



## ボルテックスジェネレータの振動による翼面剥離抑制効果

メタデータ	言語: jpn 出版者: 室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター 公開日: 2016-12-27 キーワード (Ja): キーワード (En): 作成者: 田中, 清隆, 溝端, 一秀 メールアドレス: 所属:
URL	<a href="http://hdl.handle.net/10258/00009116">http://hdl.handle.net/10258/00009116</a>

# ボルテックスジェネレータの振動による翼面剥離抑制効果

○田中 清隆（航空宇宙システム工学専攻 博士前期課程 2年）

溝端 一秀（航空宇宙システム工学ユニット 准教授）

## 1. はじめに

現行の小型無人飛行機は、予期せぬ突発的な外乱や離着陸時の高迎角状態に対する飛行安全性が十分とは言い難い。特に小型無人飛行機の主翼前縁近傍の境界層は層流であり、姿勢の急変で翼上面流れが大規模に剥離しやすく、失速して墜落の危険に晒される。このような翼前縁からの大規模な剥離を防ぐ安全飛行の対策として層流境界層の強制的な乱流化[1]や壁面噴流あるいはプラズマアクチュエータ、等の境界層剥離制御が有効である。しかし、これらの研究は剥離制御装置の軽量化、強靱性、小型化、省電力化、耐水性、等の制約から二次元翼を用いた風洞実験に限定されたものが多く、実機における効果の検証例は少ない。そこで、これらの制約が比較的容易に解消できる小翼列(Vortex Generators : VG)を用いた Active 制御手法が本学で考案され、二次元翼模型を用いた風洞試験にて揚力係数の向上と失速迎角の増加[2]が確認された。小翼列 Active 制御は VG を旗のように往復振動させることによって境界層に攪乱を与え、主流の運動エネルギーを剥離流に補填し速度回復を行う手法であり、必要時以外は流れに対して平行に VG を配置することによって通常の固定型 VG よりも摩擦抵抗低減につなげることができる。そこで本研究では、小翼列 Active 制御をラジコン飛行機主翼に搭載し、実機における剥離制御効果を検証することを狙う。また、VG 振動数の増加による剥離流制御効果の増大を図るとともに、VG の振動数や形状の違いによる剥離制御特性の違いを明らかにする。

## 2. ラジコン機実証試験

### 2-1. 機体緒元および実験条件

Active 制御用小翼列を主翼に搭載した実証機体を Fig. 1 に示す。この機体は市販品（Kyosho Calmato alpha 40 EP/GP）であり、小翼列を搭載する主翼は新たに設計・製作し直した。機体緒元を Table 1 に示す。

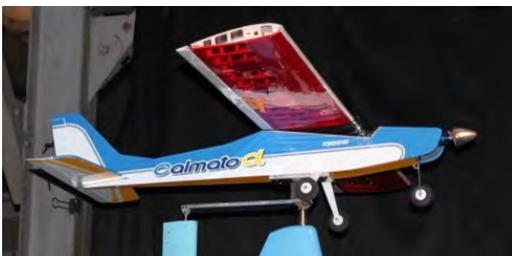


Fig. 1. An RC airplane with VGs for active control.

Table 1. Dimensions of the RC airplane.

Length	1300mm
Span	1600mm
Wing chord length	270mm
Maximum wing thickness	40.4mm
Wing section	Original semi-symmetry
Weight	Approx. 2650g

小翼列の往復振動機構に関しては、スコッチヨーク機構を用い、動力には市販サーボモーターを使用した。VG 形状は本学風洞実験[2]で使用した形状との整合性をとるために相似形で製作し、25%翼弦に 65 mm 間隔で片翼 8 個配置した。Fig. 2 と Fig. 3 に VG 形状と外観を示す。主流速度は

離着陸時の機体速度を考慮して約 7.7 m/s とし、翼弦長に基づくレイノルズ数は  $0.14 \times 10^6$  である。VG 振動数は、使用したサーボモーターの最大定格である 3.5 Hz となっている。

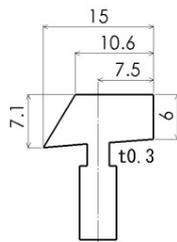


Fig. 2. Shape of the VG.

