

マルチファン型突風発生装置の開発と出口速度分布制御

西尾 悠^{*1}, 宮崎 僚太郎^{*2}, 小川 隆申^{*3}

Development of a Gust Wind Tunnel and Freestream Velocity Distribution Control

Yu NISHIO^{*1}, Ryotaro MIYAZAKI^{*2}, Takano OGAWA^{*3}

ABSTRACT : The present study has developed a gust wind tunnel with the aim to generate unsteady shear flows for testing micro air vehicles. The wind tunnel has a test section with its cross-section of 0.31m×0.21m and eight fans which can be controlled independently. By changing the output of fans, we obtain a spatial velocity gradient of 5[1/s]. It also has shutter mechanisms to achieve a rapid flow variation in time. Furthermore, the tunnel also generates a longitudinal gust with the velocity acceleration of 26 m/s² using the shutter mechanisms.

Keywords : gust wind tunnel, non-uniform freestream, unsteady aerodynamics

(Received December 21, 2020)

1. はじめに

超小型飛翔体 (Micro Air Vehicle (MAV)) は人の入れない空間や災害現場などでの空撮, 情報収集を目的として開発が進められている。アメリカ国防高等研究計画局 (Defense Advanced Research Projects Agency) の定義によれば, その機体は最大寸法 150 mm 以下, 最大質量 100 g 以下である¹⁾。また, 機体が小型かつ軽量であるため推進デバイスも小さく, 結果として飛行速度も 10 m/s 程度と低速である。

MAV の主要な応用先として挙げられる災害現場では, その周囲に複雑な流れ場を伴うことが多い。例えば, 大規模な地震や火山の噴火時には火災などの熱源が存在していることが多く, そういった場合, 熱せられた空気によって非定常な上昇気流^{2),3)} が発生しており, その上空では時間的にも空間的にも気流の変化が絶えない。特に MAV は低速飛行であるため, この気流の変化による影響が一般的な大型航空機よりも相対的に大きくなる。そのため, これらの状況で運用するためには, 周囲の流れが時間的かつ空間的に変化する環境においても安定的に

飛行できる翼や機体が必要となる。

一般的に物体周りの流れ場を特徴づけるのは, レイノルズ数 $Re = Uc/\nu$ であり, 航空機の翼型の場合, U は飛行速度, c は翼弦長, ν は動粘性係数である。MAV の Re 数はおよそ 10^4 から 10^5 であるが, これは大型の旅客向け航空機に比べて 2 桁から 3 桁程度低い値である。このような低いレイノルズ数では, 流れは層流状態であることが多く, 翼面上からはく離しやすい^{4),5)}。そして, はく離が発生すると揚力や抗力は大きく変化し, 結果として飛行安定性を損なう。加えて, この Re 数領域では, はく離した流れが翼面上へ再付着することで空力性能を大きく変えることも知られている^{6),7)}。ここで, 飛翔体よりも小スケールの速度変動は, たとえ強い変動であっても流れの乱流化を促進し, このはく離を抑える効果があるため^{8),9)}, 空力的に問題になるとは考えにくい。一方で, 大スケールの速度変動は大規模なはく離およびその再付着を促進し, 結果として空気が大きく変わることが知られている^{10),11)}。そのため, MAV のような超小型飛翔体に対しては大スケールの変動の影響が極めて大きい。また, このような流れ場の制御方法は一般的な定常流下における流れ場の制御方法とも異なる¹²⁾⁻¹⁴⁾ ため, 空力応答や流れ場の把握は応用面においても非常に重要である。

したがって, 気流が機体と同程度かそれ以上のスケールで時間的および空間的に変化する環境下での飛翔体の

*1 : システムデザイン学科助教 (nishio@st.seikei.ac.jp)

