

# CHick-2000 Project

## 人力飛行機におけるPIOに関する考察

CHick-2000 プロジェクトチーム “アクティブガールズ”

坂本 慎介 (三菱電機(株)) 吉川 俊明 ((株)浅沼組)  
堀 琴乃 (郵船トラベル(株)) 服部 高資 (名古屋大学大学院)  
佐多 宏太 (名古屋大学大学院)

### 背景

1. 人力飛行機 CHick-2000 の開発・設計・製作に取り組み、直線飛行に成功したが、直線飛行に成功するまでにはPIO(Pilot Induced Oscillation)に陥ることにより数回の着地失敗に直面した。

2. PIO: 機体の運動あるいは振動を $\theta$  傾斜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

3. PIO あるいはピコット運動の例:  
鳥人間コンテスト12回大会の無尾翼機を操縦した糸谷氏による非常に細かいピッチングあるいはピコット運動  
16回大会の川崎重工による無尾翼機のピッチング運動



人力飛行機の安定性に関する検討およびシミュレーションによる運動解析を行い、PIOに陥った原因の推測および対策の妥当性について考察を行った。

*Active Gals*

# CHICK-2000 Project

## 静安定と動安定(1/6)

静安定：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

動安定：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の経過と共に減衰力が作用し、動揺の振幅が次第に変化していく性質

静安定が負である飛行機では動安定を正にすることはできない。逆に静安定が正であっても動安定は必ずしも正になるとは限らない。

静安定・動安定共に安定性を確認する必要がある。

## 静安定

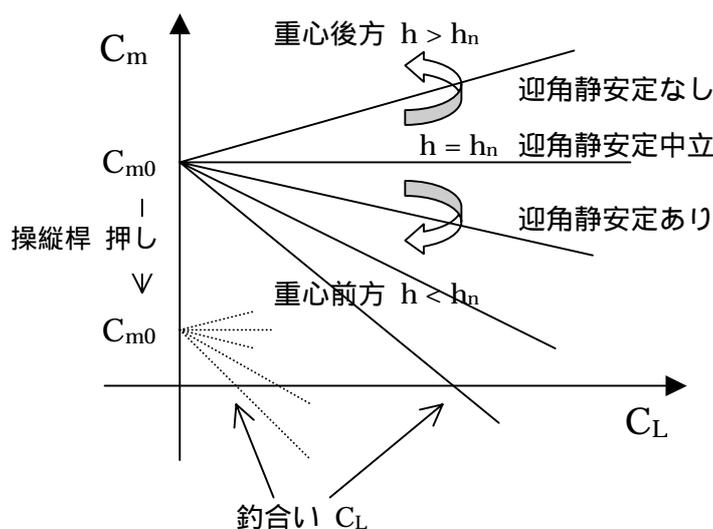
縦の静安定：迎角に関する静安定・速度に関する静安定・水平尾翼容積

## 迎角に関する静安定

安定微係数  $C_m$  は迎角  $\alpha$  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、迎角静安定を有するには  $C_m < 0$  である。

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。

(参考：航空機の一例 - 1.93)



*Active Gals*

# CHick-2000 Project

## 静安定と動安定(2/6)

### 速度に関する静安定

釣合い速度が増加したとき頭上げモーメントが発生すれば、速度変化を復元する向きに作用し、速度に関し静的に安定である。

昇降舵固定の速度の静安定・昇降舵自由の速度の静安定

### 昇降舵固定の速度の静安定

昇降舵固定の速度の静安定は $\delta^{\circ}$ 仰つが操縦桿を保持している場合の縦の静安定。

操縦桿の押し ( $d_{\delta} > 0$ ) によって定常状態の速度が増加するならば、すなわち  $d_{\delta} / dU > 0$  であるならば $\delta^{\circ}$ 仰つには安定であると感知される。

$d_{\delta} / dU > 0$  ならば  $(dC_m / dC_L)_{fix} < 0$  である。

$$(dC_m / dC_L)_{fix} = \{ 1 - C_{zu} / (2 C_L) \} (h - h_n^*) \quad h_n^* = h_n + \{ C_{mu} / (2 C_L - C_{zu}) \}$$

