

人力飛行機の外翼の空力設計検討

酒 井 謙 二

第一工業大学 航空工学科 (〒899-4395 鹿児島県霧島市国分中央1-10-2)

E-mail:k-sakai@daiichi-koudai.ac.jp

The Wing Design for the Outer Wing Area of the Man Powerd Airplane

Daiichi Institute of Technology
Kenji SAKAI

The man powered airplane's wing geometry was designed in order to reduce the pitching moment for outer wing area. The DAE21 wing geometry is used for many man powered airplanes. But when this wing geometry is used for all span area, the nose down pitching moment is calculated for the wing outer area. New wing geometry is designed, named DAE30, which has the maximum chamber line's position is 30% wing section.

By using this wing geometry, the nose down pitching moment has been deduced for the design speed.

Key Words: Man Powered Airplane, Wing Geometry, Pitching Moment, Outer Wing Area

1. はじめに

第一工業大学が5年前に人力飛行機の製作を再開した時、翼型として、他の大学が使っているDAE21の翼型を採用することとした。その翼型の2次元3分力風洞試験結果は公表されているため、それをベースに、基準としている35%翼弦位置回りのスパン方向のモーメント分布を計算した。その結果、設計揚力で、翼端付近(約80%スパンより外翼)では、35%翼弦回りに頭下げモーメントが発生することが分かった。

この対策として、桁位置の変更と、新翼型の設計の2つの対策結果を示す。

2. 基本機体仕様

検討した機体は、2009年度に設計された「かげろう号」と呼ばれる機体である。

2.1 3面図

機体三面図を図1.1、図1.2に示す。

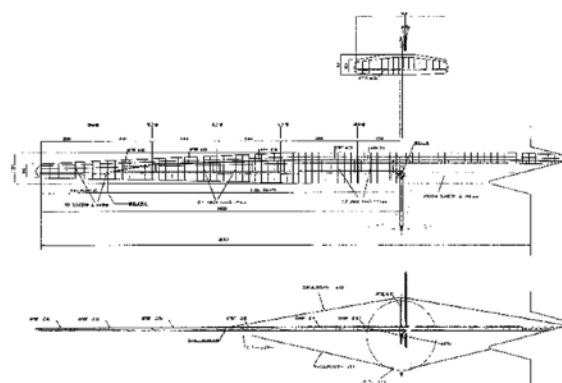


図 1.1 機体正面図・平面図

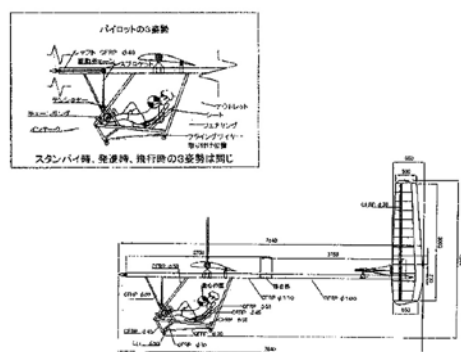


図 1.2 機体側面図

2 主要諸元

主要機体諸元を表 1 に示す。

総重量	105kgf	全長	9m
機体重量	50kgf	全高	4.1m
主翼		水平尾翼	
翼型	DAE21	翼型	NACA 0009
翼幅	34m	翼幅	4.6m
翼面積	35m ²	翼面積	3.3m ²
アスペクト比	33	回転中心	25%C
取り付け角	7°	モーメントアーム	5.3m
桁位置	35%C	水平尾翼容積	0.433

表 1 機体主要諸元

2.3 基本翼型

基本翼型は人力飛行機でよく使用されるDAE21を採用した。この翼型は低速域で良い揚抗比を持つとされる。翼型を図 2 に示す。

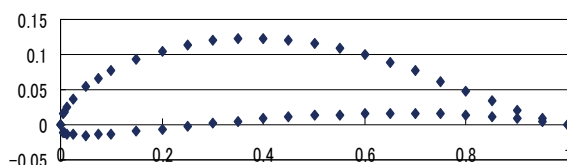
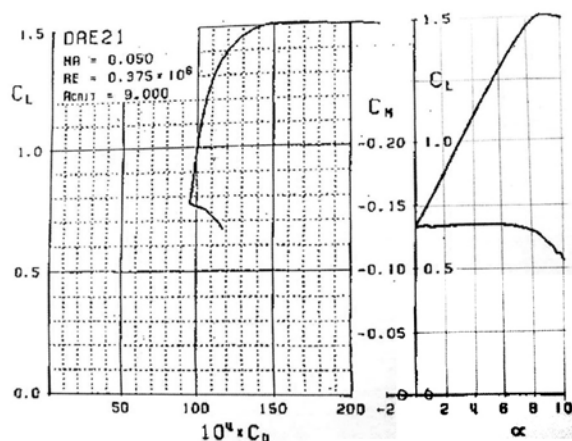