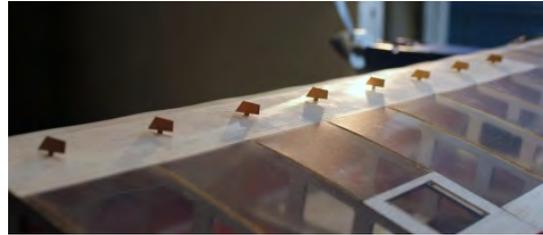


Fig. 3. Outward appearance of the VGs.

## 2-2. 実機風洞試験

首都大学東京の回流式低速風洞を借用し、6 軸天秤を用いて揚力および抗力を計測し、小翼列 Active 制御による実機空力データを取得した。Fig. 4 に小翼列 Active 制御の有無による揚力係数  $C_L$  および抗力係数  $C_D$  の比較を示す。本学における二次元翼模型を用いた力計測では、小翼列 Active 制御によって揚力係数が 8% 向上し、失速迎角は  $3^\circ$  増加する結果が得られていた[2]。一方 Fig. 4 では小翼列 Active 制御の有無による  $C_L$  の向上および失速迎角の増加は見られず、実機において小翼列 Active 制御の明確な効果は確認できない。

このように、本学で考案された小翼列 Active 制御の効果とは異なる結果が得られた主な原因として、攪乱周波数が考えられる。過去の攪乱を与える剥離流制御研究[1,3]において、攪乱周波数の増加が揚力係数の増大につながっており、ジェット吹き出しや音響励起など攪乱手法によって最適な攪乱周波数が存在することが示されている。しかし、今回の実験では VG の最大振動数は 3.5 Hz であることから、攪乱周波数が不適であり剥離流制御効果を十分に与えることができなかったものと考えられる。

そこで、この剥離流制御において十分に考究できていない攪乱周波数による剥離制御効果の増大を検証するとともに、VG 振動数の増加が剥離流に与える様々な作用を風洞実験で明らかにする。

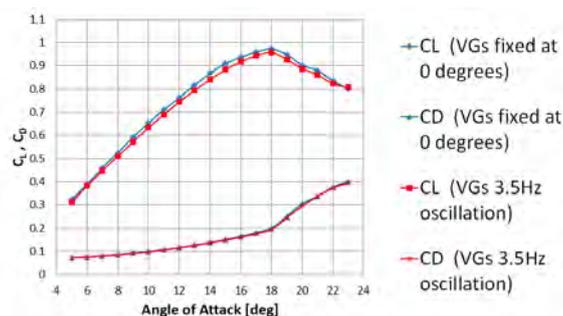


Fig. 4.  $C_L$  and  $C_D$  by VGs fixed at 0 deg. or oscillated at 3.5Hz.

## 3. 攪乱周波数実験

### 3-1. 実験手法

本学水平回流式低速風洞を用いて、VG 攪乱周波数の増加による剥離流遅延効果の増大ならびに剥離遅延効果と VG 攪乱周波数の関係性を検証した。今回の実験では詳細が明らかになっていない VG 攪乱周波数の特性を評価するために VG 単体を平板翼上で往復振動させ、その後流にお

いて境界層厚さ方向とスパン方向の流速を熱線風速計（CTA）によって計測し，そこから VG 往復振動が与える速度変動，乱れの強さ，流速回復，等々を評価した． Fig. 5 に示すように，使用した翼模型は平板翼に放物線後縁を滑らかに接続したもので，意図的に逆圧力勾配を作り出し剥離流を発生させている． VG 往復振動機構に関しては，動力源に DC モーターを使用し，ピストンクランク機構を併用することで最大 28 Hz での往復振動が可能である． Fig. 6 に今回使用した VG 形状を示す． これまで用いてきた形状をオリジナルと称し，新たに形状 A, B, C を追加した． これによって形状効果と攪乱周波数効果を比較し，剥離遅延効果の攪乱周波数に対する依存性を検証した． なお， Table 2 に各形状の目的を示す． 主流速度は約 9 m/s であり，翼弦長に基づくレイノルズ数は約  $0.3 \times 10^6$  である． VG の状態に関しては，流れに対して  $0^\circ$  および  $25^\circ$  傾斜させた静的状態と往復振動数 3.5 Hz, 19 Hz, 28 Hz の動的状態を与えた． Fig. 7 に CTA による計測位置を示す．



Fig. 5. A flat plate wing with a parabolic rear surface.