$h_n^*$  : 昇降舵固定の縦安定中点

重心位置  $h$  が  $h_n^*$  より前方にあれば ( $h < h_n^*$ ) 昇降舵固定に関して静安定となる。人力飛行機のような低速機では  $C_{mu} = C_{zu} = 0$  となり、 $h_n^*$  は  $h_n$  に一致する。

## 水平尾翼容積(1/2)

縦の安定性に関する目安として用いられる場合が多い。

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  $l$  との積の比で表される。

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

通常航空機では 0.6~0.8 程度、人力飛行機では 0.2~0.6 程度

CHick-2000 では 0.59 であり、PIO 対策の一部として昇降舵面積を 12% 減少させて 0.52 としているが、静安定としては十分に確保されている。

*Active Gals*

# CHiCK-2000 Project

静安定と動安定(3/6)

水平尾翼容積(2/2)

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

	DAEDALUS	ストーク	ミラン 82	MUSCULAIR2	CHiCK-2000
主翼面積 S (m <sup>2</sup> )	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 St (m <sup>2</sup> )	3.00	1.71	3.20	1.77	(1.70 )1.50
重心から水平尾翼風圧 中心までの距離 l(m)	5.80	7.26	6.75	3.80	3.55
水平尾翼容積 Vh*	0.520	0.545	0.299	0.893	(0.59 )0.52

*Active Gals*

# CHick-2000 Project

## 静安定と動安定(4/6)

### 動安定

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。

長周期モードの安定・飛行経路安定・短周期モードの固有振動数と減衰率

### 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・不安定を判別する。

$$\begin{aligned} &= - (C_m' CU_0^2 W) / (C_L g^2 I_{yy}) \\ &= (a_t S_t l^2 W) / (C_L S g I_{yy}) > 0 \\ &< \frac{2}{\zeta^2 + \{2 \zeta_0 / (1 + \zeta_0)\}} \end{aligned}$$

CHick-2000 では  $\zeta = 0.022$ 、 $\zeta_0 = 0.0327$ 、 $\frac{2}{\zeta^2 + \{2 \zeta_0 / (1 + \zeta_0)\}} = 0.184 > 0$  であり安定である。

### 長周期モードの安定

長周期モードの減衰率  $\zeta_p$  について MIL 規格では  $\zeta_p > 0.04$  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、 $\zeta_p$  に厳しい要求はない。

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。

$$\begin{aligned} T_{nlp} &= 2\pi / \omega_{nlp} = 2\pi / (2g / U_0) = 2\pi \times 9.8 / 7.5 = 1.85 \text{ (1/s)} \\ \zeta_p &= -X_u / (2\omega_{nlp}) = -(-0.0942) / (2 \times 1.85) = 0.025 \end{aligned}$$

*Active Gals*

# CHick-2000 Project

## 静安定と動安定(5/6)

### 飛行経路安定

バックサイトパラメータ  $1/Tr$  : 経路角安定を表す重要なパラメータ  
 昇降舵操舵による高度制御を考慮すると正の値(フロントサイト)である必要がある。

$$\frac{1}{Tr} = \frac{M_e Z_u - M_u Z_w}{-X_u + (Z_u/Z_w)(X_w - g)}$$

$M_w Z_u - M_u Z_w > 0$ 、 $M_e < 0$ 、 $Z_w < 0$  のため経路角安定  $\frac{1}{Tr} > 0$  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 ではマージンは少ないが安定 ( $1/Tr = 0.0788 > 0$ )

### 短周期モードの固有振動数と減衰率(1/2)

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  $\zeta_{nsp}$ 、縦軸を短周期固有振動数  $\omega_{nsp}$  とするグラフを用いて評価することができる。

