

## 翼前縁形状の変化が翼の空力特性に与える影響

## Influence of change of leading edge shape on aerodynamic characteristics of wing.

○和賀井太朗<sup>1</sup>, 大竹智久<sup>2</sup>, 村松旦典<sup>2</sup>\*Taro Wagai<sup>1</sup>, Tomohisa Ohtake<sup>2</sup>, Akinori Muramathu<sup>2</sup>

Abstract: As a method to reduce the drag of the wing during ascent, the leading edge of wing was changed in Hand Launch Glider. In this study, we investigated the influence of the shape of the leading edge of the wing on the aerodynamic characteristics by using wind tunnel. As the results, when the warped up leading edge was applied, we confirmed that a drag was decreased in the range with negative angles of attack at Reynolds number regions from 50,000 to 100,000.

## 1. 緒言

近年,災害時における地上観測や軍事偵察を目的とした小型無人航空機(MAV)が盛んに開発されている.これらの航空機は基本的に,従来の有人の航空機に比べて速度が遅く小型であるため低い Re 数領域を飛行している.また,MAV の他にも火星探査を目的とした航空機<sup>[1]</sup>においても,その大気状態の特性から低 Re 数領域の飛行を行う.低 Re 数領域では翼面の流れ場は剥離泡の挙動が特殊なものになっていることが知られており,未だ十分に研究が進んでいない.したがって低 Re 数における翼の空力特性を調べることは非常に有用であると言える.

低 Re 数で用いられる翼型に模型飛行機の翼型が挙げられる.特に最近では ishii 翼のようなハンドランチグライダー (以下 HLG) の競技に用いられる翼型に注目が集まっている.この競技は,地上から機体を投げ上げて滞空時間を競うもので,使用される翼型には上昇高度を得るための上昇時における低い抗力係数,滑空時に滞空時間をのばす為の高い揚抗比を得るものが求められる.

本研究では,HLG 競技で特に上昇時の抗力を軽減させる目的で設ける翼前縁部のそり上げに注目する.そり上げとは前縁の高さを変更し前縁の下面に曲率を設けることである.この影響を風洞を用いて比較し前縁形状が空力特性にどのような影響を与えるかについて調べる.

## 2. 実験装置及び方法

## 2-1 翼型及び実験装置

実験は翼型の前縁形状が空力特性に及ぼす影響を調べるため,Fig.1 に示すような 2 種類の翼型を用いる.HLG に一般的に用いる翼型は翼厚が翼弦長  $c$  の 6 ~ 8 % で,下面がフラットな形状である.そのため対称翼で

形状を計算で容易に求めることができる NACA0012 を翼弦線で分割し,片側を基本翼型として用いる.また前縁のそり上げのみをパラメータとするために Fig.2 に示すように,翼型の形状変更は前縁より翼弦長の 5 % の範囲内に留め,また上面,下面の前縁での接線が為す角度は 70 deg に統一した.Fig.1 の翼型 a は前縁部のそり上げが無いもので,翼型 b は翼弦長に対して 1 % 高さのそり上げを有するものである.実際に用いる翼の寸法はスパン方向に 300 mm,翼弦長が 75 mm の矩形型でアスペクト比は 4 としている.また使用する風洞は吹き出し口寸法 0.5 m × 0.5 m の回流型で測定部は側面部を自由壁として測定を行う.また空気力の測定は模型を保持するストラットを介して 3 分力天秤を用いて行う.天秤からの出力は A/D 変換機で離算化を行い計測を行う.

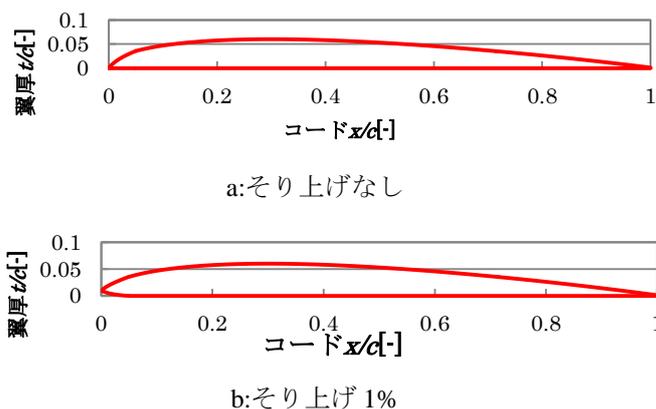


Fig.1 実験に用いる翼型形状

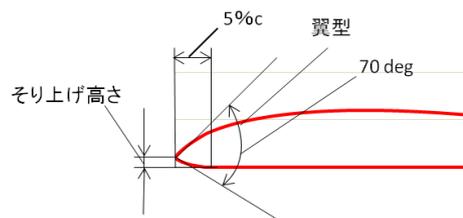


Fig.2 翼前縁形状の詳細

2-2 実験方法及び条件

実験では,前縁そり上げあり,無しの 2 種類の翼模型について,実際の HLG の飛行領域の Re 数で風洞実験を行う.一般的な HLG の上昇速度は 15 ~ 30 m/s,滑空時は 4 ~ 6 m/s で翼弦長は 6 ~ 10 cm 程度であることから Re 数は 50,000 ~ 100,000 とし,10,000 の間隔で測定を行う.

3. 実験結果及び考察

本実験では翼同士の比較を行うために Fig.3,4,5 における迎角は翼下面を翼弦線としたものである.

