

翼の空力特性に対する Gurney Flap の効果 (2)

小林智紀

東海大学大学院工学研究科機械工学専攻； 現：藤倉航装株式会社

高倉葉子

東海大学工学部動力機械工学科

高木通俊

高木技術事務所

Effects of Gurney Flaps for Aerodynamic Characteristics of an Airfoil (2)

by

Tomoki Kobayashi, Yoko Takakura, and Michitoshi Takagi

ABSTRACT

Gurney flaps are the high-lift devices with L shape beam used for high speed road vehicles since 1970s. The aim of this research is to investigate effects of the Gurney flaps for aerodynamic characteristics of NACA4412 airfoil by wind-tunnel experiments. The flaps with height of 0 to 6% of the chord length are attached at the trailing edge. Under flow condition of Reynolds number 6.5×10^5 , experimental setup is three-dimensional (3D) or quasi two-dimensional (2D), according to flow-fields without or with side plates. Consequently, the Gurney flaps made C_L and stall angles higher: in 3D cases, the stall angles remarkably increased as the mounted flap was higher, while in 2D cases C_L increased far more than in 3D cases at the same attack angle. The reason was explained by introduction of the idea of the imaginary aspect ratio. The reason was also confirmed by flow visualizations. Each family of polar curves for 2D or 3D measurements constitutes a curve like an envelope. By use of each “envelope”, when the necessary value of C_L is given, combination of an attack angle and a flap height with the lowest value of C_D can be obtained. As concluding remarks, usage of Gurney flaps is most effective to obtain high value of C_L , with small and light wings, or when C_D increases within tolerance level.

1. はじめに

自動車においては、形状最適化や翼などの空力装置を装着することで下方向の揚力であるダウンフォースを増加させ、タイヤと路面の摩擦の目安となる摩擦円を大きくすることが出来る。この効果により、カーブを横滑りなく高速で走行することが可能（走行安定性向上）となるため、競技用車両において最低旋回速度の向上を図ることができる。ダウンフォースは航空機の揚力と同様に、翼に高揚力装置を装着することで更に増加させることが可能である。

本研究で扱う Gurney Flap は、翼下面後端に垂直に取り付けられた板 (Fig.1 参照) であり、コンパクトかつ軽量の Flap であるので、F1 などの競技用車両の翼の高揚力装置として 1970 年代から使用されてきた。Liebeck¹⁾ による初期基礎研究や、Kats²⁾ による車両実用研究により Gurney Flap が揚力係数を増加させることが確かめられた。Jang^{3,4)}、Storms⁴⁾ 等により基礎的な空気力学特性が示されて以来、タービン翼、ヘリコプター回転翼、振動翼、デルタ翼など様々な翼への適用研究が行われてきた。他方、競技用車両では規約の変更に伴い Gurney Flap の使用状況も変遷しているが、空気力学の重要性が認識されてきたので空力特性データは公表されていない。先に言及した Jang^{3,4)} や Storms⁴⁾ らの研究は、二次元流れにおいて、翼弦長に対する Flap 高が 2%、もしくは 3% 以下に限定された場合の成果である。実際に自動車に翼を装着して走行するときには、翼単体の場合である三次元流れ、もしくは翼端板を装着した場合である準二次元流れとなり、また自動車では揚抗比よりも揚力-重量比のほうが重要となる場合があるため、Flap 高が翼弦長の 3% 以上となることも強く想定される。

そこで本研究では、より実際の流れに近い三次元流れと準二次元流れにおいて、Flap 高を従来よりも大きな範囲である 6% まで変化させ、風洞実験により空力特性を調べる。基準翼として NACA4412 を用い、六分力測定により Gurney Flap の翼の空力特性への効果を明確にし、流れの可視化により考察を検証する。