図 2 DAE21 翼型

3. 基本翼型 (DAE21翼型) 空力特性

DAE21翼型の2次元空力特性(風洞試験結果)を図 3 に示す。

なお、この結果は、翼弦長基準レイノルズ数 (Re数) が、 0.375×10^6 の結果である。

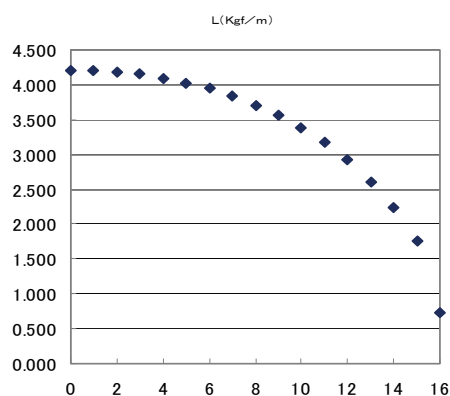
図 3 DAE21空力特性風洞試験結果
($CL \sim C_d$, $C_m \sim \alpha$)

4. スパン方向のピッチングモーメントの検討

4.1 設計条件での揚力分布の検討

この翼はアスペクト比 AR が33と大きな翼であるため、スパン方向の揚力分布は楕円分布として近似しても大きな差はないと考えられる。

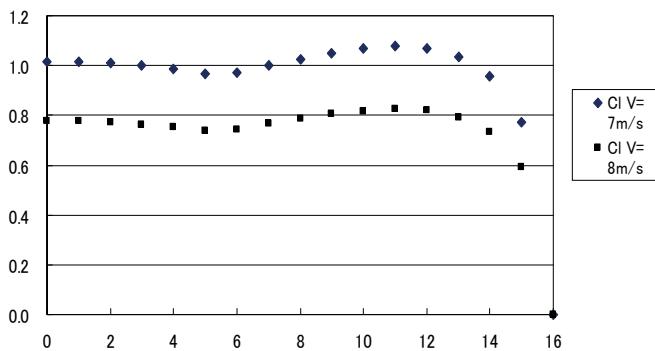
今、総重量を105Kgfとして、求めた揚力の分布の結果を図 4 に示す。

図 4 揚力分布 (L (Kgf/m) $\sim y$ (m))

4.2 断面揚力係数の検討

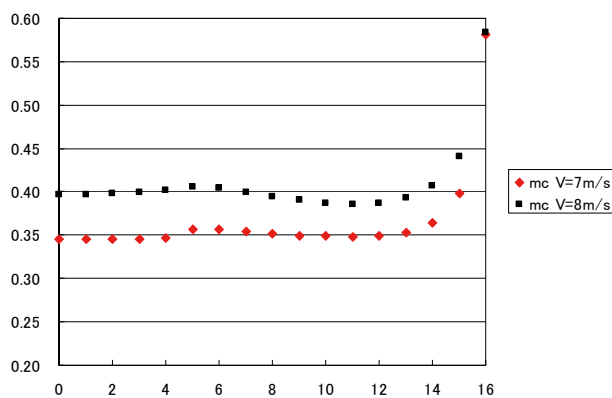
機体の速度を設計値の 7m/s と、 1m/s 速い 8m/s の 2つの値に対して、翼平面形と、揚力分布から断面の揚力係数を推算する。

揚力係数のスパン方向の分布を図 5 に示す。

図5 揚力係数分布($CL \sim y$)

4.3 モーメント中心の検討

図5の断面揚力係数に対するピッチングモーメントを図3の風洞試験結果を参考に解析し、モーメント中心を求めた結果を図6に示す。

図6 モーメント中心($(x/c)mc \sim y$)

