

人力飛行機用主翼の静的空力弾性変形

Aero-elastic Deformation of the Wing for a Human-Powered Aircraft

酒井 春雄†, 水谷 充†, 林 賢亮†, 小池 慎吾†
Haruo SAKAI, Mitsuru MIZUTANI, Kensuke HYASHI, Shingo KOIKE

Abstract One of the most important factors for a Human-Powered Aircraft (HPA) is to be manufactured as light as possible. As the result, the rigidity of the main wing structure, for example, of an HPA is far lower than that of a usual aircraft, and its elastic deformation due to aerodynamic loads becomes very large. As deformation of the wing produces additive aerodynamic forces on it, it is necessary for us to investigate carefully aero-elastic characteristics of the wing in a new HPA's configuration study.

1. はじめに

自力で鳥のように空中を自在に飛ぶことは、有史以来の人類の夢であり、ギリシャ神話や竹取物語を始めとする架空の世界は別として、幾多の先人が挑戦と挫折を繰り返してきたチャレンジングな技術的課題である。

漸く 1961 年になって、サザンプトン大学の人力飛行機研究グループが、高度 1.52m、飛行距離 45.7m の飛行に成功し¹⁾、以来欧米及び我が国において、人力飛行機愛好者による熱心な挑戦が続いている。現在の長距離飛行世界記録は、マサチューセッツ工科大学 (MIT) を中心としたプロジェクトチームが、4 年の歳月を掛けて開発した「ダイダロス (DAEDALUS) 88」号によって、1988 年にエーゲ海で達成した 115.11km であり、このときの飛行時間は実に 3 時間 54 分であった²⁾。

我が国では毎年琵琶湖で開催される「鳥人間コンテスト」が有名で、最長飛行距離は 2003 年大会において日大理工学部航空研究会が記録した 34.65km である³⁾。

最近の人力飛行機は、炭素複合材等比強度の大きい材料を活用し、また機体の構造もできるだけ単純化し、機体重量をパイロット重量の 60~70% 程度に抑えた超軽量の機体となっている。一方その形状を見ると、翼幅は約 30m に達しており、極めてアスペクト比の大きい(細長い)主翼を備えている(図 1)。超軽量で細長い翼は、必然的に空力荷重によって大きく撓んだり、振れたりし、それがまた空気を変化させることになる。

本報告は、新たに人力飛行機(以下 HPA と略称する)を設計する場合を想定し、その主翼の構造を決める上で必須な、弾性復元力と空気力の連成(空力弾性)につい

ての検討例を示したものである。

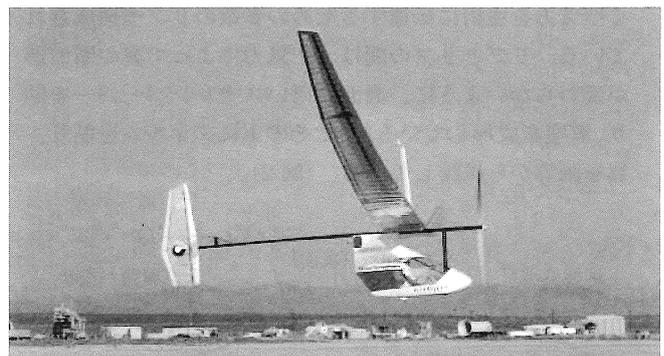


図 1 代表的な HPA²⁾

2. HPA の主翼について

航空機にとって、機体を空中に浮上させ、支える主翼は最も重要な構成要素である。極論すれば、主翼で発生する揚力より 1g でも重い機体は浮上さえできないからである。従って航空機の設計では、機体の重量と共に主翼の空力的特性の検討に細心の注意が払われる。

表 1 は、代表的な HPA と 60 人乗りクラスの中形旅客機について、主翼形状、機体重量、飛行速度等を比較したものであり、HPA の特徴がよく読み取れよう。

表 1 代表的な HPA と中型旅客機

	乗員数 [人]	翼幅 [m]	アスペク ト比[-]	全備重量 [kgf]	動力 [HP]	飛行速度 [m/s]
HPA	1	34.1	37.5	110	0.3	7
中型旅客機	66	32.0	10.8	24,500	6,120	125