2. 実験装置および測定条件

2.1 実験装置

本研究で用いる風洞（東海大学工学部航空宇宙工学科所有の本田工業製回流式大型低速風洞）は吹出し口 $1.0m \times 1.5m$ 、測定部長さ $2.0m$ 、最大風速 $40m/s$ である。翼に加わる各分力は日章電器製のストラット型六分力天秤にて測定を行う。天秤からのアナログ電圧信号は、A/D コンバータ（KEYENCE 製 NR-2000）を用いデジタル信号へと変換し、A/D コンバータ付属の波形保存ソフト WAVE SHOT!2000 により PC に記録する。可視化実験の際にはツクバリカセイキ製の煙発生装置を使用する。

2.2 実験模型

実験では基準翼として、翼弦長 $500mm$ 、翼幅 $900mm$ 、アスペクト比が 1.8 の NACA4412 翼型を用いた。この翼形状を選択した理由は、Jang^{3,4)}、Storms⁴⁾ により Flap 高が翼弦長の 2% 以下の場合の空力特性が示されており、本研究において 6% 高以下の空力特性のデータとして発展させることが可能だからである。Flap には翼幅と同じ幅 $900mm$ の L 字アングルを用い、翼装着面に対し直角に装着する。装着位置は翼下面の翼後端と L 字アングルの後端が一致する位置となる。Flap 高は翼弦長に対し 0% (Flap 無し)、1% ($5mm$)、2% ($10mm$)、3% ($15mm$)、4% ($20mm$)、5% ($25mm$)、6% ($30mm$) である。Flap 付近の流れに対するストラットの影響を軽減するために、Fig.1 のように翼下面を上方にして翼模型をストラットにより支持する。支持位置は翼中心線上において前縁より $50mm$ のメインストラット位置、後縁より $100mm$ のサブストラット位置である。

2.3 測定条件

本研究における実験風速は空力特性計測実験、可視化実験共に $Re=6.5 \times 10^5$ となるよう $19.5 m/s$ とする。流れ場として、翼単体を設置する三次元流れ場、翼の両側にアクリル板製の側壁板 ($1100mm \times 1380mm$) を設置する準二次元流れ場 (Fig.2) の二通りを扱う。迎角を変化させるために、

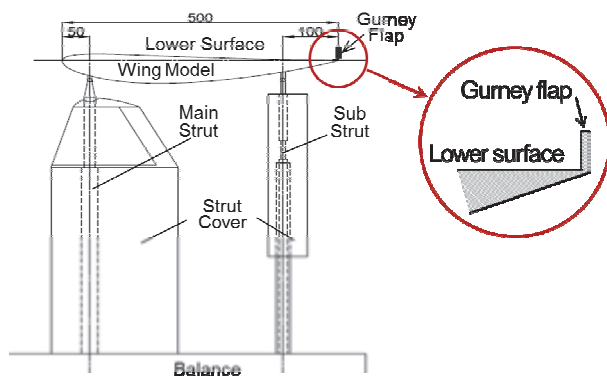


Fig.1 Wing Model Supported by Main and Sub Struts



Fig.2 Quasi Two-Dimensional Flow Field

翼端と側壁板の間に両端それぞれ 5mm の隙間をあける。

2.3.1 空力特性測定実験

空力特性計測実験において、迎角は天秤操作部にて変更、サンプリングは 10ms 間隔で 1024 点の値の取得を 3 回行う。この 3 回の平均の値を計測値として空力特性を求める。実験では二次元形状翼を使用するため、揚力、抗力、ピッチングモーメントの計測を行う。空力特性は、揚力係数 C_L 、抗力係数 C_D 、計測したモーメントの係数 C_M （メインストラット位置 $x_{MC} = 50\text{mm}$ まわりのモーメント）、空力中心 $x_{c/4}$ まわりのモーメント係数 C_{MAC} 、揚抗比 L/D 、翼前縁から圧力中心までの距離 x_{CP} などにより議論される。これら諸量は、流体の密度 ρ 、速度 U 、翼面積（翼幅×翼弦長） A 、翼弦長 c 、迎角 α を用いて次のように表される。