*2 : 理工学部システムデザイン学科 4 年生

*3 : システムデザイン学科教授

空力的な性能の評価が非常に重要となる。これら翼の空力特性を実験的に調査する際は、風洞と呼ばれる気流(風洞で発生させた気流を主流と呼ぶ)を発生させる実験装置を用いるが、一般的な風洞は大型航空機の翼型開発のために設計されてきたため定常的な主流を発生させるものが主であった。一方で、非定常な主流を発生させる風洞も建造、使用されてきたが、それらの多くは土木建築物に突風が当たる際の力を評価する目的のことが多い。例えば竹内ら¹⁵⁾は、下流に設置された翼列を開閉することで突風環境を作成し、建物の非定常空力の評価を行っている。しかしこれらの風洞は、空間的な速度分布や時間的な変化を自在に制御することは目的としておらず、MAVなど航空機の翼型には向いていない。また非定常な主流を発生させる手段として、小園らは¹⁶⁾ 99個のファンを用いた大型非定常風洞を作製した。彼らは比較的良好な非定常主流を作り出しているが、空間的な速度変化については取り組んでいない。航空機を対象とした研究機関でも非定常流を再現する風洞を作製しており、松下ら¹⁷⁾や廣末ら¹⁸⁾は2m×2mの大型試験部を持つ非定常風洞の性能評価および実際の運用成果を報告している。しかしながら風速の変動量は主流速度の1割程度である点、また周期的な変動を作ることを主目的としている点から非定常主流ではあるが突風とは言い難い。国外にも同様に主流を変動させる風洞は存在するものの¹⁹⁾⁻²¹⁾、突発的に主流速度を変化させることのできる風洞や空間的に速度分布を変えられる風洞は数が限られているのが現状である。また、東北大の研究グループ^{22), 23)}や筆者²⁴⁾らが非定常風洞を設計・作製しているが、これらも非一様主流が作り出せない点や測定部が小型である点などが問題であった。

そこで本研究では、非定常・非一様な主流にさらされた小型飛行体の周りの流れ場を再現できるような風環境を作り出せる複数ファンを有する風洞を製作し、その性能評価を目的とした。

2. 実験装置

図1に示すマルチファン型風洞を製作した。図1(a), (b)はそれぞれ装置の模式図の左側面図と正面図である。また、図1(c), (d)はそれぞれ実際の装置の左側および正面からの写真である。この風洞は全長1.1mのエッフェル型であり、送風部、シャッター部、整流部、縮流部から成る。図1(a)に示す風洞左側面から吸気し、図1(b)の左側から右側へと送風する。また送風部から整流部までは高さ0.62m×横幅0.31mの矩形断面を持つ。縮流部出口は

高さ0.21m×横幅0.31mの矩形断面である。収縮ノズルの出口から下流が開放型の測定部となっており、試験体はここに設置する。座標系については、風洞出口中央を原点とし、右手系で流れ方向をx軸、垂直上向きをy軸、それら2軸と垂直な方向をz軸とする。以下では、各部の詳細を説明してゆく。

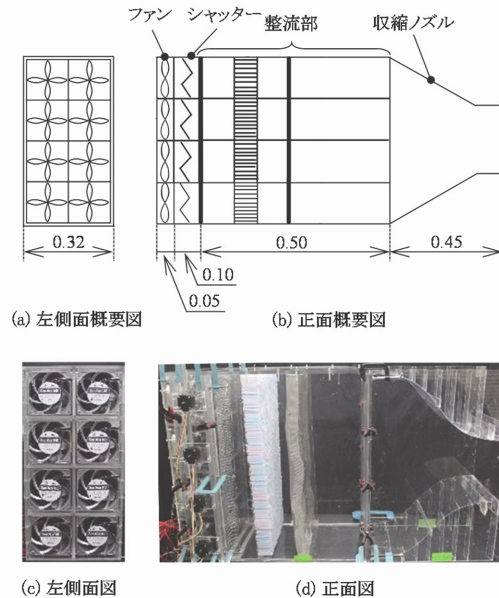


図1 風洞概要図および写真

2.1 送風部

送風ファンには、最大送風流量 0.147 m³/s のPWM (Pulse Width Modulation) 回転制御機能を持つDCファン (三洋電機株式会社製, SANACE140) を採用した。ファンのフレームサイズは 140 mm×140 mmであり、そのファンを縦横に 4×2 の合計 8 個を配置した。測定部断面積に基づいて算出される理論最大平均出口風速は 12.2 m/s である。横一列 2 個のファンごとに回転数制御の系統が独立されており、それぞれの列ごとに回転数を制御することが可能である。送風ファンの回転数制御は、GPIO (General-purpose input/output) を搭載するシングルボードコンピュータ (Raspberry Pi) によりファンに与えるデューティ比を変えることで行った。

