

# CHicK-2000 Project

## 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))

### 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 $\theta$  仰つて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. 人力飛行機の安定性と制御に関する考察を行い、テールブーム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。



人力飛行機は軽量化に伴って必然的に柔軟となり、この剛性の影響はPIOの基礎となる安定性、動特性を考えるにあたって無視することができない場合がある。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。

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。

*Active Gals*

# CHick-2000 Project

## 静安定と動安定(1/5)

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

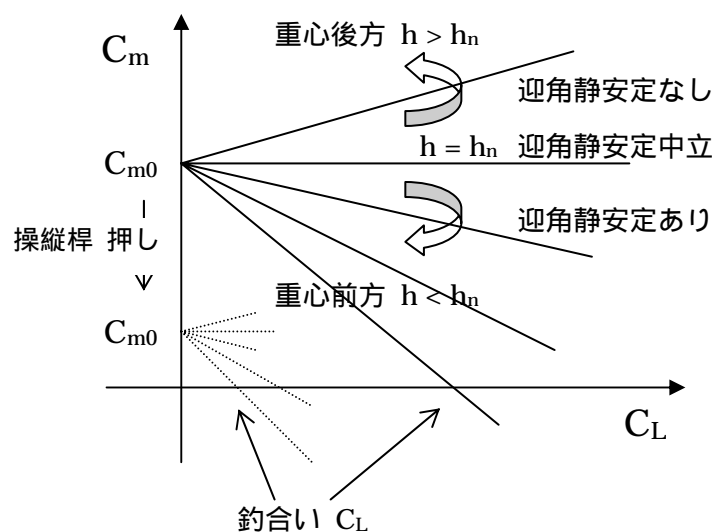
縦の静安定：迎角に関する静安定・速度に関する静安定・水平尾翼容積

## 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(2/5)

### 水平尾翼容積

縦の安定性に関する目安として用いられることが多い。

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。

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

通常の航空機では 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。

	DAEDALUS	ストーク	ミラン 82	MUSCU-LAIR2	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 $S_t$ (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 $V_h^*$	0.520	0.545	0.299	0.893	(0.59 ) 0.52

*Active Gals*

# CHick-2000 Project

## 静安定と動安定(3/5)

### 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。

$$\begin{aligned} &= - (C_m \dot{C} U_0^2 W) / (C_L g^2 I_{yy}) \\ &= (a_t S_t l^2 W) / (C_L S g I_{yy}) > 0 \\ &< \frac{2}{\zeta^2 + \{2 \zeta_0 / (1 + \zeta_0)\}} \end{aligned}$$

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  $\zeta_{lp}$  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、 $\zeta_{lp}$  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。

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

*Active Gals*

# CHick-2000 Project

## 静安定と動安定(4/5)

### 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。

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

$M_w Z_u - M_u Z_w > 0$ 、 $M_e < 0$ 、 $Z_w < 0$  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好な領域の評価が得られる領域に含まれる。

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

*Active Gals*

# CHick-2000 Project

## 静安定と動安定(5/5)

### 短周期モードの固有振動数と減衰率(2/2)

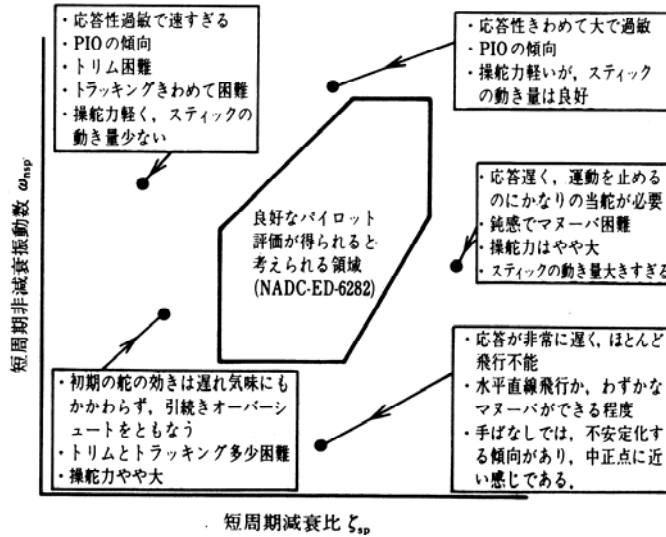


図 8.1 縦の短周期モード特性とパイロットの評価例 (文献44, 286頁より引用)