$$C_L = \frac{L}{\rho U^2 / 2 \times A} \quad (1)$$

$$C_D = \frac{D}{\rho U^2 / 2 \times A} \quad (2)$$

$$C_M = \frac{M_P}{\rho U^2 / 2 \times A c} \quad (3)$$

$$C_{MAC} = \frac{-(x_{CP} - x_{c/4})(C_L \cos \alpha + C_D \sin \alpha)}{c} \quad (4)$$

$$L/D = \frac{C_L}{C_D} \quad (5)$$

$$x_{CP} = x_{MC} - \frac{c C_M}{C_L \cos \alpha + C_D \sin \alpha} \quad (6)$$

ここに、

L : 揚力

D : 抗力

M_P : ピッチングモーメント

2.3.2 可視化実験

可視化実験は煙法と表面タフト法を用いて行う。可視化実験で使用する Flap は 0%, 2%, 4%, 6% の高さであり、迎角は 0° とする。表面タフト法は翼下面のみを行い、タフトは翼後端 25mm の位置から 50mm 間隔で翼後端から 475mm の位置まで、翼端 10mm の位置から 25mm 間隔で 460mm の位置までのグリッド状の交差点に設置する。

3. 実験結果および考察

3.1 空力特性測定実験

Fig.3 に空力特性を示す。まず(a)の $CL-\alpha$ 曲線においては、三次元流れと準二次元流れ双方において Flap 高が高くなる程最大揚力係数と失速角が上昇している。これらの条件における曲線群を比較すると以下のような傾向を示していることがわかる。

- i) 三次元の場合よりも準二次元流れ場の方が、同じ迎角・Flap 高において高い揚力係数を示す。
- ii) 同じ Flap 高さにおいては、三次元流れ場の方が失速角が大きくなる。

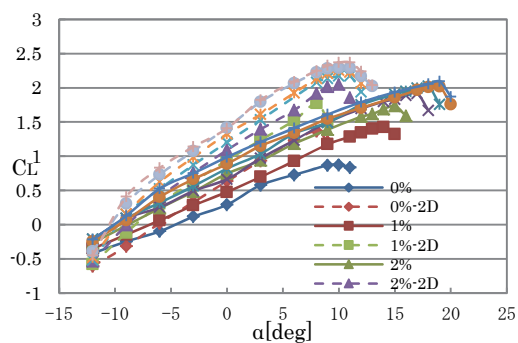
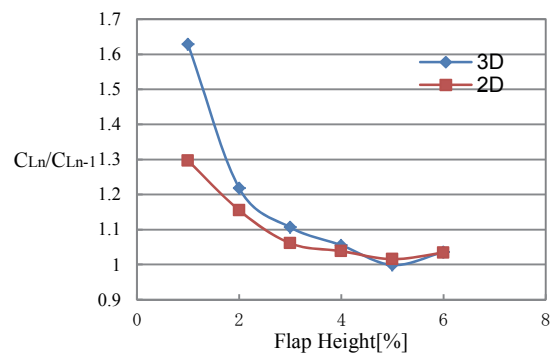
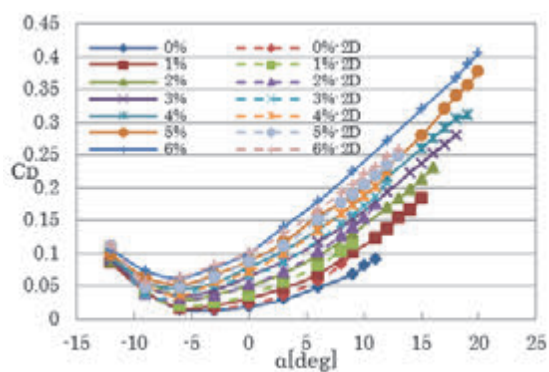
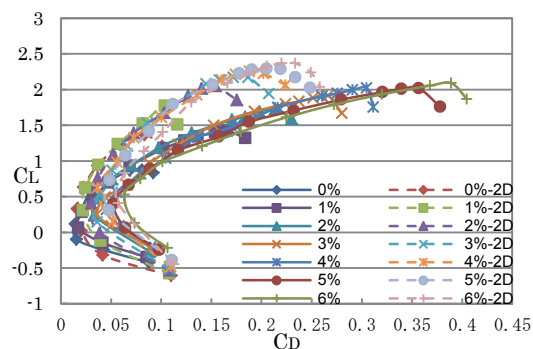
このような傾向は、側壁板を設置したことによる翼端渦の有無が原因と考えられる。翼端渦とは翼下面の高圧側の流れが翼上面の低圧側へと翼端より流れが回り込んで発生する流れであり、側壁板を設置することで発生を防ぐことが可能である。翼単体では翼端渦の発生により翼下面と翼上面の圧力差が小さくなるので、i) のように三次元流れでは準二次元流れよりも揚力係数が低くなると考えられる。ii) の失速角に関しては、翼単体・Flap 無しの場合では最大揚力係数をとる迎角は 10° であり、6%高 Flap を装着することで 19° まで上昇と 2 倍近くまで向上している。対して側壁板を設置した場合は Flap 無しの場合には迎角 8° で最大揚力係数となり、6%高 Flap を装着した場合でも 11° までと 3° しか向上していない。Flap 高をあげると三次元流れのほうが失速角が増大するのは、翼端渦が発生した際に翼上面上で流れが再付着することが原因と思われる。