2.2 シャッター部

風洞装置の場合、非定常・非一様流を作り出すには風洞内の流量を時間的に変化させる必要がある。しかし、一般的にDCモーター式の送風ファンはその回転数を急変させることが困難であり、突発的な流量の変化を得ることが難しい。過去の非定常風洞では、上流または下流に翼列や平板列を用いたり、ACサーボモーターファンを用いたりすることで急速な流速の変化を得ている。Goit

らは²²⁾、シャッター機構をファンのすぐ下流に設置し、良好な非定常主流を作り出すことに成功している。そこで本研究でも彼らの風洞装置に倣い、シャッター機構を採用した。

シャッター機構を図2に示す。図2(a)のようにシャッターは3枚のアルミ平板から成る。3枚のうち中央に配列する平板は55 mm×148 mmとし、その上下に配置する2枚は45 mm×148 mmとした。ただし平板と周囲の隙間を埋めるために、ビニルテープで各辺を1 mm程度伸ばした。平板厚さはすべて1 mmである。このアルミ平板中央の長手方向に直径3 mmの丸棒を取り付けた。3枚の平板に取り付けられた丸棒は図2(b)のように1枚のスライダーによって接続されており、このスライダーをステッピングモーター（シナノケンシ株式会社製、PMSA-U42D）によって動かすことで、3枚の平板を同時に回転させることができる。Raspberry Pi を用いてモーターを制御することによりこのシャッターの開度や開く速度を制御する。また、1つのモーターが横1列ごとに2つのシャッターの動作を制御する。

ファンのすぐ下流にこのシャッター機構を設けた。1つの送風ファンごとにシャッターを設け、図2(a)のように1つの送風ファンとシャッターに囲まれた空間は他の空間とアクリル板で仕切られている。そのため、1つのファンによる流れは完全に独立となり相互に干渉することはない。この仕切られた空間のサイズは150 mm×150 mmであり、平板とアクリル壁との隙間は左右が1 mm、上下は2 mm程度である。

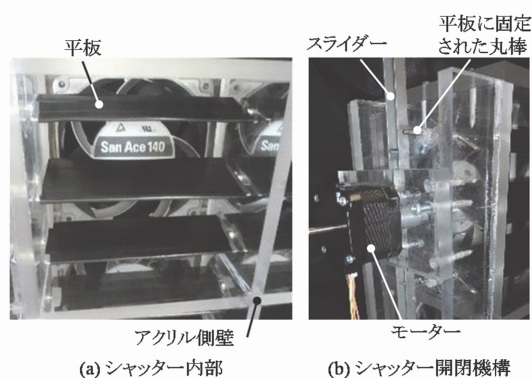


図2 シャッター機構

2.3 整流部

整流部はハニカムおよび粗い金網、細かい金網で構成される。整流部の役割は、主流に含まれる旋回成分と大きな渦構造による速度変動の低減である²⁵⁾。特に軸流ファンによって発生する風洞断面内における旋回速度成分を低減することは主流の質を決めるうえで重要である。

この旋回速度成分の低減に対して大きな役割を果たすのがハニカム部である。一般的な風洞ではハニカムのセルの大きさに対してその流れ方向長さを6倍から12倍程度にとる^{25)・26)}。そこで、本風洞では長さ50 mm、直径6 mmのプラスチック製の円筒（市販ストロー）約4000本を接着剤で組み合わせたものをハニカムとして使用した。

粗い金網は直径が約0.75 mmであり、線と線間の距離が5.5 mmである。細かい金網は直径0.34 mm、線と線間の距離が1.25 mmである。その開口比は0.52である。

整流部の側壁はアクリル板である。各面の接合にはアクリル用の接着剤を用いているが、側面板と天板のみネジで接続されている。そのため、ハニカムと金網は任意の位置に挿入できるようになっているほか、整流部の清掃も容易である。本実験ではシャッターの下流端を基準とし、直後に粗い金網、0.1 m下流にハニカム、0.2 m下流に細かい金網を設置した。

2.4 縮流部

収縮ノズルについてはy方向のみ流路面積を縮小させており、z方向には変化させてない。縮流部入口と出口の面積比である縮流比は3とした。一般的な風洞において、縮流比は6から12程度^{25)・28)}であるが、本風洞では一方方向のみ縮流させる点および広い計測部が望ましい点を考慮して低い縮流比を採用した。

一般的な縮流ノズルの壁面形状は双曲線関数²⁶⁾や多項式^{27)・28)}の組み合わせで表現される。そこで本風洞においても、x-y断面における壁面形状が双曲線正接関数となるように設計した。薄いアクリル板上で定めた曲線状に変形させ、その形状を維持させるために45 mm間隔で外側からアクリル板で固定した。また、この縮流ノズル全体は取り外しが可能である。

