

ウイングレットの上反角効果を用いたフリーフライト模型飛行機

松本 允介 (グリーンパークフライヤーズ)

Free Flight Model Airplanes using Winglet Dihedral Effect
Masasuke MATSUMOTO (Green Park Flyers)

Keywords: winglet, dihedral effect, rolling moment, free flight model airplane, XFLR5

Abstract

Free flight model with winglet shows dihedral effect. We have analyzed wings with winglet and found high performance of them.

1. 前書き

機体軸に垂直なウイングレットだけで上反角効果を果たしているフリーフライトのゴム動力機(写真1)の存在を知り、その機体を追試して効果を確認した。更に独自に設計したウイングレット機では高い飛行性能を確認した(写真2)。

以下3次元翼解析ソフトウェア XFLR5 を用いてウイングレット翼の特性を解明する。

2. ウイングレットの上反角効果の利用例、Webでの言及例

ウイングレットの上反角効果は広く知られている訳ではないが、カナダ、オタワ在住の Darcy Whyte さんが模型飛行機の普及活動として設計頒布している Squirrel がある(写真1)。また室内ゴム動力フリーフライト機では1996年米国の Andrew Tagliafico 氏設計の MINI-QUARK が mini stick クラスの米国記録を達成している(出典不明の雑誌のコピーより)。インターネットでのウイングレットの上反角効果への言及例としては

RC Soaring Digest, january - March 2000
Understanding Winglets Technology
"Reynolds found that the winglets slightly increased dihedral effect."

Homebuilt Airplanes.com

<http://www.homebuiltairplanes.com/forums/>

6 Dec 2009

"The winglets on some Rutan airplanes are canted inward to reduce the dihedral effect (specifically the skid/roll moment)."

などがありウイングレットが上反角効果を有することが知られていたことが分る。

3. ウイングレット模型の利点

ア. 製作が簡単:

上反角翼や後退翼と比べて著しく構造簡単

イ. 高性能: 7に説明

ウ. スパン制限のある機体/競技種目に有利

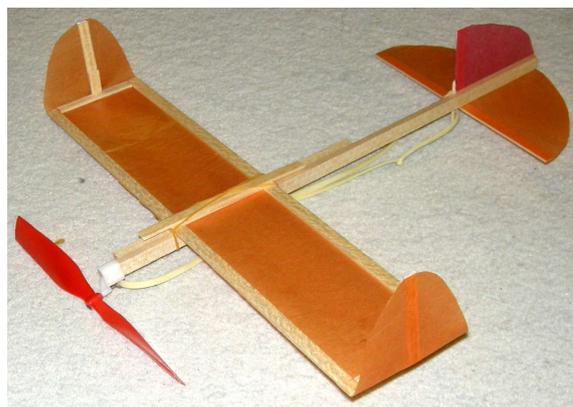


写真1 Squirrel 複製

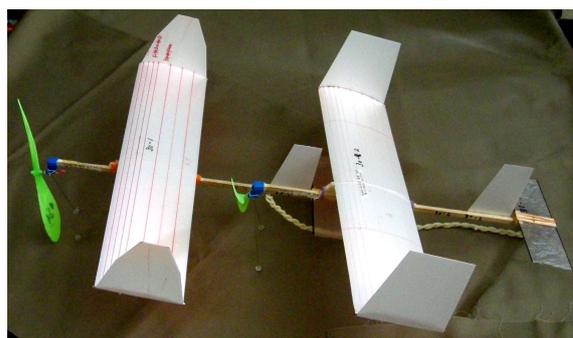


写真2 筆者自作のウイングレット機

4. 解析対象と解析ツール

解析対象の3翼を図1に示す。

翼はコード $c=7\text{cm}$ 、スパン $b=30\text{cm}$ 、キャンバー8%、厚翼0.4%の水平パネルと垂直のウイングレットからなる。ウイングレットは翼厚0.9%で底辺7cm、頂辺5cmの平板台形である。ウイングレットの高さ $hw=0\text{cm}$ の翼を W0.0、 $hw=3.5\text{cm}$ の翼を