(b)の $C_D-\alpha$ 曲線では Flap 高が大きくなるほど三次元流れ、準二次元流れ共に同じ迎角でも抗力係数が増加する傾向を示している。

(c)は実験時のモーメント中心 ($x_{MC} = 50\text{mm}$) に関する $C_M-\alpha$ 曲線である。モーメント係数は準二次元流れの場合の方が、三次元流れと同じ迎角・Flap 高であっても負の方向へ上昇した。これは側壁板により翼端渦の発生が阻止されるので翼下面後縁付近で圧力が高いままとなるためであろう。また、Flap 高が大きくなることでもモーメント係数は負の方向へと増加する傾向がある。式(4)(6)により空力中心周りのモーメント係数に換算し(d)に $C_{MAC}-\alpha$ 曲線を示した。ある迎角の範囲において C_{MAC} はほぼ一定値をとることが確認出来る。(d)も(c)同様に Flap 高が高くなることでモーメント係数が負の方向へ大きくなる。

(e)は Flap 高が翼弦長に対し 1%高くなった際の最大揚力係数の増加の割合を示したものである。Flap 高が 3%未満の場合では最大揚力係数の上昇率が 1.1 以上となるが、3%より高くなると 1.1 以下となりほぼ一定の上昇率を示していることが確認できる。

(f)の揚抗極線に注目すると、三次元、準二次元それぞれの場合の曲線群は外側の点を結ぶことで包絡線状の曲線を構築する。Fig.4 は包絡線上の点のみを示したものであり、グラフ内でアルファベットの小さい文字が添えられている点が三次元の場合の曲線、大文字が添えられている点が準二次元の場合の曲線である。この包絡線上の点を選択することにより、必要な揚力係数値が与えられたとき、抗力係数が最小となる迎角・Flap 高を容易に選択することが可能とな

