{6,7)}が指摘したように低レイノルズ数領域における NACA0012 翼では、 c_l 曲線による失速角の特定が困難な場合がある。そこで加瀬らは c_m 曲線が極値を示す迎え角を用いて失速角を定義した。本研究では加瀬らと同様に、 c_m が急減（モーメントストール）する角度を失速角とする。乱れ強さ 0.3% の場合、失速角は約 7.5° であった。

第 3 図には本研究と近い条件（ $Re = 4 \times 10^4$ 、乱れ強さ 0.1% 以下）で測定された大竹らの実験結果⁵⁾を比較して示している。二つの実験結果は、失速角に 1° ほどの違いがあるものの、その他はよく一致している。大竹らの報告では Re 数が 30000 と 40000 でモーメントストールの角度が $1 \sim 2^\circ$ 程度異なっていた。そのため、第 3 図における失速角の差異はレイノルズ数の影響が主要因と考えられる。

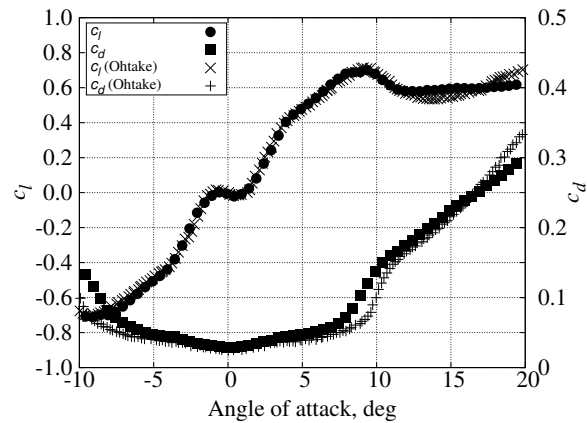
3.2 空力係数と乱れ強さの関係

第 4 図から第 6 図に、乱れ強さ 1.6%、2.3%、4.9% における測定結果を示す。前述した低レイノルズ数領域における c_l や c_d と乱れ強さの関係を報告した文献の結果を各図に比較のために示した。Tsuchiya ら³⁾の実験は Re 数 2.5×10^4 、乱れ強さ 1.5% の結果を、Kay ら⁴⁾らの結果は Re 数 1.0×10^5 、乱れ強さ 1.3% と 5% の結果を文献からそれぞれ引用した。先の第 3 図と同様に、本研究の測定結果と先行研究^{3,4)}の報告はよく一致していることが分かる。

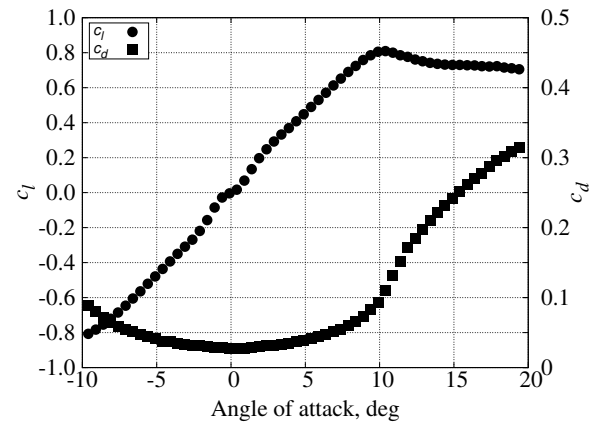
各図の c_l 曲線を比較すると、第 3 図で述べた迎え角 0° 付近における負の揚力傾斜は、乱れ強さが 1.6%～2.3% では観察されなくなった。また、迎え角 1° 付近で、乱れ強さ 0.3% と同様に揚力傾斜が変化した。これらの乱れ強さの場合、迎え角 2° 付近でも揚力傾斜の変化が観察される。一方、乱れ強さが 4.9% の場合、揚力傾斜は 0° 付近で他より少し大きいものの、失速角まで概ね一定である。このように乱れ強さの増加に伴って c_l 曲線の非線形性が低下し、失速までの迎え角領域における c_l 曲線は線形に近くなった。また、第 4 図から第 6 図では乱れ強さによらず迎え角 10° 付近で c_l 傾斜が減少している。この揚力傾斜の減少は失速に対応するが、乱れ強さ 4.9% では迎え角 10° 以上でも c_l はわずかに増加した。このように乱れ強さが大きくなるほど、 c_l による失速の特定は難しくなった。