W3.5、hw=7cmの翼をW7.0と略称する。
 解析ツールはXFLR5のVLM法を使用、解析は
 全て機速3m/秒、水平パネル部のレイノルズ数
 14700で行なっている。
 XFLR5の概要を附録に示す。

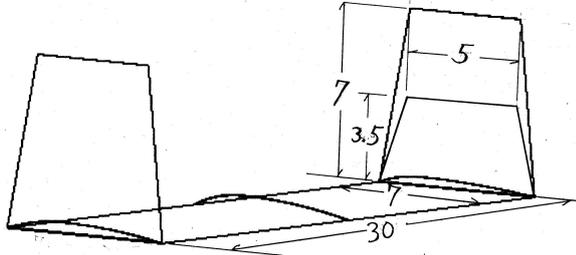


図1 解析対象の3主翼(数字はcm)

5. 上反角効果の説明

図2は解析対象翼W7.0が、右翼を下げて右前方に横滑りをしている状況を上からと後から見たものである。

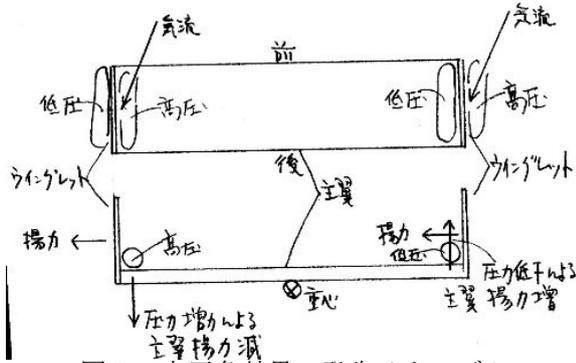
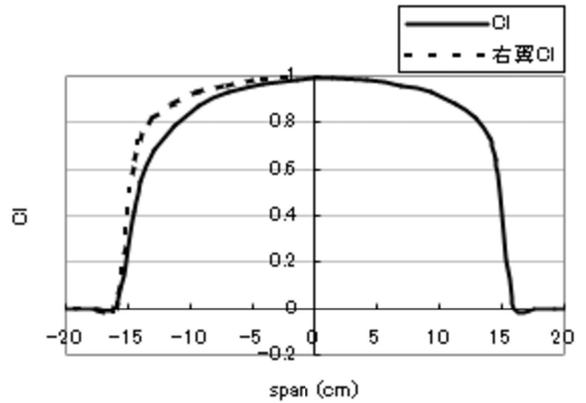


図2 上反角効果の発生メカニズム

気流は右前方からウイングレットに当たり、これにより図に示した様な左向きの揚力(横力)が両ウイングレットに発生する。この二つの揚力は重心より上にあるので傾きを回復するローリングモーメントが発生する。
 一般に翼に揚力が発生すると翼の裏側(気流が当たる側)は高圧、その反対側(表側)は低圧になる。揚力発生に伴うウイングレットの左右の圧力は上の図の様になる。このウイングレットの圧力変化は主翼上面のウイングレット近傍部分に下の図に示す圧力変化を起こし、主翼右端では上面の圧力低下による揚力増、主翼左端では上面の圧力増加による揚力減をもたらす。この揚力変化の解析結果をグラフ1に示す。この主翼の揚力変化も右翼を持ち上げ左翼を押し下げるので翼の傾きを回復するローリングモーメントが発生する。

ウイングレットの横力と主翼圧力変化の上反角効果への寄与の大小について検討して見る。
 モデル翼W7.0で迎角5度、横滑り角5度の場合のローリングモーメント係数 $Cr=-0.0269$ 、横力モーメント係数 $Cy=-0.078$ である。横力の作用点をウイングレットの高さhwの1/2の位置と仮定すると横力によるローリングモーメント係数寄与

$$=Cy*hw/2/b=-0.078*7/2/30=-0.0091 \text{ である。}$$



グラフ1 W7.0の横滑り時の揚力係数分布(迎角5度、横滑り角5度)