(a) C_L - α Curves(e) Increasing Ratio of Maximum C_L (b) C_D - α Curves

(f) Polar Curves

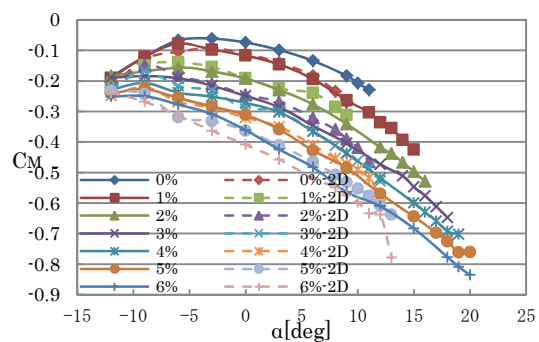
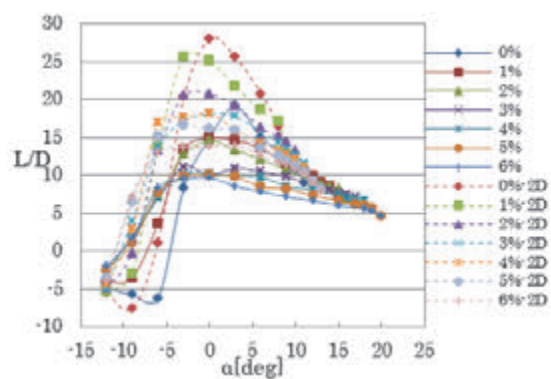
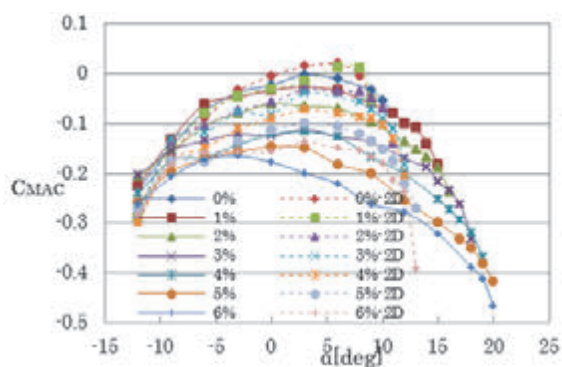
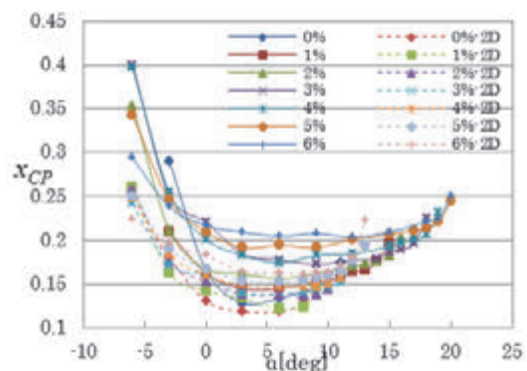
(c) C_M - α Curves(g) L/D - α Curves(d) C_{MAC} - α curves(h) x_{CP} - α Curves

Fig.3 Aerodynamic Characteristics

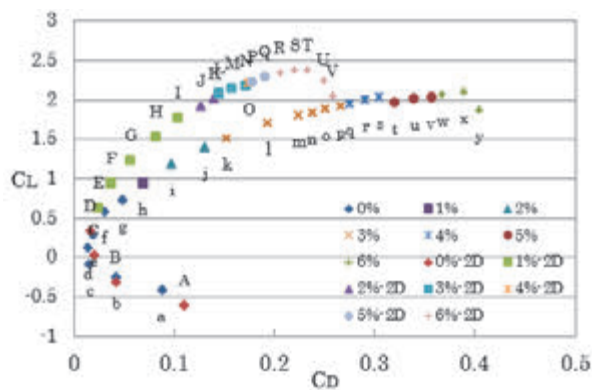


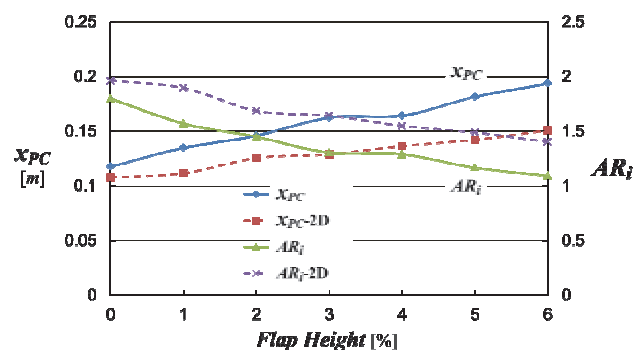
Fig.4 Points on 2D and 3D Envelopes

Table.1 Flap Heights and Attack Angle for Points on Envelopes

Point	Flap Height	α [deg]	Point	Flap Height	α [deg]
a	0%	-12	A	0%	-12
b		-9	B		-9
c		-6	C		-6
d		-3	D		-3
e		0	E	1%	-3
f	1%	3	F		0
g		6	G		3
h	2%	6	H	2%	6
i	2%	9	I		8
j		12	J	3%	8
k	3%	14	K		9
l		15	L	4%	9
m		16	M		10
n		17	N	5%	11
o	4%	18	O		12
p		19	P	6%	13
q		20	Q		
r	5%	18	R		
s		19	S		
t	6%	18	T		
u		19	U		
v	6%	18	V		
w		19			
x	6%	18			
y		19			