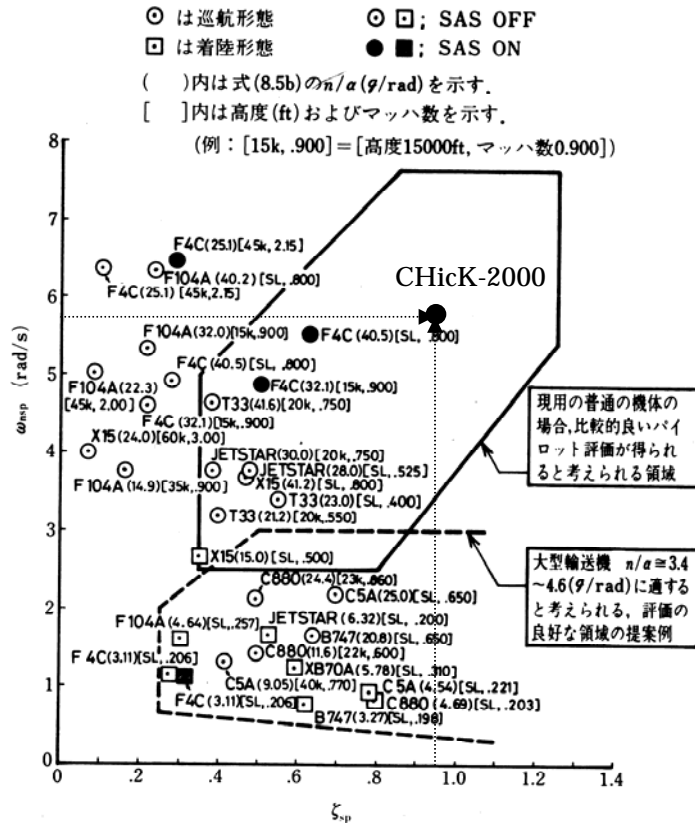


図 8.2 縦の短周期モード特性の実機例 (文献44, 285頁引用)

Active Gals

# CHick-2000 Project

## 柔軟な飛行機の安定性

人力飛行機の機体は軽量、低剛性、高 $\Delta$ 外比および低翼面荷重等の特徴を有する。

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。

人力飛行機の典型的な柔軟な箇所は主翼とテールブームである。

空気の見かけの質量を含む人力飛行機 CHick-2000 の機体の諸元を表 1 に示す。x 軸回り( $\sigma$ -リング)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 倍程度になっている。

表 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
$I_{xx}$ ( $\text{kg}\cdot\text{m}^2$ )	1565.0	1251.7	2816.7
$I_{yy}$ ( $\text{kg}\cdot\text{m}^2$ )	43.8	68.5	112.3
$I_{zz}$ ( $\text{kg}\cdot\text{m}^2$ )	1601.9	60.2	1662.1

## 機体構造とペダル漕ぎとの共振

### 機体構造の固有モード

主翼の曲げ・ねじりの固有振動数：0.5 ~ 1.5Hz 程度

テールブームの曲げの固有振動数：通常 2Hz 程度

### ペダル漕ぎによる励振

人力飛行機のパイロットはエンジンであると共に制御装置である。

人力飛行機 CHick-2000 ではパイロットはペダルを 90rpm (1.5Hz) の回転数で漕ぎ、左右の足の寄与により約 3Hz の周波数信号を与えて機体構造を励振させている。

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ブ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。

*Active Gals*

# CHick-2000 Project

## PIOの現象

### ビデオによるサーチ

ビデオによる PIO に陥った時の時間軸と飛行機の動作を以下に示す。 の状態で機体の後部が一度着地している。

スタート		離陸						着地								
	8.0s		1.5s		1.2s		1.9s		2.4s		1.9s		3.1s		2.0s	

ピッチングの振動の周期は約 1.2 ~ 3.1s である。

## CHick-2000 のPIO現象

**VIDEO上映  
(約2分)**

*Active Gals*

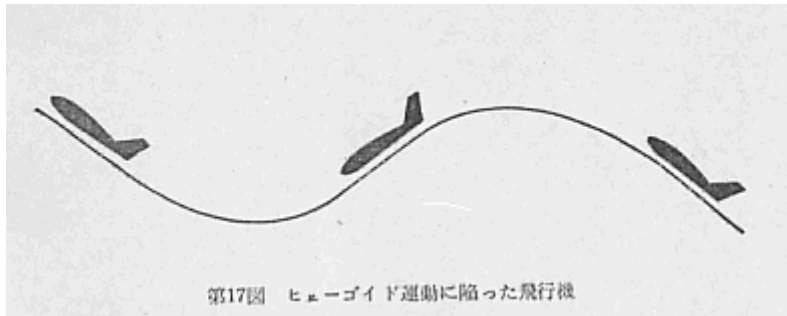


# CHICK-2000 Project

## 過去の人力飛行機のヒョコバ運動

パフィン 1 号は長周期モードによって生じるヒョコバ運動に陥っている。

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ョコバ運動の振動周期は 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ョコバ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