Table 2. The purpose of the VG's shape.

	オリジナルとの比較	形状の目的
A	同程度の翼弦長，約半分の高さ	高さの違いがもたらす剥離遅延効果の検証
B	同程度の高さ，約半分の翼弦長	VG 振動幅の違いがもたらす剥離遅延効果の検証
C	約半分の翼弦長と高さ	VG 振動幅と高さの違いがもたらす剥離遅延効果の検証

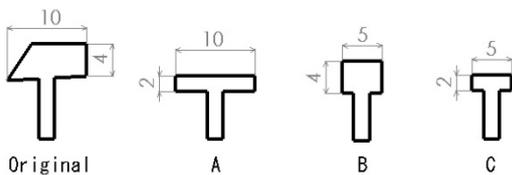


Fig. 6. Shapes of the VGs.

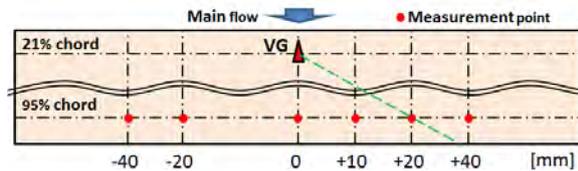


Fig. 7. Measurement points.

### 3-2. 攪乱周波数と速度回復率

本研究で用いた速度回復率の計算式を(1)に示す．

$$\text{Recovery rate of velocity} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \frac{u_i}{u_{0i}} \quad (1)$$

$n$  は境界層厚さ方向のデータ個数，  $u_i$  は各 VG 状態における種々の境界層無次元流速，  $u_{0i}$  は VG 無しで既に剥離している種々の境界層無次元流速である． この値が 1 のとき流速は回復していないことを表し， 値が大きくなるほど流速が回復していることを示す． この式より求めた種々の VG 状態および VG 形状における速度回復率を Table 3 に示す． 流れを横断する方向の広範囲において攪乱周波数が増加するほど速度回復率の上昇が見られる． VG $25^\circ$  固定に関しては， 流れに対して  $25^\circ$  傾斜させた延長線上（ Fig. 7 緑色破線）にあたる計測位置 0 mm から +20 mm の範囲では， 比較的大きな速度回復率の増加が見られるが， その反対方向である -20 mm から -40 mm では値がほぼ 1 となっており， 速度回復が見られない． これらのことから， 攪乱周波数が高くなることによって通常の VG よりも流れを横断する方向の広範囲に剥離遅延効果を与えることが可能であることが分かる． 次に， VG 形状の違いによる速度回復率と VG 状態の違いによる速度回復率の変化量

を比較すると、VG25° 固定を除いて、後者すなわち振動数上昇の効果のほうが大きいことがわかる。以上より、剥離流遅延効果は攪乱周波数に対する依存性が高いことが明らかとなった。

### 3-3. 攪乱周波数と乱れ強さ

VG によって強い乱れをつくり出すことは主流から剥離流への運動エネルギー補填を促進し、剥離流遅延効果につながると考えられる。そこで乱れ強さと VG 状態の関係を検証した。乱れ強さは各計測位置における CTA 出力電圧の無次元実効値を境界層厚さ方向のデータ個数で平均した値である。Fig. 8 に形状オリジナルの乱れ強さと VG 状態の関係を示す。この図から計測位置-20mm から 20 mm の範囲で VG 振動数 3.5 Hz のとき最も強い乱れが生じている。そこで、Table 3 における同様の計測範囲の速度回復率と比較すると、速度回復率の高さと乱れ強さには相関関係は無い。また、計測位置 10 mm と 40 mm における 25° 固定の乱れ強さは一致しているが、Table 3 の速度回復率には大きな差が見られる。このことから、種々の VG 状態における速度回復と乱れ強さには明確な相関が見られず、剥離流遅延効果は乱れの強さに依存しないことが明らかとなった。なお、その他の形状に関しても同様の傾向が見られた。

Table 3. Recovery rate of velocity.