る。Table.1 は Fig.4 のグラフ上のアルファベットに対応する迎角と Flap 高を示したものである。

Flap を装着した際の揚抗比を(g)の $L/D-\alpha$ にて比較すると、最大揚抗比は翼端板の有無にかかわらず Flap が高くなるほど減少している。0%高と 6%高を比較すると、三次元、準二次元ともに約 0.5 倍に減少している。また、準二次元の方が三次元の場合よりも最大揚抗比が高くなっている。こ

Fig.5 x_{PC} and Imaginary Aspect Ratio AR_i

れは(a)の $CL-\alpha$ 曲線が示すように、側壁板により翼端渦の発生が抑制され、揚力係数が三次元の場合よりも大きくなるためと考えられる。

Fig.4(h)は、三次元、準二次元の場合共に Flap 高が高くなるほど前縁からの最短圧力中心距離が後退していることを示している。Fig.5 は Flap 高に対して左軸が前縁からの最短圧力中心距離 x_{PC} を示したものである。ここで各条件における仮想的な翼弦長 c_i を導入する。比 x_{PC}/c_i は一定であるとすれば、翼単体・Flap 無しの場合の比と等置して c_i を求め、それから翼幅 w として仮想アスペクト比 $AR_i = w/c_i$ を式(7)のように得ることができる。

$$AR_i = \frac{w}{(x_{PC}/x_{PC'})c} \quad (7)$$

ここに

$x_{PC'}$: 翼単体・Flap 無しでの最短圧力中心距離

Fig.5 の右軸に仮想アスペクト比をとりグラフに示す。仮想アスペクト比は Flap が高くなるにつれ減少している。また、三次元、準二次元の流れの場合を比較すると仮想アスペクト比は準二次元流れの場合の方が平均して 1.2 倍程高くなっている。アスペクト比低下が最大揚力係数の減少と失速角の増加に繋がる⁵⁾ので、Fig.4(a)の $CL-\alpha$ 曲線において三次元流れでは失速角が顕著に増加するものの最大揚力係数は準二次元流れよりも低くなることから、仮想アスペクト比の観点からも裏付けられる。側壁板を設置した準二次元流れでは三次元流れの場合よりも仮想アスペクト比が高くなっているため、翼端板やウイングレットなどの装置を装着することで仮想アスペクト比の降下を抑え高揚力を得ることが可能と考えられる。

3.2 可視化実験

Fig.6, Fig.7, Fig.8 は煙発生装置、もしくはタフトを用いて翼模型周りの流れを可視化した写真である。図は全て左図が三次元流れの場合、右図は準二次元流れの場合の写真である。比較の明瞭化のため、0%高と 6%高の Flap を装着した場合のみを図示する。まず Fig.6 に煙法による翼中央付近の可視化実験結果を示す。Fig.6(a)の Flap を装着していない場合には三次元流れ、準二次元流れ共に煙の方向の変化が小さい。

ここで(b)に示されるように Flap を装着すると、流れの方向の変化が大きくなることが両条件にて確認される。これにより、Gurney Flap を装着することで流れの方向の変化が引き起こされ(すなわち翼から流体に力がかかり)、その反作用として流体から翼への力が大きくなるので揚力係数が増加したことが裏付けられる。しかしながら、空力特性