## 人力飛行機の運動解析(1/9)

### 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  
テール boom の剛性(柔軟性)の影響

### 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

$$X \text{ 軸} : (s - X_u) u - X_{\dot{u}} + W_0 q + (g \cos \theta_0) = X_{t \quad t}$$

$$Z \text{ 軸} : -Z_u u + \{(U_0 - Z_{\dot{u}}) s - Z_{\ddot{u}}\} \\ - \{(U_0 + Z_q) s - g \sin \theta_0\} = Z_{e \quad e} + Z_{t \quad t}$$

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

入力：昇降舵  $\delta_e$ 、推進力  $T$

出力：ピッチ角  $\theta$ 、ピッチ角速度  $q$ 、迎角  $\alpha$ 、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。なお Reduced Frequency による非定常空気力による影響は含んでいない。

*Active Gals*

# CHick-2000 Project

## 人力飛行機の運動解析(2/9)

### 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)

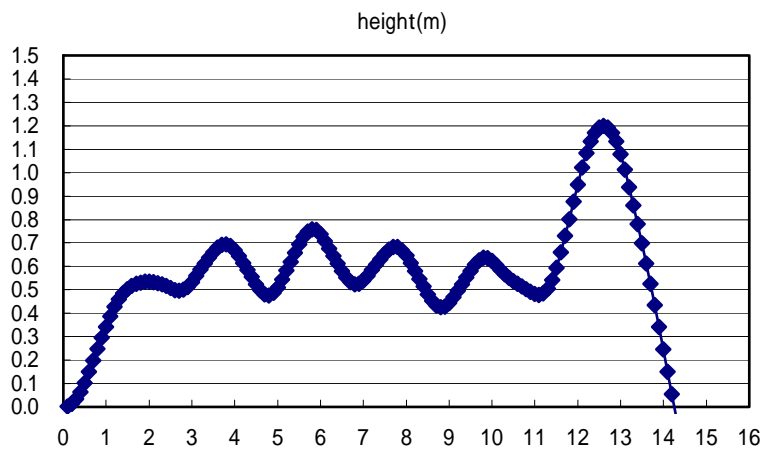
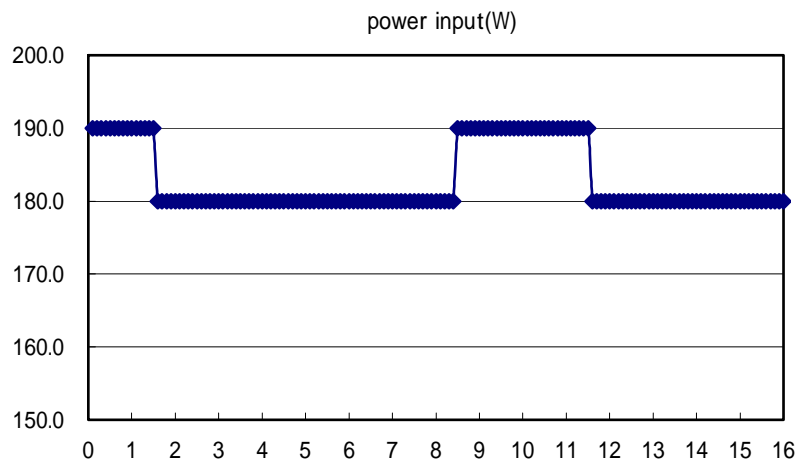
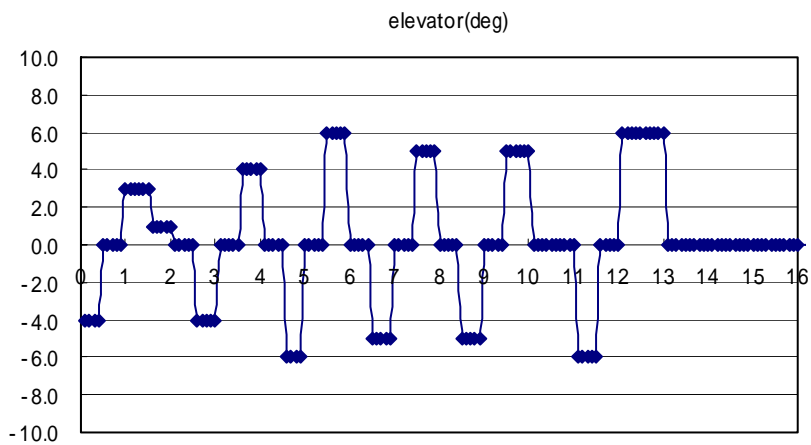
パワー入力(power input)(W)