この図から、設計機体速度 7m/s ではスパン位置 13m (81% スパン位置) までは、設計どおり、圧力中心は 0.35 翼弦位置にあるが、それより外側では翼端で圧力中心が約 0.48 翼弦まで後退することが分かる。

このことから、DAE21翼型を全スパンに展開すると 81% スパンより外側で、頭下げモーメントが発生すると予想される。

また、機体速度を 1m/s 増速する (8m/s) と、圧力中心が更に 5% 翼弦後退し、頭下げが発生することが分かる。また、機体速度を 1m/s 減速する (6m/s) と、今度は圧力中心が 5% 翼弦前進し、頭上げが発生することが推算できる。

5. 新しい主翼形状の検討

5.1 翼端付近の桁位置の後退

翼端付近の設計条件 ($v=7\text{m/s}$) の頭下げモーメントを解消するために、翼のつなぎ目を考慮し、スパン位置 12m より外翼部を、翼端で従来 35% の位置にある桁の位置を、 42% 後方にずらす設計をした。

5.2 新しい主翼形状での飛行試験結果

改良した主翼を用いて、鹿児島県の枕崎空港で2007年12月に飛行試験を実施した。翼の振りも発生せずに、約 100m のフライトに成功した。フライトの写真を図5.1に示す。



図7 枕崎空港での試験飛行

6. 新翼型の設計

外翼の桁の位置を後方にずらすことで、頭下げモーメントは解消されたが、

- ① 平面形が設計から外れること
- ② 桁位置を後方にずらせることにより、翼端付近での桁位置での翼厚が不足し、翼端付近で翼厚を増加させる必要が生じた。

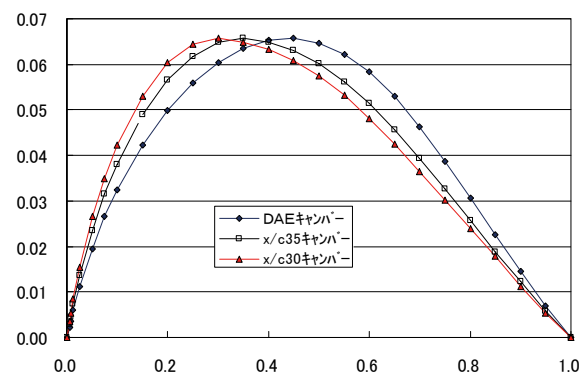
などの不具合が生じたため、桁の位置は変えずに外翼部でモーメント中心を 0.35 翼弦位置に持つ新翼型を設計することとした。

6.1 キャンバー形状の変更による新翼型

基本的な考え方は、翼厚分布は変更せずに、キャンバー形状のみの変更で行うこととした。

DAE21の最大キャンバー位置は 45% 翼弦にあるため、最大キャンバー位置を 30% 翼弦と 35% 翼弦とに持っていった翼型を設計した。

30% キャンバー位置の翼を DAE30、 35% キャンバー位置の翼を DAE35 と名前をつける。キャンバーの比較を図8に示す。

図8 キャンバー分布の比較 ($(y/c)c \sim x/c$)

求められたDAE30翼型と、基本翼型DAE21の翼型の比較を図9に示す。

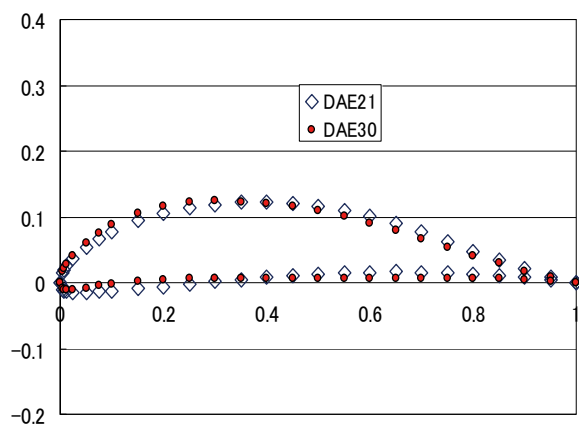


図9 DAE30 翼型比較 ($y/c \sim x/c$)