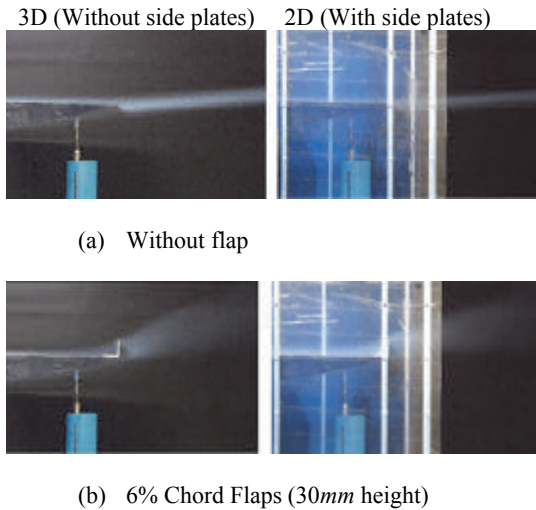


Fig.6 Smoke Visualization near Wing Center

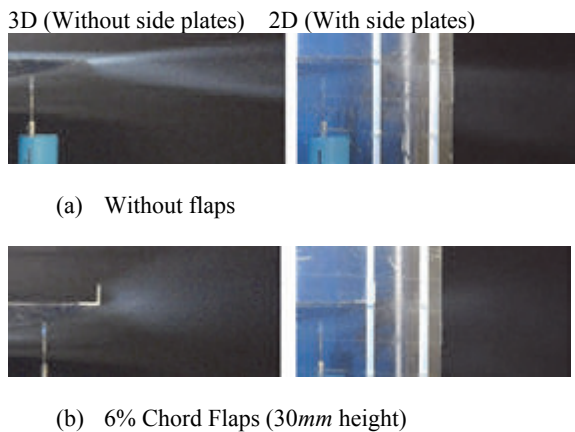


Fig.7 Smoke Visualization at Wingtip

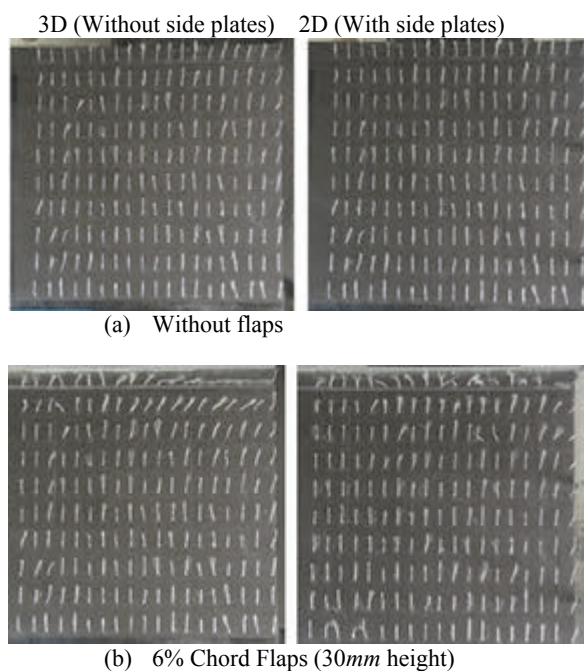


Fig.8 Visualization by Surface Tufts

では三次元流れと準二次元流れで差が生じたが、Fig.6 の翼中央付近における煙法による可視化では二つの条件の流れはほぼ同一である。これらの流れ条件下における最も大きな差異は翼端渦の有無であると考えられるので、Fig.7 に翼端における流れの可視化写真を示す。左図の三次元流れでは翼端渦が発生していることが確認され、Flap を取り付けることで渦が大きくなることがわかる。対して側壁板を設置した準二次元流れでは渦は発生せず、後縁通過後は拡散する流れとなっている。この流れは Flap を装着すると、翼下面側（写真上方向）にも拡散しているものの、翼上面（写真下方向）への拡散のほうが顕著であることが確認される。これは準二次元流れでは Flap を装着することによって翼上下面の圧力差が増加することを示していると考えられる。Fig.7 のこれらの可視化を通じて、準二次元流れの場合の方が三次元流れよりも翼端渦の発生を防ぐことにより翼への反作用としての揚力が増大すること、三次元流れでは翼端渦によって翼下面の流れが翼上面へ流入・再付着することで失速角が増加することが裏付けられる。