高度(height)(m)

*Active Gals*

# CHick-2000 Project

## 人力飛行機の運動解析(3/9)

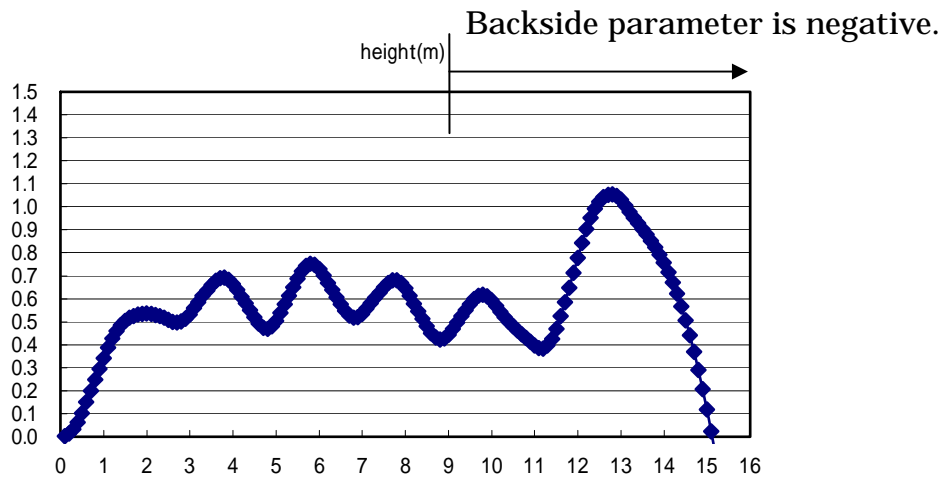
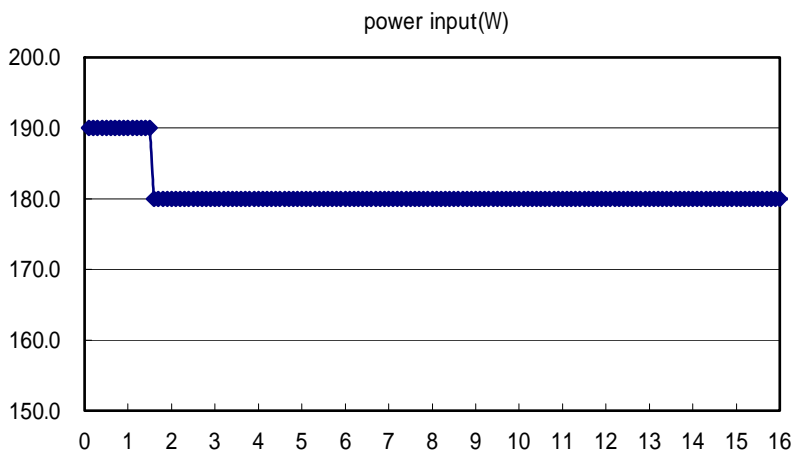
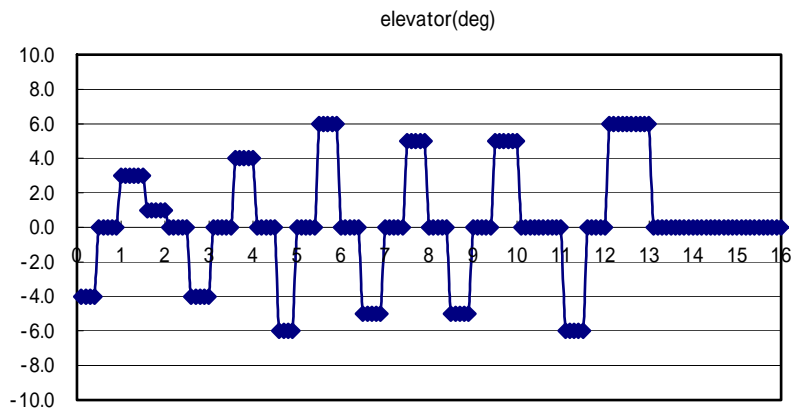


