

人力飛行機における構造と制御に関する考察

CHick-2000 プロジェクトチーム “アクティブギャルズ”

坂本 慎介 (三菱電機(株)) 吉川 俊明 (株)浅沼組) 堀 琴乃 (東陶機器(株))

A study on structure and control of human-powered aircraft

Shinsuke SAKAMOTO (Mitsubishi Electric Corporation), Toshiaki YOSHIKAWA (Asanuma Corporation)
and Kotono HORI (ToTo Co., Ltd.)

Key Words: human-powered aircraft (HPA), PIO, stability, structure, control, simulation

1. はじめに 著者らは人力飛行機CHick-2000のPIO(Pilot Induced Oscillation)に起因する墜落に直面し、安定性と制御に関する考察を行ってきた⁽⁹⁾⁽¹⁰⁾。さらにテール-4の剛性を考慮した時間軸応答の検討を行ったが、複雑な構造モデルまでは考慮できていなかった。本論文では有限要素法による固有値解析を行った後、動特性モデルを導出して運動解析を行ったのでこれを報告する。さらにはこれまで行ってきた人力飛行機の縦の安定性と制御を総括する。PIOとは、機体の運動あるいは振動をパイロットが修正しようと操舵したとき、その操舵が逆に運動をますます増大させるように作用することがある現象である⁽¹⁾。

2. 静安定と動安定の評価 静安定とは外力により機体の姿勢が変化したときに元の姿勢に戻そうとする、すなわち復元力が生じるか否かの性質である。動安定とは外力により飛行姿勢が変化したときに静安定性によって元の姿勢に戻ろうとする際に時間と共に減衰力が作用し動揺の振幅が次第に変化する性質である。

2-1. 静安定 縦の静安定については、迎角や速度に関する静安定、および水平尾翼容積を評価し、これらから制約を受ける重心位置につき適切な値に決める必要がある。

(1) 迎角や速度に関する静安定 安定微係数 C_m ($= C_m / \dot{\alpha}$) は釣合い位置 ($C_m = 0$) の近傍における迎角 α が変化した時のピッチング・モーメント係数 C_m の変化を表し、迎角に関する静安定を有するには $C_m < 0$ でなければならない。このとき C_m と C_L との直線関係において直線が右下がりとなり、重心位置 h が全機空力中心位置 h_n より前方にある ($h < h_n$) 必要がある。CHick-2000では $C_m = -2.8 < 0$ であり重心位置 h については h_n より前方に配置させ安定化させている。

昇降舵固定の速度の静安定は、迎角に関する静安定の問題に帰着し、結果的に静安定となる。

(2) 水平尾翼容積 縦の安定性に関する目安として水平尾翼容積 V_h^* がある。主翼面積 S と空力平均翼弦 C の積と水平尾翼面積 S_t と重心から水平尾翼風圧中心までの距離 l との積の比で次式ようになる。

$$V_h^* = S_t \cdot l / (S \cdot C)$$

単に水平尾翼面積が大きいだけでは安定が良いとはいえず、重心と水平尾翼風圧中心までの距離を考慮しなければならない。水平尾翼容積の値が大きい方が静安定性の度合いが強く、通常の航空機では 0.6~0.8 程度、人力飛行機では表 2-1 のようになっている。CHick-2000では 0.586 であり、PIO対策の一部として昇降舵面積を 12%減少させて 0.517 に変更したが、静安定としては十分に確保されている。

表 2-1 人力飛行機の水平尾翼容積

	DAEDALUS	ストーク	ミラ82	MUSCULAIR2	CHick-2000
主翼面積 S (m ²)	30.84	21.70	42.50	11.70	16.10
空力平均翼弦 C (m)	1.08	1.05	1.70	0.64	0.64
水平尾翼面積 S_t (m ²)	3.00	1.71	3.20	1.77	(1.70) 1.50
重心と水平尾翼風圧中心との距離 l (m)	5.80	7.26	6.75	3.80	3.55
水平尾翼容積 V_h^*	0.520	0.545	0.299	0.893	(0.586) 0.517

2-2. 動安定 縦の動安定については、まずは本質的に安定であることが必要であり、通常の航空機では静安定も含めた米国の軍規格である MIL 基準による飛行性基準を考慮する必要がある。この飛行性基準に含まれる動安定の基準としては、長周期モードの安定、飛行経路安定、および短周期モードの固有振動数と減衰率等がある。