表 1 から単位馬力当たりの重量は、HPA で 366kgf/HP、中型旅客機で 4.00kgf/HP となり 2 桁の違いが見られる。

HPA の場合、動力源が非力な人間(訓練されたパイ

† 愛知工業大学 工学部 機械学科 (豊田市)

ロットでも持続的な出力は 200W程度) であるから、軽量で、揚力が大きく、抵抗の小さい主翼の開発が最優先の技術課題となる。

2.1 HPA 用主翼の特徴

HPA 用主翼は以下の特徴を有している (表 1 及び図 1)。

- (1) アスペクト比が極めて大きい。これは揚力に伴う抵抗 (誘導抵抗) を小さく抑えるためである。
- (2) 低速で飛行するので、低レイノルズ数で揚力が大きく、空力抵抗の小さい翼型を持つ。
- (3) パイロットの重量を除く機体の重量 (構造重量) は超軽量となり、このため構造剛性が小さく、撓みや捩れ変形が大きい。

2.2 主翼の構造

HPA の主翼の基本的な構造は単純で、空力荷重に対する強度を分担する 1 本の主桁 (一部翼根部では後縁桁を加え 2 本) と、翼の断面形状を維持しつつ、翼面上に働く空気を主桁に伝達するための多数のリブで構成されている。リブとリブの間は、空気力によって翼の断面形が変わらないように、表面に薄いスチレンペーパーを貼り、翼型を成形している。またその上にフィルムを貼り、翼を雨等から保護している。(図 2)。

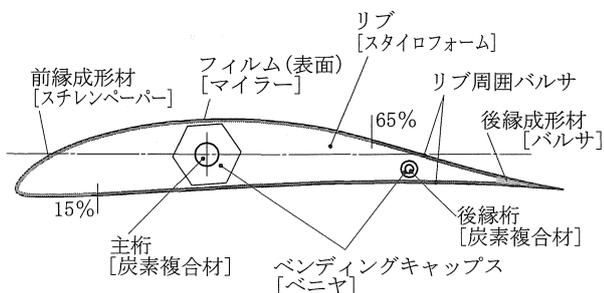


図 2 HPA 主翼の構造

また一般の航空機の主翼に装備される高揚力装置 (フラップ) や舵面 (エルロン、スポイラー) は省略され、徹底した簡素化による重量軽減が図られている。

3. 主翼に働く空気力

3.1 翼型特性

HPA の主翼は、前述のようにアスペクト比が極めて大きく、後退角もない (あっても極く小さい) ので、主翼の空力特性は、主として使用する翼型の特性に依存する。

問題なのは、HPA の飛行速度が 7m/s 程度と極端に小さく、通常の航空機と比較し、レイノルズ数 (Re) がほぼ 2桁小さくなることである。

MITでは、ダイダロス用に一連の翼型 DAE シリーズを開発し⁴⁾、これらを含めた翼型データはインターネット

上に公表されており⁵⁾、我が国の HPA にも多用されている。

図 3 に DAE-11 翼型の空力 3 分力 (揚力係数 C_L 、ピッチングモーメント係数 C_M 及び抵抗係数 C_D) に関する計算結果例を示す。計算は MIT が公表しているソフト XFOIL⁶⁾ によった。

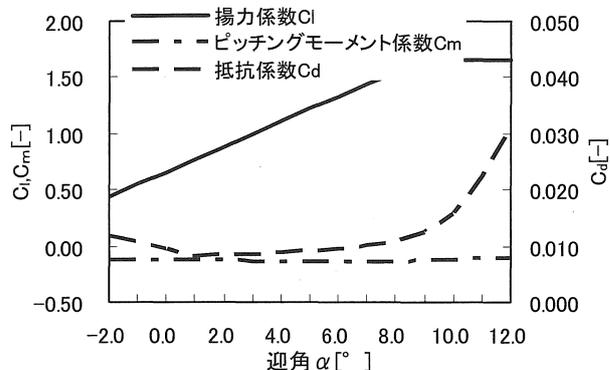


図 3 翼型 (DAE-11) の 3 分力特性
($Re=5.54 \times 10^5$)