(ケース 1) 推力増加に起因する振幅増加(理論的には制御可能)による制御困難

*Active Gals*

# CHick-2000 Project

## 人力飛行機の運動解析(4/9)



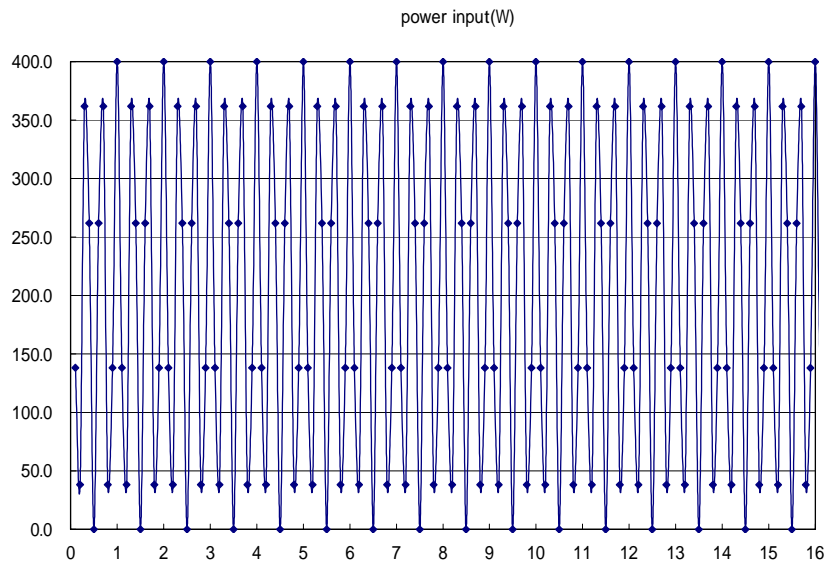
(ケース 2)バックサイドパラメータ(1/Tr)が負になり不安定になることによる制御不能

*Active Gals*

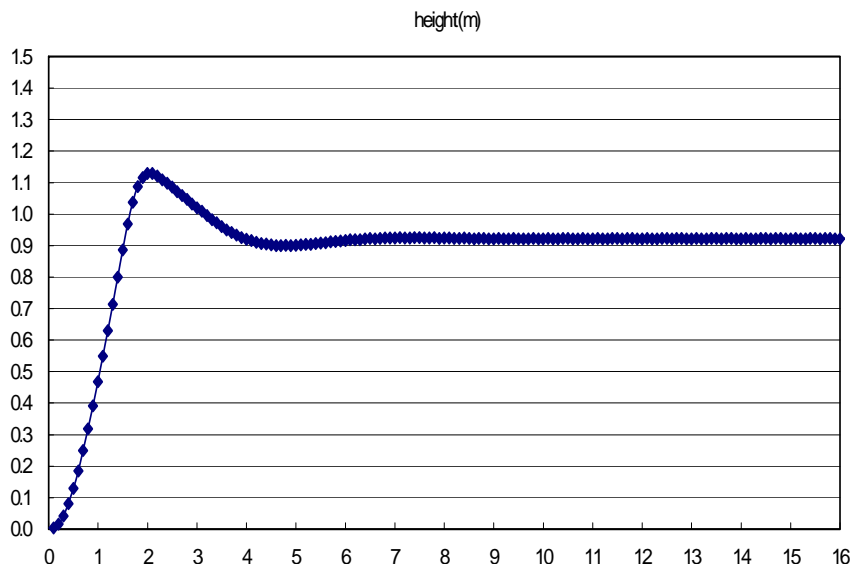
# CHICK-2000 Project

## 人力飛行機の運動解析(5/9)

パワー入力の周波数を考慮した場合の高度のステップ 応答  
ペダル漕ぎによる約 3Hz の周波数信号は定常飛行時には共振しないが、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。



パワー入力(3Hz)