(1) 動安定に関する安定判別 動安定については航空機の運動方程式を立てて、Hurwitzの安定条件等を用いて安定・不安定を判別し、安定であることを確認する必要がある⁽²⁾。

$$= - (C_m - C_{U_0^2 W}) / (C_L g^2 I_{yy}), \quad = (a_t S_t l^2 W) / (C_L S g I_{yy}) > 0, \quad < \frac{2}{\omega_n} + \frac{1}{\zeta \omega_n}$$

CHick-2000 では $\zeta = 0.022$ 、 $\omega_n = 0.0327$ 、 $\zeta^2 + \{2 \zeta \omega_n / (1 + \omega_n^2)\} = 0.184 > 0$ であり安定である。

(2) 長周期モードの安定 長周期(ヒューゴイド)モードの減衰率 ζ_{lp} についてMIL規格では $\zeta_{lp} > 0.04$ が要求される。通常の航空機では長周期モードの擾乱はパイロットによる修正が容易であり、 ζ_{lp} に厳しい要求はない⁽¹⁾。CHick-2000 における縦の長周期モードの計算値は以下のとおりであり、人力飛行機ではこの長周期モードの値が通常の航空機に比べて小さいことが特徴である。

$$\begin{aligned} \omega_{nlp} &= 2g / U_0 = 2 \times 9.8 / 7.5 = 1.85 \text{ (1/s)} = 0.29 \text{ (Hz)} \\ T_{nlp} &= 2\pi / \omega_{nlp} = 3.4 \text{ (s)} \text{ (通常の航空機の例 43.5(s))} \\ \zeta_{lp} &= -X_u / (2\omega_{nlp}) = -(-0.0942) / (2 \times 1.85) = 0.025 \end{aligned}$$

パイロット1号は長周期モードによって生じるヒューゴイド運動に陥っている⁽⁴⁾。機体の上昇と速度の減少およびそれらの下降と増加を繰り返すヒューゴイド運動の振動周期は4秒以下であり、振動周期が数十秒とパイロットの操舵により修正可能な通常の航空機とは異なる。すなわち人力飛行機では振動周期が操縦装置を操作するに要する時間とほぼ同じで、パイロットの操舵により修正不可能になるのが特徴である。従ってPIOの原因の一つであるヒューゴイド運動は過去から人力飛行機が抱えている大きな問題である。

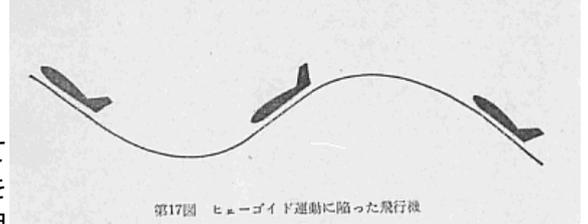


図 2-1 ヒューゴイド運動に陥った飛行機

(3) 飛行経路安定 縦の運動における主要な伝達関数の構成要素のうち、バックサイドパラメータ $1/Tr$ があり、これは経路角安定を表す重要なパラメータである。着陸時には $1/Tr = 0.02 \text{ (s}^{-1}\text{)}$ が望ましいとされるが昇降舵操舵による高度制御を考慮すると正の値(フロントサイド)である必要がある。昇降舵操舵 δ_e に対する経路角 θ のステップ操舵定常値 $\theta|_{ss}$ はバックサイドパラメータ $1/Tr$ を用いて以下の通り表される。

$$\theta|_{ss} = -M_e Z_w (1/Tr) / \{g(M_w Z_u - M_u Z_w)\}$$

$$1/Tr = -X_u + (Z_u / Z_w)(X_w - g) = -(-0.0942) + \{(-2.61) / (-47.56)\} \times (9.52 - 9.8) = 0.0788 > 0$$

ここで、 $M_w Z_u - M_u Z_w > 0$ 、 $M_e < 0$ 、 $Z_w < 0$ のため経路角安定 $\theta|_{ss} < 0$ であるためには、 $1/Tr > 0$ であれば経路角安定、 $1/Tr < 0$ であれば不安定となる。CHick-2000 でマージンは少ないが安定である。