3. 実験結果

3.1 定常運転時の性能

定常的な主流の空間的なばらつきを調査するため、全てのシャッターが開いた状態においてデューティ比70%で送風ファンを回転させ、出口面における流れ方向流速の平均値 \bar{u}_i を測定した。計測については、y軸方向に間隔0.03 m、z軸方向に0.05 mの間隔の計25点において行った。その結果を図3に示す。

図より、風洞面内の計測位置においてほぼ同じ流速であり、十分な範囲でポテンシャルコアが形成されている

ことがわかる。流速の空間的なばらつきを評価するために以下の式を用いて空間内の不均一性を評価する。

$$u' = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (\bar{u}_i - U)^2} / U \quad (1)$$

ここで、 \bar{u}_i は各計測点における時間平均流速、 U は面内において平均化された時間平均速度、 n は計測点の総数である。計測結果を基にこの空間不均一を計算すると約 5% であった。

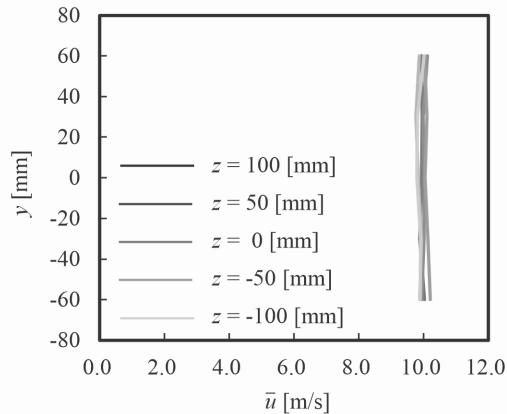


図3 定常運転次の測定部出口における流れ方向流速分布

3.2 定常・非一様流

次に時間的に定常かつ空間的に流速が変化する流れ場を再現することを試みた。空間的に速度が変化する流れのうち最も単純な形態の一つである一定空間速度勾配を持つ速度せん断層を作製するために、シャッターは開いた状態でy軸方向に4つ並んでいる送風ファンを上からそれぞれ定格回転数の100%、80%、60%、40%で回転させた。風洞測定部の断面内速度分布を図4に示す。結果として、流速分布はほぼ一様流速であり、一定勾配をもつ速度せん断層は得られなかった。この原因として、収縮ノズルによる運動量の混合効果が考えられる。縮流ノズルは整流部で取り切れない残存乱れのうち流れ方向成分を低減するが、流れ方向に軸を持つ縦渦成分を引き伸ばし増幅させる²⁵⁾。その結果、整流部で形成されたせん断層が混合され、平滑化されてしまった可能性がある。

そこで、収縮ノズルを外し同様の実験を行った。風洞出口はy軸の±300 mmの位置に存在する。その計測結果を図5に示す。収縮ノズルがある時と比べ、明確な速度勾配が得られた。最小二乗法によって近似曲線を算出し、その勾配 $d\bar{u} / dy$ を算出すると 5 [1/s] となった。垂直方向の速度成分を 0 と仮定すれば、この速度勾配 $d\bar{u} / dy$ は主流に含まれる渦度の大きさと等しい。例えばHufstедler

ら²⁹⁾は主流に形成された渦度かく乱に対して翼の応答実験を行っているが、その渦度の強さは 2.0 [1/s] 程度である。彼らの結果と比較しても十分強い速度勾配を形成していることがわかる。ただし、縮流ノズルを外しているため、最大流速は低い値になってしまう点には注意が必要である。また、計測流速と近似曲線の差の二乗平均平方根を平均流速で除した数値は 6% 程度であった。そのため、定常流の計測結果と比べ、わずかに誤差が上昇した。また、 $y = 200$ mm以上の領域ではばらつきが大きい、 $y = -200$ mm周辺ではその大きなばらつきが見られない。 $y = 200$ mm以上の領域では風洞壁面や風洞外部領域との速度差が大きいことから風洞上側壁面から生じるはく離せん断層と干渉し、大規模な渦が発生している可能性がある。