Measurement point	Shape	0 deg	25 deg	3.5 Hz	19 Hz	28 Hz
40 mm	Original	1.070	2.487	1.617	2.292	3.008
	A	0.977	1.518	1.408	1.847	2.162
	B	0.976	1.984	1.451	2.001	2.490
	C	0.984	1.434	1.287	2.055	2.290
20 mm	Original	1.009	3.898	2.815	3.576	4.073
	A	0.948	4.288	2.853	3.210	3.713
	B	0.993	4.205	2.828	3.770	4.066
	C	0.993	4.130	2.389	3.442	3.889
10 mm	Original	0.966	4.624	3.535	4.323	4.608
	A	0.955	4.519	3.179	4.000	4.251
	B	1.008	4.569	3.300	4.276	4.503
	C	0.916	4.153	3.030	4.254	4.331
0 mm	Original	1.132	2.471	3.896	5.110	5.005
	A	0.955	2.740	4.056	4.848	4.634
	B	0.971	2.495	3.994	4.914	4.617
	C	0.915	3.125	4.010	4.907	4.765
-20 mm	Original	1.028	1.197	2.983	4.209	4.387
	A	0.957	1.178	2.909	3.757	4.064
	B	1.018	1.262	3.075	4.199	4.365
	C	0.975	1.297	2.795	3.094	3.459
-40 mm	Original	0.980	1.023	1.511	1.915	2.312
	A	0.935	1.029	1.311	1.776	1.945
	B	0.987	1.092	1.377	1.860	2.101
	C	1.000	1.088	1.568	1.638	1.685

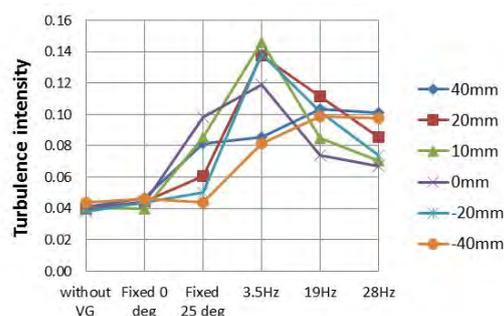


Fig. 8. Relations between VG condition and turbulence intensity.

## 4. まとめ

本研究では、小翼列 VG による翼上面剥離制御について実機試験で得られた課題である攪乱周波数に着目し、VG 振動数の増加による剥離流制御効果の増大を図るとともに、VG の振動数や形状の違いによる剥離制御の特性の解明を目的とした風洞試験を行った。その結果、以下のことが明らかとなった。

- 1) VG 振動数の増加によって剥離遅延効果が増大する。
- 2) VG 振動数が増加するほど、流れを横断する方向の広範囲で速度回復率が大きくなる。
- 3) 剥離流遅延効果は、乱れの強さおよび VG 形状に対するよりも、攪乱周波数に対する依存性が高い。

以上のことから、飛行機実機においても攪乱周波数を増加させることによって  $C_{Lmax}$  および失速迎角の向上が見込まれる。

## 参考文献

- [1] 西沢啓, 高木正平, 吉田博夫, 「翼周りの剥離流に関するスマート制御」, ながれ, Vol.25, pp.111-118 (2006).
- [2] 上田祐士, 小翼列を用いた翼剥離流の Active 制御, 室蘭工業大学大学院修士学位論文(2014).
- [3] Todd R. Quackenbush, Pavel V. Danilov, and Glen R. Whitehouse, “Flow Driven Oscillating Vortex Generators for Control of Boundary Layer Separation,” AIAA paper 2010-4266.