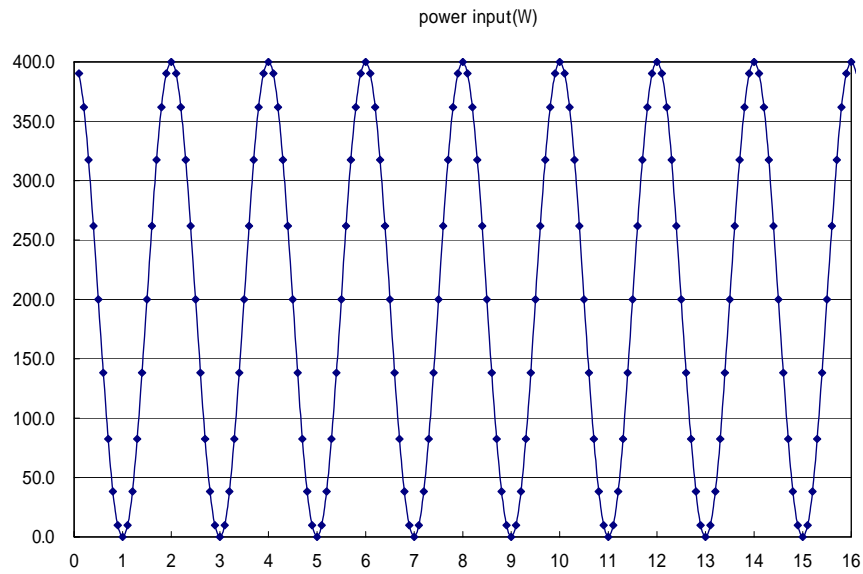
パワー入力(3Hz)に対する  
高度のステップ 応答

*Active Gals*

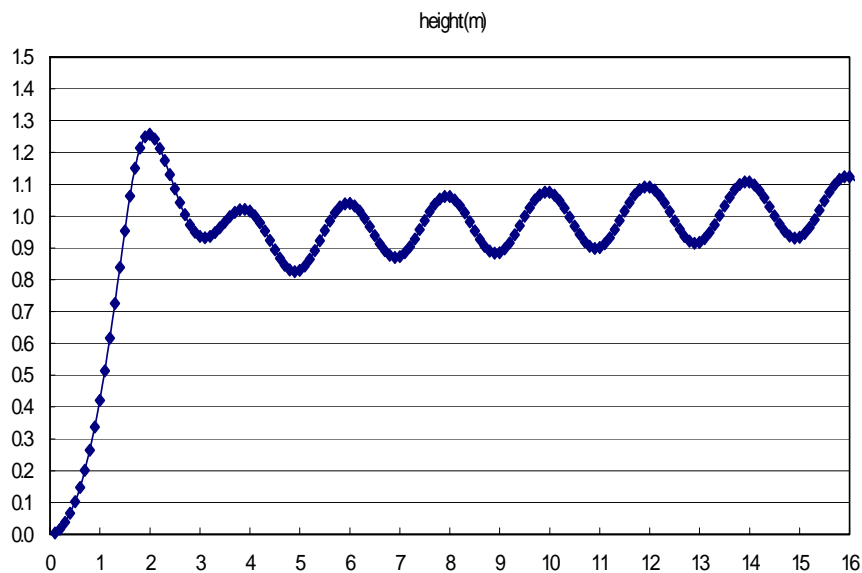
# CHicK-2000 Project

人力飛行機の運動解析(6/9)

パワー入力の周波数を低くした場合の高度のステップ 応答



パワー入力(0.5Hz)



パワー入力(0.5Hz)に対する  
高度のステップ 応答

*Active Gals*

# CHick-2000 Project

## 人力飛行機の運動解析(7/9)

### 機体構造の柔軟性を考慮した場合の解析

#### 有限要素法による固有振動解析

機体構造を構成する複合材料 $\theta$  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。計算にはヤコビ法を使用した。

$$Kx = Mx \ddot{x} = \omega^2 x$$

(  $\omega$  : 固有値、  $x$  : 固有ベクトル、  $\omega$  : 固有振動数 )

複合材料 $\theta$  :