3-1 抗力係数について

Fig.3 に実験より得られた抗力係数  $C_D$  と迎角  $\alpha$  の関係を示す.そり上げを設けた翼では迎角が約 0 deg 以下の範囲で抗力が減少している.また,それ以外の迎角での  $C_D$  はほとんど一致する結果を得た.さらにこれらの特性は Re 数の違いによって大きな変化は現れなかった.これは鋭い前縁によって生じる前縁剥離泡の違いによるもので,そり上げを有する翼では負の迎角で前縁部のキャンバーラインの向きが無いものと比べ流速方向を向いている.そのため下面に生じる前縁剥離の規模が抑制され抗力が小さくなったと思われる.

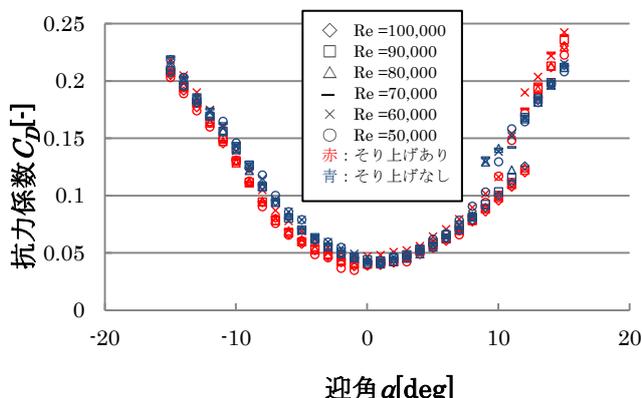


Fig.3 抗力係数  $C_D$ -迎角  $\alpha$

3-2 揚力係数について

Fig.3 に実験で得られた揚力係数  $C_L$  と迎角  $\alpha$  の関係を示す.図示のように揚力傾斜や失速角は概ね翼型や Re 数に関わらず同じとなった.また,2 枚の翼が共通する特徴として,迎角が正方向では前縁失速型の失速特性を示すのに対し負の方向では後縁失速の特性を示す.後縁失速は一般的に境界層が乱流に遷移している場合に現れる<sup>[2]</sup>.これより,今回の特性は尖った前縁によって流れが乱され乱流のような流れ場になっていたと考えられる.この特性についてもスモークワイヤーなどを用いた可視化法で確かめる必要がある.

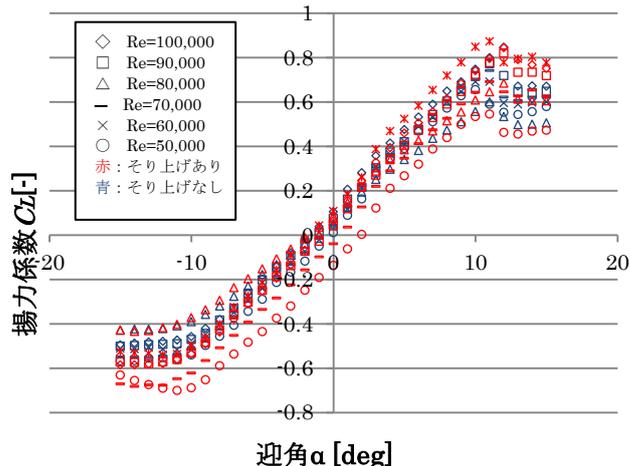


Fig.4 揚力係数  $C_L$ -迎角  $\alpha$

3-3 揚抗比について

Fig.5 に揚抗比  $L/D$ -迎角  $\alpha$  の関係を示す.揚抗比は負の迎角ではそり上げを有している翼が大きかった.これは抗力が軽減しているためである.また迎角が正の範囲では Re = 50000 を除き大きな差は現れなかった.

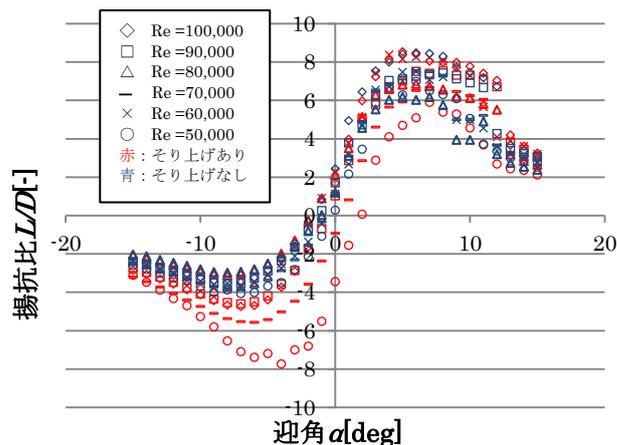


Fig.5 揚抗比  $L/D$ -迎角  $\alpha$

4. まとめ

風洞実験よりそり上げは迎角が負になると抗力を減じさせ,揚力には大きな影響を与えないことが分かった.また抗力が減少する負の迎角と正と負で剥離特性が変わる特性については,蛍光リキッドフィルム法等を用いて可視化を行う必要があることが分かった.

参考文献

[1] 神田翔, 互井梨絵, 大竹智久, 本橋龍郎 : 「Ishii 翼型の空力特性と流れ場」, 日本大学理工学部学術講演会論文集,2014, pp.895-896.  
 [2] 牧野光雄 : 「航空力学の基礎」, 産業図書, 1998 , pp.124-125.