3.2 主翼空力特性

3.2.1 主翼の概要

全備重量 97kgf の HPA について、初期的な検討を行った結果、その主翼形状は以下ようになった。

翼面積; $S=26.1\text{m}^2$ 、 翼幅; $b=25.7\text{m}$

アスペクト比; $AR=25.2$

翼根部翼弦長; $c_r=1.30\text{m}$

平均空力翼弦; $c_{mac}=1.10\text{m}$

翼断面形; DAE-11、 翼厚比; $t/c=0.1283$

以下は、特別に断らない限りこの主翼について検討した結果である。

3.2.2 縦 3 分力特性

図 4 は、翼幅方向の各位置での 2 次元計算値を用いた場合の迎角 α に対する主翼の縦 3 分力 (揚力係数 C_L 、ピッチングモーメント係数 C_M 及び抵抗係数 C_D) 特性に関する計算結果を示したものである。この翼は、 $\alpha \approx 8^\circ$ まで線形性が保たれ、最大揚力係数は約 1.65 である。なおこの場合の平均空力翼弦基準のレイノルズ数は $Re=5.54 \times 10^5$ である。

3.2.3 揚力分布

図 5 は、この HPA が飛行する迎角付近の $\alpha=4^\circ$ 、 5° 及び 6° での、翼幅方向の揚力分布を示したものである。横軸は半翼幅 $b/2$ で、縦軸は翼根部翼弦長 c_r で正規化した

$$\bar{y} = y / (b/2)$$

$$\bar{C}_L = C_L \frac{c}{c_r}$$

で示してある。このとき主翼の揚力係数 C_L は

$$C_L = bc_r \int \bar{C}_L d\bar{y}$$

で求められる。

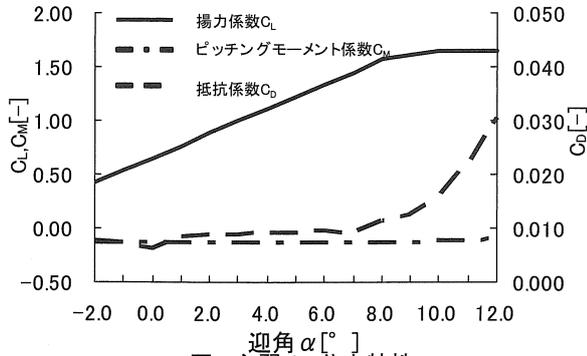


図4 主翼の3分力特性

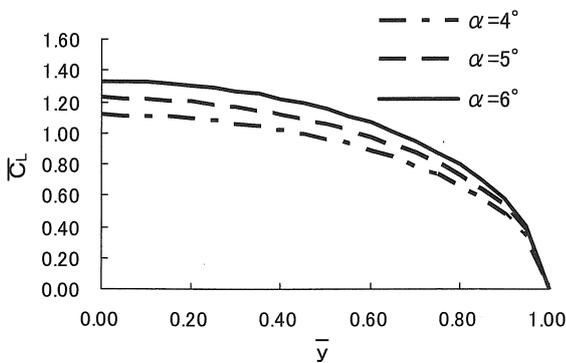


図5 主翼の揚力分布

4. 主翼の曲げ変形

主翼は弾性体であるから、空気力や重力によって変形する。一般に、翼に働く空気力は形状に対して敏感であり、空気力と形状を連立して解く必要がある。

HPAの主翼についても、構造を非線形梁でモデル化し、機体が6自由度の運動をしたときの、形状変化と空気力を同時に解いた試みもあるが⁷⁾、初期設計段階では、線形梁モデルについての繰り返し計算法が有効であるので、ここではこれによることとした。