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、上記のグラフでは比較的良いパイロットの評価が得られる領域に含まれる。

$$\begin{aligned} \omega_{nsp}^2 &= -M_a + (Z_a/U_0)M_q \\ &= -(-5.53) + (-47.56/7.5) \times (-4.33) \\ &= 32.99 \text{ (1/s}^2\text{)}, \quad \omega_{nsp} = 5.74 \text{ (1/s)} \\ T_{nsp} &= 2 / \omega_{nsp} = 1.09 \text{ (s)} \text{ (参考: 航空機の一例 3.39 (s))} \\ \zeta_{nsp} &= \frac{-(Z_a/U_0) - M_q - M_a}{2 \omega_{nsp}} \\ &= -(-47.56/7.5) - (-4.33) - (-0.127) \\ &= 10.80, \quad \zeta_{np} = 0.94 \end{aligned}$$

*Active Gals*

# CHick-2000 Project

## 静安定と動安定(6/6)

### 短周期モードの固有振動数と減衰率(2/2)

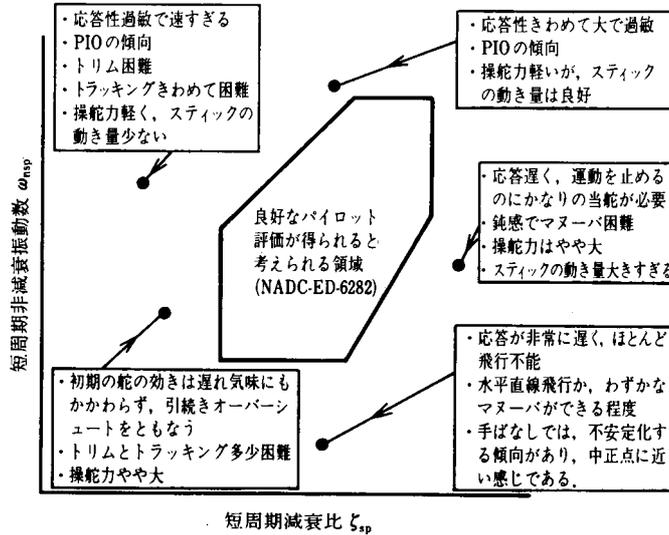


図 8.1 縦の短周期モード特性とパイロットの評価例 (文献44, 286頁より引用)

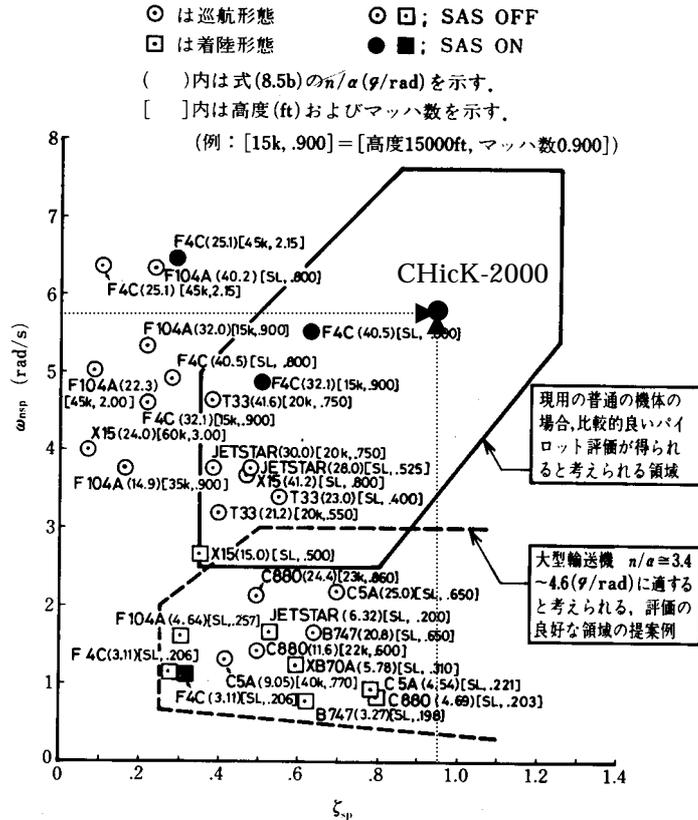


図 8.2 縦の短周期モード特性の実機例 (文献44, 285頁引用)