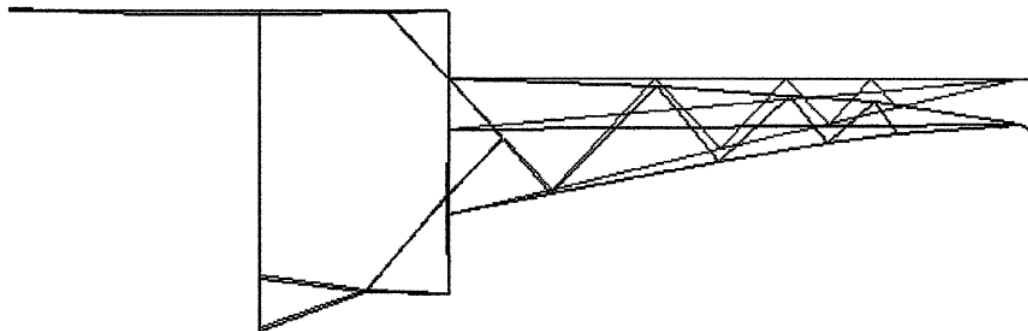
プリプレグ TR340 (三菱レイヨン製)

主な $\theta$  の積層構成 (+45/-45/0/0/-45/+45)

人力飛行機の固有振動数の計算結果

固有振動数	CHick-2000	Hyper-CHick	備考
1次	15.0 Hz	2.5 Hz	
2次	28.8 Hz	24.6 Hz	
3次	67.9 Hz	295.0 Hz	

CHick-2000 : テール $\theta$  が複合材料構造により構成  
Hyper-CHick : テール $\theta$  が複合材料 $\theta$  のみで構成  
(一般的な人力飛行機と同様)



CHick-2000 の固有振動解析結果(1次モード)

*Active Gals*



# CHick-2000 Project

## 人力飛行機の運動解析(8/9)

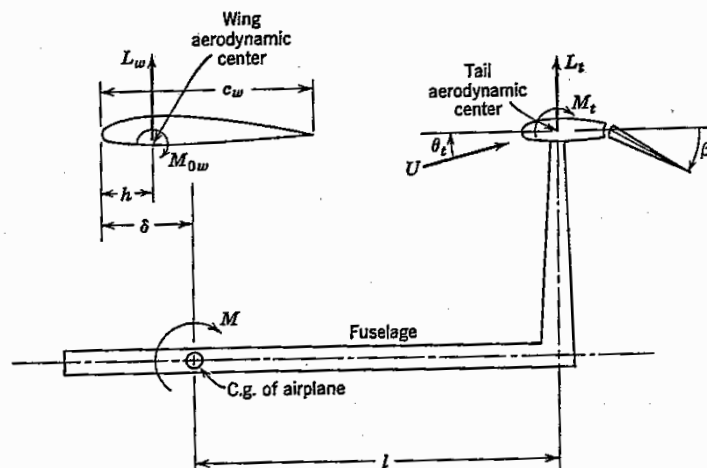
### モード合成法による時間応答解析

モード合成法とは、構造物の減衰が小さい場合に固有振動モードの直交性を用いて、振動モード別に求めた時間歴応答を合成して求める方法である。

$$\frac{d^2 q_i}{dt^2} + \lambda_i q_i = x_i^T f \quad (i \text{ 次の振動モードの運動方程式})$$

$q_i$ :  $i$  次の振動モード、  $\lambda_i$ :  $i$  次の固有値  
 $x_i$ :  $i$  次の固有ベクトル、  $f$ : 外力ベクトル

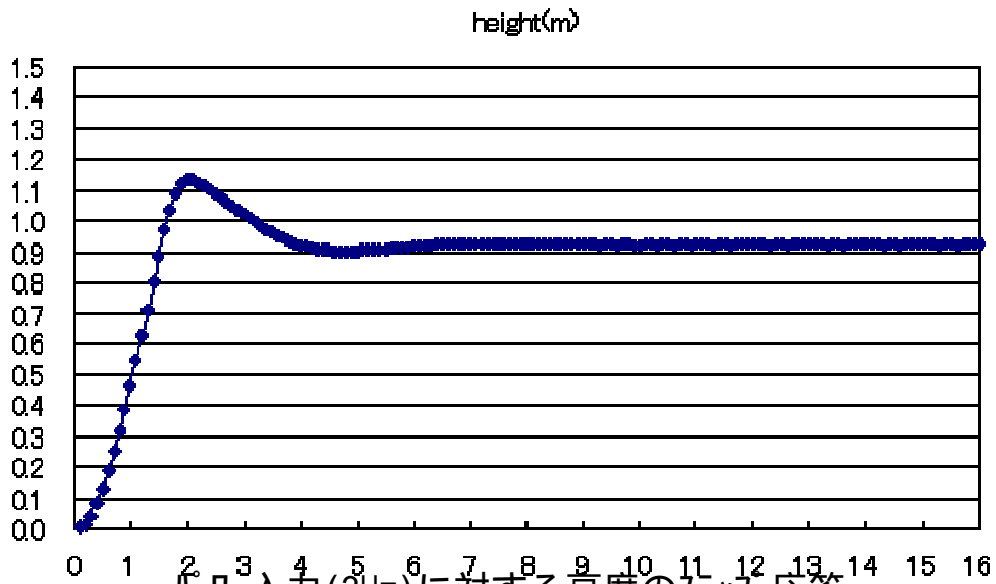
上記の運動方程式を解いてテール boom の固有振動に起因する水平尾翼の傾き角  $\beta$  を計算し、この時ペダル漕ぎによる約 3Hz の周波数信号を入力してPIOに起因する振動が発生するかシミュレーションを行う。