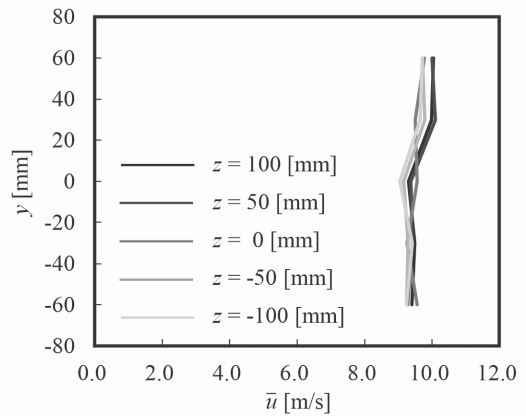


図4 各ファンの出力を変化させたときの風洞出口における速度分布。

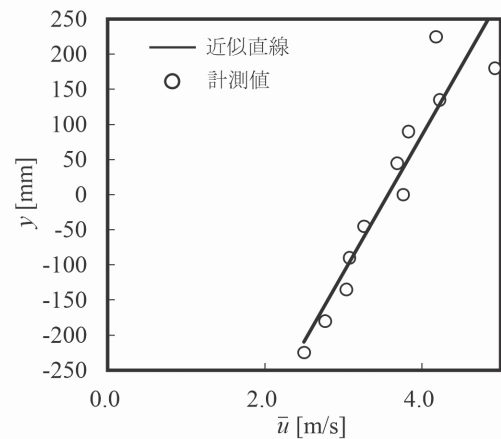


図5 縮流ノズルが無い場合の各ファンの出力を変化させたときの風洞出口における速度分布。

3.3 非定常・一様流

次に空間的に一様でかつ時間的には流速が変化する流れ場の作成を試みた。送風ファンは常にデューティー比70%で回転させ、シャッターの開閉で測定部に送られる流量を制御した。縮流ノズルは装着した状態で実験を行い、シャッターが開放された状態での流速 U_t （加速後流速）は9.9 m/sである。加速性能の評価は風洞出口における流速により行い、流速の計測点は3.2節と同様面内に分布した25点である。各点の流速とその平均値を図6に示す。横軸が時刻 t であり、シャッターを開放した時刻を0と定義した。グレーの曲線が各点における流速 u であり、黒の曲線が全計測点の平均流速である。

測定の結果、シャッターを開放してから加速後流速 U_t に達するまで約0.3秒かかることがわかった。また、その後設定流速の5%程度オーバーシュートし、およそ4秒かけて設定流速に収束する。シャッター開放前の速度に着目すると、シャッターを閉じていても隙間から空気が漏れ出ており、その速度は2.0 m/s程度であった。これはシャッターの工作精度やモータートルク不足によりシャッターと風洞外壁との間にわずかな隙間ができたことが原因だと考えられる。ただし、翼型の風洞試験を行う場合、0 m/sではない定常流速から加減速する状況を想定することが多いため、この空気の漏れは実際に測定する上では大きな問題にはならないと考えている。面内速度のばらつきについては、設定流速の5%であった。

時刻0の出口流速 U_0 、加速後流速 U_t を超えるまでにかかった時間を δt としたとき、

$$a = \frac{U_t - U_0}{\delta t} \quad (2)$$

を用いて平均加速度 a を計算すると、26 m/s²であった。宮崎大学にあるマルチファン型の大型風洞非定常風洞は5 m/sの速度変化に0.8秒かかり¹⁹⁾、加速度を単純に算出するとおおよそ6 m/s²である。同様のシャッター機構を持つ東北大学の風洞²²⁾も、20 m/s²程度であった。一方、日本大学にあるACサーボモーターを用いた非定常風洞³⁰⁾は本風洞と近いサイズであるにもかかわらず、その加速度は式(2)で算出すると約80 m/s²であった。そのため、このサーボモーター駆動の風洞に比べると本風洞の加速度は低いことがわかる。ただし、サーボモーターは高価であることが多い一方、マルチファン型風洞の加速性能はファン性能に強く依存しないため、比較的容易かつ安価に製作できる点に優位性を持つと考えられる。

非定常主流により発生する空気力は、しばしば式(3)で表される相当振動数(Reduced Frequency)で分類される。

$$f_r = \frac{\omega C}{2U_0} \quad (3)$$

ただし、 ω は主流の変動角振動数である。この f_r が0.05以上のとき、空気力は準定常状態から非定常性へと変わり、0.2以上で非定常性が強い³¹⁾とされる。本風洞においては、風洞測定部の断面サイズから模型の代表長さは約50 mmから75 mmである。例えば、加速前の流速 U_0 が5 m/s、加速後流速 U_t が10 m/sの場合、平均加速度 a から算出される f_r は約0.25になり非定常性が支配的になる流れ場を実現可能である。このことから、今回作製した風洞は非定常空気力の実験に有用であると考えられる。