Active Gals



# CHick-2000 Project

## PIOの現象と理論

### パイロットの証言

離陸直後、50cm位の高度を取ったと判断。更にほんの少しUPで、先ほどの高度50cmぐらいを確保したと感じた。ペダル回転数は維持し続けた。速度計は確認していないが、速度は落ちていないと判断。安堵した。ペダル回転数は、離陸時と同様のままペダリングを続けていると、ほんの少し、ほんのわずかながら、上昇を続けている様に思った。この間、わずかな時間ではあったが、かなりの安定を感じていた。

その後、ほんの少し頭下げを感じたので、即座にエレベーターを少しUPに取った。その瞬間、一気に高度が1.5mほどに上昇してしまった。舵の効きが良過ぎると不安がよぎった。高度を取り過ぎた。これ以上上昇する必要はないと考え、ペダル回転数をわずかだけ落とそうかなあ・・・と思った時、リーダーから「パワー パワー！！」と忠告が入った。なぜ、フルパワーを掛ける必要があるのか疑問に思いながらも、ペダルを踏み込み、パワーを注いだ。次の瞬間、大きく、急激に機首が上がった。焦った。これまでの墜落が頭をよぎった。“怖い”・・・もう落ち着いてはいられなかった。(リーダーの指示には、思惑があつてのことだったことが、後でわかった。)

慌てる様に当て舵・DOWNを打ったが、適正ではなかった。決して、舵角は大きくなかったはず。しかし、機首は極端に頭を下げた。

更に、リーダーから「ホリ。パワー、パワー！！」と忠告が入る。ペダリングは続けた。

もう、冷静さを失っていた。ピッチングが大きくなりつつあるのを感じながら、常に後送りの操舵しかできなくなっていた。頭が上がればDOWN、頭が下がればUPと・・・。操舵角も次第に大きく、大胆になり、ついに墜落してしまった。