Fig.8 は表面タフト法にて翼下面の流れを可視化したものであり、可視化写真上縁が翼後縁、右縁が翼端となる。三次元流れの場合、右端のタフトの列を比較すると Gurney Flap の有無を問わず同じ位置から翼端渦の影響が確認され下流側中央方向へと広がる。差異は翼後縁付近に顕著に現れている。Flap 無しの場合では翼端から 110mm までの位置のタフトがわずかに翼端方向へと向いているのみであることが(a)より確認出来るが、(b)では翼端から 210mm までの後端より 25mm の列のタフトが主流れに対して大きな角度をもって翼端方向に向いている。対して準二次元流れでは、翼端と側壁板との隙間へと流れる流れは翼端から 10mm 付近までであり、二次元性がほぼ保たれていることが確認出来る。また Flap を装着すると最後端の列のタフトが乱れることより、流れの方向がそれよりも前縁側で変化していることが(b)より確認出来る。これらの結果からも準二次元流れでは翼端側への流れる領域が三次元流れよりも小さいので揚力係数が増加することと、三次元流れでは Gurney Flap を装着することで翼端渦が成長するので失速角が増加することが裏付けられる。

4. 結論

Gurney Flap を NACA4412 に装着して空力特性を調べ、流れの可視化による考察の裏付けにより以下の結論が得られた。

(I) Gurney Flap を装着することにより揚力係数、失速角が上昇する。特に三次元流れでは失速角が、側壁板を設置した準二次元流れでは揚力係数が顕著に増加する。

(II) 仮想アスペクト比の概念が導入され、それから(I)の特性が次のように説明された。仮想アスペクト比は Flap が高くなるほど減少し、また三次元流れ場のほうが準二次元流れ場よりも小さいので、Flap が高くなるほど、また二次元よりも三次元流れのほうが失速角が増加する。

(III) 流れの可視化により(I)の理由が次のように裏づけられた。Flap を装着すると、流れ方向の変化が増すため反作用としての揚力が増大すること、三次元流れでは翼端渦流れが発達して再付着が起こり失速角が増大すること、準二次元流れでは上下翼面圧力差の増大が翼端まで保たれるため揚力の増加が顕著であることなどによる。

(IV) 三次元流れ、準二次元流れ各条件の揚抗極線群の外側の点をなぞると包絡線状の曲線が現れる。この包絡線上の

点を選択することにより、ある揚力係数に対し抗力係数が最小となる迎角・Flap 高を容易に確認することが可能となる。

Gurney Flap は翼端下面に L 字状のアングルを装着することで効果を発揮するので安価でコンパクトかつ軽量な高揚力装置である。これより機体重量を減らす為に小型の翼を用いて揚力係数を得る場合や、エンジンに余力があり空気抵抗を配慮する必要性が低い場合に最大限の能力を発揮することが期待される。

参考文献

- 1) R. H. Liebeck, “Design of Subsonic Airfoils for High Lift”, Journal of Aircraft, Vol.15, No.9, (1978), pp.547-561.
- 2) Katz, J. and Dykstra, L., “Study of an Open- Wheel Racing-Car’s Rear-Wing Aerodynamics”, Society of Automotive Engineers, technical paper series 890600, (1989).
- 3) C. S. Jang, J. C. Ross, and R. M. Cummings, “Computational Evaluation of an Airfoil with a Gurney Flap”, A collection of technical papers, 10th AIAA Applied Aerodynamics Conference, (June 1992), AIAA-92-2708-CP.
- 4) B. L. Storms and C. S. Jang, “Lift Enhancement of an Airfoil Using a Gurney Flap and Vortex Generators”, Journal of Aircraft, Vol.31, No.3, (1994), pp.542-547.
- 5) A. C. Kermode: Mechanics of Flight, 10th Edition, Revised and edited by R. H. Barnard and D. R. Philpott, (Longman 1996), p.70-125.