乱れ強さ 1.6% 以上の c_d 曲線は、どの乱れ強さの場合も迎え角 $\pm 8^\circ$ の範囲では下に凸であり、乱れ強さによる定性的な変化は観察されない。また、迎え角 10° 付近で失速による c_d の急増が観察され、更に大きな迎え角では上に凸の曲線状に変化した。このように c_d 曲線は、 c_l 曲線や次に述べる c_m 曲線と比べて、乱れ強さによる定性的な変化が小さかった。ただし、先に述べた乱れ強さ 0.3% とそれ以外の場合では、 0° 付近の迎え角について c_d の変化傾向が少し異なった。

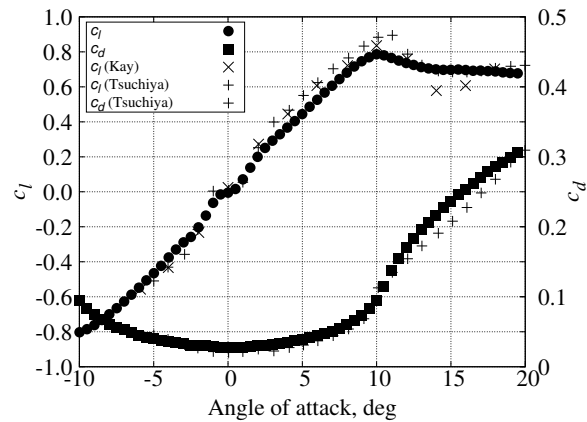
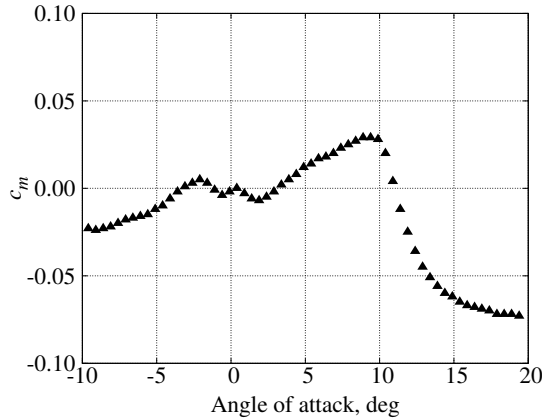
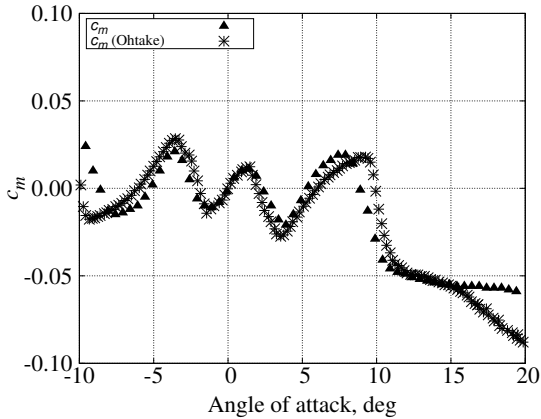
先に述べたように乱れ強さが 0.3% の場合、迎え角 0° における c_m の傾斜は正であり、迎え角 1° 付近で傾斜の符号が反転した。同じ傾向は乱れ強さ 2.3% でも観察されるが、迎え角に対する振動的な c_m の変化