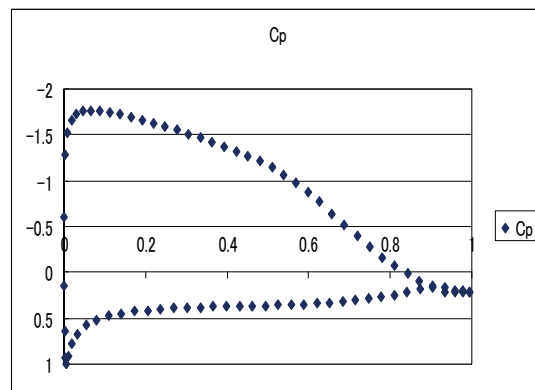


図10.3 DAE21 $\alpha = 6^\circ$ 圧力分布($C_p \sim x/c$)

6.2 新翼型のモーメント特性の計算

新翼型の空力特性を求めるために、2次元パネル法による圧力分布の計算を実施した。

基本翼DAE21翼型と DAE30翼型の迎角 2° 、 4° 、 6° の解析結果を図10～図11に示す。

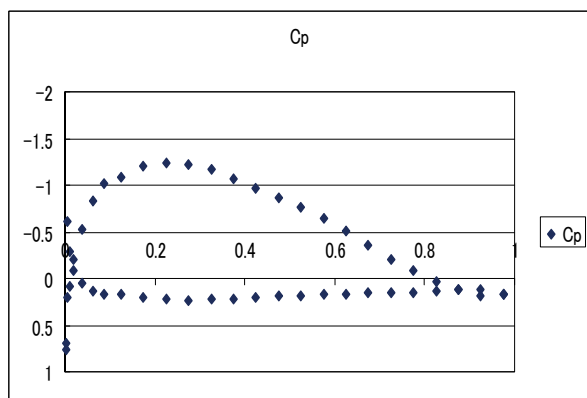


図10.1 DAE21 $\alpha = 2^\circ$ 圧力分布($C_p \sim x/c$)

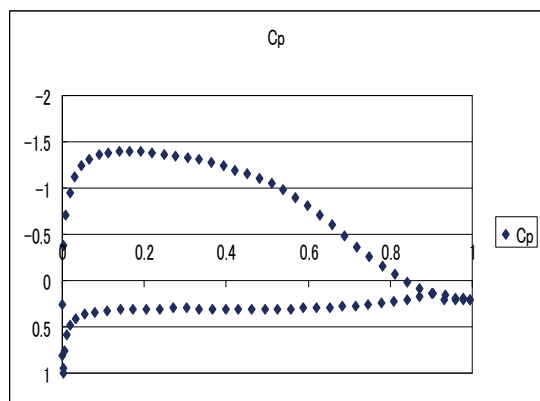


図10.2 DAE21 $\alpha = 4^\circ$ 圧力分布($C_p \sim x/c$)

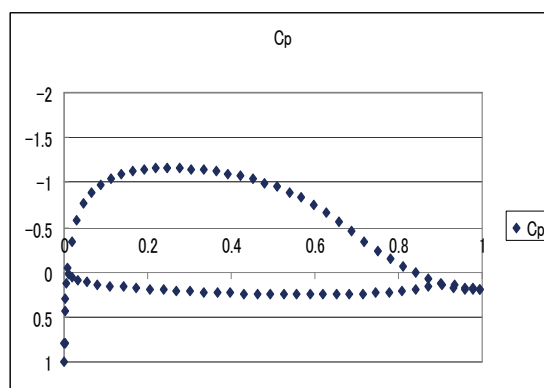


図11.1 DAE30 $\alpha = 2^\circ$ 圧力分布($C_p \sim x/c$)