*Active Gals*

# CHick-2000 Project

人力飛行機の運動解析(9/9)



パワー入力(3Hz)に対する高度のステップ 応答  
(CHick-2000 固有振動数 1次 15.0Hz ~ の場合)

パワー入力(3Hz)に対する高度のステップ 応答  
(Hyper-CHick 固有振動数 1次 2.5Hz ~ を適用した場合)

*Active Gals*

# CHICK-2000 Project

## 考察とまとめ(1/3)

### 計算結果からの考察

(1)  $\dot{\theta}$  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) バックサイドパラメータ( $1/Tr$ )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ド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) パワー入力の周波数を小さくすると、すなわちペダルの回転数を低くすると、短周期・長周期モードとカップリングした振動が高度の変化に現れ、制御性能が劣化する。

これがPIOを引き起こした原因の一つである可能性がある。

(4) CHICK-2000 のテール boom の固有振動数は十分に確保されている。またこれが一般的な機体程度と仮定しても 3Hz のパワー入力に対する振動等はほとんど出でおらず、運動制御性能を低下させないことがわかる。

*Active Gals*

# CHick-2000 Project

## 考察とまとめ(2/3)

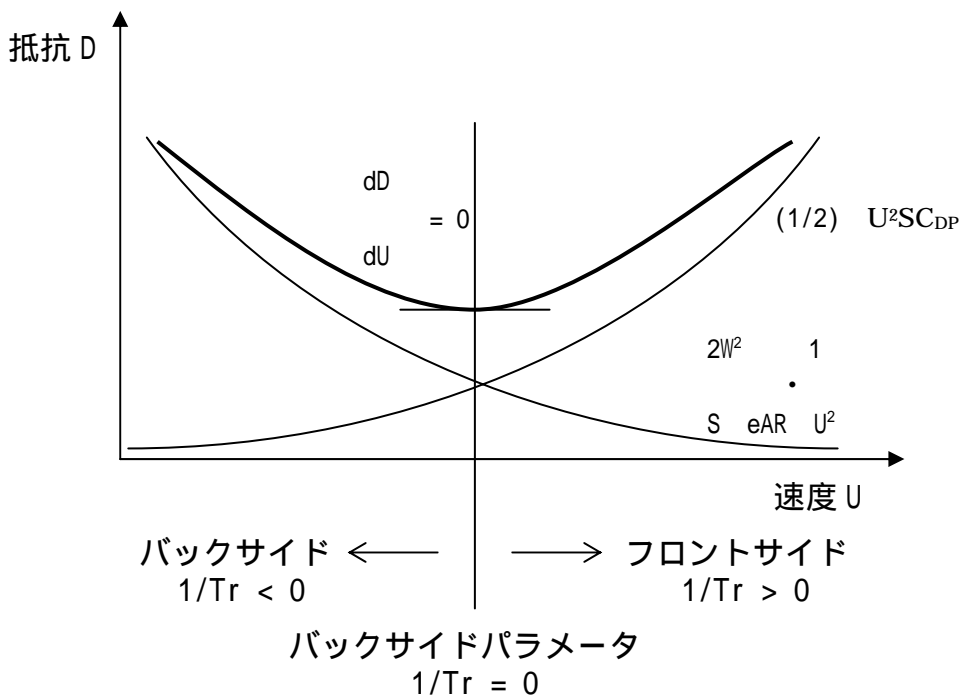
### バックサイドパラメータと抵抗 - 速度曲線との関係について

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*

# CHick-2000 Project

## 考察とまとめ(3/3)

### 人力飛行機の安定性と制御に関する注意点

(5) 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パイロット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。

(6) 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考えてみると、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。

(7) 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。

*Active Gals*