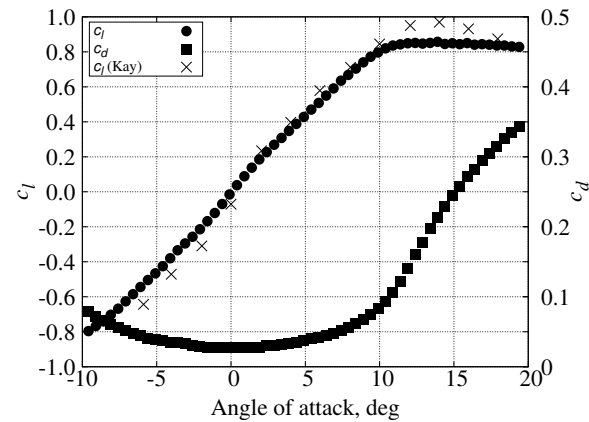
第3図: 乱れ強さ 0.3%



第5図: 乱れ強さ 2.3%



第4図: 乱れ強さ 1.6%

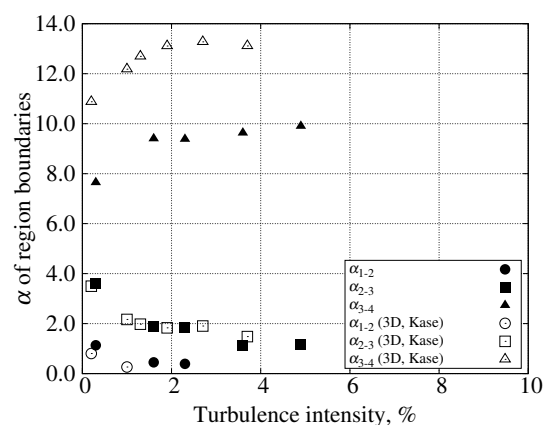


第6図: 乱れ強さ 4.9%

は、乱れ強さの増加に伴って小さくなった。さらに乱れ強さが4.9%になると、迎え角 0° の c_m 傾斜は負になり、迎え角に対する定性的な変化傾向が変わる。ただし乱れ強さ4.9%でも c_l 曲線とは異なり、 c_m 曲線は依然として迎え角に対して非線形である。本研究の範囲では乱れ強さによらず失速直前の c_m は同程度の正の値を示し、失速により c_m の急減が観察された。これらの観察結果から、乱れ強さは c_l と c_m 曲線の迎え角に対する変化傾向に影響を及ぼすものの、 c_d に対しての影響は比較的小さいことが分かった。また、乱れ強さの増加によっても c_m 曲線には非線形性が残存することが分かった。

加瀬らの研究^{6,7)}を参考に迎え角が正の場合について、 c_m 曲線の極値から迎え角の領域を分け、流れ場と対応させて考える。第3図を例にとると、迎え角 1° までの c_m 傾斜が正の範囲を第一領域、迎え角 1° から 3.5° までの c_m 傾斜が負の範囲を第二領域、迎え角 7.5° までの c_m 傾斜が正の範囲を第三領域、さらに迎え角が大きな失速後を第四領域とする。また、各領域の境界に相当する c_m が極値を示す迎え角を、第一領域と第二領域について α_{1-2} とし、他の境界もそれぞれ α_{2-3} 、 α_{3-4} とする。加瀬の考察によれば、第一領域は翼周りの境界層が再付着を伴わない層流はく離した状態に、第三領域は層流はく離した境界層が再付着し層流はく離泡が形成された状態に、第四領域は再付着境界層のはく離を伴った失速状態に対応する。また、第二領域は他の領域よりも大きな c_l 傾斜と負の c_m 傾斜で特徴付けられる。この領域では層流はく離したせん断層は再付着しておらず、はく離せん断層の不安定性に起因する c_l の増加が考察されている。

第7図に、第1表に示した本研究で実験した乱れ強さと α_{1-2} 、 α_{2-3} 、 α_{3-4} の関係を示す。第7図から、第一領域に対応する $\alpha < \alpha_{1-2}$ となる迎え角の範囲は乱れ強さの増加に伴って減少し、やがて消失することが分かる。また、層流はく離した境界層の再付着に対応する α_{2-3} も、乱れ強さの増加に伴って減少することが分かる。ただし前述した藤田による研究⁸⁾では、模型支持部が結果に影響した可能性を排除できないものの、乱れ強さが10%を超えた場合でも α_{2-3} に対応する c_m の極値は観察された。このことから、乱れが大きい場合でも境界層の層流はく離と、はく離した境界層の再付着が生じている可能性がある。また、失速角 α_{3-4} は乱れ強さの増加にともなって増加するが、その増加傾向は漸近的であることが分かる。乱れ強さの増加による失速角の増加は、乱れが境界層のはく離を抑制するために生じていると考えられる。第7図では加瀬らが行った有効アスペクト比6の三次元翼につ