墜落した衝撃で、コクピットから掘り出された私は、驚きと怖さとショックで、しばらく立つことができませんでした。

*Active Gals*

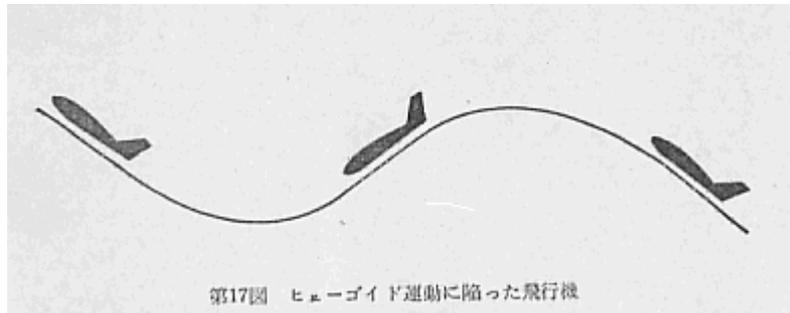
# CHICK-2000 Project

## PIO の理論解析(1/4)

### 過去の人力飛行機のヒューゴイド運動

パフィン 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。

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。



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。

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と言える。

*Active Gals*

# CHicK-2000 Project

## (3) 縦方向の安定性

### ◆ 影響要因

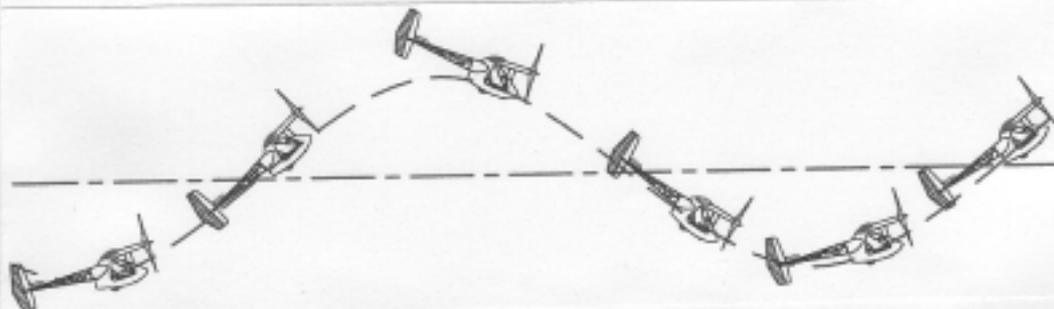
- ① 重心位置(CG)
- ② 風圧中心(CP)
- ③ 静安定と動安定

“CHicK-2000”が経験したPIO  
Pilot Induced Oscillation;パイロット誘起振動



### ヒュゴイド運動(長周期振動)

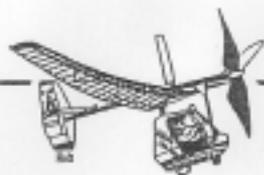
- 位置エネルギーと運動エネルギーが周期的に変換されて上下に振動
- 1回の周期が10秒を超える・長い周期で減衰が遅い
- 操縦装置の操作時間と同一時間間隔で発生
- 迎角が一定で、高度と速度の増減が発生



### ◆ 生じる現象

- ① 急上昇・急降下
- ② ピッチング
- ④ ヒュゴイド運動(Phugoid Motion)
- ⑤ PIO (Pilot Induced Oscillation);パイロット誘起振動

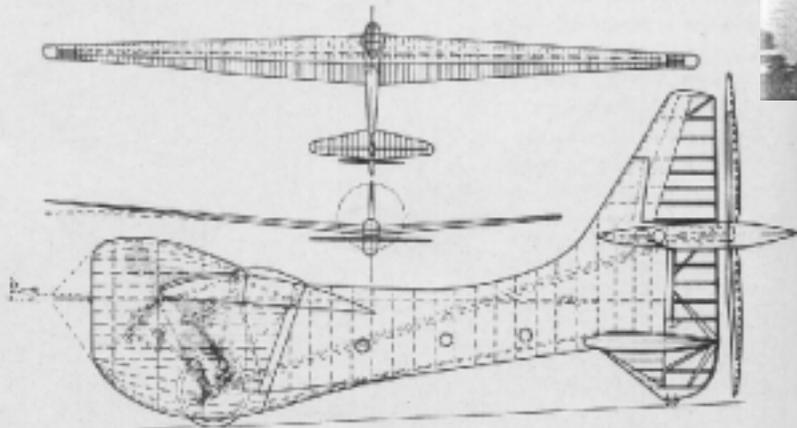
ヒュゴイド運動やPIOは、機体の剛性の影響が大きい。  
例えば、鳥人間コンテストの人カプロペラ機のテールブームに見られるように低剛性(撓みやすい)の機体は振動が減衰し易く、必ずしも適用できない。



## "Active Gals"

# CHick-2000 Project

パフィン1号



On May 2, 1962, at the de Havilland airfield, Hatfield, Hertfordshire, England, designer J.C. Wimpenny pedaled the Puffin 993 yards. This was the first time one of the man-powered aircraft brought about by the quest for the £5,000 prize put up by Henry Kremer flew over half a mile. (3-view courtesy of Jim Newman.)

*Active Gals*

# CHick-2000 Project

## PIO の理論解析(2/4)

### PIO の解析のためのシミュレーション

#### シミュレーションの目的

シミュレーションによる PIO の再現による原因の確認  
飛行制御系の安定性・不安定性の評価  
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

#### 縦の運動方程式

X 軸、Z 軸およびピッチ軸の 3 軸の方程式

$$X \text{ 軸} : (s - X_u) u - X_{\dot{u}} + W_0 q + (g \cos \alpha_0) = X_{t \ t}$$

$$Z \text{ 軸} : -Z_u u + \{(U_0 - Z_{\dot{u}}) s - Z_{\dot{u}}\} \\ - \{(U_0 + Z_q) s - g \sin \alpha_0\} = Z_{e \ e} + Z_{t \ t}$$

$$\text{ピッチ軸} : -M_u u + (M_{\dot{s}} s + M_{\dot{u}}) + (s^2 - M_q s) \\ = M_{e \ e} + M_{t \ t}$$

入力：昇降舵<sup>e</sup>、推進力<sup>t</sup>

出力：ピッチ角<sup>e</sup>、ピッチ角速度<sup>t</sup>、迎角、前進速度 u

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。

空気の見かけの質量（付加質量）と地面効果の影響を考慮した。

*Active Gals*

# CHICK-2000 Project

PIO の理論解析(3/4)