4.1 弾性軸、風圧中心及び重心分布

図6は、翼幅方向の各位置での、主桁の弾性軸、風圧中心（揚力の着点）及び重心点を、翼弦に対する比で表したものである。また図7は、翼幅方向の重量分布である。ここに縦軸は翼根部の単位幅当りの重量 $W_r=0.72\text{kgf/m}$ で正規化して示してあり、主翼の重量は

$$W = W_r b \sum (\bar{W} \Delta \bar{y})$$

で求められる。

4.2 曲げ剛性分布

HPAの主翼の曲げ剛性 EI (E ; ヤング率、 I ; 断面2次モーメント) は、主として主桁によって決まる。図8は翼幅方向の曲げ剛性の分布であり、翼幅方向に5段に変化している。ここに縦軸は翼根部の剛性 ($EI_r=9.08 \times 10^9 \text{MPa} \cdot \text{mm}^4$) で正規化してあり、各部での剛性値は

$$EI = (EI_r) \bar{EI}$$

となる。また主桁は炭素複合材製の中空パイプで、ヤング率は翼根で $E=4.21 \times 10^4 \text{MPa}$ 、翼中央から翼端では $E=9.80 \times 10^4 \text{MPa}$ である。

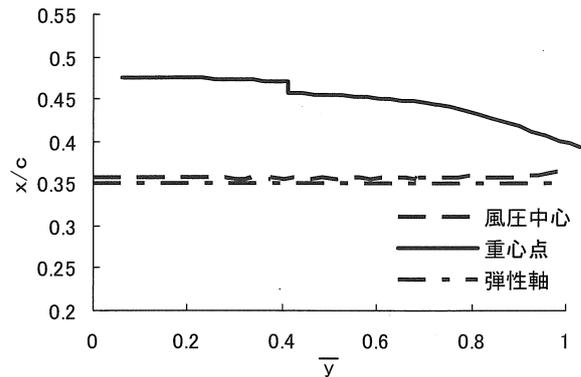


図6 弾性軸、風圧中心、重心位置

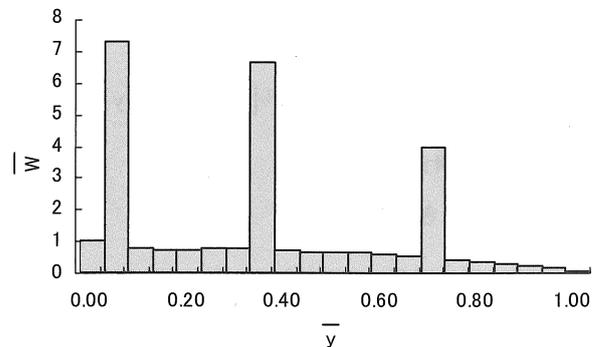


図7 重量分布

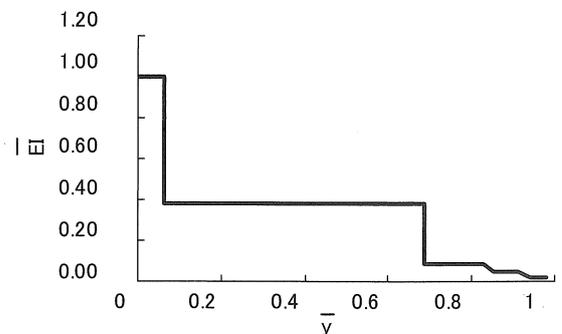
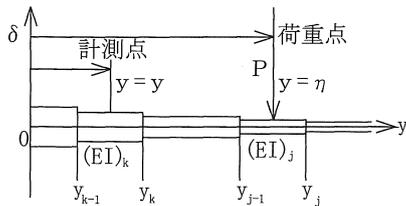


図8 曲げ剛性分布

4.3 曲げの影響係数

下図に示すような、曲げ剛性が多段に変化する梁につ

いて、j 番目の段の $y=\eta$ に単位荷重 $P(\eta)=1$ が作用したとき、k 番目の段の $y=y$ での撓み $C(y,\eta)$ 及び撓み傾斜



$C'(y,\eta)$ は以下のようにになる。ここに $C(y,\eta)$ はいわゆる曲げについての影響係数である⁸⁾。

(1) $k < j$ の場合 ($k, j=1, 2, \dots$ 、以下同様)