(4) 短周期モードの固有振動数と減衰率 縦の短周期モード特性に関する判定基準として、横軸を短周期減衰率 ζ_{sp} 、縦軸を短周期固有振動数 ω_{nsp} とするグラフを用いて評価することができる⁽¹⁾。CHick-2000 における縦の短周期モードの計算値は以下のとおりであり比較的良好なパイロットの評価が得られる領域に含まれる。

$$\begin{aligned} \omega_{nsp}^2 &= -M_a + (Z_a / U_0) M_q = -(-5.53) + (-47.56 / 7.5) \times (-4.33) = 32.99 \text{ (1/s}^2\text{)}, \omega_{nsp} = 5.74 \text{ (1/s)} = 0.91 \text{ (Hz)} \\ T_{nsp} &= 2\pi / \omega_{nsp} = 1.09 \text{ (s)} \text{ (通常の航空機の例 3.39(s))} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \zeta_{nsp} &= 2\pi \zeta_{sp} / \omega_{nsp} = (-47.56 / 7.5) - (-4.33) - (-0.127) = 10.80, \zeta_{nsp} = 0.94 \end{aligned}$$

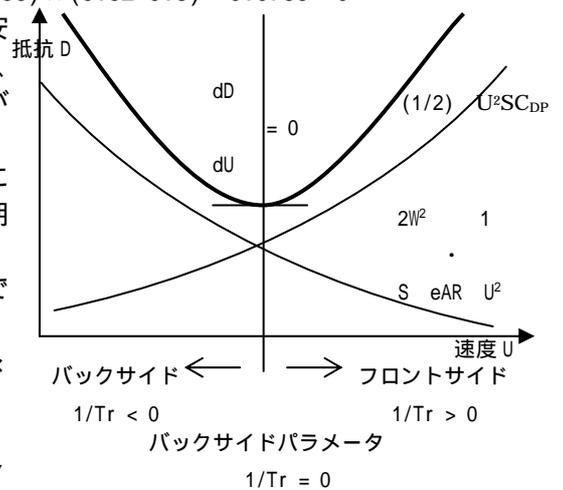


図 2-2 バックサイドパラメータの特性

3. 構造の柔軟性が安定性と制御へ与える影響 人力飛行機の機体は軽量、低剛性、高アスペクト比および低翼面荷重等の特徴を有するため、通常の飛行機と比較して飛行速度、空気の見かけの質量、構造変形および Reduced Frequency 等が異なり、これらが柔軟な飛行機特有の安定性に影響を与えている^{(5) (6)}。主翼での定常飛行中の先端のたわみはリフトの外側での主翼の曲げによる影響によるものであり、横方向の運動の応答に時間遅れを与え、さらに主翼のローリング、ヨーイング回りの慣性モーメントおよびその空気の見かけの質量による慣性モーメントが横方向の運動に影響を与える⁽³⁾。人力飛行機CHick-2000 の慣性モーメントおよびその空気の見かけの質量を表 3-1 に示す。x 軸回りの慣性モーメントが空気の見かけの質量による寄与によって2倍程度になる。

表 3-1 人力飛行機 CHick-2000 の慣性モーメントと空気の見かけの質量

慣性モーメント	機体分のみ	空気の見かけの質量分	全機
$I_{xx} \text{ (kg} \cdot \text{m}^2\text{)}$	1565.0	1251.7	2816.7
$I_{yy} \text{ (kg} \cdot \text{m}^2\text{)}$	43.8	68.5	112.3
$I_{zz} \text{ (kg} \cdot \text{m}^2\text{)}$	1601.9	60.2	1662.1

人力飛行機CHick-2000ではハドットはペダルを90rpm(1.5Hz)の回転数で漕ぎ、左右の足の寄与により3Hz付近の周波数信号を与えて機体構造を励振させている。機体構造の固有モードは、主翼の曲げ・ねじりの固有振動数が0.5~1.5Hz程度であるが、テールームの曲げの固有振動数が2Hz程度になる。ペダル漕ぎによる約3Hzの周波数信号は定常飛行時にはテールームとは共振しないが、ペダルの回転数を小さくすると共振が生じて安定した飛行制御に影響を与える可能性がある⁽⁶⁾。