PIO のシミュレーション結果  
PIO を生じさせた原因の推定

(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

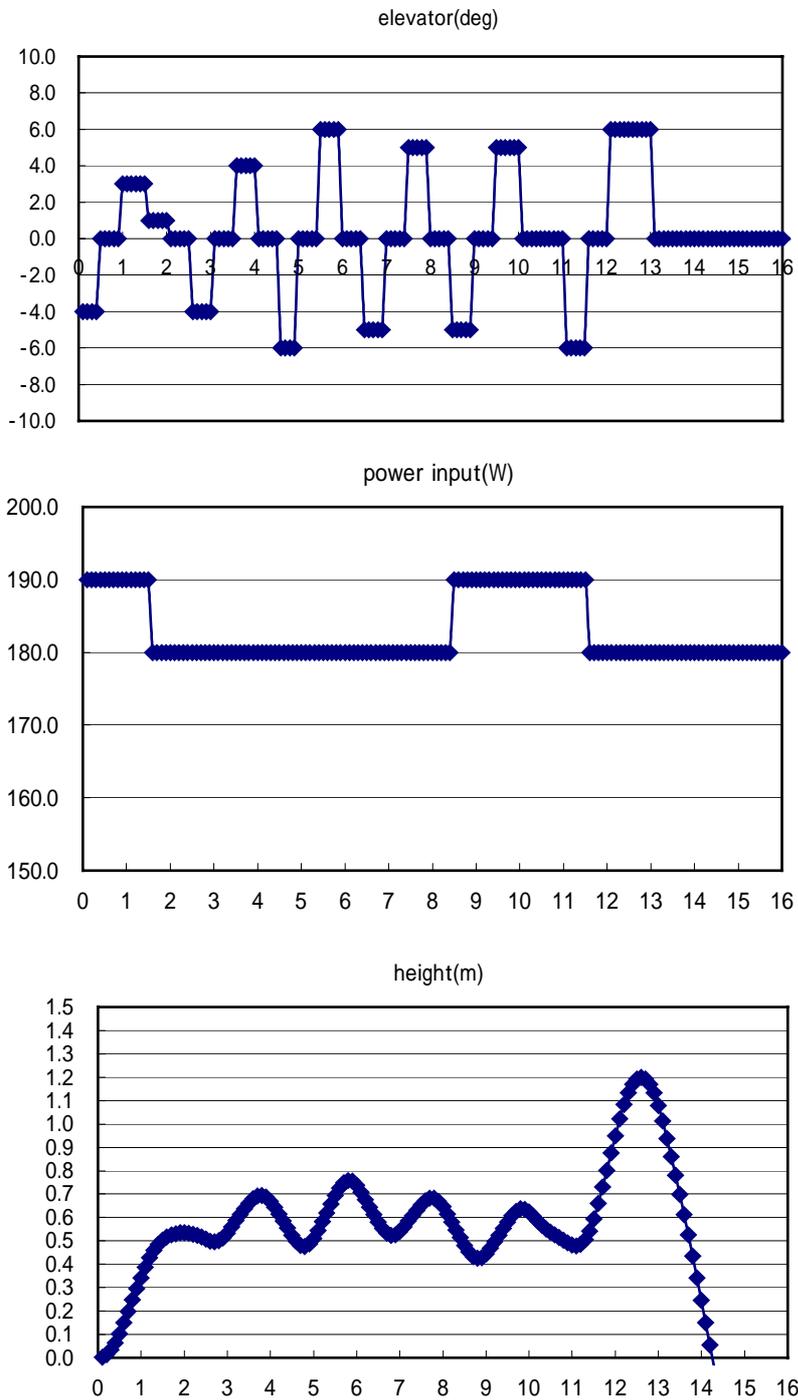
(ケース 2) バックサイドパラメータ( $1/Tr$ )が負になり不安定になることによる制御不能

ケース 1 とケース 2 のシミュレーション結果に相当するグラフを以下に示す。  
なお、シミュレーション結果のグラフにおいて横軸は時間(second)、縦軸は以下のとおりである。