この数値からローリングモーメントにおける横力の寄与比は $0.0091/0.00269=1/3$ となる。残りの2/3が主翼上面の圧力変化に由来すると言える。

6. ウイングレット翼の上反角効果

W3.5とW7.0で迎角5度、横滑り角5度の場合のローリングモーメントと同じローリングモーメントを与えるV翼を図3に示す。

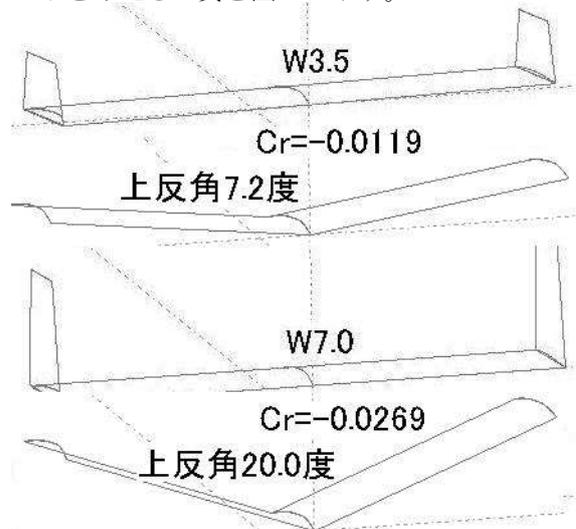
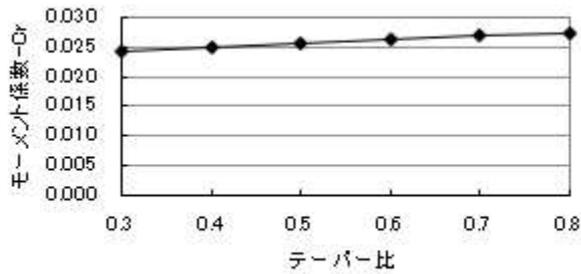


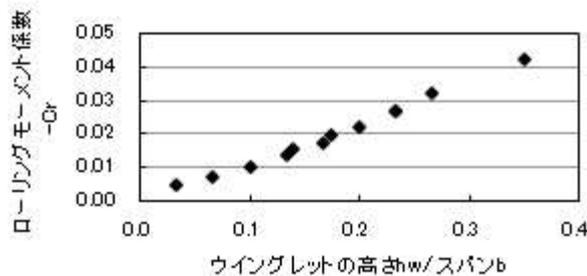
図3 上反角効果が等しいウイングレット翼とV翼(迎角5度 横滑り角5度)

上反角10度のV翼機と計算上同じCrを有するウイングレット機に同じ容積の垂直尾翼を付け、共に安定に飛行することも確認している。
 W7.0を元にしてウイングレットの下辺長を固定しテーパー比(上辺長/下辺長)を変えた翼のCrの変化をグラフ2に示す。テーパー比のCrへの影響は非常に小さい。これは写真2のhw/cが等しい2機の垂直尾翼容積が殆ど同じであることから確認できる。



グラフ2 テーパー比によるCrの変化
迎角5度 横滑り角5度

ウイングレットの高さhwのローリングモーメントへの影響を調べるために、hw=7cmに固定してb=20cm, 30cm, 40cm, 50cmにした4翼とb=30cmに固定してhw=1cm, 2cm, ..., 7cm, 8cmにした8翼、合計11翼のCrをグラフ3にプロットした。解析したhw/bとアスペクト比の範囲ではウイングレット翼のローリングモーメントCrがウイングレットの高さhw/スパンbに比例することが分る。解析したアスペクト比の範囲は2.9から7.1である。