4. PIO 解析のための運動解析とシミュレーション

4-1. 機体を剛体と仮定した場合の解析

(1) 剛体の縦の運動方程式 シミュレーションによるPIOの再現による原因の確認および実際に行った対策が理論的に対策となっていることの確認を行うため、CHick-2000 をモデルとした縦方向の運動方程式を立て、昇降舵および推力変化を入力した場合の運動シミュレーションを行った。縦の運動方程式はX軸、Z軸およびピッチ軸の3軸の方程式から構成される。以下は線形化された運動方程式であり、トリム条件での定常運動、あるいは定常運動まわりの微小擾乱による動的運動の場合に成り立つ。昇降舵 δ_e と推進力 δ_T の入力に対してピッチ角 θ 、ピッチ角速度 q 、迎角 α および前進速度 u が変動するように挙動する⁽¹⁾。

$$X\text{軸} : (s - X_u)u - X_\alpha + W_0 q + (g \cos \alpha_0) = X_{T_t} \delta_T + X_{e_t} \delta_e$$

$$Z\text{軸} : -Z_u u + \{(U_0 - Z_\alpha) s - Z_q\} \alpha - \{(U_0 + Z_q) s - g \sin \alpha_0\} \theta = Z_{T_e} \delta_T + Z_{e_e} \delta_e + Z_{T_t} \delta_T$$

$$\text{ピッチ軸} : -M_u u + (M_\alpha s + M_q) \dot{\theta} + (s^2 - M_q s) \theta = M_{T_e} \delta_T + M_{e_e} \delta_e + M_{T_t} \delta_T$$

ここで、運動方程式の状態変数の係数には有次元安定微係数を使用しており、機体に関するパラメータから無次元安定微係数を計算し、これを有次元安定微係数に変換している。空気の見かけの質量(付加質量)や地面効果についても考慮し運動方程式を状態方程式に置き換え、これをプログラム化(Visual Basic)した。

(2) PIO による墜落のシミュレーション結果 シミュレーションを行った結果、PIO による墜落を生じさせた原因は以下の2種類が考えられる。(ケース1)推力増加に起因する振幅増加(理論的には制御可能)による制御困難、(ケース2)バックサイトパラメータ(1/Tr)が負になり不安定になることによる制御不能