昇降舵角(elevator angle)(deg)  
パワー入力(power input)(W)  
高度(height)(m)

*Active Gals*

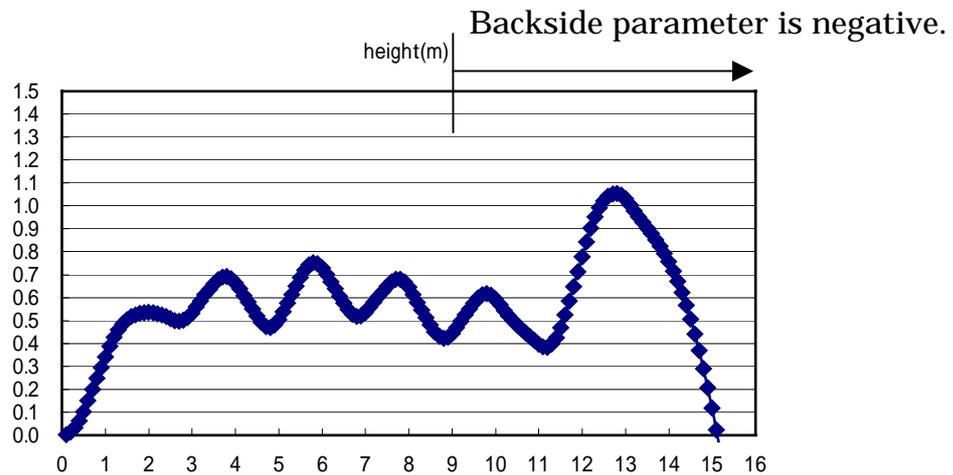
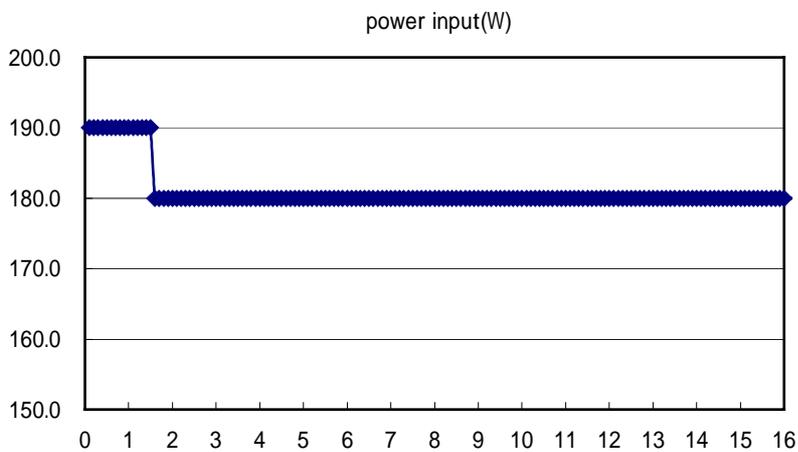
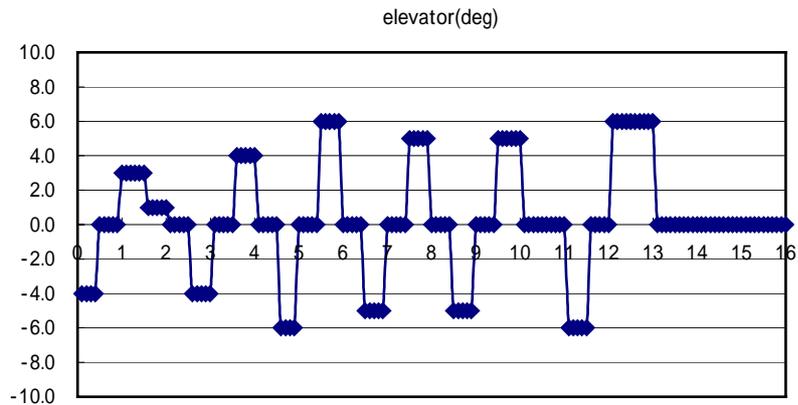
# CHick-2000 Project