第7図: 領域分類

いての実験結果も比較している。ここまで述べた二次元翼についての結果は、三次元翼の場合と定性的に同じである。定量的には従来の知見から予想されるように、翼端の影響が大きく現れる失速角 α_{3-4} は二次元翼の方が小さい。一方、低迎え角における境界層の層流はく離やはく離境界層の再付着に対応する α_{1-2} や α_{2-3} は、二次元翼と三次元翼で定量的に近い。このことから低い迎え角では翼端の影響は小さく、翼断面流れが支配的であると考えられる。

4 結論

本研究では、低レイノルズ数領域におけるNACA0012翼型の空力特性に気流の乱れ強さが及ぼす影響を調べた。乱れの生成には動的乱流格子を用い、その駆動方法を工夫することで、実現可能な乱れ強さの種類を増やしたうえで風洞実験を行った。

実験結果から、乱れ強さの増加に伴って c_l 曲線は線形的になること、 c_d 曲線への乱れ強さの影響は c_l や c_m と比べて小さいことが分かった。 c_m 曲線も乱れ強さで変化するものの、本研究で実験を行った乱れ強さ4.9%までの範囲では、 c_m 傾斜は未失速状態でも迎え角に依存して変化した。また、乱れが増加すると c_l 曲線から失速角を特定することが難しくなるが、 c_m 曲線によって失速角と乱れ強さの関係を議論できることを示した。迎え角が数度程度と小さな場合、乱れ強さによる c_m 曲線の変化は二次元翼と三次元翼で類似しており、翼端の有無による差異は小さかった。

今後は、より大きな乱れ強さにおける風洞実験の実施と、流れ場の可視化による現象の理解をすすめる予定である。

本研究で行った実験の実施には、防衛大学校本科卒業生の利光奏哉氏、平野泰雅氏および本科学士の浦

彪仁氏にご協力をいただきました。ここに謝意を表します。

参考文献

- [1] Mohamed, A., et. al.: Gusts Encounterd by Flying Vehicles in Proximity to Buildings, Drones, **7** (2023), pp. 1-26.
- [2] Jones, A. R., et. al.: Physics and Modeling of Large Flow Disturbances: Discrete Gust Encounters for Modern Air Vehicles, Ann. Rev. of Fluid Mech., **54** (2022). pp. 469–493.
- [3] Tsuchiya, T., et. al.: Influence of Turbulence Intensity on Aerodynamic Characteristics of an NACA0012 at Low Reynolds Numbers, AIAA Paper 2013-0065, 2013, pp. 1029-1043.
- [4] Kay, N. J., et. al.: Influence of Turbulence on Cambered and Symmetrical Airfoils at Low Reynolds Numbers, AIAA J., **58** (2020), pp. 1913-1925.
- [5] 大竹 智久ら: 低 Re 数領域での NACA0012 翼の非線形空力特性, 日本航空宇宙学会論文集, 55 (2007), pp. 439-445.
- [6] 加瀬 正堯ら: 低レイノルズ数領域において乱れ強さが NACA0012 翼空力特性の非線形性に及ぼす影響, 航空宇宙技術, **22** (2023), pp. 44-50.
- [7] 加瀬 正堯: 低レイノルズ数領域における NACA0012 翼の空力特性に主流流速擾乱が及ぼす影響, 防衛大学校理工学研究科後期課程博士論文, 2024.
- [8] 藤田 一熙: 低レイノルズ数流れにおける NACA0012 翼型空力特性に気流の乱れが及ぼす影響, 防衛大学校理工学研究科修士論文, 2021.
- [9] 溝口 誠, 井藤 創: 動的乱流格子が生成する気流に駆動パラメータが及ぼす影響, 航空宇宙技術, **22** (2023), pp. 20-27.
- [10] 溝口 誠ら: 並進モデルを利用した主流速度変動が翼空力特性に及ぼす影響の観察, 第 55 回流体力学講演会, JSASS-2023-2109-F, 2023.
- [11] Donovan, M. H., et. al.: Characterization of an Active Turbulence Grid in a Linear Cascade, AIAA Paper 2023-0112, 2023.
- [12] 平野 泰雅: 実現可能な乱れ強さを拡張する新しい動的乱流格子駆動方法の提案, 防衛大学校本科卒業論文, 2025.