$y=y_{k-1}$ のとき

$$C(y_{k-1}, \eta) = -\sum_{i=1}^{k-1} \frac{(y_i - y_{i-1})^2}{6(EI)_i} [3(\eta - y_{i-1}) - (y_i - y_{i-1})] + C'(y_{k-1}, \eta)(y_{k-1} - y_{k-2})$$

$$C'(y_{k-1}, \eta) = -\sum_{i=1}^{k-1} \frac{y_i - y_{i-1}}{2(EI)_i} [2(\eta - y_{i-1}) - (y_i - y_{i-1})]$$

ただし $y_0 = 0$ では

$$C(0, \eta) = C'(0, \eta) = 0$$

$y_{k-1} < y \leq y_k$ のとき

$$C(y, \eta) = C(y_{k-1}, \eta) - \frac{(y - y_{k-1})^2}{6(EI)_k} [3(\eta - y_{k-1}) - (y - y_{k-1})] + C'(y_{k-1}, \eta)(y - y_{k-1})$$

$$C'(y, \eta) = C'(y_{k-1}, \eta) + \frac{y - y_{k-1}}{2(EI)_k} [2(\eta - y_{k-1}) - (y - y_{k-1})]$$

(2) $k = j$ の場合

$y = y_{j-1}$ のとき

$$C(y_{j-1}, \eta) = -\sum_{i=1}^{j-1} \frac{(y_i - y_{i-1})^2}{6(EI)_i} [3(\eta - y_{i-1}) - (y_i - y_{i-1})] + C'(y_{j-2}, \eta)(y_{j-1} - y_{j-2})$$

$$C'(y_{j-1}, \eta) = -\sum_{i=1}^{j-1} \frac{y_i - y_{i-1}}{2(EI)_i} [2(\eta - y_{i-1}) - (y_i - y_{i-1})]$$

$y_{j-1} < y \leq \eta$ のとき

$$C(y, \eta) = C(y_{j-1}, \eta) - \frac{(y - y_{j-1})^2}{6(EI)_j} [3(\eta - y_{j-1}) - (y - y_{j-1})] + C'(y_{j-1}, \eta)(y - y_{j-1})$$

$$C'(y, \eta) = C'(y_{j-1}, \eta) + \frac{y - y_{j-1}}{2(EI)_j} [2(\eta - y_{j-1}) - (y - y_{j-1})]$$

(3) $k = j$ で $\eta < y \leq y_j$ のとき及び $k > j$ の場合

$$C(y, \eta) = C(\eta, \eta) + C'(\eta, \eta)(y - \eta)$$

$$C'(y, \eta) = C'(\eta, \eta)$$

4.4 空力荷重による曲げ変形

主翼を翼幅方向に n 個の翼素に分割し、各翼素に働く揚力と重量を集中荷重で近似し、任意の m 個の計算点での曲げ変位を求める場合を考える。

このとき各着力点の翼幅方向位置を y_j 、集中荷重を $P_j = P(y_j)$ (ただし $j=1, 2, \dots, n$) とすれば、計算点 y_i での曲げ変位 $\delta_i = \delta(y_i)$ (ただし $i=1, 2, \dots, m$) は、前項で述べた影響係数 $C_{ij} = C(y_i, y_j)$ を用いて

$$[\delta_i] = [C_{ij}] [P_j]$$

ただし

$$P_j = W_j - L_j$$

で求められる。ここに W_j は翼素の重量、 L_j は翼素に働く揚力である。なお変位 δ_i は上方を正とする。

曲げ変形によって主翼の形状が変わるので、正確には再び空気力を計算し直し、変位が収束するまで繰り返し計算を行う必要がある。この過程は、3次元性の強い翼にとっては必須であるが、HPA の場合は準2次元と見なすことができ、空気力の計算も2次元で行っているため、今回は省略する。ただし翼全体に働く揚力を求める際には、撓みによって揚力面が傾き、有効な揚力が減少する効果を考慮に入れる必要がある。