(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

*Active Gals*

# CHICK-2000 Project



(ケース 2)バックサイドパラメータ(1/Tr)が負になり不安定になることによる制御不能

*Active Gals*

# CHICK-2000 Project

## PIO の理論解析(4/4)

### PIO の対策

実際に行った PIO に対する対策は $\pi$  仰々の訓練を除くと以下のとおりである。

昇降舵面積を 12%、方向舵面積を 7% 減少  
操縦桿のストローク調整  
操縦系統の再調整  
主翼の補強  
十分な離陸速度の確保  
上昇時の一定速度の維持

ケース 2 の原因推定が実際に生じている場合、上記の 、 の対策はバックサイトパラメータを正にすることにより経路角安定を向上させており、PIO に対する本質的な対策になると考える。

## 対策後の CHICK-2000 の飛行

**VIDEO 上映  
(約 1 分)**

*Active Gals*

# CHick-2000 Project

## 考察とまとめ(1/2)

(1) CHick-2000 が陥った PIO の周期は 2~3 秒程度であり、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(周期の計算値 3.4 秒)が関連していると考える。

(2) 離陸直後の細かいピッチングは、主として短周期モードに昇降舵操舵のタイミングが組み合わさった事による PIO、2~3 秒後の大きなピッチングは、短周期モード + 長周期モードに操舵のタイミングが組合された PIO である可能性がある。

(3) ケース 1 の場合、推力追加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と考える。

(4) ケース 2 の場合、定常速度が少し低かったためバックサイドパラメタ( $1/Tr$ )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ドパラメタが負の値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。

*Active Gals*

# CHick-2000 Project

## 考察とまとめ(2/2)

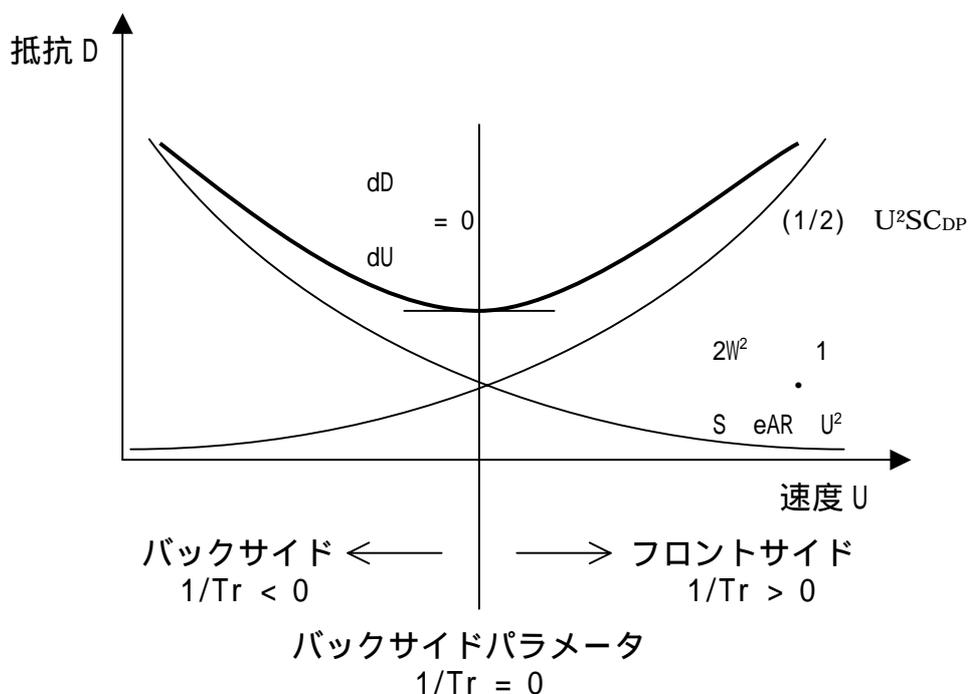
### バックサイドパラメータと抵抗 - 速度曲線との関係について

バックサイドパラメータ( $1/Tr$ )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考えると、抵抗が最小( $dD/dU=0$ )になる速度にてバックサイドパラメータは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と考える。

結論として飛行速度を定常速度以上としてバックサイド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が重要な対策になると考える。



*Active Gals*