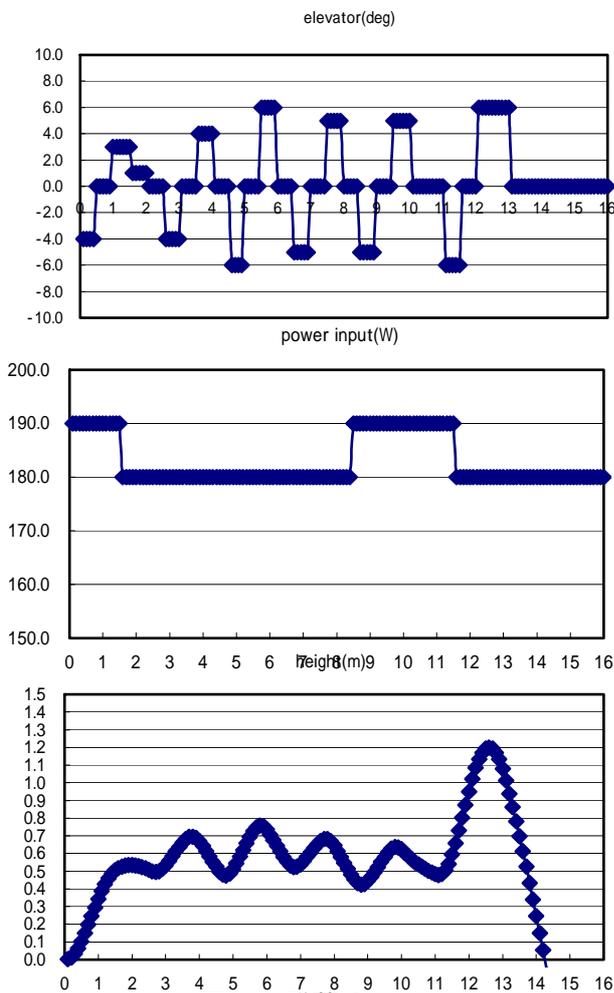


図 4-1 墜落シミュレーション ケース1

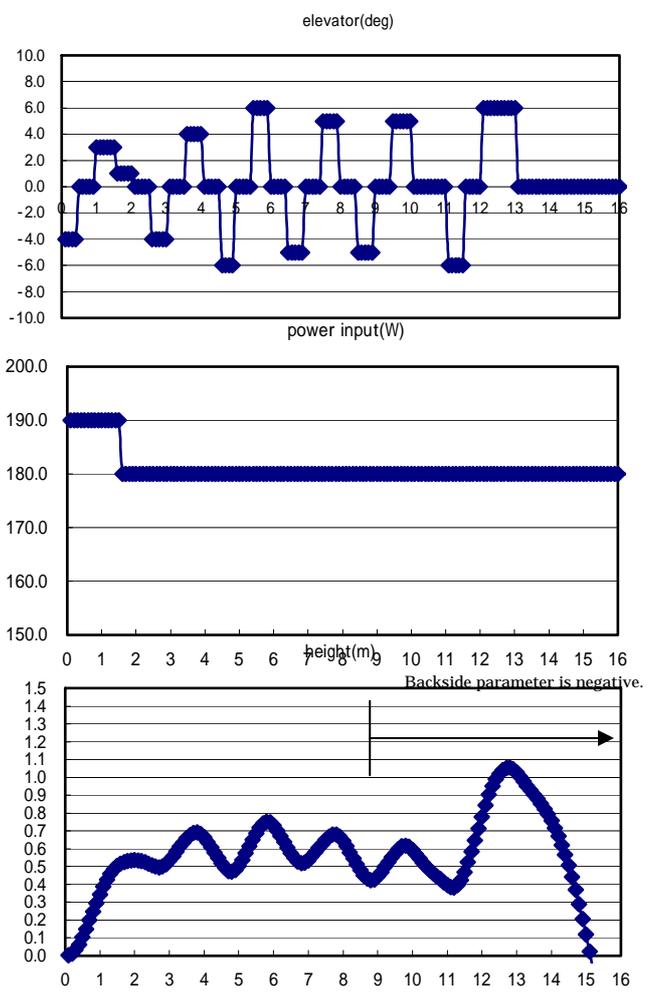


図 4-2 墜落シミュレーション ケース2

(3) パワー入力の周波数を考慮したシミュレーション結果 ピッチは定常飛行速度ではペダル回転数を 90rpm(パワー入力 1.5Hz)で漕いでいる。この場合とペダル回転数を 15rpm(0.5Hz)とした場合のジャバ・クワイ・シミュレーション結果を以下に示す。前者ではペダル回転数の影響は生じていないが、後者ではパワー入力の周波数が短周期・長周期モードの周波数とカップリングして振動が生じて、PIO を生じさせた原因となる可能性がある。

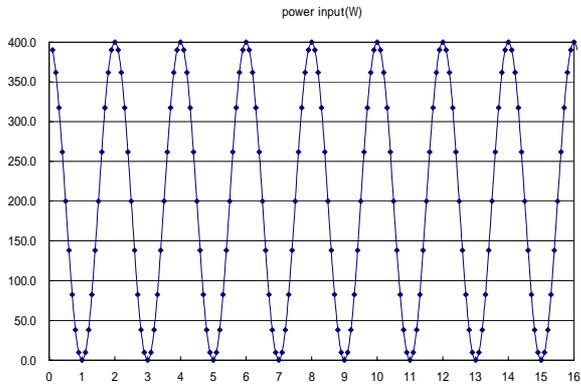


図 4-3(1) パワー入力 1.5Hz

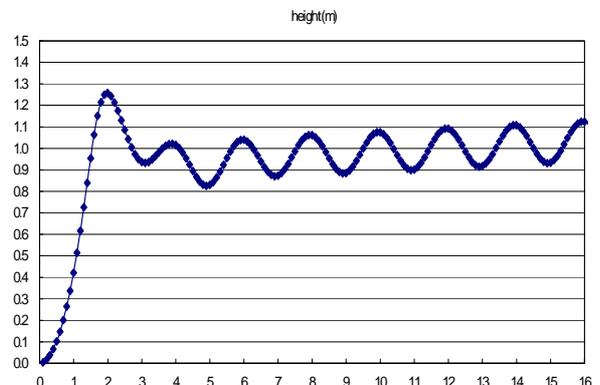


図 4-3(2) パワー入力 1.5Hz に対する高度の応答

4 - 2 . 機体構造の柔軟性を考慮した場合の解析 機体構造を構成する複合材料パイプの弾性定数や形状から剛性マトリックス K 、質量マトリックス M を導出して自由振動の方程式を立てて有限要素法により固有振動数および固有ベクトルを計算する⁽⁷⁾⁽⁸⁾。機体構造の固有モード解析結果の一例を図 4-4 に示す。