図9は曲げ変形の計算結果の1例であり、縦軸は変位 δ を半翼幅 $b/2$ で無次元化してある。翼端での変位は半翼幅の13%程度と大きいことが分かる。

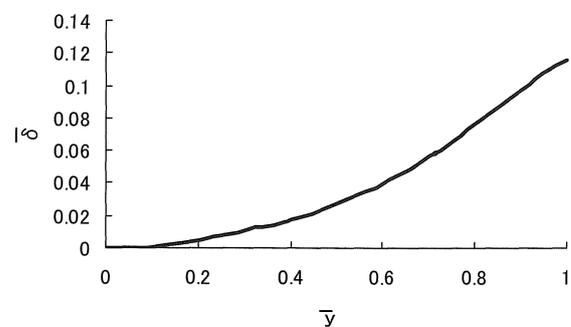


図9 曲げ変形

5. 主翼の振り変形

5.1 振り剛性分布

HPAの場合、振り剛性 GI_P (G : 横弾性係数、 I_P : 断面2次極モーメント) も主として主桁によって決まり、翼幅方向に5段に変化する。

図10は翼幅方向の振り剛性分布で、これを用いて前述の曲げの場合と同様にして、振りに関する影響係数 $C_{Tij} = C_T(y_i, y_j)$ を求めることができる。ここに縦軸は翼根部の振り剛性 $(GI_P)_r = 6.51 \times 10^9 \text{ MPa} \cdot \text{mm}^4$ で正規化した、無次元振り剛性である。

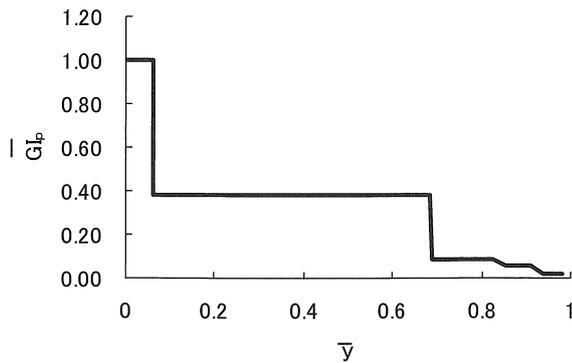


図10 ねじり剛性分布

5.2 空力荷重による振り変形

曲げ変位の場合と同様にして、計算点の振り角 θ_i も

$$[\theta_i] = [C_{Tij}] [T_j]$$

によって求められる。ここに T_j は弾性軸回りの各翼素に働くトルクであり、図6に示した弾性軸と風圧中心及び重心点と、図5及び図7から求められる揚力と重量を用いて算出される。なお θ_i 及び T_j は、共に翼前縁上げ方向を正とする。

振り変形によって、主翼の各翼素での迎角が変化する。迎角の変化は直接空気力の変化に結びつくので、空気力を計算し直し、迎角が収束するまで繰り返し計算を行わなければならない。この場合、収束は早く、3、4回の繰り返しで十分な精度を得ることができた。

表2に計算結果の1例を示す。翼端付近の振り角は 0.8° 程度あり、無視できない大きさである。

表2 主翼の振り変形

\bar{y}	1回目 θ	2回目 θ	3回目 θ	4回目 θ
0.00	5.00	5.00	5.00	5.00
0.06	5.00	5.00	5.00	5.00
0.09	5.00	5.00	5.00	5.00
0.14	5.00	5.00	5.00	5.00
0.20	5.00	5.00	5.00	5.00
0.26	5.01	5.01	5.01	5.01
0.31	5.00	5.00	5.00	5.00
0.36	5.00	5.00	5.00	5.00
0.38	4.99	4.99	4.99	4.99
0.44	4.99	4.99	4.99	4.99
0.50	4.98	4.98	4.98	4.98
0.55	4.97	4.97	4.97	4.97
0.60	4.95	4.95	4.95	4.95
0.65	4.92	4.91	4.91	4.91
0.70	4.90	4.87	4.87	4.87
0.73	4.86	4.81	4.80	4.80
0.79	4.80	4.73	4.71	4.71
0.84	4.71	4.61	4.57	4.57
0.90	4.62	4.49	4.44	4.44
0.96	4.51	4.38	4.34	4.34
1.00	4.39	4.26	4.21	4.21