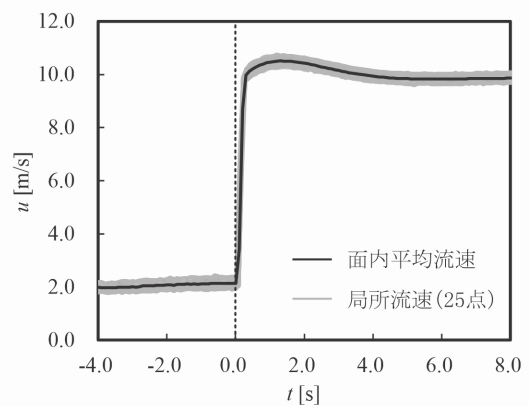


図6 時刻 $t=0$ においてシャッター機構を開放した場合の風洞出口における流れ方向速度の時間変化

4. 結論

主流速度を時間的・空間的に変化させることができる風洞の作製を試みた。これは8つの独立したファンおよび0.22 m×0.62 m計測部を持つエッフェル型の吹き出し風洞である。

作製した風洞出口の流速を計測することで、その性能を評価した。主流が一様かつ定常状態において、その空間均一性は主流速度10 m/sにおいてその5%程度であった。

各ファンの出力を変えることにより、計測部に空間的な速度勾配の作製を試みた。結果として、 $d\bar{u}/dy = 5$ [1/s]の勾配を持つ速度分布が得られた。これは過去の研究で使用された渦度変動の強さと比べても十分な勾配であることがわかった。さらに、その勾配からのばらつきは、約6%であった。そのため、一様流の場合と同程度の空間的なばらつきで速度勾配を有する主流を作ることができた。

これらのファンに加えてシャッター機構を用いることにより、時間的に変化する主流を作成した。得られた速度勾配は 26 m/s^2 であり、非定常空力を特徴づける相当周波数 f が 0.2 以上の実験も可能であることがわかった。

5. 謝辞

本研究は、2019年度成蹊大学特別研究費によって行われた。また、成蹊大学理工学部技術職員の鹿田氏には、風洞資材の加工方法について有益なアドバイスおよびご協力をいただいた。ここに感謝の意を示す。