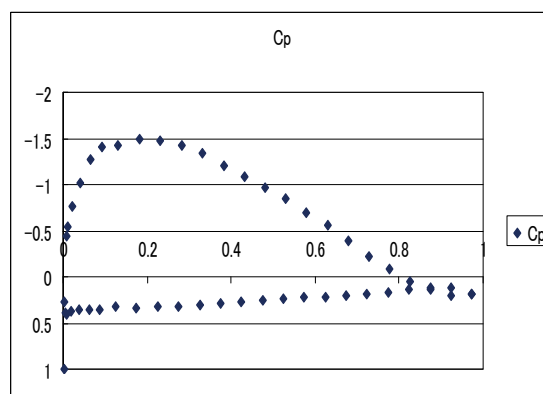
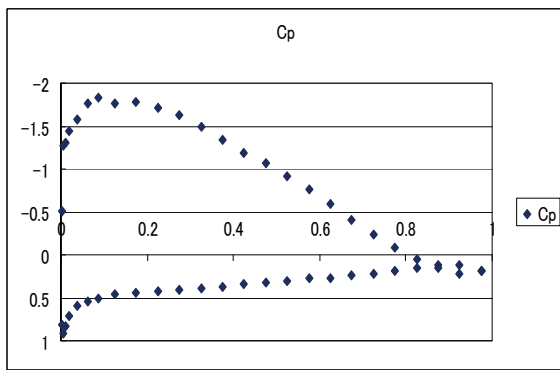
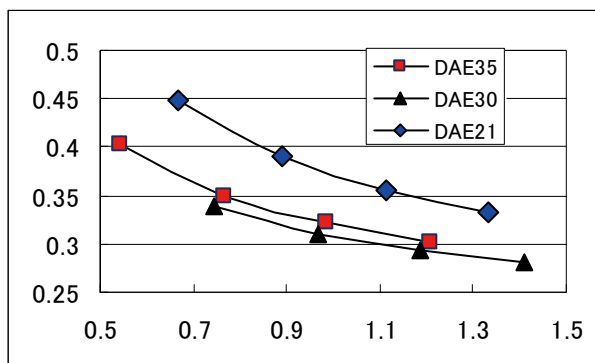


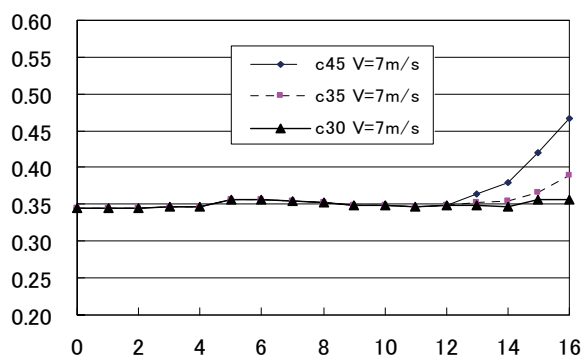
図11.2 DAE30 $\alpha = 4^\circ$ 圧力分布($C_p \sim x/c$)

図 11.3 DAE30 $\alpha=4^\circ$ 圧力分布($C_p \sim x/c$)

これらの圧力分布から、揚力係数に対するモーメント中心を計算した結果を図 12 に示す。

図 12 モーメント中心～揚力係数
(X/C) $_{mc} \sim CL$

この結果を図 5 に適用して、機体速度 7m/s の、モーメント中心を計算した結果を、図 13 に示す。

図 13 モーメント中心($(x/c)_{mc} \sim y$)

この図から、DAE30翼型を翼端に使用し、スパン位置 12m より外側は直線内挿翼にすることにより、平面形や翼厚を変更することなく外翼部の頭下げモーメントを無くすることができた

この翼型を2011年7月の鳥人間コンテスト機に適用した。鳥人間コンテストでは、 208m の水平飛行に

成功し、11機中8位の成績を残すことができた。フライトの写真を図 14 に示す。



図 14 プラットホームから滑空する機体

7. まとめ

鳥人間コンテストで、飛び立ったとたんに、頭から突っ込んで墜落する機体を見かけるが、その多くは桁が振りモーメントに耐えきれなかったためと予想される。

新しく設計した DAE30 の適用により、設計条件で、翼端付近での頭下げモーメントを解消することができた。

8. 参考

DAE30 の翼座標 ($Y_u, Y_l \sim X/C$) を表 2 に示す。

DAE30		
X/C	Y_u/C	Y_l/C
0.000	0.000	0.000
0.005	0.016	-0.009
0.007	0.021	-0.010
0.013	0.028	-0.011
0.025	0.041	-0.010
0.050	0.061	-0.008
0.075	0.076	-0.005
0.100	0.087	-0.003
0.150	0.105	0.001
0.200	0.116	0.005
0.250	0.122	0.006
0.300	0.125	0.007
0.350	0.124	0.006
0.400	0.121	0.006
0.450	0.116	0.006
0.500	0.109	0.006
0.550	0.101	0.006
0.600	0.091	0.006
0.650	0.079	0.006
0.700	0.067	0.006
0.750	0.054	0.006
0.800	0.041	0.007
0.850	0.029	0.006
0.900	0.018	0.005
0.950	0.008	0.003
1.000	0.000	0.000

表 2 DAE30翼座標