6. 定常飛行時の主翼空力弾性効果

6.1 翼幅方向剛性分布効果

図12は、図11に示すように2段目の剛性値を10%上げた場合(case1)及び2段目付根部の剛性値を20%上げた場合(case2)についての撓みを計算した結果例である。多少の剛性アップでは撓みを大きく減少させることができないことを示している。

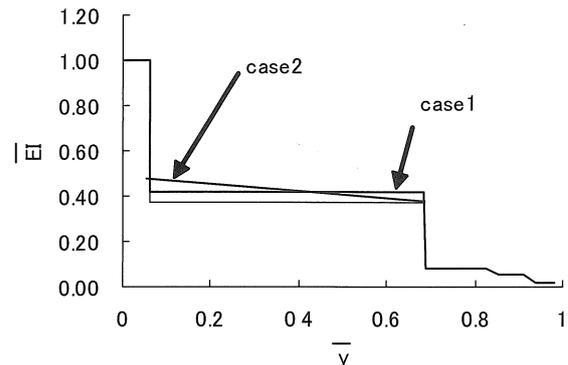


図11 曲げ剛性分布2

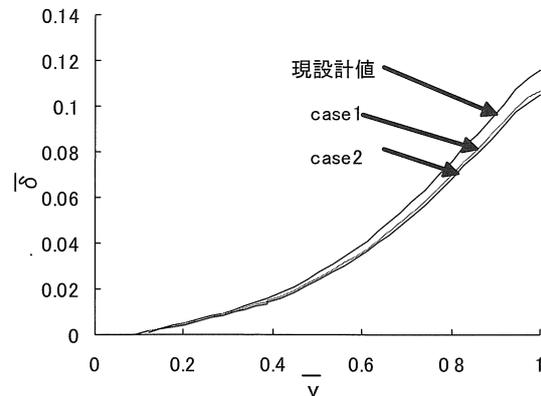


図12 曲げ変形

6.2 翼弦方向主桁位置効果

図13は迎角 $\alpha=5^\circ$ の場合について、弾性軸位置(主桁位置)を変えた場合の翼幅方向の捩れ角 θ を正規化したものである。この図から主桁位置の選択の重要性和半翼幅の50%付近から翼端に向かって捩れ角は無視できない大きさになることが分かる。

6.3 振り取付け角効果

図5に示した揚力分布は、翼幅方向の各部分での迎角を一定としたときのものである。この条件にできるだけ近付けるため、飛行中に生じる捩れ角分を予め取付け角として補正した構造上の迎角を考える。図14は、翼幅方向の構造上の迎角 α と、空力荷重で捩れた後の有効迎角 θ を、繰