グラフ3 ウイングレットの高さとCrの相関
迎角5度 横滑り角5度

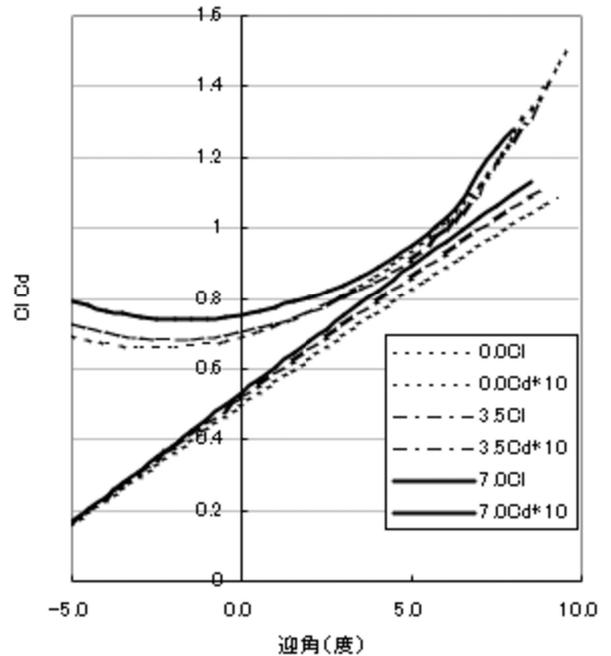
7. ウイングレット翼の性能
グラフ4に解析対象3翼：w0.0, w3.5, w7.0のCl Cd特性を、グラフ5に同じくCl/Cd、翼のみのパワーファクター（以下PF） $Cl^{1.5}/Cd$ 、全機推定PF $Cl^{1.5}/(Cd+0.5)$ を示す。
W7.0とW0.0の迎角5度における特性値を以下に示す。

W7.0:
機速=3.0m/s
Alpha=5.0度
Cl=0.8908
Cd=0.0948 (Cdi=0.0392 Cdp=0.0556)
Cl/Cd=0.8908/0.0948=9.40
PF: $Cl^{1.5}/Cd=0.8908^{1.5}/0.0948=8.87$
主翼以外の想定抗力係数 0.05 を加えた全機 PF:
 $0.8908^{1.5}/(0.0948+0.05)=5.81$

W0.0:
機速=3.0m/s
Alpha=5.0度
Cl=0.8233
Cd=0.0935 (Cdi=0.0487 Cdp=0.0448)
Cl/Cd=0.8233/0.0935=8.81
PF: $Cl^{1.5}/Cd=0.8233^{1.5}/0.0935=7.99$

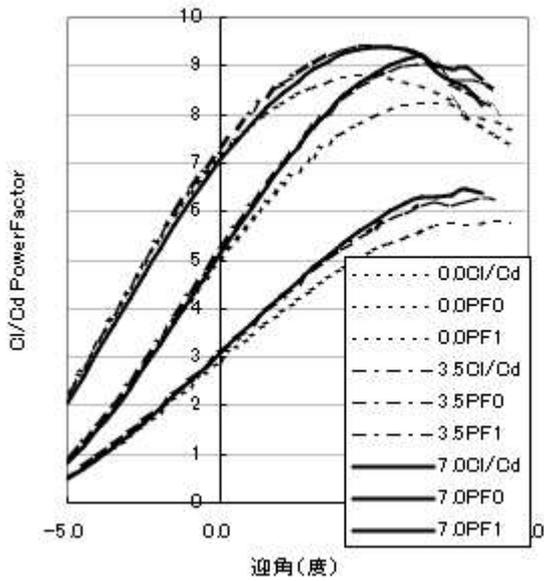
主翼以外の想定抗力係数 0.05 を加えた全機 PF:
 $0.8233^{1.5}/(0.0935+0.05)=5.21$

上昇性能はほぼPFに比例すると思われる、沈下率はPFに反比例するのでW7.0とW0.0の滞空性能比は大略 $PF^2=(5.81/7.99)^2=1.24$ である。つまりW7.0を主翼とするゴム動力機はW0.0を主翼とするものに比べて1.24倍の滞空性能を有すると言える。