参考文献

- 1) Michelson, R. "Novel approaches to miniature flight platforms," Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, Vol.218, pp.363–373, 2004.
- 2) Satoh, K., Naian, L., Qiong, L. & Yang, K. T. "Numerical and experimental study of merging fires in square arrays," in ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition Vol.43025, pp.461–472, 2007.
- 3) Hu, L. "A review of physics and correlations of pool fire behaviour in wind and future challenges," Fire Saf. J., Vol.91, pp.41–55, 2017.
- 4) Laitone, E. V. "Wind tunnel tests of wings at Reynolds numbers below 70000", Exp. Fluids Vol.23, pp.405–409, 1997.
- 5) 大竹 智久, 中江 雄亮, 本橋 龍郎「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 巻, 644 号, pp.439-445, 2004.
- 6) O'meara, M. M., Mueller, T. J. "Laminar separation bubble characteristics on an airfoil at low Reynolds numbers," AIAA journal Vol.25, No.8, pp.1033-1041, 1987.
- 7) Tani, I. "Low-speed flows involving bubble separations," Prog. Aerosp. Sci., Vol.5, pp.70-103, 1964.
- 8) Seifert, A., Greenblatt, D., Wygnanski, I. J. "Active separation control: an overview of Reynolds and Mach numbers effects," Aerosp. Sci. Technol. Vol.8, pp.569–582, 2004.
- 9) Yamagishi, M., Tashiro, S. "Effect of External Fluctuation Frequency Introduced in the Mean-Flow on the Characteristic Frequency of Separated Flow," JSME Int J. Ser. B, Vol.45, pp.796–803, 2002.
- 10) Currier, J. M., Fung, K.-Y. "Analysis of the onset of dynamic stall," AIAA Journal, Vol.30, pp.2469–2477, 1992.
- 11) McCroskey, W. J., Carr, L. W., McAlister, K. W. "Dynamic Stall Experiments on Oscillating Airfoils," AIAA Journal, Vol.14, pp.57–63, 1976.
- 12) Post, M. L., Corke, T. C. "Separation Control Using Plasma Actuators: Dynamic Stall Vortex Control on Oscillating Airfoil," AIAA Journal, Vol.44, pp.3125–3135, 2006.
- 13) Heine, B., Mulleners, K., Joubert, G., Raffel, M. "Dynamic Stall Control by Passive Disturbance Generators," AIAA Journal, Vol.51, pp.2086–2097, 2013.
- 14) Nishio, Y., Endo, T., Shigeta, M., Izawa, S. Fukunishi, Y. "Experimental study on control of highly unsteady separating flow," Journal of Fluid Science and Technology, Vol.9, No.3, JFST0046, 2014.
- 15) Takeuchi, T., Maeda, J. "Unsteady wind force on an elliptic cylinder subjected to a short-rise-time gust from steady flow," J. Wind Eng. Ind. Aerodyn., Vol.122, pp.138–145, 2013.
- 16) 小園 茂平, 宮城 弘守, 和田 一洋「マルチファンの低周波数擾乱で駆動される乱流(アクティブ格子法により生成される乱流の特性)」, 日本機械学会論文集(B編), Vol.72, No.724, pp.146-153, 2006.
- 17) 松下 洸, 西村 博史「突風風洞での突風応答予備実験」, 航空宇宙技術研究所報告, TM-240, pp.1-23, 1973.
- 18) 廣末 健一, 北村 清美, 村上 義隆, 進藤 重美「航空宇宙技術研究所突風風洞の計画と整備試験」, 航空宇宙技術研究所報告, TR-335, pp.1-28, 1973.
- 19) Greenblatt, D. "Development and Testing of an Unsteady Low-Speed Wind Tunnel," in 31st AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference (American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2015).
- 20) Granlund, K., Monnier, B., Ol, M., Williams, D. "Airfoil longitudinal gust response in separated vs. attached flows," Phys. Fluids, Vol.26, 027103, 2014.
- 21) Yang, Y., Li, M., Ma, C., Li, S. "Experimental investigation on the unsteady lift of an airfoil in a sinusoidal streamwise gust," Phys. Fluids Vol.29, 051703, 2017.
- 22) J.P.Goit, 茂田 正哉, 伊澤 精一郎, 福西 祐「突風風洞の作成」日本機械学会東北支部講演会, pp.111-112, 2008.

- 23) 西原 至, 西尾 悠, 伊澤 精一郎, 福西 祐「風速の立ち上がり性能を向上させた小型突風風洞の開発」日本機械学会東北支部第 50 期総会・講演会 講演論文集, No2015-1 197, pp.191-192, 2015.
- 24) 西尾 悠, 伊澤 精一郎, 福西 祐, 「小型突風風洞の製作と性能評価」成蹊大学理工学研究報告, Vol.55, No.2, pp.23-25, 2018.
- 25) Bradshaw, P., Pankhurst, R. C. “The Design of Low-Speed Wind Tunnels,” Progress in Aeronautical Sciences, Vol.5, pp.1-69, 1964.
- 26) Lindgren, B., Johansson, A. V. “Design and evaluation of a low-speed wind-tunnel with expanding corners,” Technical Reports from Royal Institute of Technology Department of Mechanics, TRITA-MEK 2002:14, 2002.
- 27) Bell, J. H., Mehta, R. D. “Contraction Design for Small Low-Speed Wind Tunnels,” NASA Technical Reports Server (NTRS), 1988.
- 28) 伊藤 英覚, 小林 陵二「低乱風洞の設計方法」ターボ機械, Vol.9, pp.211-218, 1981.
- 29) Hufstedler, E. A. L., McKeon, B. J. “Vortical Gusts: Experimental Generation and Interaction with Wing”, AIAA Journal, Vol.57, pp.921-931, 2019.
- 30) Nomura, T., Suzuki, Y., Uemura, M., Kobayashi, N. “Aerodynamic forces on a square cylinder in oscillating flow with mean velocity,” J. Wind Eng. Ind. Aerodyn., Vol.91, pp.199-208, 2003.
- 31) Sears, W. R. “Some Aspects of Non-Stationary Airfoil Theory and Its Practical Application,” J. Aeronaut. Sci., Vol.8, pp.104-108, 1941.