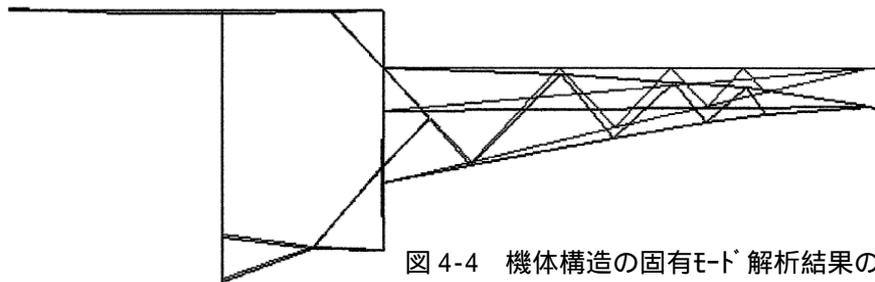


図 4-4 機体構造の固有モード解析結果の例

有限要素法により固有振動数を含む動特性行列による運動解析ではパワー入力の周波数に励起される振動は発生するが、PIO を生じさせるような顕著な振動は少ないと考える。それでもパワー入力の周波数と固有振動数との共振が生じないように設計上の注意を要する。

5 . 考察とまとめ (1) ピッチは長周期モードの周期が短いためこれを打ち消す操舵を行うことができず、昇降舵入力のタイミングが長周期モードによる振動の位相とずれたため、高度が著しく上昇した可能性がある。

その後理論的には制御可能であるが、機体の姿勢は急勾配であり制御困難な状態に陥った可能性がある。

(2) バックサイトパラメータ $(1/Tr)$ が 0 に近い値で当初は安定していたが、機体の状態が変化したことによりバックサイトパラメータが負となって経路角不安定となり、高度制御不能となった可能性がある。

(3) ペダルの回転数を低くしたことによりパワー入力に起因した短周期・長周期モードの周波数による振動が高度の変化に現れ、この振動を修正できない制御困難な状態に陥った可能性がある。

これにより人力飛行機の安定性と制御に関する注意点をまとめると以下のようになる。

(4) 人力飛行機は低速のため縦の振動の周期が短く、長周期モードによる振動が生じるとピッチが修正できない場合が多い。長周期モードの周期を長くするには定常速度を上げることが有効と考える。

(5) バックサイトパラメータが正であれば高度制御可能であり、負であれば高度制御不能(不安定)となる。一方、抵抗 - 速度曲線との関係を見ると、図 2-2 のように抵抗が最小 $(dD/dU=0)$ になる速度にてバックサイトパラメータは 0 となる。しかしながら人力飛行機では抵抗が最小になる速度を定常速度とするように設計されるため、定常速度での高度制御は本質的に不安定に近い安定状態になる。飛行速度を定常速度以上としてバックサイトパラメータの値を正にすることにより安定性を向上させること有効になると考える。

(6) ペダルの回転数によるパワーの入力周波数を短周期・長周期モードの周波数および構造の固有振動数から離れた少し大きな値として、共振を生じさせない制御帯域にてペダルを漕ぎ続ける必要があると考える。

参考文献 (1)加藤他, 航空機力学入門, 東京大学出版会 . (2) 牧野, 航空工学の基礎, 産業図書 . (3) 東, 航空工学 (I), 裳華房 . (4)キース・ワーグ(奥地訳), 鳥のように飛ぶ, 大陸書房 . (5)Y. C. Fung, An Introduction to the Theory of Aeroelasticity, Dover Publications, Inc. (6)S. H. Zerwech and A. H. von Flotow, Flight Testing a Highly Flexible Aircraft: Case Study on the MIT Light Eagle, Journal of Aircraft Vol. 27, No. 4. (7) 黒田, 固有値計算&振動解析アドバンス, CQ出版社 . (8) 平岡, 振動解析, 朝倉書店 . (9)吉川他, 人力飛行機におけるPIOに関する考察, 日本航空宇宙学会 第7回航空機-システム'98講演集(2001) . (10)吉川他, 剛性の影響を考慮した人力飛行機における安定性に関する考察, 日本航空宇宙学会 第9回航空機-システム'00講演集別刷(2002) .