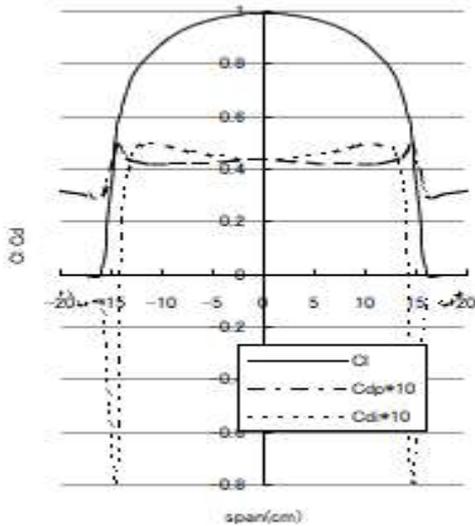


グラフ4 解析対象翼のCl Cd特性

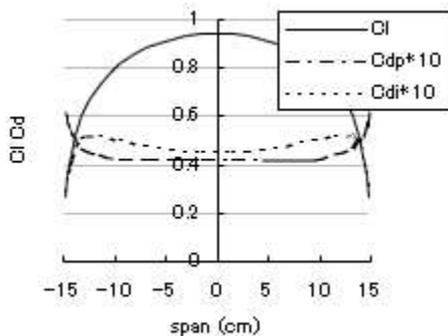
グラフ6とグラフ7はW7.0とW0.0の迎角5度におけるスパン方向のCl、Cdp（有害抵抗係数）、Cdi（誘導抵抗係数）分布である。両グラフの差がウイングレットの影響と考えられる。両グラフを比べてみると水平パネル全体に亘ってW7.0のClがW0.0のClより大きいことが分る。これがW7.0つまりウイングレット翼の性能の優位性の主因と思われる。
W7.0においてウイングレット部の有害抵抗は負の誘導抵抗（つまりウイングレットの推力）により大部分相殺されている。
詳細は省略するがW7.0と同一のパネル構成の翼ではW7.0が最も高性能である。



グラフ5 解析対象翼の滑空/滞空特性
上3本はCl/Cd 中3本は翼のPF
下3本は推定全機PF



グラフ6 W7.0のCl Cd分布 (迎角5度)



グラフ7 W0.0のCl Cd分布 (迎角5度)

8. 結び

フリーライト模型飛行機の領域でウイングレット翼の上反角効果を定量的に求め、またウイングレット翼が滞空性能の向上にも有効なことを3次元解析ソフトウェア XFLR5 を用いて明らかにした。

9. 参考インターネットサイト

- 1) Darcy Whyte: Web サイト Model airplane powered by elastic rubber band
- 2) André Deperrois: Web サイト XFLR5 <http://xflr5.sourceforge.net/xflr5.htm>
- 3) 松本@GPF: Blog: XFLR5 の使い方, etc.

附録 XFLR5 の概要

XFLR5 は2次元翼設計・解析ソフトウェア XFoil のほぼ全機能を包含して、それにグラフィカルユーザーインターフェイスを追加、更に3次元翼・全機 (尾翼と胴体を含めて) の設計解析機能をそなえたフリーソフトウェアである。3次元解析では LLT(Lifting Line Theory)法、VLM(Vortex Lattice Method)法、3D パネル(3D Panel Method)法が使用できる。VLM 法では独自の工夫により粘性抵抗も算入している。設計者は André Deperrois 氏である。

記号一覧

- b 翼スパン
- c 翼コード
- Cl 揚力係数
- Cd 抗力係数
- Cdp 有害抗力係数
- Cdi 誘導抗力係数
- Cr ローリングモーメント係数
- Cy 横力 (side force) 係数
- hw ウイングレットの高さ
- PF パワーファクター $Cl^{1.5}/Cd$
- span 翼スパン
- w0.0 b=30cm, c=7cm, hw=0.0cm の翼 4 参照
- w3.5 b=30cm, c=7cm, hw=3.5cm の翼 4 参照
- w7.0 b=30cm, c=7cm, hw=7.0cm の翼 4 参照