繰り返し計算で求めた結果である。4回程度の繰り返しではほぼ収束するが、必要な迎角の補正量は初期の空力荷重による振り角より大きくなる事が分かる。

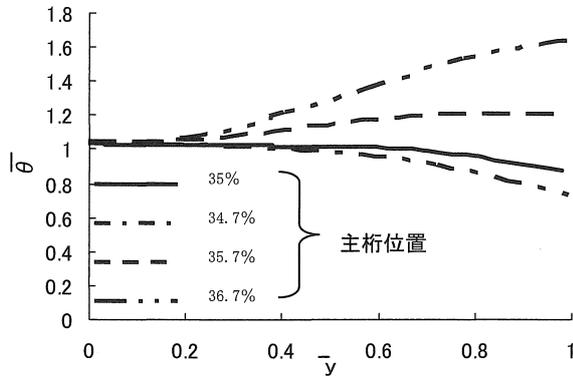


図13 主桁位置の異なる振れ変形

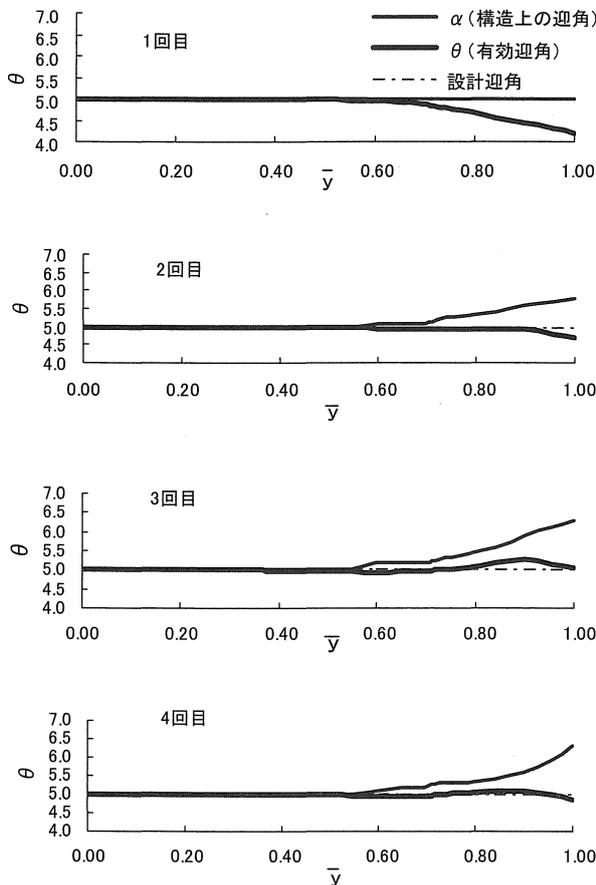


図14 主翼の構造上の迎角と有効迎角

になることが分かった。元来翼端部での揚力が全揚力に占める割合は小さいが、少しでも効率の良い翼を必要とする HPA ではこれも有効に使いたいものである。

一般の航空機の空力設計で静的空力弾性が惹起する代表的な問題は、ダイバージェンス (翼の撓み及び/又は振りの発散) とエルロン・リバーサル (舵の逆効き) である。上に見てきたように HPA の静的空力弾性効果は、半翼幅の 50% から翼端にかけて顕著に表れる。通常この位置はエルロンの設置される場所であるから、舵効きの大幅な低下が避けられない上にエルロン・リバーサルの発生さえ懸念され、HPA でエルロンが採用されない理由がよく理解できる。翼端部では翼端失速も考慮しなければならないので、今後慎重に検討していきたい。

謝辞

本稿は平成 16 年度の卒業研究の一部をまとめたものであり、関係した卒業生全員に感謝します。また人力飛行機の初心者として、参考文献欄記載の文献以外にも数多くの論文、解説記事、インターネット情報を参考にした。それら関係者に深く感謝します。

参考文献

- 1) 野口常雄: 人力飛行, 航空情報, No.364 (臨時増刊), pp.132-138, 1976.
- 2) J.Langford: The Daedalus Project - A Summary of Lessons Learned, AIAA 89-2048, 1989.
- 3) 讀賣テレビ放送株式会社: 鳥人間コンテスト選手権大会 28th official rule book, 2004.
- 4) Mark Drela: Low-Reynolds Number Airfoil Design for the M.I.T. Daedalus Prototype-A Case Study, Journal of Aircraft, 25-8, 1988.
- 5) Michael Selig: UIUC Airfoil Data Site, <http://www.aiae.uiuc.edu/m-selig/ads.html>, 12/8,2002.
- 6) Mark Drela: XFOIL 6.94 User Guide, 2001.
- 7) Mark Drela: Method for Simultaneous Wing Aerodynamic and Structural Load Prediction, AIAA-89-2200-CP, 1989.
- 8) Raymond L. Bisplinghoff, Holt Ashley, Robert Halfmn: Aeroelasticity, 1955.

(受理 平成 17 年 3 月 17 日)

7. あとがき

HPA の主翼の空力設計について、主として静的空力弾性の見地から、翼の構造を線形梁でモデル化した場合の、弾性軸と風圧中心及び重心点の関係を検討した。

その結果、翼端付近での振り角が無視できない大きさ